TEADUSE TEEDELT



A. ŠTERNFELD

Tehiskaaslased

A. Šternfeldi

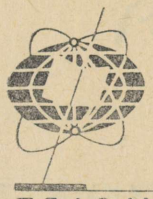
TEHISKAASLASED

Raamat annab ulatusliku ülevaate kaaslaste ülesannetest, konstruktsioonist ja väljasaatmise tingimustest. Pikemalt on peatutud probleemidel, mis kerkivad üles inimesega varustatud tehiskaaslaste loomisel. Huvitavas ja populaarses vormis räägitakse elamistingimustest ja mitmesugustest füüsikalistest nähtustest kaaslasel. Raamatu lõpupeatükk käsitleb kaheksatteist esimest tehiskaaslast: tuuakse ära nende orbiitide põhikarakteristikud ja andmed kaaslaste suuruse kohta.



TEHIS-
KAASLASED

2350



TEADUSE
TEEDELT

A-23588 IV

A. ŠTERNFELD

P. Kand.
12.VI 70.

TEHISKAASLASED

EESTI RIIKLIK KIRJASTUS
TALLINN 1961

6L5
S81

Originaali tiitel:

А. Штернфельд

Лауреат Международной поощрительной премии
по астронавтике

ИСКУССТВЕННЫЕ СПУТНИКИ

Издание второе,
переработанное и дополненное

Государственное Издательство
Технико-Теоретической Литературы
Москва 1958

Tõlkinud Ch. Villman

2
Tartu Riikliku Ülikooli
Raamatukogu
136974

EESSÕNA EESTIKEELSELE VÄLJAANDELE

Käesoleva raamatu ilmumisest vene keeles on möödunud juba kolm aastat. Astronautika lühikeses ajaloos on see pikk ajavahemik. Selle aja jooksul on astronautikas toimunud palju tähelepanuväärseid sündmusi. Maad ja Päikest ümbritsevatele orbiitidele on saadetud juba tonne kasulikke koormusi ja kosmoserakettide lõppastmeid. Palju uut on viimasel ajal toonud tehiskaaslastega teostatud uurimistulemuste ja kaaslaste liikumise vaatluste läbitöötamine. Samuti pakuvad astronautika seisukohalt huvi kõrgrakettide lennu vaatlused. Seoses sellega tekkis vajadus teha kokkuvõte astronautikaajastu kahe esimese aasta tulemustest ja täiendada «Tehiskaaslaste» eestikeelset tõlget uute lisadega, mida lugeja leiab raamatu lõpust.

Autor

SISSEJUHATUS

1. Võimalust luua Maa ümber tiirlev kunstlik taevakeha põhjendas teoreetiliselt juba Isaac Newton oma geniaalses töös «Loodusfilosoofia matemaatilised alused» (1687). Kuid 18. ja 19. sajandil loeti Newtoni arvutuste tulemusi abstraktseteks arutlusteks, mis ainult kergendavad taevakehade liikumise seaduste mõistmist.

1895. a. väljendas K. E. Tsiolkovski (1857.—1937. a.) mõtet, et on võimalik luua Maa tehiskaaslane.[1] Käesoleva sajandi algul tegi ta ettepaneku «ehitada alaline observatoorium, mis jääks nagu Kuugi alatiseks liikuma väljapoole Maa atmosfääri piire». K. E. Tsiolkovski eluea jooksul ei saanud tema projekti realiseerida: sel ajal puudusid vastavad eeltingimused nii keeruka ülesande lahendamiseks, nagu seda on Maa tehiskaaslase loomine. Alles tänapäeval, kui teadus ja tehnika on teinud oma arengus hiiglasuuri edusamme, saab seda ideed ellu viia.

Esimese kunstliku kuu loomine meie maal on mitte ainult sammuks edasi inimkonna kultuuri arengus üldse, vaid gigantseks hüppeks ka teaduses ja tehnikas, revolutsiooniks, mis avab uue ajastu maailma teaduse ajaloos.

Ka varem õnnestus mitmesuguseid mürske suurtele kaugustele lasta. Kuid vaatamata küllalt suurtele saavutatud kiirustele, langesid mürsud alati tagasi Maale. Nüüd aga, kui Maa tehiskaaslasele anti kiirus umbes kaheksa kilomeetrit sekundis, kasvas ka tema lennukaugus hüppeliselt peaaegu lõpmatuseni: inimese poolt valmistatud keha hakkas kaaslasena tiirlema ümber meie planeedi. Kui oleks puudunud hõredast atmosfäärist tingitud takistus, oleks ta liikunud lõpmata kaua.

Teine Maa tehiskaaslane, mille pardal asusid katseloom ja mitmekesine teaduslik aparatuur, laiendas veelgi enam

[1] S.t. kunstlik kaaslane. — *Toim.*

ülemiste atmosfäärikihtide ja kosmilise ruumi uurimise võimalusi.

Täideti seitsmele ööpäevale arvestatud teaduslike uurimiste programm, mis oli seotud teiselt tehiskaaslaselt saadavate andmetega. Saadi väärtuslikke meditsiinilis-bioloogilisi materjale elusorganismide käitumisest pika-ajalistel kosmilistel lendudel, andmeid päikesekiirguse intensiivsusest selle spektri lühilainelises (ultravioletses) piirkonnas, samuti saadi andmeid raadiolainete levimise ja kosmiliste kiirte kohta, temperatuurist kaaslase sees jne. See fakt, et elusorganism funktsioneeris mitu ööpäeva kaalutuse tingimustes, kinnitab lootust, et ka inimene võib taluda kosmilisi lende.

Seega läbiti nõukogude teadlaste väsimatu töö tulemusena Maa tehiskaaslaste loomisel kaks etappi: saadeti välja kunstlik taevakeha ja kontrolliti elusorganismide kosmilisse ruumi lendamise võimalust. See aga viib meid lähemale viimasele etapile — selliste mõõtmetega kaaslaste ehitamisele, milles asuksid mitte ainult aparaadid, vaid ka inimesed.

2. Tehiskaaslaste ehitamise ja kasutamise seisukohalt on Maa atmosfäär nii suure teoreetilise kui ka praktilise tähtsusega.

Atmosfääri mõju tehiskaaslase liikumisele võib nii kergendada kui ka raskendada konkreetsete probleemide lahendamist. Nii näiteks kaaslase väljasaatmisel ja mõnel määral ka tema liikumisel mööda orbiiti on atmosfääri pidurdav mõju kahjulik. Seevastu aga kaaslaselt startinud lennuaparaatide laskumisel Maale on pidurdamise mõju positiivne, võimaldab kokku hoida palju kütust ja lihtsustab tunduvalt maandumist. Kuid õhus suure kiirusega liikuvat lennuaparaati ähvardab teine oht — vältimatu soojeneminę. Meteoorkehad («langevad tähed»), mis atmosfääri tungides hakkavad heledalt hõõguma, näitavad, et mingi seadme maandamine osutub küllalt keeruliseks ülesandeks. Et aparaadi soojenemisele on määrava tähtsusega atmosfääri ülemiste kihtide koosseis ja tihedus, siis enne tehiskaaslase väljasaatmise ja liikumisega seotud küsimuste käsitlemist vaatleme lühidalt, mida kujutab endast meid ümbritsev õhuookean.

Tänapäeval jaotatakse atmosfäär järgmisteks kihtideks: troposfääriks, stratosfääriks, ionosfääriks ja eksosfääriks. Olgugi et nende kihtide vahel ei ole teravaid eralduspiire,

on igal kihil ainult temale karakteersed füüsikalised omadused.

Troposfääris, s. o. kõige madalamas atmosfäärikihis, kuhu on koondunud peaaegu kogu veeaur, toimuvad kõik meteoroloogilised protsessid, sealhulgas ka pilvede tekkimine. Troposfääri kohal asub läbipaistev stratosfäär, mis pooluste piirkonnas algab juba 7—10 kilomeetri kõrguselt, ekvaatoril aga 16—18 kilomeetri kõrguselt. Stratosfäär ulatub umbes 80 kilomeetri kõrguseni. Edasi algab ionosfäär, mille ülemine piir asub ligikaudu 900 kilomeetri kõrgusel. Veel kõrgemal asuvat atmosfäärikihti nimetatakse eksosfääriks. Kõrguse kasvades läheb eksosfäär üle peaaegu täielikuks tühjuseks. Eksosfääri ülemist piiri, mis asub umbes 1200 kilomeetri kõrgusel, loetakse ka kogu atmosfääri ülemiseks piiriks. Eksosfääri taga asub planeetidevaheline ruum, kus keskkond ei avalda lennuagregaadi liikumisele enam mingisugust takistust.

Troposfäär ja stratosfäär erinevad teineteisest soojusliku režiimi poolest. Troposfääris väheneb õhutemperatuur kõrguse kasvades keskmiselt 6 kraadi võrra ühe kilomeetri kohta. Seda põhjustab õhu segunemine tõusvate ja langevate õhuvoolude abil: tõusvates õhuvooludes temperatuur õhu paisumise tõttu langeb, kuna aga langevates vooludes õhk tihenemise tõttu soojeneb.

Umbes 30 kilomeetri kõrguseni ulatuva alumise stratosfäärikihi temperatuur on peaaegu konstantne (keskmiselt — 56° C). Kuid alates 30 kilomeetri kõrguselt hakkab stratosfääri temperatuur järk-järgult kasvama ja 50 kilomeetri kõrgusel ületab +30° C. Niisugune temperatuuri tõus seletub arvatavasti faktiga, et nendel kõrgustel muutub hapnik osooniks ja neelab seejuures suure osa Päikese kiirtest. 80—85 kilomeetri kõrgusel langeb temperatuur uuesti umbes —120° C (V. V. Mihnevitš, NSV Liit) ja hakkab seejärel ionosfääris uuesti tõusma. Mõnede kontrollimist nõudvate vaatluste põhjal on temperatuur 200 kilomeetri kõrgusel umbes +400°C, 300 kilomeetri kõrgusel +800° C ja kõrguse kasvades kasvab veelgi.

Atmosfääri süstemaatiline sondeerimine näitab, et suurtel kõrgustel toimub tugev temperatuuri ööpäevane kõikumine. Nii näiteks 12—16 kilomeetri kõrgusel ulatub temperatuurikõikumine kuni 30 kraadini ööpäeva kohta, 40 kilomeetri kõrgusel aga registreeriti temperatuurikõikumine 40 kraadi ööpäeva kohta. Väga kõrgetes atmo-

sfäärikihtides on registreeritud ööpäevaseid temperatuurikõikumisi, mis ulatuvad sadadesse kraadidesse.

Mis puutub õhu tihedusse, siis 10 kilomeetri kõrgusel on see kolm korda, 20 kilomeetri kõrgusel neliteist korda ja 60 kilomeetri kõrgusel mõni tuhat korda väiksem kui maapinnal.

Tänapäeval arvatakse, et õhu tihedus 480 kilomeetri kõrgusel on 0,000 000 000 000 001 grammi kuupsentimeetri kohta. Seega kaalub kuupkilomeeter õhku sellisel kõrgusel kõigest üks gramm.

Kui kogu Maa atmosfäär kokku suruda nii, et rõhk oleks kõikjal üks kilogramm ruutsentimeetri kohta, siis madalamal kui 280 kilomeetrit asuv atmosfäärikiht omandaks paksuse 8 kilomeetrit ja 280 kilomeetrist kõrgemal oleva atmosfäärikihi paksus osutuks võrdseks kõigest 1/400 millimeetriga (Hagen, Ameerika Ühendriigid).

Atmosfääri mõningad karakteristikud on toodud tabelis 1.

Näeme, et ühes kuupsentimeetris õhus leiduvate molekulide arv on 1000 kilomeetri kõrgusel umbes kolm triljonit korda väiksem kui molekulide arv merepinnal.

Õhu väikese tiheduse tõttu ionosfääris ei avalda tema temperatuur praktiliselt mingit mõju tehiskaaslase tasakaalutemperatuurile.[1]

Õhu alalise segunemise tõttu on õhu koostisosade suhe alumistes atmosfäärikihtides üldiselt konstantne. Nii näiteks sisaldab troposfääri õhk mahult 78,06% lämmastikku, 20,90% hapnikku, 0,94% argooni ja 0,1% teisi gaase. Selline on kuiva õhu koostis. Madalamad õhukihid sisaldavad ruumalaliselt kuni 4% veeauru. Suvel on õhus leiduva veeauru hulk tunduvalt suurem kui talvel. Kõrguse kasvades õhu niiskus pidevalt väheneb ja 10—11 kilomeetri kõrgusel kaob veeaur õhust täielikult. Inertsed gaasid — neoon, krüptoon ja ksenoon — ei tõuse oma suure aatomkaalu tõttu kõrgele: troposfääri ülemisel piiril puuduvad nad täiesti.

Ameerika merejõudude uurimislaboratooriumi andmetel on stratosfääris 17 kilomeetri kõrgusel väga suur osooni kontsentratsioon, mis saavutab maksimumi 25 kilomeetri kõrgusel. Kõrgemal kui 30 kilomeetrit väheneb osooni

[1] Tasakaalutemperatuuri mõistet selgitatakse lk. 224.

Tabel 1

Atmosfääri karakteristikud (Hageni järgi)

Kõrgus kilomeetrites	Õhurõhk millibaarides [1]	Molekulide arv kuupsentimeetrites	Kõrgus kilomeetrites	Õhurõhk millibaarides	Molekulide arv kuupsentimeetrites
0	1013	$2{,}56 \cdot 10^{19}$	100	$3{,}7 \cdot 10^{-3}$	$2{,}68 \cdot 10^{13}$
10	252	$8{,}53 \cdot 10^{18}$	200	$1{,}06 \cdot 10^{-5}$	$1{,}12 \cdot 10^{11}$
20	56,8	$1{,}84 \cdot 10^{18}$	300	$4{,}84 \cdot 10^{-7}$	$3{,}21 \cdot 10^{9}$
30	12,0	$3{,}75 \cdot 10^{17}$	500	$4{,}06 \cdot 10^{-8}$	$1{,}56 \cdot 10^{7}$
50	1,00	$1{,}92 \cdot 10^{16}$	700	$1{,}16 \cdot 10^{-8}$	$3{,}39 \cdot 10^{7}$
70	0,14	$2{,}22 \cdot 10^{15}$	1000	$2{,}41 \cdot 10^{-9}$	$7{,}03 \cdot 10^{6}$

[1] Millibaar on rõhu mõõtühik ja võrdub 1,019-grammise jõuga ühe ruutsentimeetri kohta. 1 millibaar on $^1/_{1000}$ keskmisest õhurõhust merepinnal geograafilisel laiusel 45° ning temperatuuril 0° C (s. o. $^1/_{1000}$ õhurõhust, mis tasakaalustaks 760 mm kõrguse elavhõbedasamba).

kontsentratsioon tunduvalt ja langeb nullini 48 kilomeetri kõrgusel.

85—90 kilomeetri kõrgusel on argooni kontsentratsioon väiksem kui maapinna lähedal (B. A. Mintos, NSV Liit).

Alates kõrgusest 60 kilomeetrit õnnestus kindlaks teha positiivsete ja negatiivsete ioonide olemasolu, alates kõrgusest 70 kilomeetrit — vabade elektronide olemasolu[1].

Nähtavasti nende ionosfääri kihtide koostis, mis asuvad suurematel kõrgustel, erineb veidi alumiste atmosfäärikihtide koostisest ja muutub olenevalt kõrgusest.

Tõenäoliselt sisaldab eksosfäär peale molekulaarse ja atomaarse hapniku (vt. lk. 93) ning lämmastiku ka naatriumi, kaltsiumi ja vesiniku ioniseeritud aatomeid.

---

[1] Ka alumistes atmosfäärikihtides (alla 60 km) leidub õhus väiksemal määral — umbes mõnisada iooni cm^3-s — ioniseeritud gaasimolekule, nn. «kergeid ioone», peale nende aga ka veel «raskeid ioone», mis kujutavad endast molekulide komplekse, kus laetud osake on ühinenud tolmukübemega, veetilgaga jne. — *Toim.*

I PEATÜKK

TEHISKAASLASTE LIIKUMISE SEADUSED

1. Tehiskaaslase liikumise printsiip ja kiirus. Ringiline orbiit

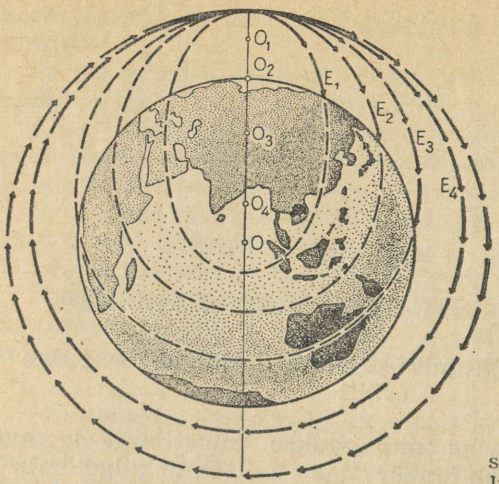
Maa tehiskaaslaseks nimetatakse kunstlikult loodud taevakeha, mis tiirleb ümber Maa ainult Maa külgetõmbejõu mõjul, s. o. ilma igasuguse jõumasinata. Tekib küsimus: kuidas siis tehiskaaslane üleval püsib? Miks ta ei kuku Maale?

Tehiskaaslasel ei ole mingit tuge, kuid siiski ta ei kuku tagasi maapinnalę — täpselt samuti nagu ei kuku Maale ka Kuu, hoolimata sellest, et ta ei toetu millelegi ja et talle kogu aeg mõjub Maa külgetõmbejõud.

Selgitame, miks see nii on. Kujutleme, et kõrge mäe tipult visatakse keha mingi horisontaalsuunalise algkiirusega. Kui puuduksid õhutakistus ja Maa külgetõmbejõud, siis inertsi mõjul liiguks see keha ühtlaselt ja sirgjooneliselt ning eemalduks pidevalt Maast. Samaaegselt langeb keha aga maakera külgetõmbejõu mõjul tagasi Maa poole. Keha resultantliikumiseks kujuneb kõverjoon — ellipsi kaar. Väikeste algkiiruste korral muutub keha langemise kiirus suuremaks kiirusest, millega keha eemaldub Maast ja seetõttu hakkab horisontaalselt visatud keha liginema Maale. Teatud kindlal algkiirusel eemaldub keha iga minuti ja iga sekundi jooksul Maast täpselt nii palju, kui ta raskusjõu mõjul langeb tagasi Maa poole. Seetõttu jääb liikuv keha kogu aeg maapinnast ühele ja samale kõrgusele, s. o. hakkab tiirlema ümber Maa sellist ringjoont mööda, mille keskpunkt ühtib Maa keskpunktiga.

Ülaltoodud arutlust illustreerib joonis 1.

Näeme, et horisontaalselt visatud keha liigub ellipsi (E_1,



Joon. 1. Horisontaalsuunas visatud keha liikumise trajektoorid.

E_2, E_3, E_4) kaart mööda. Selle ellipsi üks fookus asub Maa keskpunktis (O) ja teine (O_1, O_2, O_3, O_4) viskepunkti lähedal. Algkiiruse suurenedes kasvavad ellipsi mõõtmed ja ellipsi teine fookus hakkab lähenema Maa keskpunktile. Teatud kindlal algkiirusel ühtib ka teine fookus Maa keskpunktiga ja ellips muutub ringjooneks. Keha liigub sellel ringjoonel konstantse kiirusega, mis on võrdne keha algkiirusega.

Kiirust, mille korral keha hakkab tiirlema ringilisel orbiidil ümber Maa, nimetatakse ringiliseks kiiruseks. Maapinnal (s. t. merepinna kõrgusel ekvaatoril) on see kiirus 7912 meetrit sekundis ja seda nimetatakse esimeseks kosmiliseks kiiruseks. Tehiskaaslase vastavat orbiiti nimetatakse edaspidi nullorbiidiks ja ekvaatori kohal nullkõrgusel (s. o. merepinna kõrgusel) liikuvat tehiskaaslast nullkaaslaseks[1]. Kõrguse suurenedes ringiline kiirus väheneb, algul järsult, kuid hiljem üha aeglasemalt. 200 kilomeetri kõrgusel on ta 7791 meetrit sekundis ja 2000 kilomeetri kõrgusel 6903 meetrit sekundis (vt. tabel 2)[2].

Nähtust, et ringilise kiirusega liikuv keha ei kuku tagasi maapinnale, võib seletada ka veel teisiti.

[1] See juht pakub ainult teoreetilist huvi.
[2] Selles raamatus on kõik arvutused (ka tabelid, välja arvatud spetsiaalselt märgitud juhud) teinud autor.

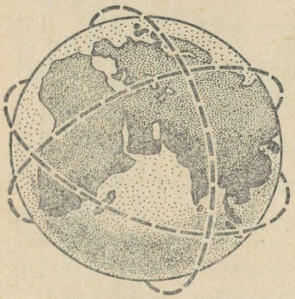
Maa tehiskaaslase ringilise kiiruse ja sideerilise tiirlemisperioodi[1] sõltuvus lennukõrgusest.

Lennukõrgus kilomeetrites	Ringiline kiirus meetrites sekundis	Ringilise kiiruse ja nullkaaslase ringilise kiiruse suhe (protsentides)[2]	Sideeriline tiirlemisperiood			Sideerilise tiirlemisperioodi ja nullkaaslase sideerilise tiirlemisperioodi suhe (protsentides)
			tundi	min.	sek.	
0	7912	100,00	1	24	25	100,0
200	7791	97,47	1	28	25	104,7
300	7732	97,42	1	30	27	107,1
400	7675	97,00	1	32	29	109,6
500	7619	96,30	1	34	32	112,0
1000	7356	92,97	1	45	2	124,4
2000	6903	87,23	2	7	9	150,6
3000	6525	82,47	2	30	31	178,3
4000	6203	78,40	2	55	17	207,6
5000	5924	74,87	3	21	12	238,3
6000	5679	71,77	3	48	18	270,4
6378	5595	70,71	3	58	47	282,8
7000	5463	69,05	4	16	31	303,8

[1] Sideerilise tiirlemisperioodi mõistet selgitatakse lähemalt lk. 26.

[2] Seoses Maa lapikusega võtavad mõned autorid ringilise kiiruse arvutamisel aluseks Maa keskmise raadiuse. See ei ole õige, sest (isegi arvestamata õhutakistust) tehiskaaslane ei saa liikuda sellise raadiusega ringjoont mööda. Kõige lühem tee, mida mööda saab tehiskaaslane liikuda, on ekvatoriaalring. Seetõttu mõistetakse käesolevas raamatus Maa raadiuse all tavaliselt ekvatoriaalset raadiust, mis on võrdne 6378 kilomeetriga ja kaaslase kõrguseks loetakse tema kõrgust ekvaatori kohal.

Keha liikumisel ringjoont mööda tekib teatavasti kesktõrjejõud, mis kasvab, kui liikumise kiirus suureneb (ta on võrdeline kiiruse ruuduga). Tasasel teel mööda Maa suurringi[1] kaart liikuvale jalakäijale mõjub kesktõrjejõud üks milligramm. Jooksvale inimesele mõjuv jõud on mitukümmend korda suurem ja rekordkiirusega, s. o. umbes 2800 kilomeetrit tunnis lendavale lennukile mõjuv kesktõrjejõud ulatub kuni ühe protsendini lennuki kaalust. Ringilise kiiruse korral Maa tsentrist eemale suunatud kesktõrjejõud tasakaalustub tsentrisse suunatud Maa külgetõmbejõuga ja seega ta nagu «kõrvaldaks» Maa külgetõmbejõu mõju liikuvale kehale (selle all ei tule muidugi mõista külgetõmbejõu hävimist, vaid selle täielikku kompenseerimist vastupidiselt suunatud kesktõrjejõu poolt). Sellise kiirusega liikuv keha teeb tiiru ümber Maa ja alustab sama orbiiti mööda uut tiiru, kusjuures õhuta ruumis jääb tema kiirus muutumatuks. Kehast saab Maa tehiskaaslane.



Joon. 2. Tehiskaaslane võib liikuda ainult Maa keskpunkti läbivas tasapinnas.

Erinevalt lennukist ei saa tehiskaaslane lennata Maa kohal igasugust trajektoori mööda. Nii näiteks ei ole võimalik panna teda liikuma piki polaarjooni, pöörijooni või mööda mingit murdjoont; ei ole võimalik tunduvalt pikendada või lühendada aega, mis tal kulub ühest linnast teiseni jõudmiseks jne. Tehiskaaslane võib liikuda ainult kas mööda ringilisi või elliptilisi orbiite. Nagu horisondiga nurga all visatud kehagi võib ta liikuda ainult Maa keskpunkti läbivas tasapinnas (joon. 2), s. o. suurringi tasapinnas. Nimelt sellepärast ei saa tehiskaaslane liikuda piki mingit Maa paralleeli; ainsaks erandiks on siin ekvaator, s. o. nullparalleel. Olgu märgitud, et tehiskaaslase orbiidi tasand on taevaskera suhtes liikumatu (juhul kui me ei arvesta orbiidi häireid). Järgneva teksti lugemisel on seda vajalik meeles pidada.

[1] Maa suurringiks nimetatakse ringjoont, mis tekib maapinna lõikamisel Maa keskpunkti läbiva tasapinnaga.

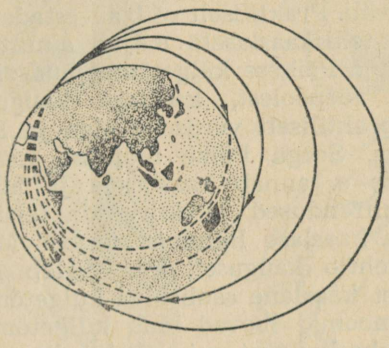


Nõukogude raketid (ülesvõte on tehtud 7. novembril 1957. a. Punasel väljakul).



Nõukogude rakett (ülesvõte on tehtud 7. novembril 1957. a. Punasel väljakul).

Peatume siin veel teisel tehiskaaslase liikumise olulisel iseärasusel. Ringilisele või ringilisest suuremale kiirusele vastavale orbiidile võib kaaslane jõuda ainult sel juhul, kui talle antakse horisontaalsuunaline algkiirus, sest kaaslase väljalaskmisel mingi nurga all horisondi suhtes kulgeb kaaslase tee osaliselt läbi Maa (joon. 3).



Joon. 3. Tehiskaaslase väljalaskmine Maa pinnalt ühe algtõukega on võimalik ainult siis, kui see tõuge antakse horisontaalsuunas.

Maa lapikuse tõttu on pooluseid ületav ringiline orbiit samuti veidi lapik (kuid mitte rangelt elliptiline). Kui maakera lapikus[1] on ligikaudu üks kolmesajandik, siis tehiskaaslase orbiidi lapikus on sellest üle kümne korra väiksem. Edaspidistes arutlustes me jätame arvestamata Maa lapikuse mõju kaaslase orbiidile.

Tehiskaaslase võib varustada ka rakettmootoriga, mida võib kas aeg-ajalt sisse lülida või lasta pidevalt töötada. Selline kaaslane võib liikuda igasugustel kõrgustel, sealjuures ka neis atmosfäärikihtides, kus õhk on liiga hõre lennuki jaoks, kuid liiga tihe mootorita kaaslasele (näiteks kõrgustel 50—150 kilomeetrit). Niisuguse tehiskaaslase liikumisel (väikestel kõrgustel) tuleb õhutakistuse ületamiseks sisse lülida mootorid. Seejuures on

[1] Maa lapikuseks nimetatakse ekvatoriaalse raadiuse (a) ja polaarse raadiuse (b) vahe suhet ekvatoriaalsesse raadiusse, s. o. suurust $\frac{a-b}{a}$.

kütusekulu seda suurem, mida väiksem on kaaslase lennukõrgus.[1] Õhuta ruumis liikumisel on mootor kaaslasele vajalik mitte tähtsusetult väikese õhutakistuse ületamiseks, vaid lennu trajektoori korrigeerimiseks.

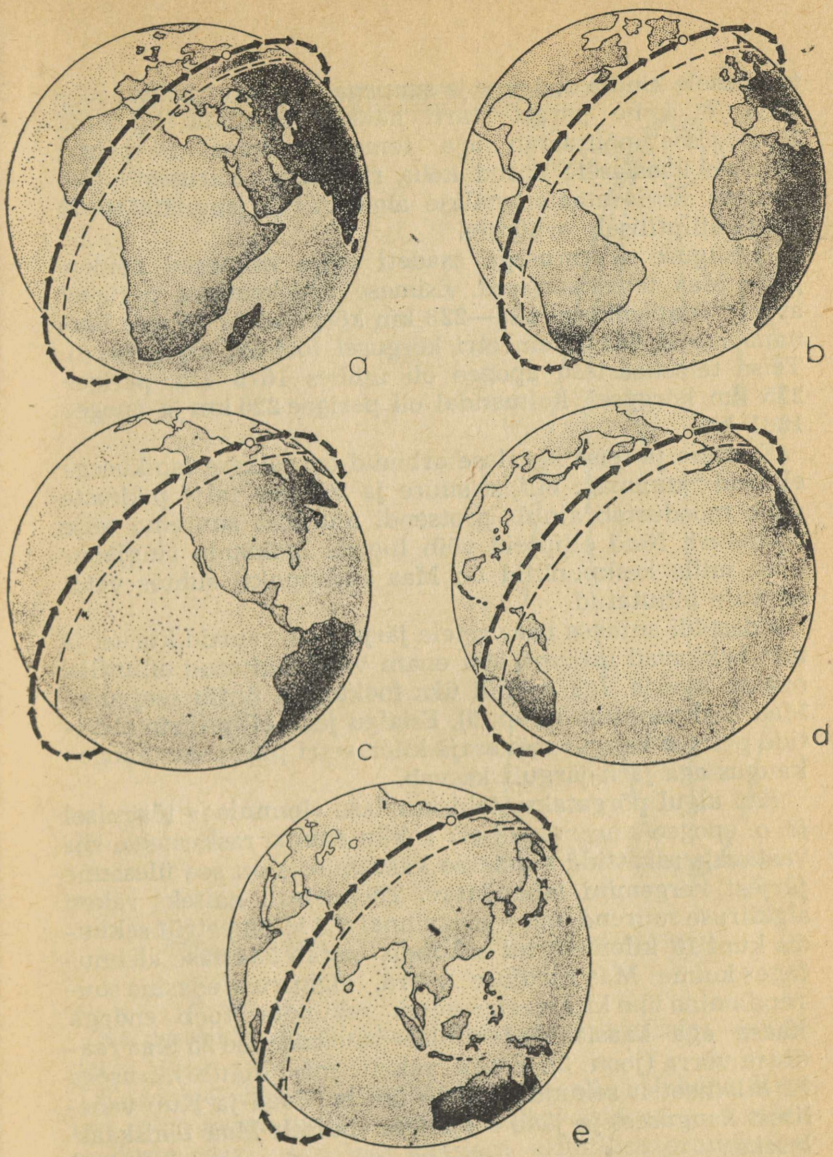
Lõpuks märgime, et Maa tehiskaaslaste tiirlemiskaugus ei tohi olla liiga suur, sest sel juhul hakkaks tunduvat mõju avaldama Päikese, Kuu, planeetide ja nende kaaslaste gravitatsiooniväli. Praktiliselt võib arvestada, et Maa lähedal liikuvale tehiskaaslasele mõjub ainult Maa külgetõmbejõud, kuna Päikese külgetõmbejõud ei avalda kuigi suurt mõju. Tõepoolest, kaaslase kaugust Päikesest võib lugeda praktiliselt võrdseks Maa ja Päikese vahelise kaugusega. Seega Päike mõjutab kaaslast samuti nagu Maad, s. o. annab kaaslasele ja Maale peaaegu ühesugused kiirendused ja kiirused, teisiti öeldes — Päike ei sega kaaslase liikumist ümber Maa. Kui eespool öeldu kehtib kaugusel, kus tiirleb kaaslane, siis me räägime, et kaaslane asub Maa külgetõmbejõu mõjusfääris. Astronoomid loevad Maa külgetõmbejõu mõjusfääri raadiuseks kaugust, mis võrdub kuue tuhandikuga Maa ja Päikese vahelisest kaugusest, s. o. 900 000 kilomeetriga. See vahemaa ületab rohkem kui kaks korda Maa ja Kuu vahelise maksimaalse kauguse (apogee kauguse). Tehiskaaslaste saatmisel sellistele kaugustele ei ole aga mingit mõtet, sest niisugustes tingimustes oleksid nad nii Maa uurimise seisukohalt kui ka planeetidevaheliste jaamadena täiesti kasutud.

2. Elliptilised orbiidid

Esimesed tehiskaaslased lendavad ümber Maa mõnesaja kuni kahe tuhande kilomeetri kõrgusel ringilistest orbiitidest vähe erinevaid ellipseid mööda.

Miks tehiskaaslased saadetakse välja elliptilisi, mitte aga ringilisi orbiite mööda, seletub järgmise asjaoluga. Ringilise orbiidi saavutab ainult see keha, millel on kindla väärtusega rangelt horisontaalsuunaline kiirus. Tänapäeva raketitehnika arengutase aga ei võimalda kindlustada sellist ideaalset täpsust. Vältimatu vea tõttu võib tehis-

[1] Mõned autorid nimetavad sellist lennuaparaati satelliidiks. Autori arvates sobib aga see termin paremini kõikide kaaslaste jaoks üldse.



Joon. 4. Maa esimese tehiskaaslase orbiit tema eksisteerimise algul. Joonisel *a* me näeme kaaslast hetkel, kui ta lendab üle Moskva. Joonisel *b* on kujutatud Maa koos tehiskaaslasega pärast seda, kui viimane on sooritanud kolm täistiiru, milleks kulub $^1/_5$ täheööpäeva. Selle aja jooksul pöördub Maa ümber oma telje ida suunas 72 kraadi võrra. Seega lõikab kaaslane Moskvat läbivat paralleeli 72 kraadi võrra Moskvast lääne pool (Atlandi ookeani kohal). Joonistel *c*, *d* ja *e* on näidatud Maa ja kaaslase vastastikune asend sama ajavahemiku tagant nagu eelmisel juhulgi. Pärast kolme tiiru korduks uuesti joonisel *a* kujutatud asend.

kaaslasele kindla suuruse ja suunaga kiiruse andmisel juhtuda, et kohe pärast starti hakkab kaaslane liginema Maale, see põhjustab aga tema hävimise. Seepärast antakse kaaslasele antud koha ringilisest kiirusest veidi suurem horisontaalsuunaline algkiirus ja suunatakse ta seega elliptilisele orbiidile.

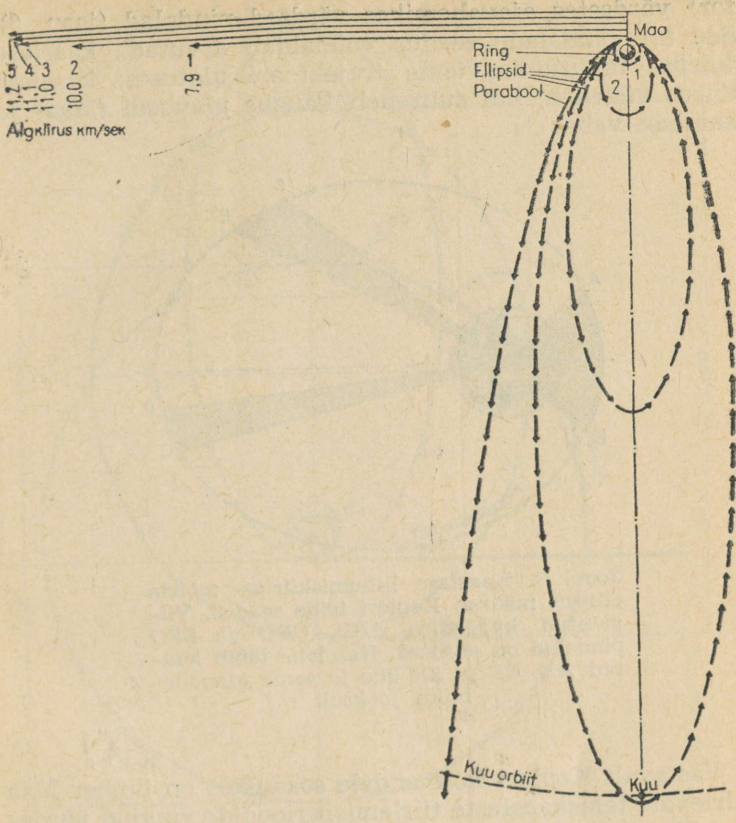
Niisuguse arvestusega saadeti välja esimesed nõukogude Maa tehiskaaslased. Esimese tehiskaaslase perigee[1] asus põhjapoolkeral 226—228 km kõrgusel ja apogee lõunapoolkeral 947 kilomeetri kõrgusel (orbiidi algandmed). Teise tehiskaaslase apogee oli umbes 1675 km, perigee 225 km kõrgusel, kolmandal oli perigee 226 km ja apogee 1881 km.

Esimese ja teise kaaslase orbiidid on väikese lapikusega ellipsid: kummagi ellipsi suure ja väikese telje pikkuste vahe moodustab ainult protsendi murdosa suurema telje pikkusest. Neid ellipseid võib lugeda ligikaudu ringjoonteks, mille keskpunktid on Maa keskpunkti suhtes veidi kõrvale nihutatud.

Edaspidi antakse kaaslastele järjest suuremaid kiirusi ja nad hakkavad liikuma üha enam väljavenitatud elliptilisi orbiite mööda. Iga orbiidi üks fookustest ühtib seejuures Maa keskpunktiga (joon. 5). Esialgu jääb elliptiliste orbiitide perigee kaugus mõnesaja kilomeetri piiridesse, apogee kaugus aga järk-järgult kasvab.

Kui algul põrgatakse tehiskaaslase «lennulae» tõstmisel (s. o. apogee suurendamisel) kokku suurte raskustega, siis vastavalt rakettide võimsuse kasvamisele on see ülesanne järjest kergemini lahendatav. Tõepoolest: näiteks raketi algkiiruse suurendamine maapinnal 7,9 kilomeetrilt sekundis kuni 10 kilomeetrini sekundis tõstab kaaslase «lennulage» kolme Maa raadiuse võrra, algkiiruse edasine suurendamine ühe kilomeetri võrra sekundis toob endaga kaasa aga kaaslase «lennulae» suurenemise 25 Maa raadiuse võrra (joon. 5). Seega rakett, mis liigub kiirusega 11 kilomeetrit sekundis, jõuab pooleni Maa ja Kuu vahelisest kaugusest ja jääb seejuures endiselt Maa tehiskaaslaseks.

[1] Kuu orbiidi Maale kõige lähemal asuvat punkti nimetatakse teatavasti perigeeks (selle punkti kaugust Maast — perigee kauguseks) ja kõige kaugemat punkti apogeeks (sellele vastavat kaugust — apogee kauguseks). Analoogiliselt kasutame me edaspidi neid termineid ka tehiskaaslaste orbiitide kohta.



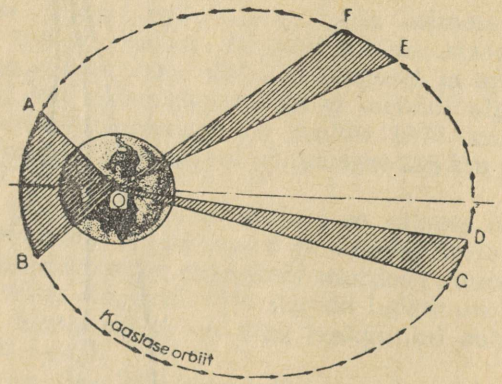
Joon. 5. Raketi orbiidi kuju sõltuvus algkiirusest.

Kuidas liiguvad tehiskaaslased oma elliptilistel orbiitidel?

Kaaslaste liikumine ümber Päikese allub Johann Kepleri poolt avastatud taevamehhaanika seadustele. Kepleri seaduste järgi asub üks kaaslase elliptilise orbiidi fookustest meie planeedi keskpunktis. Nagu järgneb geomeetrilistest seostest, on teise fookuse ja apogee vaheline kaugus võrdne perigee ja Maa tsentri vahelise kaugusega.

Kepleri teise seaduse järgi katab kaaslase raadiusvek-

tor[1] võrdsetes ajavahemikes võrdsed pindalad (joon. 6). See nn. pindalade seadus võimaldab arvutada kaaslase kiiruse muutumist tema trajektoori ulatuses: kaaslase kiirus väheneb, kui suureneb kaugus planeedi (Maa) ja kaaslase vahel.

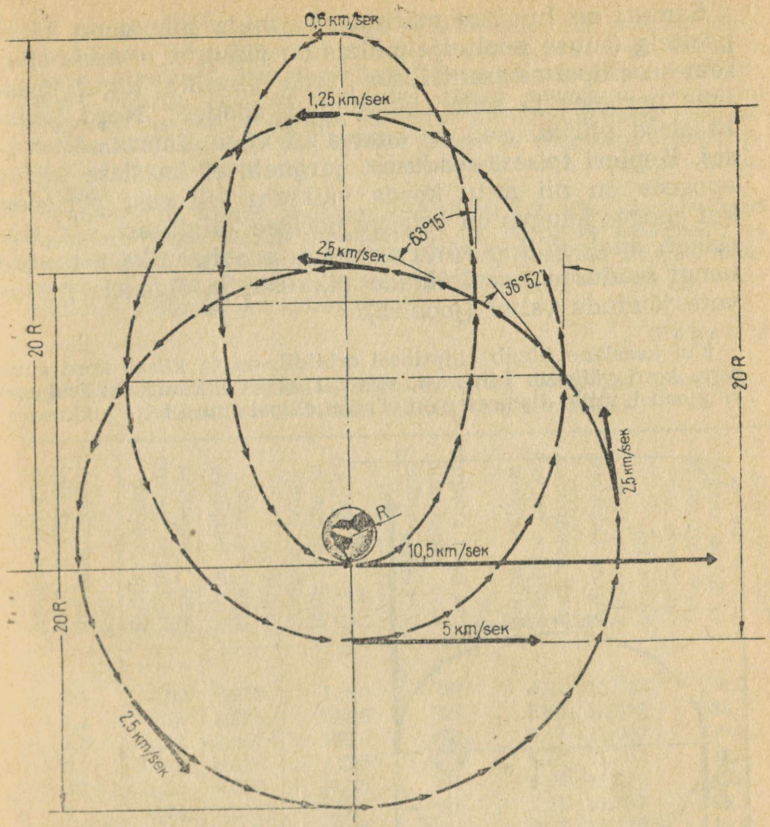


Joon. 6. Kaaslase liikumiskiiruse mööda ellipsit määrab Kepleri teine seadus. Viirutatud kujundite *ABO*, *CDO* ja *EFO* pindalad on võrdsed. Kaaslane läbib kaared *AB*, *CE* ja *EF* ühe ja sama ajavahemiku jooksul.

Vastavalt Kepleri kolmandale seadusele on ümber Maa tiirlevate tehiskaaslaste tiirlemisperioodide ruudud võrdelised kaaslaste orbiitide suurte pooltelgede kuupidega, s. o. kaaslaste liikumisel ellipseid mööda on nende tiirlemisperioodid määratud sama sõltuvusega nagu liikumisel ringilisi orbiite mööda (kui me asendame ringiliste orbiitide raadiused elliptiliste orbiitide suurte pooltelgedega). Järelikult, kui ühe kaaslase elliptilise orbiidi suur telg on võrdne teise kaaslase ringilise orbiidi diameetriga, siis nende kaaslaste tiirlemisperioodid on võrdsed (joon. 7).

Ellipsi väikese pooltelje pikkus ei avalda kaaslase tiirlemisperioodile mingisugust mõju. Ta mõjutab ainult kaaslase liikumise

[1] Raadiusvektor on sirglõik, mis ühendab kaaslase keskpunkti Maa või mõne teise taevakeha keskpunktiga, mille ümber kaaslane tiirleb.

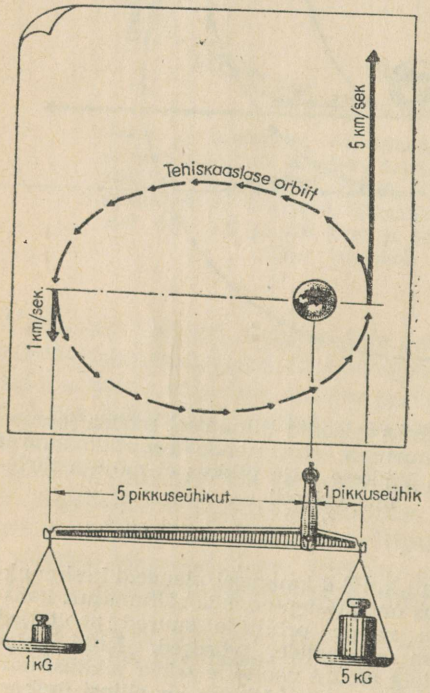


Joon. 7. Tehiskaaslaste tiirlemisperioodid liikumisel mööda joonisel kujutatud orbiite on ühesuurused, sest nende orbiitide suured teljed on omavahel võrdsed. Väikese telje pikkus ei mõjuta tiirlemisperioodi.

kiirust. Tõepoolest: kui mingil kindlal kaugusel planeedi keskpunktist liikuvate kaaslaste kiirus on ühesugune, siis sõltumatult kaaslaste liikumise suunast on nende orbiitide suured poolteljed, vastavalt taevamehhaanika seadustele, võrdsed. Kuid mida lühem on ellipsi väike pooltelg (suure pooltelje jääva pikkuse korral), s. o. mida lapikum on ellips, seda väiksem on ellipsi ümbermõõt. Kuna aga tiirlemisperioodid on ühepikkuste suurte pooltelgedega ellipsitel võrdsed, siis mida lapikum on ellips, seda väiksem on kaaslase orbitaalse liikumise keskmine kiirus.

Samuti on huvitav märkida, et mida lühem on väike pooltelg (suure pooltelje pikkus on jääv), s. o. mida suurem on ellipsi ekstsentrilisus[1], seda kiiremini liigub kaaslane perigees ja seda aeglasemalt apogees. Need tehiskaaslase piirkiirused on omavahel väga lihtsas sõltuvuses. Kepleri teisest seadusest järgneb, et kaaslase kiirus apogees on nii mitu korda väiksem kiirusest perigees, kui apogee kaugus on suurem perigee kaugusest, s. t. siin esineb analoogiline sõltuvus nagu mehhaanikast tuntud kangi seaduses kangi õlgade pikkuste ja õlgadele mõjuvate jõudude vahel (joon. 8).

Kui kaaslane liigub elliptilisel orbiidil, on ta kiirus kord suurem, kord väiksem kiirusest, mis tal oleks liikumisel niisugusel ringjoonel, mille diameeter on võrdne ellipsi suure telje pikkusega.



Joon. 8. Analoogia elliptilisel orbiidil liikuva tehiskaaslase liikumise seaduse ja kangi seaduse vahel.

[1] Ellipsi ekstsentrilisuseks nimetatakse ellipsi fookustevahelise kauguse ja pikema telje pikkuse suhet.

Kui jaotada ellips väikese teljega kaheks osaks, siis kaaslase liikumisel Maale lähemal asuval poolellipsil (ellipsi sellel osal, mis asub ringjoone sees, vt. joon. 7) on tema kiirus vastavast ringilisest kiirusest suurem, kaaslase liikumisel Maast kaugemal (väljaspool ringjoont) asuval poolellipsil on tema kiirus ringilisest kiirusest väiksem. Väikese telje otspunktide (ellipsi ja ringjoone lõikepunktide) läbimise momendil on kaaslase kiirus ja ringiline kiirus võrdsed.

Tabelis 3 on toodud tehiskaaslaste elliptiliste orbiitide mõningad karakteristikud. Tabeli koostamisel on lähtutud eeldustest, et puudub õhutakistus ja et kõikide orbiitide perigeed asuvad maapinna läheduses ekvaatori kohal. Võrdluseks on toodud ka nullorbiidile vastavad karakteristikud.

Tabel 3

Nullkõrgusel (merepinna kõrgusel) asuva perigeega kaaslaste elliptiliste orbiitide mõned karakteristikud

Apogee kaugus Maa keskpunktist Maa raadiustes	Ellipsi väikese pooltelje pikkus Maa raadiustes	Kiirus perigees kilomeetrites sekundis	Perigeele vastava kiiruse ja ringilise nullkiiruse suhe (protsentides)	Apogee kaugus Maa keskpunktist Maa raadiustes	Ellipsi väikese pooltelje pikkus Maa raadiustes	Kiirus perigees kilomeetrites sekundis	Perigeele vastava kiiruse ja ringilise nullkiiruse suhe (protsentides)
1,0	1,00	7,912	100,0	20	4,47	10,919	138,0
1,2	1,10	8,264	104,4	25	5,00	10,972	138,7
1,5	1,22	8,667	109,5	30	5,48	11,007	139,1
2	1,41	9,136	115,5	40	6,32	11,052	139,7
3	1,73	9,690	122,5	50	7,07	11,079	140,0
5	2,24	10,214	129,1	60	7,75	11,097	140,3
10	3,16	10,668	134,8	70	8,37	11,110	140,4
15	3,87	10,834	136,9	100	10,00	11,134	140,7

3 Tehiskaaslase maksimaalne ja minimaalne kiirus

Kas tehiskaaslase liikumisel on võimalikud igasugused kiirused?

Kujutleme, et tehiskaaslane liigub orbiidil, mille perigee asub merepinnal. Sellisele orbiidile viimiseks tuleks talle näiteks perigees (nullkõrgusel) anda horisontaalne kiirus vähemalt 7,912 km/sek. Nagu näha tabelist 3, toob perigees antava kiiruse suurendamine kaasa apogee kauguse kasvamise. Arvutus näitab, et kui kiirus perigees osutub võrdseks nn. paraboolse või teise kosmilise kiiru-

sega 11,2 km/sek, s. t. on 41,42% suurem esimesest kosmilisest kiirusest, siis selline keha rebib end lahti Maa külgetõmbejõu mõjusfäärist ja eemaldub Maast mööda parabooli, mille fookus asub Maa tsentris. Seega lakkab selline keha olemast Maa tehiskaaslane (kui kiirus on üle 11,2 km/sek, siis keha eemaldub Maast mööda hüperbooli). Üldiselt: igale kaaslase ja Maa keskpunkti vahelisele kaugusele vastab teatud maksimaalne kiirus, mille korral keha jääb veel Maa mõjusfääri.

Tõepoolest, kui vähendada ringilisel orbiidil liikuva kaaslase kiirust, siis hakkab kaaslane liikuma mööda ellipsit, mis asub esialgse orbiidi sees. Mida tugevamini me kaaslase liikumist pidurdame, s. o. mida väiksem on kaaslase kiirus momendil, kui ta läheb ringiliselt orbiidilt üle elliptilisele orbiidile, seda väiksem on ka ta perigee kaugus. Teatud kindla algkiiruse korral puutub uut elliptilist orbiiti mööda liikuv kaaslane maapinda. Seda kiirust (s. o. kaaslase kiirust elliptilise orbiidi apogees) tulebki lugeda tehiskaaslase minimaalseks lubatavaks kiiruseks, sest väiksemate kiiruste korral kaaslane põrkab vastu Maad. [1]

Tabelis 4 on toodud minimaalsed ja maksimaalsed kiirused erinevatel kõrgustel lendavate Maa tehiskaaslaste jaoks. Võrdluseks on antud ka ringiliste kiiruste vastavad väärtused. Nagu tabelist nähtub, on tehiskaaslase maksimaalne lubatud kiirus võrdeline ringilise kiirusega (ta on viimasest alati 41,42 protsendi võrra suurem). Kui kaugus Maa keskpunktist suureneb, kahaneb minimaalne kiirus aga tunduvalt kiiremini kui ringiline.

4. Tehiskaaslase sideeriline tiirlemisperiood

Tehiskaaslase kiirus ja seega ka ta tiirlemisperiood sõltuvad kaaslase lennukõrgusest.

Kui puuduks õhutakistus, siis maapinnalt horisontaalsuunalise algkiirusega 7912 meetrit sekundis väljasaadetud tehiskaaslane teeks taevaskera suhtes täistiiru, s. o. jõuaks tähtede ja Maa keskpunkti suhtes esialgsesse asendisse 1 tunni 24 minuti ja 25 sekundi pärast. Seda aja-

[1] Tegelik minimaalne kiirus on veidi suurem — nimelt selline, millega liikudes kaaslane satub küllalt tihedatesse atmosfäärikihtidesse, kus õhutakistus põhjustab tema hävimise.

Tabel 4

Tehiskaaslaste maksimaalsed ja minimaalsed kiirused erinevatel kõrgustel Maast

Kaugus Maa keskpunktist Maa ekvatoriaalsetes raadiustes	Minimaalne kiirus kilomeetrites sekundis	Minimaalse kiiruse ja ringilise nullkiiruse suhe protsentides	Ringiline kiirus kilomeetrites sekundis	Maksimaalne kiirus kilomeetrites sekundis	Maksimaalse kiiruse ja ringilise nullkiiruse suhe protsentides
1	7,912	100,00	7,912	11,189	100,00
1,5	5,778	73,03	6,460	9,136	81,65
2	4,568	57,73	5,595	7,912	70,71
3	3,230	40,82	4,568	6,460	57,73
4	2,502	31,62	3,956	5,595	50,00
5	2,043	25,82	3,538	5,004	44,72
10	1,067	13,48	2,502	3,538	31,62
15	0,722	9,13	2,043	2,889	25,82
20	0,546	6,90	1,769	2,502	22,36
30	0,367	4,64	1,445	2,043	18,26
40	0,276	3,49	1,251	1,769	15,81
50	0,222	2,80	1,119	1,582	14,14

vahemikku nimetatakse tehiskaaslase tähe- ehk sideeriliseks tiirlemisperioodiks.

Tehiskaaslase lennukõrguse suurenemisega pikeneb kaaslase orbiit, Maa külgetõmme ja teda tasakaalustav kesktõukejõud aga nõrgenevad. Järelikult kahaneb kaaslase liikumise kiirus ja pikeneb tiirlemisperiood (tabel 2).

Kui planeedi ja tehiskaaslase vaheline kaugus kasvab, siis vastavalt Kepleri kolmandale seadusele suureneb ka tiirlemisperiood. Selle seaduse põhjal on kaaslaste tiirlemisperioodide ruudud võrdelised nende orbiitide suurte pooltelgede kuupidega.

Kahe Maa raadiuse kõrgusel on sideeriline tiirlemisperiood 7 tundi 17 minutit, kaks ja kolm korda suurematel kõrgustel aga vastavalt 15 tundi 44 minutit ja 1 ööpäev 2 tundi 3 minutit. Kui kaaslane tiirleks orbiidil, mille pikkus on 1000 korda suurem Maa ekvaatori pikkusest, ja Päike (ning osalt ka planeedid) ei segaks kaaslase liikumist, siis kuluks kaaslasel täistiiru tegemiseks ümber Maa 5 aastat ja 4 nädalat.

Kahe esimese nõukogude tehiskaaslase tiirlemisperioo-

did nende eksisteerimise algetappidel olid vastavalt 1 tund 36,2 minutit ja 1 tund 43,7 minutit.

Kõrguse suurenedes ühe kilomeetri võrra pikeneb maapinna lähedal tiirleva tehiskaaslase sideeriline tiirlemisperiood 1,2 sekundit. Kui kaaslase kõrgus on 5—6 Maa raadiust, ulatub perioodi pikenemine juba 3 sekundini kilomeetri kohta ja kõrguse edasise kasvamisega kaasneb tiirlemisperioodi üha kiirem pikenemine.

Teades tehiskaaslase kõrgust ja tema liikumise kiirust ringilisel orbiidil, võime arvutada tema sideerilise tiirlemisperioodi. Selleks määrame kõigepealt ringilise orbiidi pikkuse, s. o. ühe täistiiru kestel läbitud tee, ja jagame saadud tulemuse vastava ringilise kiirusega. Nii näiteks 6378 kilomeetri kõrgusel liikuva kaaslase orbiidi raadius on 12 756 kilomeetrit ja vastava ringjoone pikkus — 80152 kilomeetrit. Jagades ringjoone pikkuse ringilise kiirusega 5,595 kilomeetrit sekundis, saame sideerilise tiirlemisperioodi pikkuseks 14327 sekundit ehk 3 tundi 58 minutit 47 sekundit.[1]

5. Kaaslase tiirlemise nurkkiirus

Selleks, et defineerida tehiskaaslase nurkkiirust Maa keskpunkti suhtes, kujutleme, et vaatleja asub Maa keskpunktis ja näeb kaaslase poolt läbitud kaart mingi kindla nurga all. (Nurga tipp asub Maa tsentris, tema haarad aga läbivad vaadeldava kaare alg- ja lõpp-punkti.) Selle nurga juurdekasvu sekundi kohta nimetatakse kaaslase nurkkiiruseks Maa suhtes. (See definitsioon on õige nii ringilise kui ka elliptilise orbiidi korral.) Kui kaaslase kaugus Maa keskpunktist kasvab, siis ta liikumise nurkkiirus väheneb, kuid see vähenemine ei toimu sama sea-

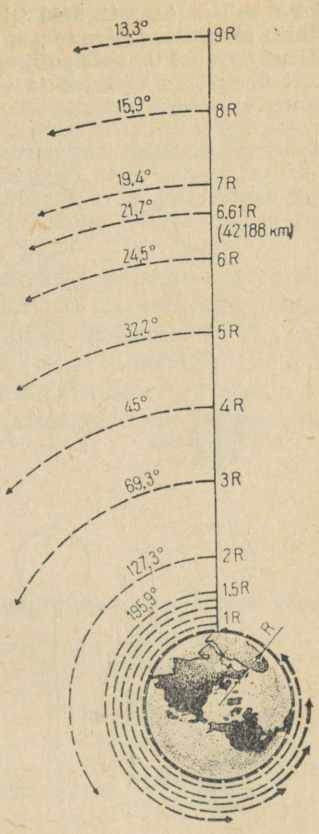
[1] Alati ei võeta populaarteaduslike raamatute autorite poolt arvesse seadusi, mille järgi kaaslase lennukõrgus määrab üheselt ära tema kiiruse ja seega ka Maa ümber tiirlemise perioodi. Nii näiteks võib kohata taolist väidet: «Jaam asub maapinnast tuhande kilomeetri kõrgusel ja teeb ühe täistiiru ümber Maa saja tunniga.» Kui jaam asuks maapinnast tõepoolest tuhande kilomeetri kõrgusel, siis, nagu nähtub tabelist 2, peaks ta tegema täistiiru ümber Maa mitte saja tunniga, vaid 1 tunni 45 minutiga. Kui ta aga teeks Maa ümber täistiiru saja tunniga, siis peaks ta asuma mitte tuhande kilomeetri kõrgusel maapinnast, vaid 100 korda kaugemal.

duse järgi, mille järgi vähenes ringiline kiirus. Nii näiteks on ringiline kiirus 100 Maa raadiuse kaugusel 10 korda väiksem esimesest kosmilisest kiirusest, kuna aga nurkkiirus samal kaugusel on 1000 korda väiksem nurkkiirusest maapinnal. Kaaslase nurkkiirus on pöördvõrdeline tema tiirlemisperioodiga. Keskmise nurkkiiruse saamiseks tuleb 360° jagada tehiskaaslase sideerilise tiirlemisperioodiga.

Joonisel 9 on antud orbiitide kaared, mida ühe ja sama aja jooksul läbivad erinevatel kõrgustel Maa ümber tiirlevad tehiskaaslased.

6. Tehiskaaslase päikese- ja kuu-tiirlemisperiood

Tehiskaaslase päikese-tiirlemisperioodiks nimetatakse ajavahemikku, mille möödudes Maa ümber tiirlev tehiskaaslane jõuab Päikest ja Maad ühendava sirge suhtes tagasi oma esialgsesse asendisse. Tehiskaaslase päikeseperioodi teadmine on väga tähtis kaaslase öö ja päeva ning aastaaegade kestuse täpseks määramiseks (vt. lk. 190—196), päikesekiirguse uurimiseks jne.

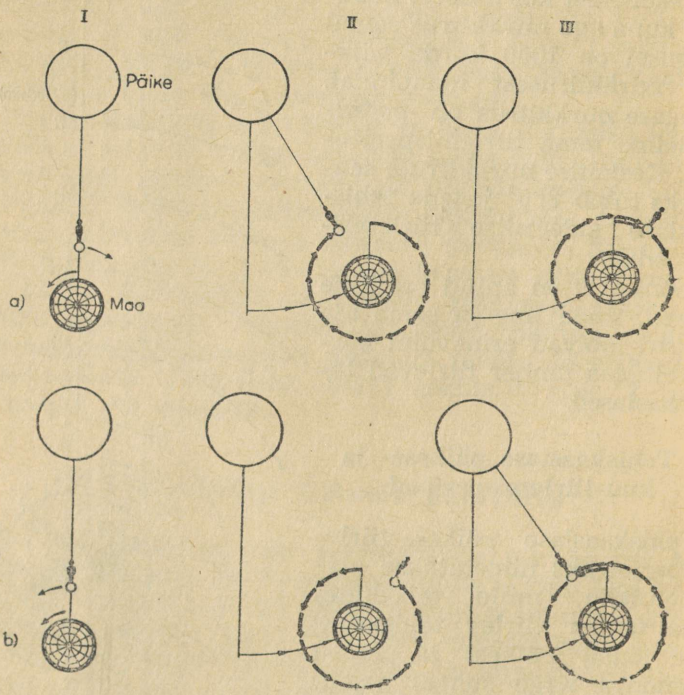


Joon. 9. Maast erinevatel kõrgustel tiirlevate tehiskaaslaste poolt ühe ja sama aja kestel läbitud teed ekvaatori kohal tiirleva kaaslase perioodi, s. o. 1 tunni 24 minuti 25 sekundi vältel.

Määrame päikeseperioodi kestuse. Aasta jooksul sooritab kaaslane koos Maaga ühe täistiiru ümber Päikese. Kui kaaslane liigub 1/10 Maa raadiuse kõrgusel, siis, nagu näitab arvutus, teeb ta tähtede suhtes ühe sideerilise aasta jooksul 5400 tiiru ümber Maa. Kui kaaslase orbiit on risti ekliptika tasapinnaga[1], siis teeb ta Päi-

[1] S. o. selle tasapinnaga, milles Maa liigub ümber Päikese.

kese suhtes samuti 5400 tiiru. Kui aga kaaslase orbiidi tasapind ühtib ekliptika tasapinnaga, siis tiirude arv Päikese suhtes erineb tiirude arvust tähtede suhtes: päripidise liikumise korral on viimasest ühe võrra väiksem ja vastupidise liikumise korral ühe võrra suurem[1].



Joon. 10. Kaaslase vastupidisel liikumisel (*a*) on kaaslase päikese-tiirlemisperiood väiksem päikese-tiirlemisperioodist tema päripidisel liikumisel (*b*). Kui «vastupidine kaaslane» on teinud juba Päikese suhtes täistiiru (*a*, II), siis «päripidine kaaslane» ei ole seda veel jõudnud (*b*, II). Kui aga «päripidine kaaslane» on teinud Päikese suhtes täistiiru (*b*, III), siis sooritab «vastupidine kaaslane» juba teist tiiru (*a*, III).

[1] Astronoomias ja astronautikas nimetatakse kaaslase liikumist päripidiseks siis, kui see toimub Maa pöörlemise ehk Maa ümber Päikese tiirlemise suunas. Vastupidiseks liikumiseks nimetame vastassuunalist liikumist. Taevakehade liikumist kujutatakse joonisel sellisena, nagu ta näib meile, vaadatuna taevaskera põhjapooluselt. Niisiis, päripidine liikumine on joonisel alati kujutatud kellaosuti liikumisele vastassuunalisena.

Seega päripidisel liikumisel teeb kaaslane Päikese suhtes ühe täistiiru ümber Maa 1/5399 aastaga ja vastupidisel liikumisel 1/5401 aastaga. Nende kahe perioodi vahe on 2,164 sekundit. Kaaslase kõrguse kasvades see vahe suureneb. Neljakordse Maa raadiuse kõrgusel on vahe umbes 100 korda suurem kui eespool vaadeldud juhul; veel kaks korda suuremal kõrgusel ulatub ta aga peaaegu 20 tunnini. Võrreldes neid päikeseperioode vastavate sideeriliste perioodidega, saame kaks korda väiksema vahe (sideeriline tiirlemisperiood on kaaslase päripidise liikumise korral päikese-tiirlemisperioodist väiksem, vastupidise liikumise korral aga suurem).

Jooniselt 10 selgub, miks kaaslase päikese-tiirlemisperiood kaaslase vastupidisel liikumisel (a) on lühem päikese-tiirlemisperioodist tema päripidisel liikumisel (b). Tabelis 5 võrreldakse kaaslase päikese- ja sideerilisi tiirlemisperioode päri- ja vastupidise liikumise korral, tabelis 6 — kaaslase tiirude arvu ja tiirlemisperioode tähtede ning Päikesel asuva vaatleja suhtes.

Tabel 5

Tehiskaaslase päikese- ja sideeriliste tiirlemisperioodide võrdlus

Sideeriline tiirlemisperiood		Päikese-tiirlemisperiood							
		päripidise liikumise korral				vastupidise liikumise korral			
ööpäeva	tundi	ööpäeva	tundi	minutit	sekundit	ööpäeva	tundi	minutit	sekundit
—	2	—	1	0	2	—	1	59	58
—	6	—	6	0	15	—	5	59	45
—	12	—	12	1	0	—	11	59	1
1	—	1	0	3	57	—	23	56	4
2	—	2	0	15	51	1	23	44	19
3	—	3	0	35	46	2	23	24	48
5	—	5	1	40	—	4	22	28	—
7	—	7	3	17	—	6	20	50	—
10	—	10	6	45	—	9	17	36	—
15	—	15	15	25	—	14	9	48	—
20	—	21	3	48	—	18	24	5	—
25	—	26	20	5	—	23	9	34	—
30	—	32	16	26	—	27	17	21	—
35	—	38	17	1	—	31	22	33	—
40	—	44	22	4	—	36	1	15	—
50	—	57	22	19	—	43	23	31	—
60	—	71	19	2	—	51	12	50	—

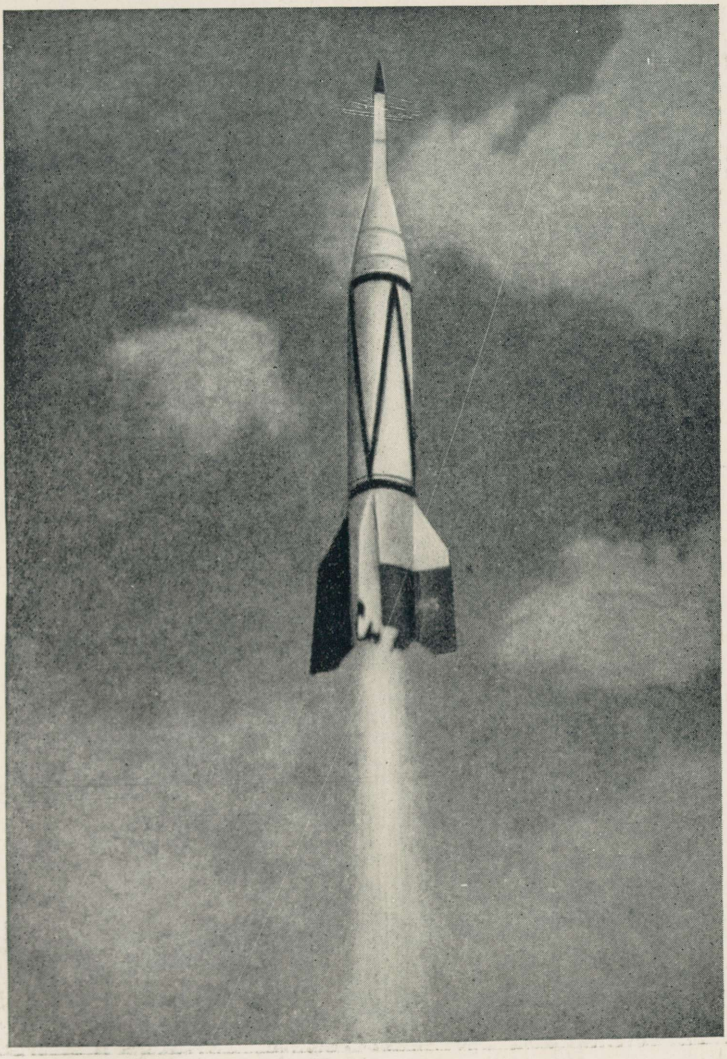
Tehiskaalase tiirude arvude ja tiirlemisperioodide võrdlus Päikese ja tähtede suhtes

Orbiidi raadius Maa raadiustes	Tiirude arv aastas			Päri- ja vastupidistele liikumistele vastavate päikese-tiirlemisperioodide vahe				Päikese- ja sideerilise tiirlemisperioodi vahe suhe sideerilisse tiirlemisperioodi (protsentides)
	Tähtede suhtes	Päikese suhtes: päripidisel liikumisel	Päikese suhtes: vastupidisel liikumisel	ööpäeva	tundi	minutit	sekundit	
1,1	5400	5399	5401				2	0,02
1,5	3392	3391	3393				5	0,03
2	2202	2201	2203				13	0,05
3	1199	1198	1200				44	0,08
4	778,8	777,8	779,8			1	44	0,13
6	423,9	422,9	424,9			5	51	0,24
8	275,4	274,4	276,4			13	52	0,36
10	197,0	196,0	198,0			27	6	0,51
15	107,2	106,2	108,2		1	31	32	0,93
20	69,66	68,66	70,66		3	37		1,44
25	49,85	48,85	50,85		7	3		2,01
30	35,44	34,44	36,44		13	57		2,82
40	24,64	23,64	25,64	1	5	43		4,06
50	17,58	16,58	18,58	2	8	43		5,69
60	13,41	12,41	14,41	4	1	30		7,46
70	10,64	9,64	11,64	6	10	52		9,40

Tehiskaaslase kuu-tiirlemisperioodiks nimetatakse ajavahemikku, mille möödudes Maa ümber tiirlev tehiskaaslane jõuab Maad ja Kuud ühendava sirge suhtes tagasi oma esialgsesse asendisse.

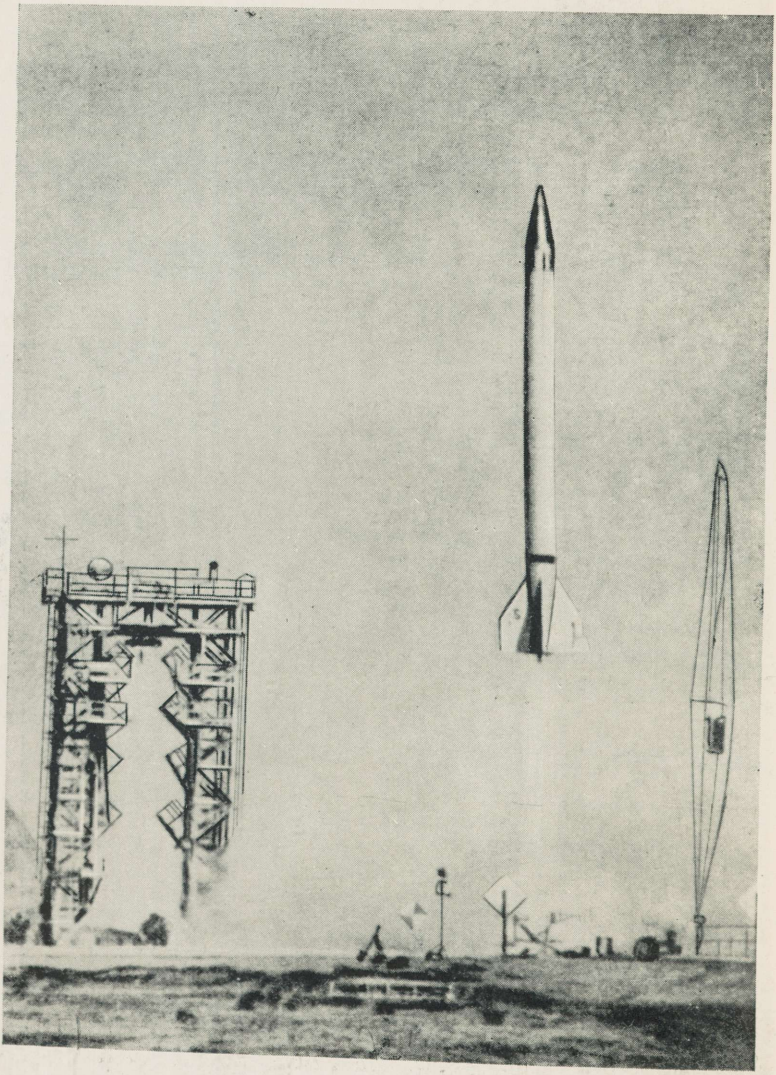
Tehiskaaslase kuuperioodi teadmine on väga oluline selleks, et osata valida õiget väljalennumomenti niisuguselt kaaslaselt, mida kasutatakse vahejaamana lennuks Kuule (vt. lk. 312—323). Fikseeritud lennutrajektoori jaoks esineb kogu kuuperioodi kestel ainult üks selline moment.

Tehiskaaslaste kuu- ja sideeriliste tiirlemisperioodide vahelise sõltuvuse saame määrata arutluste abil, mis on analoogilised päikese-tiirlemisperioodi kohta toodud arutlusega (joon. 11). Arvutustulemused on antud tabelis 7, seejuures eeldatakse, et tehiskaaslase orbiidi tasapind ühtib Kuu orbiidi tasapinnaga.

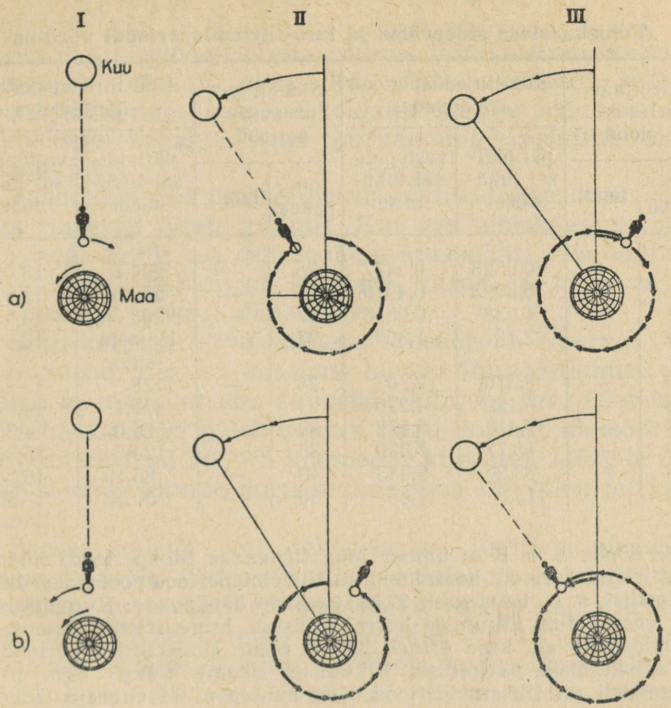


Kaheastmeline rakett «Bumper», mis saavutas kõrguse 390 kilomeetrit.

Foto IV



Stardib rakett «Viking» V, mis saavutas kõrguse 172 kilomeetrit. «Viking» XI lennulagi oli 254 kilomeetrit.



Joon. 11. Kaaslase vastupidisel liikumisel (*a*) on kaaslase kuu-tiirlemisperiood väiksem kuu-tiirlemisperioodist tema päripidisel liikumisel (*b*). Kui «vastupidine kaaslane» on teinud juba Kuu suhtes täistiiru (*a*, II), siis «päripidine kaaslane» ei ole seda veel jõudnud (*b*, II). Kui aga «päripidine kaaslane» on teinud Kuu suhtes täistiiru (*b*, III), siis «vastupidine kaaslane» sooritab juba teist tiiru (*a*, III).

Kuu-tiirlemisperiood erineb oma iseloomult oluliselt päikesetiirlemisperioodist. See seletub asjaoluga, et mõlemad taevakehad — tehiskaaslane ja Kuu — tiirlevad ümber ühe ja sama taevakeha, s. o. ümber Maa (võrdle jooniseid 9 ja 10).

Näeme, et kuigi Kuu suhtes vastupidiselt liikuva tehiskaaslase kuu-tiirlemisperiood sideerilise perioodi kasvades suureneb, siiski kuu-tiirlemisperioodi ja sideerilise perioodi vahe pidevalt kasvab. Kui näiteks sideeriline tiirlemisperiood on kaks tundi, siis sideerilise ja kuu-tiirlemisperioodi vahe on 2 minutit; kui sideeriline tiirlemisperiood on aga üks päev, siis on see perioodide vahe juba 51 minutit (ööpäevase sideerilise perioodiga kaaslast nimetatakse statsionaarseks tehiskaaslaseks). Sideerilise kuuga võrdse kestusega

Tabel 7

Tehiskaaslase sideerilise ja kuu-tiirlemisperioodi võrdlus

Sideeriline tiirlemisperiood		Kuu-tiirlemisperiood ööpäevades		Sideeriline tiirlemisperiood		Kuu-tiirlemisperiood ööpäevades	
ööpäeva	tundi	päripidisel liikumisel	vastupidisel liikumisel	ööpäeva	tundi	päripidisel liikumisel	vastupidisel liikumisel
—	6	0,2523	0,2477	25	—	294,1	13,05
—	12	0,5093	0,4910	26	—	537,3	13,32
1	—	1,038	0,9646	27	—	2293	13,57
2	—	2,157	1,864	27	7,7[1]	lõpmatu suur	13,66
3	—	3,370	2,703	28	—	1128	13,83
5	—	6,120	4,226	29	—	472,1	14,07
7	—	9,411	5,572	30	—	306,0	14,30
10	—	15,77	7,320	35	—	124,5	15,34
15	—	33,26	9,683	40	—	86,19	16,23
20	—	115,5	11,55	50	—	60,23	17,66

(27,32 ööpäeva — Kuu ümber Maa tiirlemise täheperiood) sideerilise tiirlemisperioodi korral on kuu-tiirlemisperiood pool sideerilisest perioodist, s. o. ta võrdub 27,32 : 2 = 13,66 ööpäevaga. Kuu liikumisele vastupidise liikumise korral muutub kuu-tiirlemisperiood ka edaspidi pidevalt, kuid erineb järjest enam sideerilisest perioodist.

Tehiskaaslase päripidisel liikumisel näeme täiesti teist pilti. Kõigepealt on tiirlemisperiood Kuu suhtes nüüd suurem sideerilisest tiirlemisperioodist. Kui viimane võrdub kahe tunniga, siis kuu-tiirlemisperiood on 2 tundi 3 minutit. Seejärel hakkab kuu-tiirlemisperiood üha kiiremini kasvama. Kahenädalase kestusega sideerilise perioodi korral on kuu-tiirlemisperiood peaaegu üks kuu, 27-päevase kestusega sideerilise perioodi korral aga juba üle 6 aasta. Kui tehiskaaslase sideeriline tiirlemisperiood võrdsustub meie loodusliku kaaslase Kuu tiirlemisperioodiga, siis mõlemad kaaslased, mis liiguvad sama orbiiti mööda, asuvad kogu aeg teineteisest ühel ja samal kaugusel, s. t. sel juhul tehiskaaslase kuu-tiirlemisperiood võrdub lõpmatusega. Nagu nähtub tabelist 7, kahaneb kaaslase kuu-tiirlemisperiood sideerilise tiirlemisperioodi suurenedes algul järsult, seejärel aga üha aeglasemalt, liginedes sideerilisele perioodile.

[1] Sideerilise kuu kestus.

7. Tehiskaaslase eluiga

Suurtel kõrgustel õhuta ruumis liikuvate tehiskaaslaste eluiga on lõpmatu suur (kui mitte arvestada selliseid erandjuhte, nagu kaaslase kokkupõrkamine mõne suurema meteoorse kehaga, tema purunemine kosmilise tolmu mõjul jne.).

Vaadeldud liikumisseadused kehtivad kaaslaste kohta, mis tiirlevad õhuta ruumis. Kui aga tehiskaaslase orbiit või isegi ainult osa sellest läbib atmosfääri, siis õhutakistuse mõjul hakkavad kaaslase kiirus ja tema orbiidi kõrgus aja jooksul vähenema.

Koos kõrguse vähenemisega väheneb ka kaaslase tiirlemisperiood. Lõpuks kaaslane hävib: õhuhõõrdumise tõttu põleb ta madalamates atmosfäärikihtides ära. Oletatakse, et tehiskaaslane põleb samuti nagu enamik meteoorkehi, mis aurustuvad 90—75 kilomeetri kõrgusel. Mõnede uurijate arvates toimub aurustumine juba 100 kilomeetri kõrgusel.

Seoses sellega võib tehiskaaslasi liigitada püsivateks ja ajutisteks. Tabanera (Argentiina) ja mõnede teiste teadlaste arvates tuleb püsivateks lugeda selliseid kaaslasi, mis võivad tiirelda ümber Maa üle 10 aasta. Sellise kaaslase orbiidi kõrgus perigees peab olema vähemalt 800 kilomeetrit, sest ainult sel juhul puudub märgatav õhutakistus.

On olemas rida uurimusi ringilisel orbiidil liikuvate tehiskaaslaste eluea kohta. Juhul kui tehiskaaslase karakteristikud ühtivad nõukogude esimese tehiskaaslase karakteristikutega (läbimõõt — 58 cm, kaal — 83,4 kg), peab I. S. Astapovitši ja S. A. Kaplani (Nõukogude Liit) arvutuste järgi tema laskumise kiirus olema järgmine:

Tabel 8

Kõrgus kilomeetrites	100	150	200	300	500	700
Laskumise kiirus sentimeetrites sekundis	30000	120	6	0,3	0,04	0,004

Ketchumi (Ameeriка Ühendriigid) arvutuste järgi võib 125 kilomeetri kõrgusel liikuv 50-kilogrammise kaaluga ning poolemeetrise läbimõõduga kerakujuline tehiskaaslane (s. o. kaaslane, mille karakteristikud on väga lähedased nõukogude esimese tehiskaaslase karakteristikutele) püsida oma orbiidil kõigest veerand tundi. Kui aga lennukõrgust suurendada 500 kilomeetrini, siis võib kaaslase eluiga ulatuda kuni ühe aastani. Andmed vahepealsete kõrguste kohta on toodud tabelis 9.[1]

Tabel 9

Kerakujulise tehiskaaslase eluiga (läbimõõt 0,5 meetrit, kaal 50 kilogrammi) mitmesugustel kõrgustel Ketchumi (Ameerika Ühendriigid) arvutuste järgi

Lennukõrgus kilomeetrites	Eluiga ööpäevades	Lennukõrgus kilomeetrites	Eluiga ööpäevades	Lennukõrgus kilomeetrites	Eluiga ööpäevades
125	0,01	247	12	399	104
149	1	308	34	449	173
198	4	347	58	500	365

Oma arvutustes eeldas Ketchum, et ka tehiskaaslaste kohta kehtib tänapäeva lennuasjanduses kasutatav seadus, mille põhjal õhutakistus on võrdeline keha kiiruse ruuduga. Kuid on alust arvata, et sellistel suurtel kiirustel, nagu seda on ringiline kiirus, see seadus enam rakendatav ei ole.

Tehiskaaslase eluea arvutamisel lähtuvad autorid tavaliselt eeldusest, et kaaslane liigub ringilisel orbiidil.

---

[1] Võrdluseks toome andmed ringorbiidil liikuva sajakilogrammise kaaluga ühemeetrise diameetriga kerakujulise kaaslase eluea kohta:

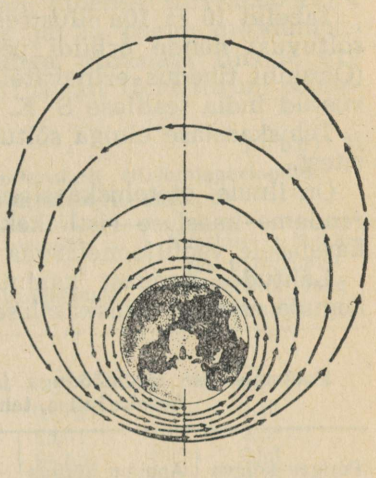
Tabel 9a

ringorbiidi kõrgus merepinnast (km)	tehiskaaslase eluiga (ööp.)
200	0,4
250	4
300	20
350	65
400	160
500	1010

Toim.

Kui liikumine toimub ellipsit mööda, siis eeldatakse, et kaaslane pidurdub ainult perigees kõrgusel, kus õhutakistus saavutab suurima väärtuse. Tegelikult mõjub õhutakistus aga madalalt lendavale kaaslasele kogu orbiidi ulatuses, mille tulemusena mitte ainult kaaslase apogee, vaid ka tema perigee laskub iga tiiruga üha madalamale.

Nõukogude teadlased D. E. Ohhotsimski, T. I. Enejev ja G. P. Taratõnova on seisukohal, et õhutakistuse tõttu laskub apogee tunduvalt kiiremini madalamale kui perigee (joon. 12). Kui näiteks kaaslane liigub orbiidil, mille apogee asub 700 kilomeetri ja perigee 300 kilomeetri kõrgusel, siis apogee laskumisele 100 kilomeetri võrra vastab perigee laskumine kõigest 6 kilomeetrit. Äärmiselt väljavenitatud orbiidi korral võib esimeses lähenduses arvestada, et madalamale laskub ainult apogee, kuna perigee jääb praktiliselt samale kõrgusele. Perigee tõstmine kindla arvu kilomeetrite võrra pikendab tehiskaaslase eluiga tunduvalt rohkem kui apogee tõstmine sama arvu kilomeetrite võrra. Kui näiteks kaaslase perigee asub 360 kilomeetri kõrgusel ja apogee 1500 kilomeetri kõrgusel, siis perigee tõstmine 20 kilomeetri võrra pikendab kaaslase eluiga umbes 40 protsenti, kuna aga apogee suurendamine sama arvu kilomeetrite võrra võib pikendada kaaslase eluiga kõigest 2 protsendi võrra.



Joon. 12. Kaaslase orbiidi vähenemine õhutakistuse tõttu. Tihedates atmosfäärikihtides muutub kaaslane «langevaks täheks».

Siiski perigee (s. o. kaaslase väljalaskepunkti) tõstmine on tunduvalt raskem ülesanne kui apogee kõrguse suurendamine (viimane saavutatakse kaaslase horisontaalsuunalise väljalaskekiiruse suurendamisega). Seetõttu ei saa loobuda sellest tehiskaaslase eluea pikendamise vahendist. Kui näiteks suurendada 360 kilomeetri kõrguselt

horisontaalsuunas väljalastava kaaslase algkiirust kõigest 78 m/sek võrra, siis kaaslase apogee kõrgus tõuseb 700 kilomeetrilt 1000 kilomeetrile. Kaaslase eluiga suureneb seejuures 2,2 korda.

Tabelid 10 ja 10a illustreerivad tehiskaaslaste eluigade sõltuvust nende orbiidi perigee ja apogee kõrgustest.[1] (Õhukihi tihedus erinevatel kõrgustel on autorite poolt võetud india teadlase S. K. Mitra andmetest.)

Tehiskaaslase eluiga sõltub ka veel reast teistest teguritest.

On ilmne, et tehiskaaslase eluiga kasvab, kui me suurendame kaaslase ristlõikekoormust[2] ja kui me anname kaaslasele voolujoonelisema kuju.

Lähtudes nendest kaalutlustest, võis öelda, et nõukogude esimese tehiskaaslase eluiga on tema kanderaketi

Tabel 10

Poolemeetrise läbimõõduga ja kümnekilogrammise kaaluga kerakujulise tehiskaaslase eluiga

Perigee kõrgus kilomeetrites	Apogee kõrgus kilomeetrites	Maksimaalne tiirude arv	Eluiga	
			aastat	ööpäeva
200	400	44	—	2,7
360	800	7200	1	85
500	1500	174000	30	—

[1]

Tabel 10a

Meetrise läbimõõduga sajakilogrammise kaaluga kerakujulise tehiskaaslase eluiga (ööpäevades)

Perigee kõrgus km	Apogee kõrgus km				
	500	700	1000	1300	1600
200	9	18	37	58	82
230	25	52	102	165	237
260	53	116	238	370	535
300	114	260	545	890	1280
400	410	1120	2630	4450	6600

[2] Keha ristlõikekoormuseks nimetatakse keha kaalu ja tema ristlõikepindala suhet. *Toim.*

elueaga võrreldes pikem. Nagu nähtub tabelist 11, oli kaaslase sideeriline tiirlemisperiood pärast tema väljalaskmist 96 minutit 12 sekundit, kuid hakkas seejärel (ehkki väga aeglaselt) õhutakistuse tõttu kahanema. Esimese kolme nädala jooksul lühenes tiirlemisperiood umbes 2,3 sekundit ööpäevas ja 23 päeva möödumisel võrdus 95 minuti 18 sekundiga. Kaaslase tiirude arv suurenes selle aja jooksul 14,97 tiirult 15,11 tiiruni ööpäevas.

Tabel 11

Esimese tehiskaaslase ja kanderaketi tiirlemisperioodide muutumine oktoobris-detsembris 1957. a.

Kuupäev 1957. a.	Tiirlemisperiood minutites		Kaaslase ja kanderaketi tiirlemisperioodide vahe minutites
	esimene kaaslane	kanderakett	
6.10	96,2	—	—
12.10	95,95	—	—
21.10	95,55	95,12	0,43
23.10	95,49	95,01	0,48
27.10	95,31	94,68	0,63
9.11	94,72	93,48	0,76
9.12	92,8	langes alla 1. XII 1957. a.	

Kanderaketi tiirlemisperiood ei ole mitte ainult väiksem kaaslase tiirlemisperioodist, vaid ka raketi tiirlemisperioodi ööpäevane kahanemine on suurem kaaslase perioodi kahanemisest. Näiteks kui 9. novembril 1957. a. vähenes tehiskaaslase tiirlemisperiood keskmiselt 2,94 sekundit ööpäevas, siis kanderaketi tiirlemisperioodi ööpäevane vähenemine oli 6,3 sekundit, s. o. üle kahe korra suurem.

Kuid teatavasti isegi teoreetilisel juhul (s. o. kui puudub keskkonnatakistus) ei saa tehiskaaslase tiirlemisperiood olla väiksem 85 minutist (vt. lk. 26), mis panebki piiri kaaslase elueale.

Teise tehiskaaslase tiirlemisperiood oli 4. novembril 1957. a. 103,7 minutit, 6. novembril 103,6 minutit ja 9. novembril 103,52 minutit. Kuna teine kaaslane liikus kõrgustel, kus õhutakistus praktiliselt puudus, siis osutus tema tiirlemisperioodi kahanemine väga väikeseks. Kui kogu kaaslase orbiit asuks tema apogee kõrgusel (1700 km), siis mõõtuks tema eluiga aastatega. Väga

väike, kuid siiski märgatav õhutakistus mõjub kaaslasele ainult perigee läheduses, kuid ka selle mõju tulemusena vähenevad aja jooksul kaaslase kiirus ja tema tiirlemisperiood. Nähtavasti püsib aga teine tehiskaaslane siiski kauem maailmaruumis kui esimene.[1]

Tehiskaaslase eluea määramisel tuleb arvestada seda, et koos Maaga pöörleb ka Maa atmosfäär. Kui oletada, et mõnesaja kilomeetri kõrgusel tiirlev pooluseline kaaslane (s. o. kaaslane, mille orbiit kulgeb üle pooluste) peatub hetkeks ekvaatori kohal, siis liiguks atmosfäär temast mööda kiirusega pool kilomeetrit sekundis. Seega puhub kaaslasele «kosmiline külgtuul», mille kiirus on 16 korda suurem orkaani kiirusest.

Ekvaatori kohal suurendab kosmiline tuul liikumistakistust sellisele kaaslasele, mis tiirleb Maa pöörlemisele vastassuunas. Kui aga kaaslane liigub Maa pöörlemise suunas, siis on kosmiline tuul «pärituuleks» ja liikumistakistus väheneb. Seega on ida suunas liikuva ekvaatorilise kaaslase eluiga kiirusest tingitud rõhu vähenemise tõttu suurem lääne suunas liikuva kaaslase elueast. Pooluselise kaaslase eluiga külgtuul ei mõjuta.

Olgu märgitud, et eespool vaadeldud töödes eeldatakse, et atmosfääri ehitus tehiskaaslaste liikumise kõrgustel on meil teada. Kuid seejuures soovitatakse atmosfääri ehituse küsimust ennast lahendada atmosfääri ülakihtides liikuva kaaslase pidurdumisprotsessi vaatluste abil!

Mis puutub mootoriga varustatud kaaslastesse, siis on loomulik, et nende eluiga võib ka madalatel kõrgustel osutuda küllalt suureks, eriti kui trajektoori korrigeerimiseks vajalikku kütust saab maapinnalt järjest juurde vedada.

8. Esimese nõukogude tehiskaaslase liikumise iseärasusi

Tabelis 12, mis on koostatud avaldatud informatsiooni põhjal, antakse esimese nõukogude tehiskaaslase ja tema kanderaketi liikumise põhikarakteristikud.

On kerge arvutada, et kaaslase eluea esimese kolme nädala jooksul oli tema liikumise keskmine kiirus 7,58

[1] Esimese kaaslase kanderakett langes alla 1. dets. 1957. a. (eluiga 58 ööpäeva), kaaslane ise 4. jaan. 1958. a. (eluiga 93 ööpäeva). Teine kaaslane langes alla 14. apr. 1958. a. (eluiga 163 ööpäeva). — *Toim.*

kilomeetrit sekundis. Kuid kaaslase hetkeline kiirus[1] ei osutunud kogu orbiidi ulatuses konstantseks: põhjapoolkera kohal, kus kaaslane lendas madalamal, oli ta kiirus veidi suurem, ja lõunapoolkera kohal, kus lennukõrgus ulatus maksimaalse väärtuseni — veidi väiksem keskmisest kiirusest.

Maa lapikuse tõttu pöördub kaaslase orbiidi tasapind aeglaselt Maa telje ümber, säilitades seejuures esialgse kalde ekvaatori tasapinna suhtes. See pöördumine mõõtub veerandi pikkusekraadiga kaaslase ühe tiiru kohta ja tema suund on vastupidine Maa pöörlemise suunaga.

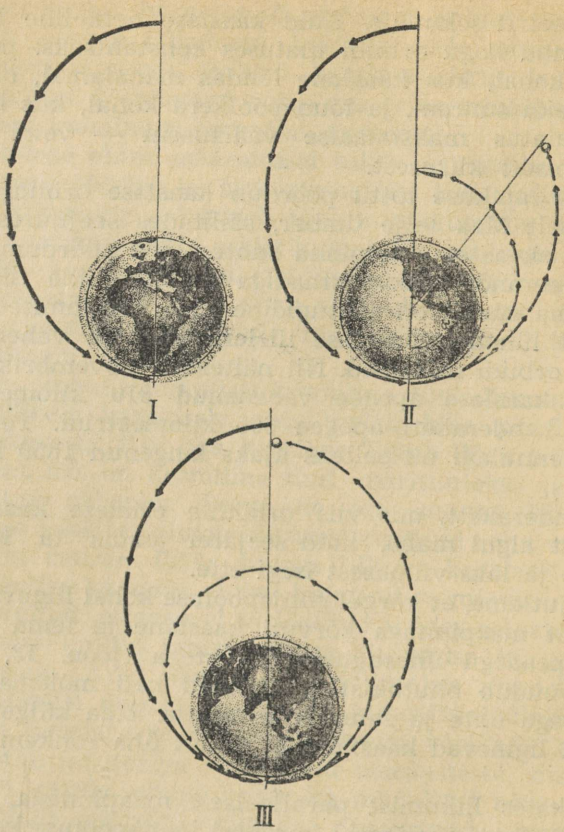
Kui lüheneb kaaslase tiirlemisperiood, vähenevad ka tema orbiidi mõõtmed. Nii näiteks 9. novembriks oli esimese kaaslase apogee vähenenud 810 kilomeetrini ja tema kanderaketi apogee 695 kilomeetrini. Teise kaaslase lennulagi oli selleks ajaks langenud 1650 kilomeetrini.

Kanderakett, mis viis orbiidile esimese kaaslase, jäi temast algul maha, kuid seejärel jõudis ta kaaslasele järele ja läks viimasest isegi ette.

Kujutleme, et kõrgel põhjapooluse kohal liiguvad paralleelselt maapinnaga kõrvuti kaaslane ja tema kanderakett peaaegu ühesuguste kiirustega (joon. 13, I). Seni kui puudub õhutakistus, liiguvad nad mõlemad võrdse kiirusega ühte ja sama teed mööda. Maa külgetõmbejõu mõjul liginevad kaaslane ja rakett üha rohkem maapinnale.

Jätkates liikumist paralleelselt maapinnaga, tungivad nad võrdlemisi väikesel kõrgusel lõunapooluse kohal tihedatesse atmosfäärikihtidesse ja läbivad Maad ümbritseva õhukihi nagu nõel apelsinikoore, jõudes uuesti väljaspool atmosfääri asuvasse ruumi (joon. 13, II). Kuid atmosfääris mõjunud õhutakistuse tõttu ei ole kaaslase ja kanderaketi kiirused enam endised, vaid on tunduvalt vähenenud ja, mis kõige tähtsam, nad ei ole enam võrdsed. Tõepoolest, kui me viskame sama käega ühesuguste mõõtmetega metallkuuli ja kokkukägardatud plekitükki, siis, vaatamata nende algkiiruste võrdsusele, lendab kuul kaugemale kui plekitükk. Asi seisab siin selles, et õhk

[1] Hetkeline kiirus — kiirus antud hetkel ehk orbiidi antud punktis. — *Tõlk.*



Joon. 13. Miks kanderakett, vaatamata sellele, et ta õhutakistuse tõttu pidurdub tunduvalt rohkem, jõuab siiski kaaslasest ette? Algul, väljaspool atmosfääri on nende kiirused ja trajektoorid peaaegu ühesugused (I). Perigees kanderaketi kiirus väheneb rohkem kui kaaslase kiirus ja kanderakett ei tõuse enam kaaslasega ühesugusele kõrgusele. Seetõttu sooritab ta näiteks pool ringi sama aja jooksul, kui kaaslane kirjeldab ümber Maa tunduvalt väiksema nurga α. Teoreetiliselt võib esineda ka selline juhtum, kus kanderakett teeb täistiiru selle aja jooksul, mille vältel kaaslane jõuab sooritada ainult pool tiiru (III).

takistab plekitüki liikumist tunduvalt tugevamini kui metallkuuli liikumist. Nii pidurdab õhk ka meie poolt vaadeldud juhul kerakujulist kaaslast vähem kui oma

voolujoonelisest otsikust eraldunud kanderaketti. (Kanderakett on joonisel ainult tinglikult kujutatud voolujoonelisena.) Selle tulemusena kanderakett, mille kiirus atmosfäärist väljudes oli väiksem kaaslase kiirusest, ei tõuse enam nii kõrgele kui kaaslane. Vastavalt taevamehhaanika seadustele teeb rakett, liikudes mööda lühemat ellipsit näiteks pool tiiru, samal ajal kui kaaslane katab ümber Maa tunduvalt väiksema nurga α. Jooniselt 13, II, mis on tehtud kooskõlas Kepleri teise ja kolmanda seadusega, näeme, et selleks ajaks, kui kanderakett jõuab põhjapooluse kohale, on kaaslane temast tunduvalt maha jäänud. Seega võib maapinnal asuv vaatleja konstateerida kanderaketi ettejõudmise fakti selle põhjal, et lõunapoolkeralt startis rakett väiksema kiirusega kui kaaslane. Antud näites jõuab lõunapooluse kohalt startiv kaaslane põhjapooluse kohale alles siis, kui kanderakett on teinud täistiiru ümber Maa (joon. 13, III).

Suurema näitlikkuse saavutamiseks suurendasime erinevust kaaslase ja raketi pidurdusastmete vahel, kuid põhimõtteliselt jääb kõik öeldu kehtima ka esimese nõukogude tehiskaaslase ja tema kanderaketi kohta. Toodud näites oletasime, et kaaslase tiirlemisperiood on kaks korda suurem kanderaketi tiirlemisperioodist. Tegelikult aga ületas esimese kaaslase tiirlemisperiood ainult vähesel määral kanderaketi tiirlemisperioodi. Seetõttu on väike ka kaar, mille võrra kanderakett kaaslast iga tiiruga edestab: 21. oktoobril oli see 1,63 kraadi ühe tiiru kohta, kuid 9. novembriks oli ta kasvanud juba 2,93 kraadini. 1957. a. novembri alguseks oli kanderakett sooritanud juba 2 tiiru rohkem kui kaaslane (vastavad tiirude arvud olid 502 ja 500).

10. oktoobril 1957. a. liikus kanderakett peaaegu koos kaaslasega, kuid hakkas seejärel lõikama paralleele kaaslasest ida pool. Seetõttu võib esimesel pilgul näida, et kanderaketi orbiit nihkub kaaslase orbiidist pidevalt ida poole, tegelikult asuvad aga mõlemad orbiidid ühes ja samas tasapinnas. Kanderaketi liikumine ida pool kaaslast seletub Maa pöörlemisega ja kanderaketi ettejõudmisega kaaslasest. Nii näiteks 24. oktoobril 1957. a. kell 18 lõikas kanderakett mingit paralleeli ja jätkas oma teekonda, jäädes tähtede suhtes kogu aeg liikumatusse tasapinda. Temale järgnev kaaslane lõikas sama paralleeli üks tund hiljem. Selle aja jooksul pöördus aga Maa ümber oma

Esimese tehiskaaslase ja kanderaketi liikumine nende eluea esimese kuu jooksul (oktoober—november, 1958. a.)

Kuupäev	Kellaaeg	Tehiskaaslane		Kanderakett jõuab kaaslasest ette (+) või jääb temast maha (−)		
		tiirude arv [1]	läbitud tee tuhandetes kilomeetrites [1]	aeg minutites [1]	pikkus kilomeetrites [1]	liigub kaaslasest ida pool (i) või lääne pool (l) pikkuskraadides [1]
5. 10	1 t. 46 min.	0	0	—	—	—
6. 10	6 t.	18	—	—	—	—
7. 10	6 t.	32	1400	—	—	—
8. 10	6 t.	46	—	—	—	—
	18 t.	—	—	—	— 1000	
9. 10	6 t.	63	—	—	—	—
	18 t.	—	—	—	— 1000	—
10. 10	6 t.	78	3500	—	0	—
11. 10	18 t.	100	4400	+ 2	+ 1000	0,5 i
12. 10	—	—	—	+ 3	+ 1500	0,75 i
13. 10	6 t.	123	5300	+ 5	+ 2500	1,25 i
14. 10	6 t.	138	6000	+ 6	+ 3000	1,5 i
15. 10	6 t.	153	6650	—	—	—
	18 t.	—	—	+10	—	2,5 i
16. 10	6 t.	168	7200	+11	+ 5300	2,75 i
	18 t.	—	—	+13	—	3,25 i
17. 10	6 t.	183	8000	+14	+ 6700	3,5 i
	18 t.	—	—	+17	+ 8000	4,25 i
18. 10	6 t.	198	8600	+19,7	+ 9000	4,9 i
	18 t.	—	—	+22	+10000	5,5 i
19. 10	6 t.	213	9350	+24	+11000	
	18 t.	—	—	+27	+12400	6,75 i
20. 10	6 t.	228	10000	+29	+13200	7,25 i
	18 t.	—	—	+32	+14600	8 i
21. 10	6 t.	243	—	—	—	—
	18 t.	—	—	+39	+18000	9,75 i
22. 10	6 t.	258	11250	—	—	
	18 t.	—	—	+46	+21000	11,5 i
23. 10	6 t.	273	11900	—	—	—
	18 t.	—	—	+53,2	+24300	13,3 i
24. 10	6 t.	288	12560	—	—	—
	18	—	—	+60	+27400	15 i

[1] Ligikaudu.

Kuupäev	Kellaaeg	Tehiskaaslane		Kanderakett jõuab kaaslasest ette (+) või jääb temast maha (—)		
		tiirude arv[1]	läbitud tee tuhandetes kilomeetrites[1]	aeg minutites[1]	pikkus kilomeetrites[1]	liigub kaaslasest ida pool (i) või lääne pool (l) pikkuskraadides[1]
25. 10	6 t.	303	13200	—	—	—
	18 t.	—	—	−28,8	−13200	7,2 l
26. 10	6 t.	319	13850	—	−11700	
	18 t.	—	—	−21,8	− 9940	5,4 l
27. 10	6 t.	333	14452	—	—	
	18 t.	—	—	−10,5	− 4800	
28. 10	6 t.	348	15103	—		
29. 10	6 t.	363	—	—	—	—
	18 t.	—	—	+12,5	+ 5650	—
30. 10	6 t.	379	—	—	—	
	18 t.	—	—	+17	—	
31. 10	6 t.	393,78	—	—	—	
	18 t.	—	—	+26,5	+12000	—
1. 11	6 t.	408,65	—	—	—	—
	18 t.	—	—	+38	—	—
2. 11	6 t.	423,54	—	—		—
	18 t.	—	—	−45,5	—	—
3. 11	18 t.	—	—	−30	—	—
4. 11	18 t.	—	—	−13	—	—
7. 11	6 t.	500	—	—	—	—
	18 t.	—	—	+34	—	—

telje 360°:24 (tundi)=15° võrra ida poole. Seega, vaatamata faktile, et mõlemad kunstlikud taevakehad tiirlesid ühes ja samas tasapinnas, lõikas kaaslane seda paralleeli kanderaketiga võrreldes 15° võrra lääne pool ehk, teisiti öeldes — kanderakett ületas paralleele kaaslasest 15° võrra ida pool. Kuna kaaslane lõikab paralleele ligikaudu iga 24 pikkuskraadi tagant, siis näiteks paralleeli lõikamine kanderaketi poolt 15 pikkuskraadi võrra ida pool kaaslast on samaväärne paralleeli ületamisega 24°—15°=9° võrra lääne pool kaaslast. Sama kehtib ka ümberpöördult: 25. oktoobril liikus kanderakett 7,2 pikkuskraadi võrra kaaslasest lääne pool ehk, mis on sellega samaväärne, 24°—7,2°=16°,8 võrra ida pool.

II PEATÜKK

KAASLASE LIIKUMINE MAAPINNAL ASUVA VAATLEJA SUHTES

1. Tehiskaaslase tiirlemisperiood maapinnal asuva vaatleja suhtes (sünoodiline periood)

Eespool oli mainitud, et maapinna vahetus läheduses tiirleva tehiskaaslase sideeriline periood on 1 tund 24 minutit ja 25 sekundit. Selline on kaaslase tiirlemisperiood taevaskera või poolusel asuva vaatleja suhtes. Kujutleme aga, et kaaslase orbiit asub ekvaatori tasapinnas ja et kaaslane tiirleb Maa pöörlemise suunas, s. o. läänest itta. Selleks ajamomendiks, kui kaaslane on teinud taevaskera suhtes täistiiru, on ekvaatoril asuv vaatleja pöördunud koos Maaga taevaskera suhtes küllaltki suure nurga võrra ja tulemusena on ta kaaslasest kaugel ees. Alles 5 minuti 16 sekundi pärast jõuab kaaslane vaatlejale järele.

Seega on nullkaaslase tiirlemisperiood vaatleja suhtes 1 tund 29 minutit 41 sekundit. Seda perioodi nimetatakse tehiskaaslase sünoodiliseks tiirlemisperioodiks [1]. Sünoodilise tiirlemisperioodi möödudes jõuab kaaslane vaatleja suhtes tagasi oma esialgsesse asendisse, ehk, teisiti öeldes — 1 tunni 29 minuti 41 sekundi pärast näeb vaatleja kaaslast esialgses asendis, näiteks seniidis.

---

[1] Astronoomias nimetatakse planeedi sünoodiliseks tiirlemisperioodiks ajavahemikku, mille möödumisel planeet jõuab tagasi Päikesega ühenduse või vastasseisu asendisse. Analoogiliselt planeedi sünoodilise tiirlemisperioodi mõistega (mitte aga sünoodilise kuu mõistega, s. o. ajavahemikuga Kuu kahe teineteisele järgneva ühesuguse faasi vahel) loetakse ekvaatorilise tehiskaaslase sünoodiliseks tiirlemisperioodiks ajavahemikku kaaslase kahe teineteisele järgneva ühesuguse asendi vahel (ekvaatoril asuva vaatleja suhtes).

Kaaslase kõrguse suurenedes kasvab ka sünoodiline periood ja seejuures tunduvalt kiiremini kui sideeriline periood. Nii näiteks on maapinnal sünoodiline periood sideerilisest perioodist pikem kõigest 6,24% võrra, 8000 kilomeetri kõrgusel 25% võrra, 13 900 kilomeetri kõrgusel 50% võrra, 28 400 kilomeetri kõrgusel on sünoodiline periood aga juba neli korda pikem sideerilisest perioodist.

Kõrgusel 27 800 kilomeetrit on sünoodiline tiirlemisperiood 10 aastat, kuid kõrgusel 34 800 kilomeetrit juba 100 aastat. Kõrgusel 35 810 kilomeetrit on sünoodiline tiirlemisperiood lõpmatu suur, s. o. Maal asuva vaatleja suhtes jääb kaaslane liikumatuks. Sellist kaaslast nimetatakse statsionaarseks tehiskaaslaseks.

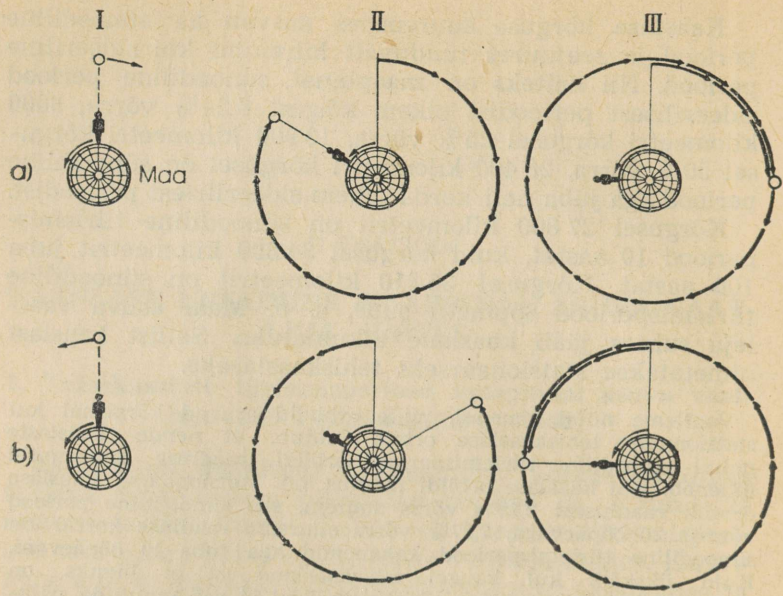
Vaatleme nüüd kaaslasi, mille orbiidid asuvad kõrgemal kui statsionaarse tehiskaaslase orbiit. Osutub, et nende kaaslaste puhul sünoodiline tiirlemisperiood orbiidi raadiuse kasvamisel lüheneb. Kui kaaslase orbiidi raadius on statsionaarse kaaslase orbiidi raadiusest 2,29% võrra suurem, siis sünoodiline periood võrdub 30 ööpäevaga, 7,27% võrra suurema raadiuse korral on sünoodiline tiirlemisperiood kahanenud aga juba 10 ööpäevani. Kuid ükskõik kui kaugel tehiskaaslane ka ei liiguks, on selge, et tema sünoodiline tiirlemisperiood ei saa muutuda väiksemaks ühest ööpäevast.

Kas tehiskaaslase sünoodiline tiirlemisperiood võib osutuda võrdseks sideerilise perioodiga, s. o. tiirlemisperioodiga taevaskera suhtes? Kui kaaslane liigub statsionaarsest orbiidist seespool, siis on tema sünoodiline tiirlemisperiood alati pikem sideerilisest tiirlemisperioodist. Väljaspool statsionaarset orbiiti liikuva tehiskaaslase sünoodiline periood on statsionaarsele orbiidile lähedaste orbiitide korral sideerilisest perioodist pikem, kaugemate orbiitide korral aga sellest lühem.

Tõepoolest, statsionaarse kaaslase sideeriline tiirlemisperiood võrdub ühe ööpäevaga, sünoodiline periood aga lõpmatusega. Kui kaaslase orbiidi raadius on statsionaarse orbiidi raadiusest ainult natuke suurem, siis ka sideeriline tiirlemisperiood on ainult veidi pikem ühest ööpäevast, sünoodiline periood mõõtub sel juhul aga paljude aastatega. Väga kaugel asuva kaaslase korral on asi vastupidine. Selline kaaslane liigub taevaskera suhtes väga aeglaselt ja tulemusena näeb maapinnal asuv vaatleja kaaslast pärast ühe ööpäeva möödumist peaaegu esialgses kohas. Teisiti öeldes — sel juhul on sünoodiline periood väiksem sideerilisest perioodist.

Seega on olemas niisugune kaugus, mille korral sünoodiline periood ja sideeriline periood on võrdsed. Arvutus näitab, et see kaugus on 66 970 kilomeetrit, s. t. ta on 58,74% võrra suurem statsionaarse orbiidi raadiusest. Kaaslane teeb ühe täistiiru mööda sellist orbiiti 72 ööpäevaga.

Kõigil eespool vaadeldud juhtudel liikus tehiskaaslane läänest itta. Kui kaaslane liiguks ekvaatori tasapinnas mööda ringilist orbiiti idast läände, siis oleks ekvaatoril asuva vaatleja Maa pöör-



Joon. 14. «Vastupidine» ekvaatorilise kaaslase (*a*) tiirlemisperiood vaatleja suhtes (sünoodiline periood) on väiksem «päripidise» ekvaatorilise tehiskaaslase (*b*) vastavast tiirlemisperioodist. Selleks ajaks kui esimene kaaslane on teinud vaatleja suhtes täistiiru (*a*, II), ei ole veel teine kaaslane täistiiru sooritanud (*b*, II). Kui aga «päripidine kaaslane» on sooritanud vaatleja suhtes täistiiru (*b*, III), siis «vastupidine» kaaslane sooritab juba teist tiiru (*a*, III).

lemisest tingitud liikumine vastassuunaline kaaslase liikumisele. Maapinna ligidal idast läände liikuva tehiskaaslase sünoodiline tiirlemisperiood oleks sel juhul 1 tund 19 minutit 44 sekundit, s. t. ta oleks 4 minutit 41 sekundit lühem sideerilisest tiirlemisperioodist. See on kõige lühem tiirlemisperiood, mis võib olla Maa tehiskaaslasel. Nagu näitab joonis 14, on «vastupidise» ekvaatorilise tehiskaaslase (joon. 14, a) tiirlemisperiood vaatleja suhtes (sünoodiline periood) väiksem «päripidise» ekvaatorilise kaaslase (joon. 14, b) vastavast tiirlemisperioodist. Ajaks, kui «vastupidine» kaaslane on vaatleja suhtes teinud täistiiru (a, II), ei ole «päripidine» kaaslane seda veel jõudnud (b, II), kui aga «päripidine kaaslane» on sooritanud vaatleja suhtes täistiiru (b, III), siis on «vastupidine kaaslane» alanud juba teist tiiru.

Teatud tingimustel võib «vastupidise» ekvaatorilise tehiskaaslase kõrguse suurenedes kasvada ka tema sünoodiline tiirlemisperiood. Kuid erinevalt «päripidise» (s. o. läänest itta tiirleva) tehiskaaslase sünoodilisest perioodist ei saa «vastupidise» ekvaato-

rilise kaaslase periood ületada ühte ööpäeva. Sel erijuhul, kui kaaslane liigub mööda ekvaatori tasapinnas asuvat statsionaarset orbiiti vastassuunaliselt statsionaarse kaaslase liikumise suunale (s. o. liikumine toimub idast lääne), ületab ta ekvaatoril asuvaid punkte kaks korda ööpäeva jooksul.

Nagu näitab arvutus, vastab igale vähemalt 1 tunni 29 minuti 41 sekundilisele sünoodilisele tiirlemisperioodile kaks tehiskaaslast, mis liiguvad erinevatel kõrgustel[1]. Kui sideeriline periood on väiksem ühest ööpäevast, siis liiguvad võrdsete sünoodiliste tiirlemisperioodidega kaaslased vastupidistes suundades, ülejäänud juhtudel aga toimub liikumine päripidiselt, s. o. läänest itta.

Kui tehiskaaslane liigub läänest itta ja tema sideeriline tiirlemisperiood on 8 tundi, ilmub ta vaatevälja iga 12 tunni tagant. Vastupidises suunas liikuv kaaslane on aga Maal asuvale vaatlejale nähtav iga 6 tunni tagant. Kui sideerilist perioodi suurendada 12 tunnini, siis suureneb sünoodiline tiirlemisperiood päripäevasuunas liikuval kaaslasel ühe ööpäevani, vastassuunas liikuval kaaslasel aga 8 tunnini.

Öeldu põhjal võib ennustada tervet rida ilminguid, mis on seotud tehiskaaslaste vaatlemisega.

Mõnel juhul võib kaaslase liikumise suuna üle otsustada juba ainuüksi sünoodilise perioodi suuruse järgi. Oletame, et ekvaatoril asuv vaatleja tegi kindlaks, et ajavahemik ekvaatori tasapinnas liikuva tehiskaaslase kahe teineteisele järgneva kulminatsiooni (seniidi läbimise) vahel oli 1 tund 28 minutit. Sellest võib ta teha järelduse, et kaaslane tõuseb idast. Asi seisab nimelt selles, et kui sünoodiline periood on väiksem kui 1 tund 29 minutit 41 sekundit, siis võib kaaslane oma orbiidil liikuda ainult vastassuunas Maa pöörlemisele (vt. lk. 48). Kahte teineteisele järgnevat kulminatsiooni võib eraldada nii väike ajavahemik ainult seetõttu, et Maa ööpäevasest pöörlemisest tingituna liigub vaatleja kaaslasele vastu. Isegi sel juhul, kui tehiskaaslane liiguks Maa pöörlemise suunas suurima kiirusega, mida Maa kaaslane üldse võib omada, ei jõuaks ta 1 tunni 28 minuti jooksul tagasi vaatleja kohal asuvasse punkti. Seega peab kaaslane nii taevaskera kui ka vaatleja suhtes tiirlema idast lääne, s. o. tõusma idast.

Mõnikord piisab ka ainult kaaslase näiva liikumise suunast selleks, et määrata kaaslase tõelist liikumist tähtede suhtes ja tema orbiidi ligikaudset kõrgust. Kui näiteks vaatleja, kes asub ekvaatoril, märkab, et kaaslane liigub vastassuunas kõigi teiste taevakehade liikumisega, siis võib ta teha järelduse, et kaaslane on Maale vähemalt kümme ja pool korda lähemal kui Kuu. Nagu kergesti võib veenduda, on asi selles, et niisuguse kaaslase orbiit peab asuma statsionaarsest orbiidist madalamal; kui ta asuks sellest kõrgemal, siis sõltumatult kaaslase tõelise liikumise suunast näeks Maal asuv vaatleja kaaslast liikumas taevaskera pöörlemise suunas.

Määrates kindlaks tehiskaaslase tõusukiiruse, võib astronoom välja arvutada kaaslase lennukõrguse. Selline arvutus ei ole või-

[1] Vaatleme ainult ringilisi orbiite (elliptilisi orbiite antud perioodiga on alati lõpmata palju).

malik näiteks lennuki liikumise puhul. Kaaslase lennukõrguse üle saab otsustada ka ajavahemiku järgi, mis eraldab kaaslase tõusu ja loojangut.

2. Tehiskaaslaste liikumiste projektsioonid maapinnal

Nagu me juba varem rõhutasime, on tehiskaaslase orbiidiks ellips, mis tähtede suhtes peaaegu ei liigu[1]. Kuid Maal asuva vaatleja suhtes on kaaslase liikumine Maa pöörlemise tõttu väga keeruline. Nii näiteks ei liigu pooluseid ületav kaaslane piki meridiaane isegi sel juhul, kui tema orbiit asub väga madalal maapinna kohal. Niisuguse kaaslase projektsiooniks maapinnal on joon, mis oma kujult meenutab S-tähte. Kui kaaslase kiirus madalal maapinna kohal liikudes on suur, siis kirjeldatav joon sarnaneb matemaatikas kasutatava integraalimärgiga $\int$. Integraalimärgi otspunktid asuvad sel juhul poolustel.

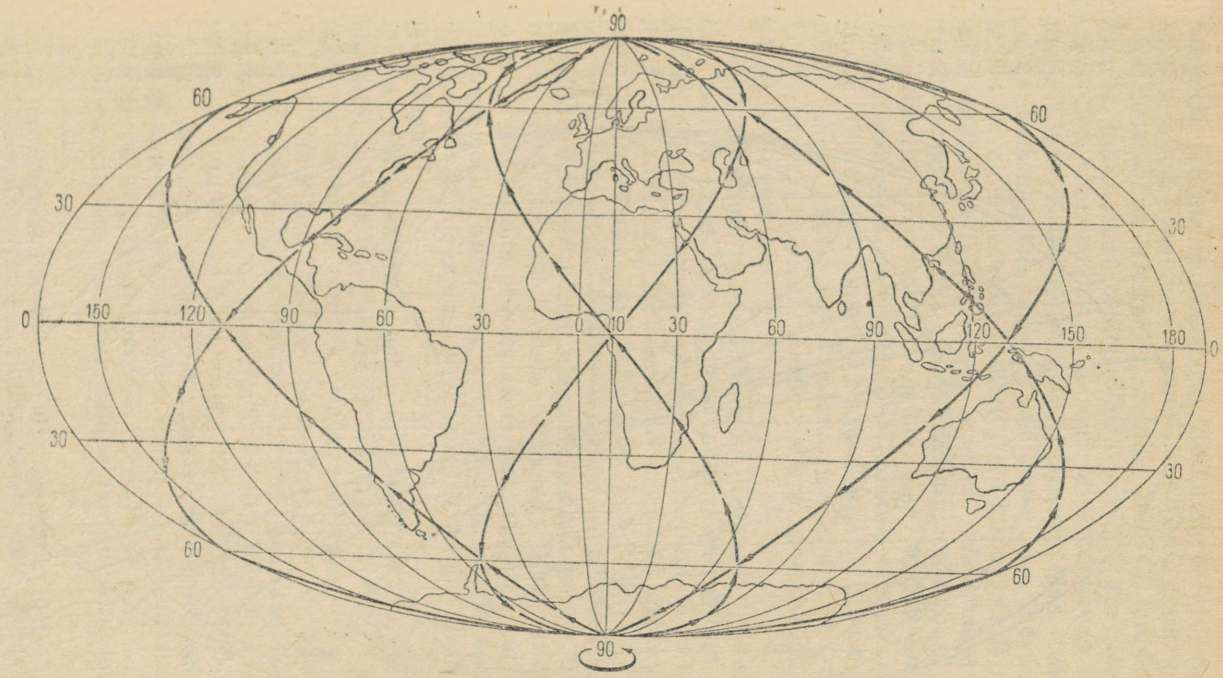
Kui tehiskaaslane liigub üle pooluste ja teeb ühe tähe-ööpäeva jooksul täistiiru ümber Maa, siis tema liikumise projektsiooniks maapinnal on suure «kaheksa» (8) kujuline joon, mis lõikab iseennast ekvaatoril. Sellise «kaheksa» laius on kõige suurem 45-kraadisel lõuna- ja põhjalaiusel, kus ta moodustab umbes veerandi vastava paralleeli pikkusest. Joonisel 15 on kujutatud kolm «kaheksat», s. o. kolme tehiskaaslase liikumise projektsioonid maapinnal. Seejuures liiguvad kaaslased ekvaatorit võrdseteks kaarteks jagavates tasapindades.

Joonisel 16 on näidatud, kuidas muutub pooluselise tehiskaaslase liikumise projektsioon maapinnal, kui kaaslase tiirlemisperiood suureneb 2 ööpäevalt 12 ööpäevani. Vaadeldes tehiskaaslase liikumise projektsiooni punktist, mis asub ekvaatori tasandis suurel kaugusel Maa pinnast, siis pooluselise kaaslase tiirlemisperioodi kasvades ligineb ta liikumise projektsioon üha enam sirgele. Kui aga vaadelda sedasama projektsiooni kõrgel pooluse kohal asuvast punktist, siis osutub see projektsioon spiraalikujuliseks (joon. 17).

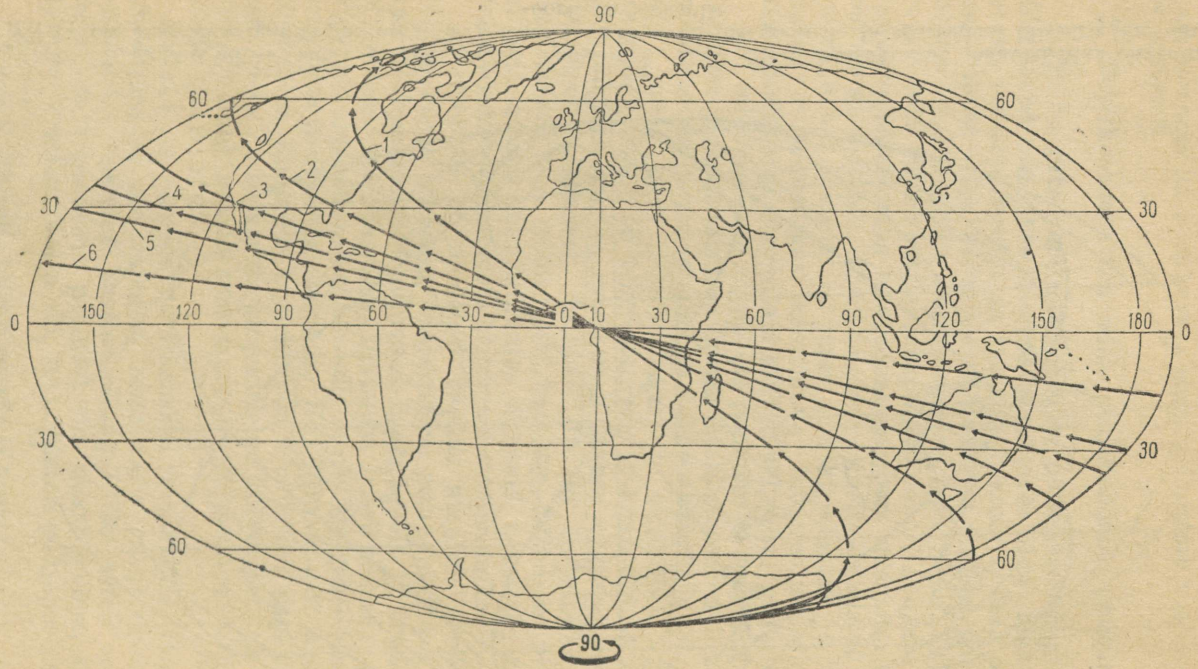
Selleks et jälgida tehiskaaslasi erinevates maakera punktides, ei ole vajadust saata välja mitut erinevates suundades liikuvat kaaslast. Kui näiteks tuleb vaatlusi korraldada mõlemal poolusel, siis piisab sellest, kui me laseme kaaslase välja nii, et ta ületab põhjapooluse. On

[1] Kaaslase liikumise häireid me siin ei arvesta.

TRÜ Raamatukogu



Joon. 15. Kolme tehiskaaslase projektsioonid maapinnal, mille liikumistasapinnad jagavad Maa ekvaatori võrdseteks kaarteks (igaüks pikkusega 60°). Kaaslased liiguvad üle pooluste ja sooritavad täistiiru ühe tähe-ööpäeva jooksul.



Joon. 16. Pooluseliste kaaslaste ühe ööpäeva jooksul toimunud liikumiste projektsioonid maapinnal Kaaslased teevad täistiiru ümber Maa vastavalt kahe (*1*), kolme (*2*), nelja (*3*), viie (*4*), kuue (*5*) ja kaheteistkümne (*6*) täheööpäevaga.

loomulik, et siis ta lendab ka üle lõunapooluse. Edaspidi kulgeb sellise kaaslase tee alati üle mõlema pooluse.

Kujutleme, et ringjoont mööda liikuva tehiskaaslase kõrgus maapinnast pooluse kohal on 287 km (ekvaatori kohal 265 kilomeetrit) ja ta teeb ühes ööpäevas 16 tiiru ümber Maa. Selliselt kõrguselt paistab Maa vaatlejale suure kettana, mis hõlmab tunduva osa taevavõlvist: Maast on näha pidevalt nihkuv 3700-kilomeetrise raadiusega «mütsike». («Mütsikese» raadiust mõõdetakse mööda maakera pinda.) Selle aja jooksul, mis kaaslasel kulub ühe täistiiru sooritamiseks, teeb Maa ümber oma telje 1/16 täispöördest ja ekvaatoril nihkub «mütsike» edasi 40 000 : 16 = 2500 kilomeetri võrra. Seega on pärast 16 täispööret (s. o. pärast ühe ööpäeva möödumist) kogu maakera pind olnud vaatleja pilgu all nii päevavalguses kui ka öises pimeduses.

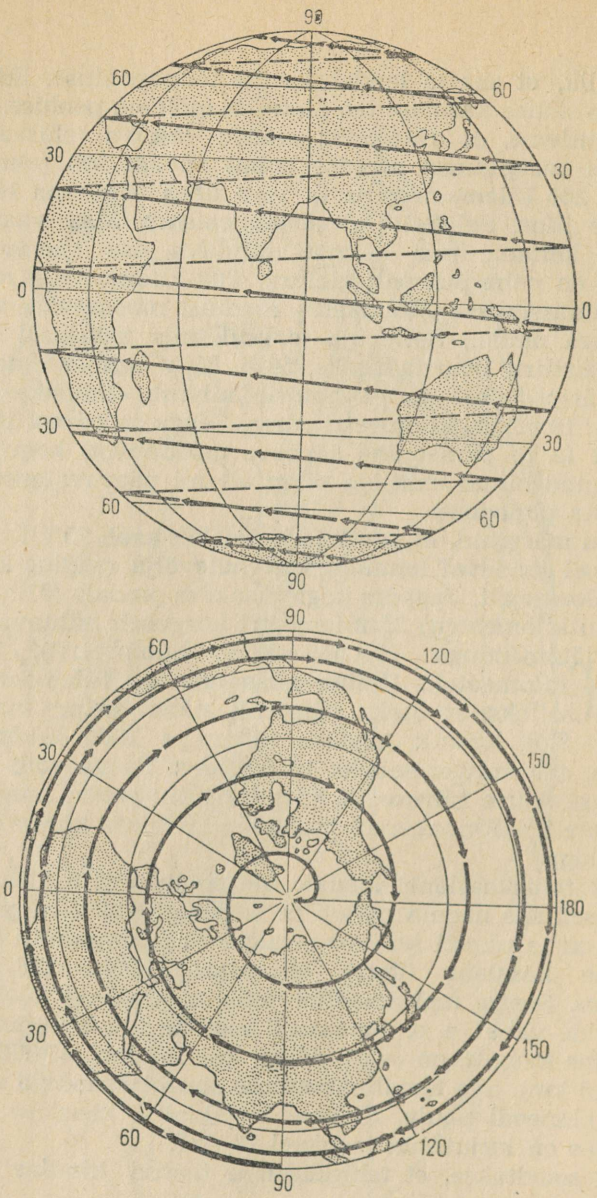
Olgu märgitud, et vaatleja jaoks, kes asub 25 kilomeetri kõrgusel lendaval lennukil, on vaatevälja raadius kõigest 565 kilomeetrit. Jagades kogu maakera pindala (510 miljonit ruutkilomeetrit) 25 kilomeetri kõrguselt nähtava maa-ala läbimõõduga (2×565 = 1130 kilomeetrit), saame 452 000 kilomeetrit. Umbes niisugune tee tuleb lennukil läbida selleks, et oleks võimalik näha kogu maakera pinda. Kui lennuk lendaks kiirusega 1000 kilomeetrit tunnis, siis kuluks selleks 19 ööpäeva. Seega võib tehiskaaslase suure kiiruse ja kõrguse tõttu saada tema abil ülevaate kogu maakerast ligikaudu 20 korda kiiremini kui lennukiga [1].

Kui tehiskaaslane lendab üle pooluste 210 kilomeetri kõrgusel, siis nädala pärast (s. o. pärast 114 tiiru sooritamist) on ta uuesti seniidis esialgse ülelennupunkti kohal. Selline kaaslane ületab ekvaatori 114×2 = 228 korda nädalas. Seega maksimaalne kaugus kaaslase ülelennupunktide vahel, s. o. ekvaatoril asuvate ülelennupunktide vaheline kaugus, on veidi vähem kui 180 km (40 076:228 = = 175,6 km). See annab võimaluse suure täpsusega uurida meie planeedi pinda. Eespool kirjeldatud kaaslase nädalane tee on kujutatud joonistel 18—21.

Kui soovitakse, et tehiskaaslane teatud kindlas kohas

---

[1] 25 km kõrgusel liikuvalt lennukilt on antud hetkel jälgitav vaid 0,2% maakera pinnast: tehiskaaslaselt, mille kõrgus pooluste kohal on 265 km, aga 2,7% Maa pinnast. *Toim.*



Joon. 17. Kahekümne-ööpäevase tiirlemisperioodiga pooluselise kaaslase liikumise projektsioonid maapinnal. Ülemisel joonisel me näeme liikumise projektsiooni, mis tekib kaaslase lõunapooluselt põhjapoolusele jõudmiseks kulunud 10 ööpäeva vältel. Alumine joonis kujutab sama liikumise projektsiooni 5 ööpäeva jooksul, mis kulub kaaslasel, et jõuda ekvaatorilt põhjapoolusele.

läbiks uuesti seniidi näiteks pärast nelja täheööpäeva möödumist ja kaaslase liikumise kõrgus oleks ainult veidi suurem kui eelmisel juhul, siis peab ta mainitud aja jooksul sooritama tähtede suhtes 65 täistiiru. Selle aja kestel, mis kulub kaaslasel ühe täistiiru sooritamiseks, pöördub Maa oma telje ümber 22°9′23″ võrra. Seetõttu ka kaaslase trajektoori projektsioon maapinnal nihkub iga tiiru järel edasi sama nurga võrra, sõltumatult geograafilisest laiusest.

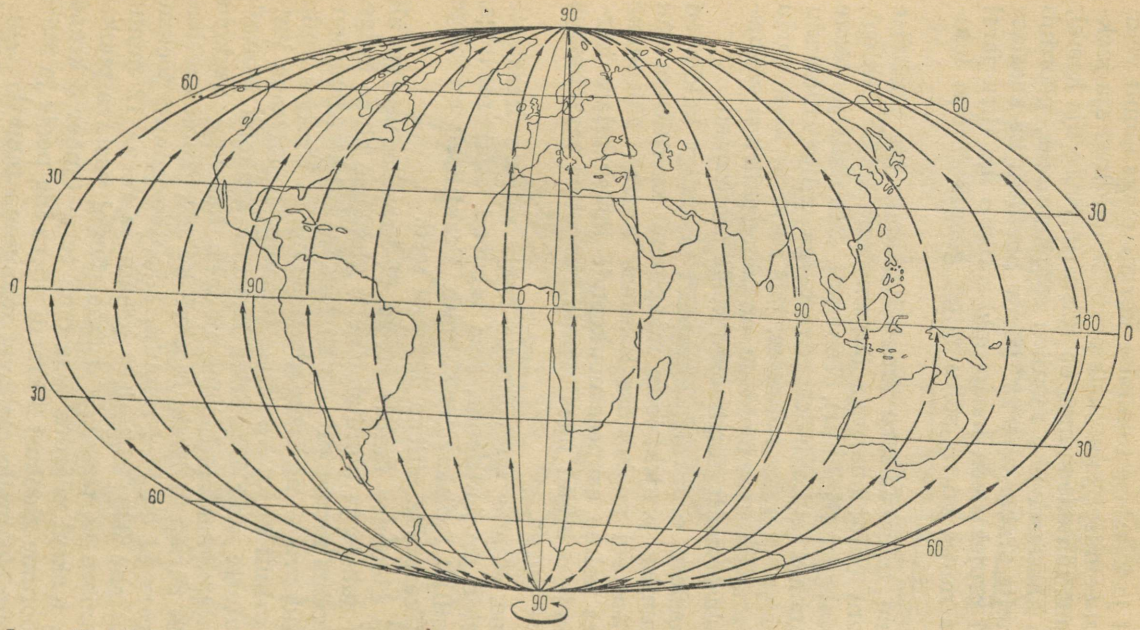
Niisugune tehiskaaslane ilmub ligikaudu iga poolteise tunni tagant õhtuhämaruses järgemööda Tokio, Pekingi, Lhasa, Srinagari (Kašmiir), Teherani, Istanbuli ja teiste linnade kohale, sukeldudes pärast iga sellist ülelendu Maa täisvarju. Nendes kohtades, mis sattusid Maa varju vahetult enne kaaslase ülelendu, on päikesekiirtest valgustatud kaaslase vaatlustingimused kõige soodsamad.

Kui kaaslase orbiit on ekvaatori tasandiga kaldu, on tema liikumise projektsioon maapinnal keerulisem kui ekvaatorilise või pooluselise kaaslase korral. Niisugune juht esines kolme esimese nõukogude tehiskaaslase korral — nende orbiidid moodustasid ekvaatori tasapinnaga 65-kraadise nurga.

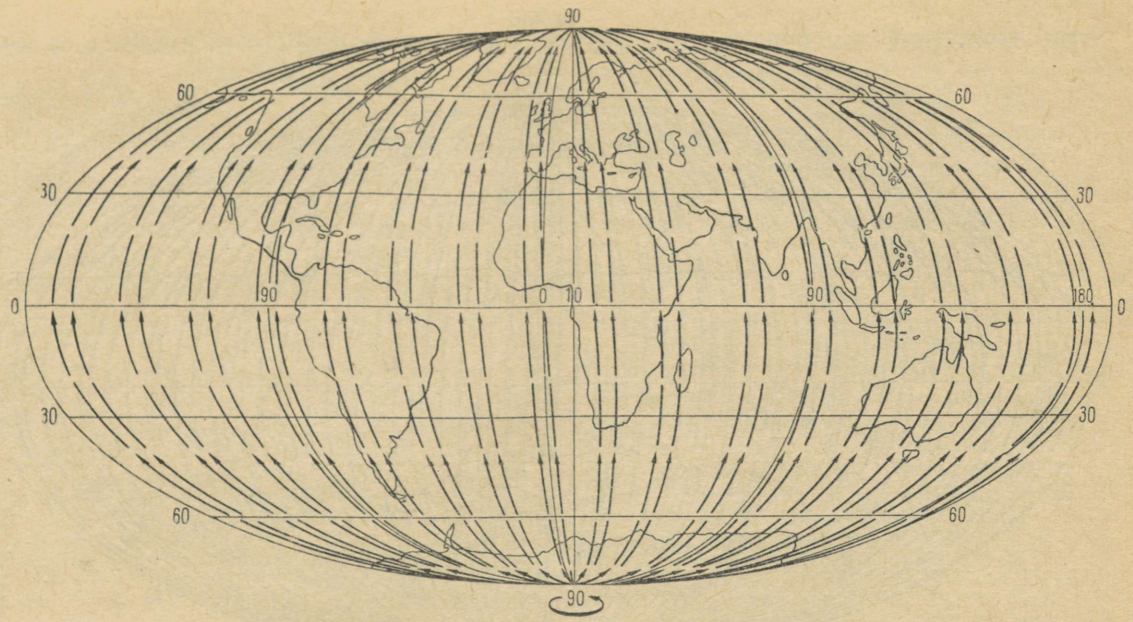
Vaatleme, kuidas on võimalik leida selliste kaaslaste trajektooride projektsioone, mis lubavad alati määrata, kuhu ja millal tehiskaaslane ilmub. Praktiliselt on kõige mugavam kasutada selleks järgmist teed.

Paneme gloobuse ümber rõnga 65-kraadise nurga all ekvaatori suhtes ja kinnitame selle gloobuse aluse külge. Teatud kindlal momendil — näiteks siis, kui kaaslane lendab üle Moskva — pöörame gloobuse nii, et Moskva asuks kaaslase orbiiti kujutava rõnga tasandis. Nüüd saab lihtsate arvutuste abil fikseerida kaaslase asukoha ükskõik millisel ajamomendil. Leiame näiteks kaaslase asukoha 12 minutit pärast ülelendu Moskva kohalt. Kuna kaaslase tiirlemisperiood on 96,2 minutit, siis ühe minuti jooksul läbib kaaslane 360 : 96,2 = 3,74 kraadi ja seega 12 minuti jooksul umbes 45 kraadi. Märgime rõngal vastava punkti. Selle aja jooksul pöördus Maa oma telje ümber 3 kraadi võrra. Pöörame gloobust 3 kraadi võrra ida poole ja märk rõngal näitabki meile otsitavat maapinna punkti.

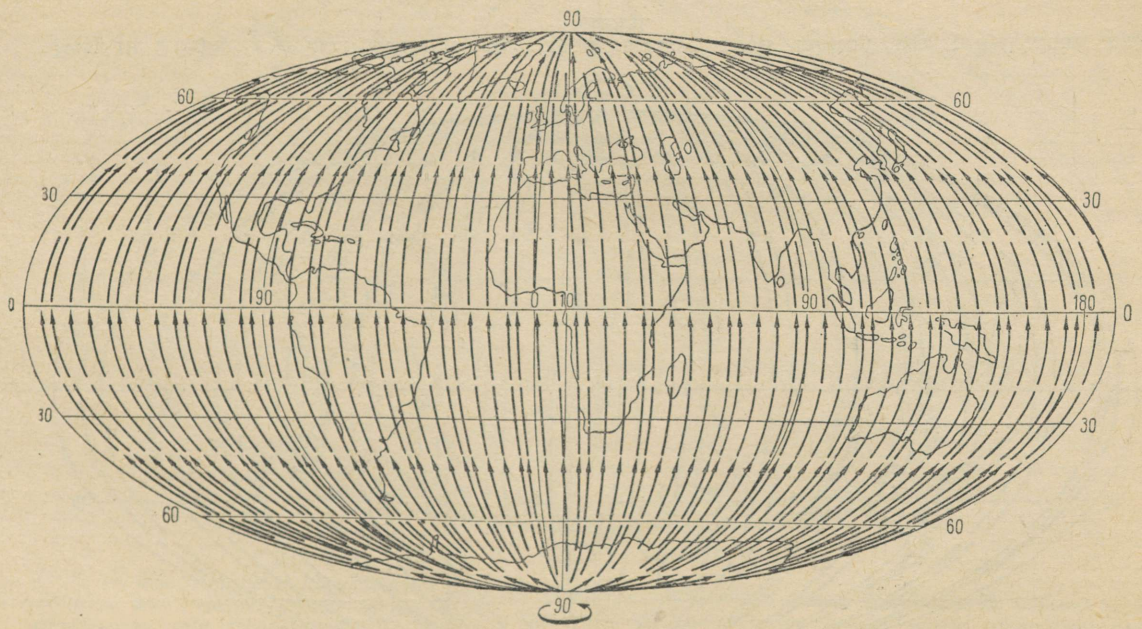
Analoogiliselt lahendatakse ka selle ülesande pöördülesanne: missugusel hetkel lendab tehiskaaslane üle



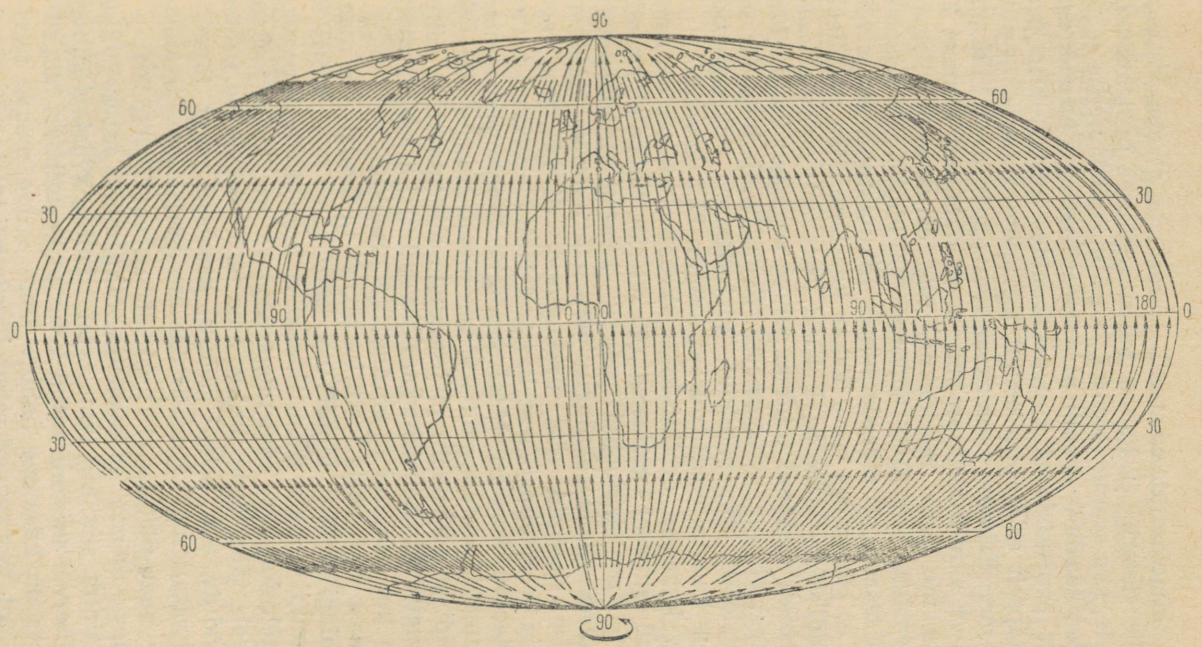
Joon. 18. 210 kilomeetri kõrgusel üle pooluste lendav tehiskaaslane jõuab ühe ööpäeva jooksul teha rohkem kui 16 tiiru ümber maakera. Siin on näidatud kaaslase tee nende osade projektsioonid maapinnal, mis läbitakse päikesevalguses, s. o. juhul, kui kaaslasel asuv vaatleja võib hästi näha Maad.



Joon. 19. 2 ööpäeva jooksul päikesest valgustatud kaaslase poolt läbitud tee projektsioon maapinnal.



Joon. 20. 4 ööpäeva jooksul päikesest valgustatud kaaslase poolt läbitud tee projektsioon maapinnal.



Joon. 21. Ühe nädala jooksul liigub kaaslane päikesevalguses pooluselt pooluseni 114 korda. Tema liikumise tee projektsioon moodustab nii tiheda võrgu, et naaberjoonte vaheline kaugus on kõigest 3°9′.

mingi konkreetse maakoha või kas ta sealt üldse üle lendab.

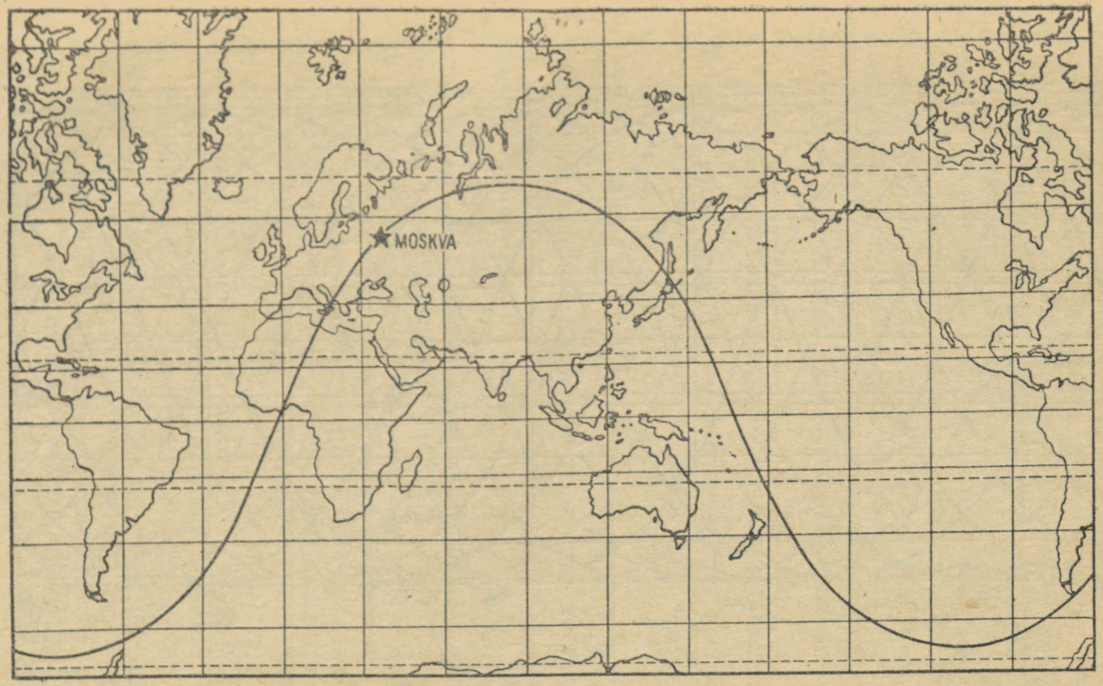
Kui kirjeldatud meetodil joonestada gloobusele veidi üle ühe «keeru» ja kanda see silindrilises projektsioonis kaardile, siis saame joonisel 22 kujutatud lainelise joone. Jätkates kaaslase orbiidi projekteerimist gloobusele, osutub, et projektsiooni kuueteistkümnes keerd ühtib peaaegu täpselt esimese keeruga, seitsmeteistkümnes — teisega jne. Esimese tehiskaaslase ööpäevase liikumise skeem on silindrilises projektsioonis näidatud joonisel 23.

Nagu me juba märkisime, tegi esimene nõukogude tehiskaaslane 15 tiiru ööpäevas. Eeldame, et kaaslase orbiidi tasand jäi tähtede suhtes liikumatuks, seega võib öelda, et pärast iga tiiru lõikas kaaslane Maa paralleele 24 kraadi võrra lääne poolt. Kuid teatavasti pöördus kaaslase orbiidi tasapind tähtede suhtes aeglaselt ümber Maa telje (esineb nn. pretsessioon). Seetõttu oli kaaslase tee projektsiooni ja paralleelide järjestikuste lõikepunktide vaheline kaugus veidi suurem (umbes 24,5 kraadi).

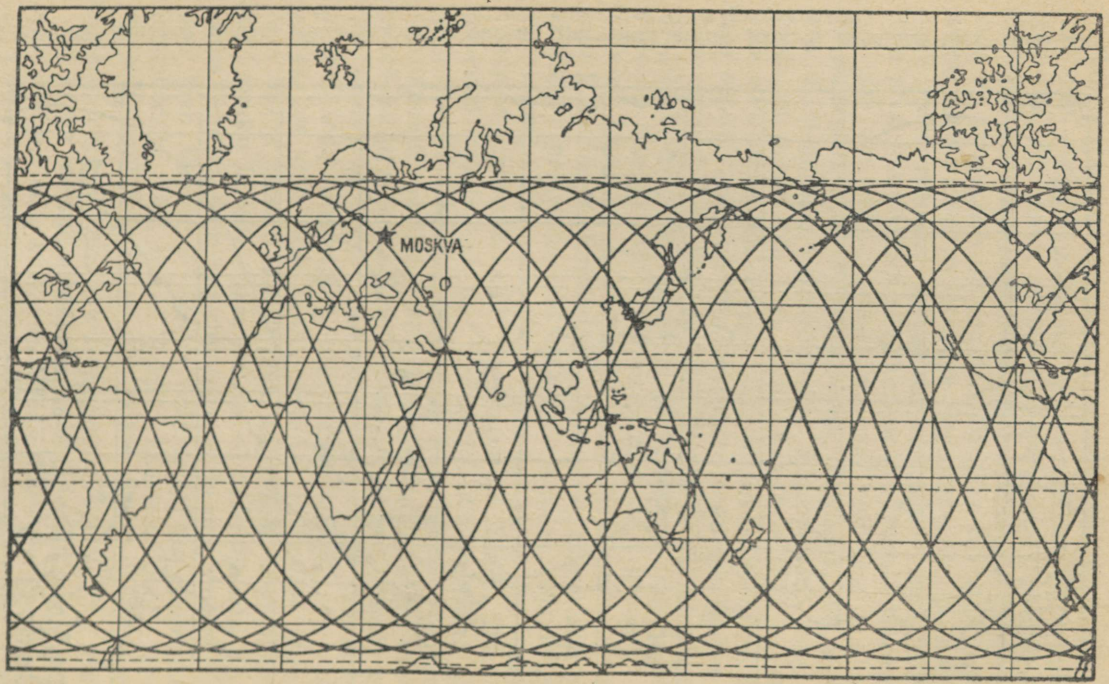
Teise kaaslase orbiidi kalle ekvaatori suhtes oli sama suur kui esimesel kaaslaselgi (65 kraadi). Seega olid nende orbiitide projektsioonid mingil kindlal ajamomendil ühesugused. Esimesel pilgul võib näida, et ka kaaslaste liikumise skeemid olid ühesugused. Siiski need aga erinevad teineteisest, sest kaaslastel olid erinevad tiirlemisperioodid. Seetõttu Maal oma telje ümber pöörlemisel oli kummagi kaaslase suhtes erinev asend. Maa paralleelide ja orbiidi projektsiooni järjestikuste lõikepunktide vaheline kaugus oli teise tehiskaaslase puhul 1,8 kraadi võrra suurem kui esimesel ja võrdus 26,3 kraadiga.

Kaaslast võib välja lasta ka nii, et ta lendab üle maakera mingi punkti ainult üks kord, s. o. teist korda ta selle punkti kohale enam kunagi ei ilmu. Selleks peavad olema tehiskaaslase tiirlemisperiood ja aeg, mille jooksul Maa teeb täispöörde ümber oma telje, teineteise suhtes ühismõõduta ehk, teisiti öeldes, kaaslase poolt täheööpäeva jooksul sooritatud tiirude arv peab olema irratsionaalarv, nagu näiteks $11\sqrt{2}=15{,}566\ldots$ või $5\pi=15{,}707\ldots$.

On kerge mõista, et kaaslane võib ilmuda antud punkti kohale ainult siis, kui tema orbiidi kalle ekvaatori suhtes on võrdne või suurem antud koha geograafilisest laiusest. Seejuures on kaaslane nähtav kõigi nende maade territooriumidel, mis asuvad mingi kindla põhjalaiusega paral-



Joon. 22. Esimese tehiskaaslase liikumise skeem aja vältel, mille jooksul kaaslane teeb veidi üle ühe tiiru ümber Maa (Holli stereograafiline projektsioon).



Joon. 23. Esimese tehiskaaslase liikumise projektsioon ühe ööpäeva jooksul (Holli stereograafiline projektsioon).

leeli ja sama suure lõunalaiusega paralleeli vahel. Seega on ta niisugune tehiskaaslane, et lastes ta välja näiteks Moskvast, lendab ta kindlasti üle peaaegu kõigidest Lääne-Euroopa maadest (välja arvatud põhjas asuvad maad); lastes aga kaaslase välja Nõukogude Liidu kõige lõunapoolsemast linnast Kuškast, võib valida sellise orbiidi, et kaaslane üldse ei lendaks üle Euroopa, välja arvatud Pürenee poolsaare kõige lõunapoolsem osa.

Teatavasti lasti rahvusvahelise geofüüsika aasta jooksul Nõukogude Liidu territooriumilt välja veel teisi Maa tehiskaaslasi. Kõik need kaaslased lendavad üle osast Euroopa ja Põhja-Ameerika maadest, peaaegu üle kogu Lõuna-Ameerika, Austraalia ja Aafrika territooriumide.

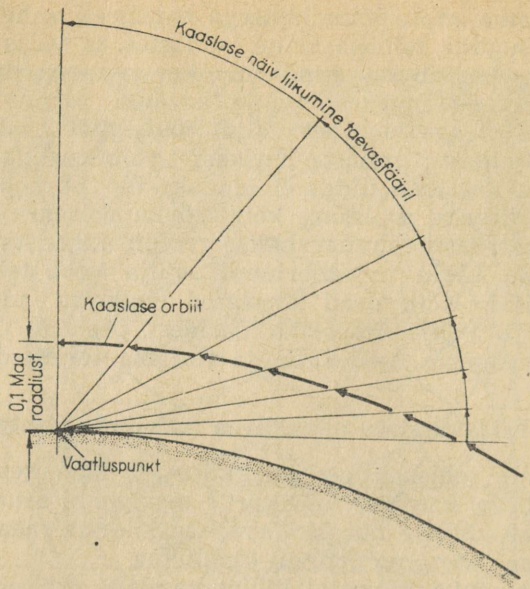
3. Tehiskaaslase nurkkiirus maapinna suhtes [1]

Erinevalt tehiskaaslase nurkkiirusest Maa keskpunkti suhtes näitab kaaslase nurkkiirus maapinnal asuva vaatleja suhtes, millise nurga võrra, vaadelduna maapinnalt, nihkub kaaslane oma orbiidil ajaühikus.

200 kilomeetri kõrgusel liikuv kaaslane nihkub taevavõlvil seniidi läbimise momendil maapinnal asuva vaatleja suhtes sama suure nurkkiirusega (näiva kiirusega) nagu 1000-kilomeetrise tunnikiirusega lendav lennuk 7130 meetri kõrgusel või 500-kilomeetrise tunnikiirusega lendav lennuk 3065 meetri kõrgusel. Sellest on näha, et tehiskaaslast on kerge vaateväljas hoida. Reeglina lendavad kõik kaaslased kõrgemal kui 200 kilomeetrit, sel juhul on aga näiv liikumiskiirus veelgi väiksem.

Kui tehiskaaslane ei asu seniidis, vaid madalal horisondi kohal, siis on teda taevavõlvil liikumise kiiruse seisukohast veelgi kergem jälgida. Tõepoolest, geomeetrilistest kaalutlustest järgneb, et tõusu (ja loojangu) momendil liigub kaaslane oma orbiidi tasandis oleva vaatleja suhtes samasuguse näiva nurkkiirusega, nagu ta tegelikult liigub Maa keskpunkti suhtes. Kuid pärast tehiskaaslase tõusu hakkab tema kiirus vaatleja suhtes (kaaslase näiva liikumise kiirus taevavõlvil) kiiresti kasvama, kusjuures kiiruse kasv on seda suurem, mida madalamal asub kaaslase orbiit (joon. 24). Kui näiteks kaaslase orbiit asub Maa raadiuse kõrgusel, siis on kaaslase nurkkiirus vaatleja

[1] Siin vaadeldakse ainult ringilisi orbiite.



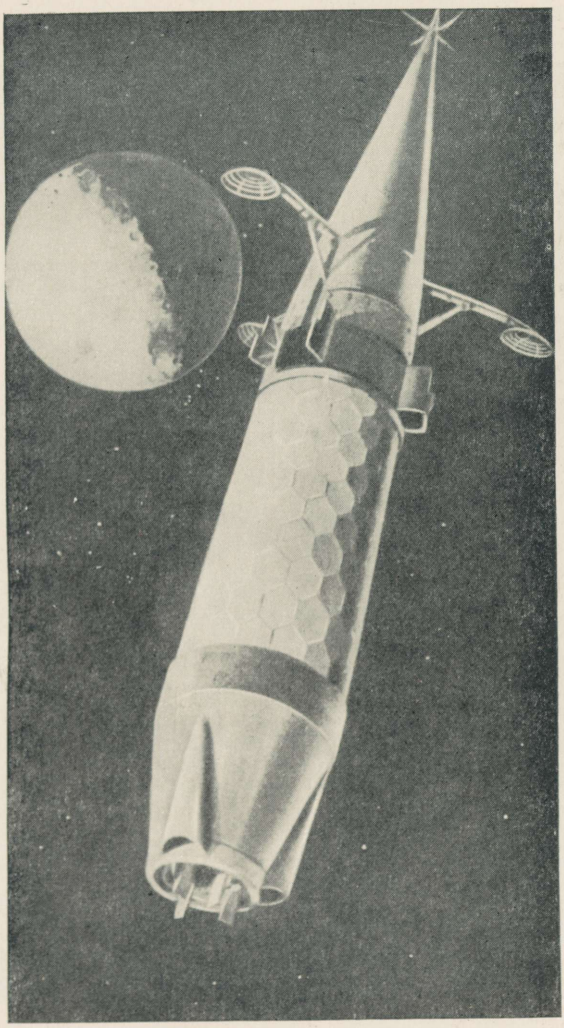
Joon. 24. Tõusumomendil on tehiskaaslase näiv kiirus minimaalne. Koos kaaslase kõrguse suurenemisega hakkab tema nurkkiirus vaatleja suhtes (kaaslase liikumise näiv kiirus taevavõlvil) kiiresti kasvama.

suhtes seniidis kaks korda suurem kui horisondil; 300 kilomeetri kõrgusel liikuva tehiskaaslase nurkkiirus on seniidis aga juba 22 korda suurem kui horisondil. Kui kaaslase liikumise nurkkiirus Maa keskpunkti suhtes oleks sama suur, nagu ta on seniidi läbimise momendil maapinnal asuva vaatleja suhtes, siis teeks kaaslane täistiiru ümber Maa nelja minutiga.

Pärast seniidi läbimist hakkab tehiskaaslase liikumine vaatleja suhtes aeglustuma ja loojangu momendil liigub kaaslane sama kiirusega, millega ta liikus tõusumomendilgi.

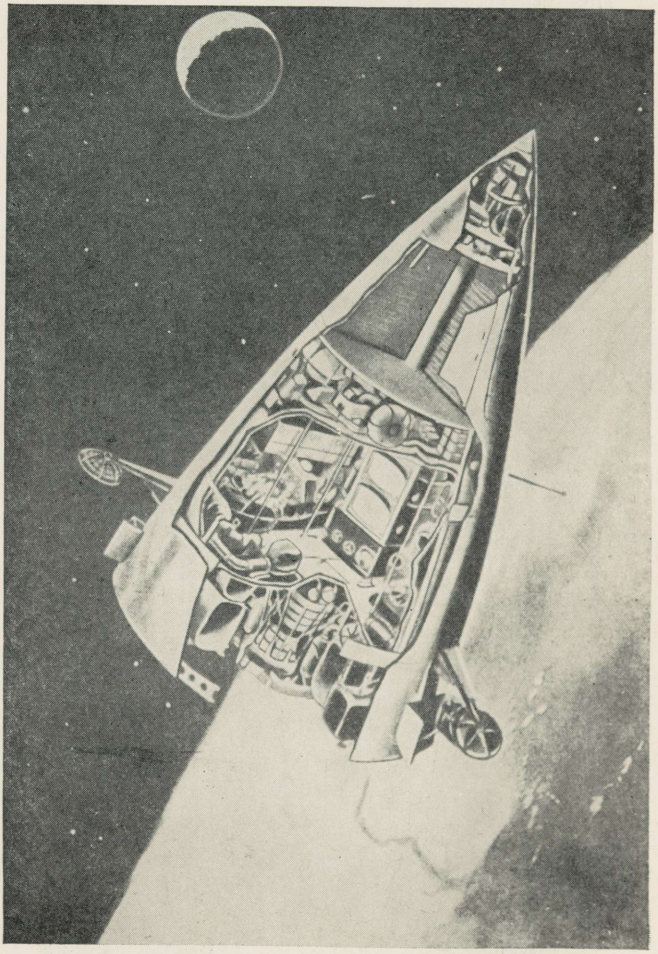
Olgu muuseas märgitud, et Kuu nurkkiirus vaatleja suhtes muutub samuti sõltuvalt Kuu asendi muutumisest taevavõlvil. Kuna aga Kuu ja Maa vaheline kaugus on suur, siis on see nurkkiiruse muutus tähtsusetu: seniidis ületab nurkkiiruse väärtus ainult 1,7% võrra nurkkiiruse väärtuse horisondil.

Foto V



Mitmeastmeline orbitaalne rakett (Gatlandi, Kunesch'i ja Dixoni projekti järgi).

Foto VI



Eelmise raketi esiosa, mis kujutab endast tehiskaaslast.

Tabelis 13 on toodud tehiskaaslaste nurkkiiruste väärtused seniidis maapealse vaatleja suhtes erinevatel kaaslase kõrgustel (nurkkiiruse väärtused on antud ka kõrgustel 100—150 kilomeetrit, kus praktiliselt võib lennata ainult mootoriga varustatud tehiskaaslane). Tabeli viimases veerus on toodud seniidis asuva kaaslase nurkkiiruse suhe nurkkiirusesse, mis kaaslasel on horisondil. Eespool öeldust järgneb, et viimases veerus toodud arvud näitavad ka seda, mitu korda on tehiskaaslase nurkkiirus vaatleja suhtes suurem tema nurkkiirusest Maa keskpunkti suhtes. Järelikult, määrates vaatluste abil tehiskaaslase näivad kiirused horisondil ja seniidis, saame me tabelist leida ka tema lennukõrguse.

Tabel 13

Tehiskaaslase nurkkiirus seniidis (vaatleja suhtes)

Lennukõrgus kilomeetrites	Ühes sekundis vaatleja suhtes läbitud nurk (kaaslane asub seniidis)	Seniidis asuva kaaslase nurkkiiruse suhe nurkkiirusesse, mis kaaslasel on horisondil	Lennukõrgus kilomeetrites	Ühes sekundis vaatleja suhtes läbitud nurk (kaaslane asub seniidis)	Seniidis asuva kaaslase nurkkiiruse suhe nurkkiirusesse, mis kaaslasel on horisondil
100	4°29'53"	64,8	500	0°34'56"	13,8
150	2°59'13"	43,5	1000	0°25'17"	7,4
200	2°13'55"	32,9	2000	0°18'37"	4,2
250	1°46'43"	26,5	3000	0°07'29"	3,1
300	1°28'36"	22,3	6378	0°03'21"	2,0
400	1°05'57"	16,9			

Kui me ei arvesta Maa pöörlemist ümber oma telje, siis on tehiskaaslase nurkkiirus Maa keskpunkti suhtes konstantne suurus, s. o. ta ei sõltu kaaslase orbiidi tasapinna asendist ruumis. Kuid isegi seniidis on nurkkiirus erinevatel laiustel asuvate vaatlejate suhtes erinev. See erinevus on tingitud Maa lapikusest. Mida lähemal poolusele asub vaatleja, seda suurem on kaaslase kõrgus seniidis ja seda väiksem on järelikult tema nurkkiirus. Tabelis 14 on kaaslase erinevate kõrguste jaoks näidatud, mitme protsendi võrra on pooluselise tehiskaaslase nurkkiirus seniidis

Tabel 14

Pooluselise tehiskaaslase nurkkiirus seniidis (Maal asuva vaatleja suhtes)

Lennukõrgus ekvaatori kohal (kilomeetrites)	Mitme protsendi võrra on kaaslase nurkkiirus poolusel asuva vaatleja suhtes väiksem nurkkiirusest ekvaatoril asuva vaatleja suhtes	Lennukõrgus ekvaatori kohal (kilomeetrites)	Mitme protsendi võrra on kaaslase nurkkiirus poolusel asuva vaatleja suhtes väiksem nurkkiirusest ekvaatoril asuva vaatleja suhtes
100	17,61	400	5,07
150	12,47	500	4,10
200	9,66	600	3,44
250	7,88	1000	2,09
300	6,65	2000	1,06

Tabel 15

0,1 Maa raadiuse kõrgusel liikuva ekvaatorilise tehiskaaslase nurkkiiruse muutumine kaaslase liikumisel horisondist kuni seniidini (ekvaatoril asuva vaatleja suhtes)

Tehiskaaslase kõrgus horisondi kohal	Nurk, mille võrra kaaslane ühes sekundis nihkub vaatleja suhtes	Vaatleja suhtes võetud nurkkiiruse suhe nurkkiirusesse Maa keskpunkti suhtes	Tehiskaaslase kõrgus horisondi kohal	Nurk, mille võrra kaaslane ühes sekundis nihkub vaatleja suhtes	Vaatleja suhtes võetud nurkkiiruse suhe nurkkiirusesse Maa keskpunkti suhtes
0°	4'6"	1,00	50°	28'58"	7,05
10°	6'22"	1,55	60°	35'23"	8,61
20°	10'13"	2,49	70°	40'35"	9,88
30°	15'37"	3,80	80°	43'59"	10,71
40°	22'7"	5,38	90°	45'11"	11,00

poolusel asuva vaatleja suhtes väiksem sama kaaslase nurkkiirusest seniidis ekvaatoril asuva vaatleja suhtes (viimasena märgitud nurkkiirus on loetud võrdseks 100 protsendiga). Nagu tabelist näeme, kahaneb see suhe kaaslase lennukõrguse kasvades väga järsult. Tabelis toodud kõrgused 100 ja 150 kilomeetrit pakuvad huvi ainult kas kaaslase maapinnale langemise perioodil või mootoriga varustatud tehiskaaslaste liikumisel.

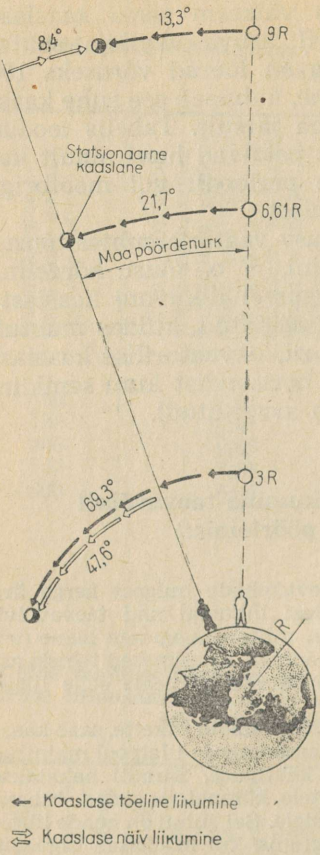
Kaaslase nurkkiiruse juurdekasv vaatleja suhtes tõusumomendist kuni kulminatsioonini, s. o. tõusu kõrgeima punktini, toimub erinevatel kõrgustel liikuvate kaaslaste korral erinevalt. Tabelis 15 on näidatud, kuidas muutub vaatleja jaoks, kes asub ekvaatoril, ekvaatorilise kaaslase nurkkiirus kaaslase liikumisel horisondist kuni seniidini (Maa pöörlemise mõju ei ole siin arvestatud).

4. Tehiskaaslase näiv liikumine taevavõlvil (arvestades Maa pöörlemist)

Esimesi tehiskaaslasi on teiste taevakehade hulgast kerge ära tunda: erinevalt teistest taevakehadest liiguvad nad taevavõlvil alati põhja, kirde, ida, kagu või lõuna, mitte kunagi aga lääne (või edela ja loode) suunas. See seletub asjaoluga, et esimesed tehiskaaslased lastakse välja Maa pöörlemise suunas ja peale selle liiguvad nad ka väikestel kõrgustel.

Edaspidi, kui hakatakse kasutama võimsamaid rakette, saab kaaslasi välja saata Maa pöörlemisele vastassuunas ja ülalpool mainitud tehiskaaslaste eraldustunnus kaotab kehtivuse. Samuti hakatakse kaaslasi laskma tulevikus ka suurematele, kümnete ja sadade tuhandete kilomeetriteni ulatuvatele kõrgustele. Sel juhul on nende liikumiskiirus suhteliselt nii väike, et isegi siis, kui kaaslased liiguksid tähtede suhtes Maa pöörlemise suunas (s. o. läänest itta), jääksid nad maapealsest vaatlejast, kes pöörleb koos Maaga ümber Maa telje suurema nurkkiirusega kui kaaslased, ikkagi tunduvalt maha. Seetõttu näib vaatlejale, et tehiskaaslased liiguvad lääne suunas. Rangelt võttes on see kõik õige ainult ekvaatoriliste kaaslaste korral, kõik teised kaaslased liiguvad edela või loode suunas. Seega on ka suurtel kõrgustel tiirlevate mitteekvaatoriliste kaaslaste liikumisel tunnus, mis võimaldab neid eraldada teistest taevakehadest.

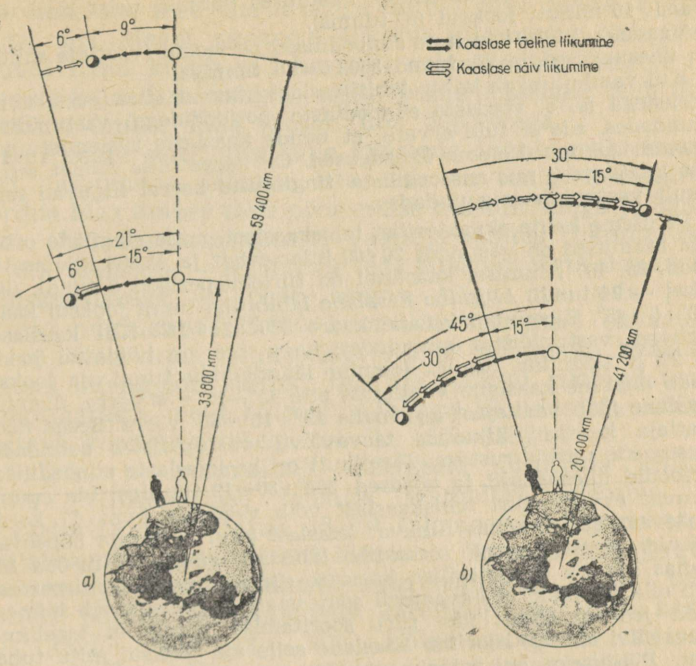
Kui tehiskaaslane lastakse välja ekvaatori tasapinnas Maa pöörlemisele vastassuunas, siis liigub ta Maal asuva vaatleja suhtes idast läände ja seejuures seda aeglasemalt, mida suurem on ta kõrgus. Kui aga lasta kaaslane välja Maa pöörlemise suunas, siis sõltuvalt tema lennukõrgusest võib ta vaatleja suhtes liikuda kas päri- või vastassuunas. Jooniselt 25 näeme, et väikestel kõrgustel on kaaslase nurkkiirus suurem Maa nurkkiirusest ja maa-



Joon. 25. Tehiskaaslaste liikumise suund Maal asuva vaatleja suhtes sõltub kaaslase kõrgusest. Statsionaarsest kaaslasest madalamal asuvad kaaslased liiguvad näivalt ida suunas, kõrgemal asuvad aga lääne suunas, olgugi et nii ühed kui ka teised liiguvad tegelikult ida suunas.

pealse vaatleja suhtes liigub ta vastassuunas taevakehade liikumisega [1]. Kuid kaaslase kõrguse suurenedes tema suhteline nurkkiirus väheneb, kuni statsionaarse kaaslase korral see lõpuks võrdsustub nulliga. Tehiskaaslase kõrguse edasisel suurendamisel paistab maapealsele vaatlejale, et kaaslane liigub lääne suunas, olgugi et «liikumatute tähtede» suhtes liigub ta tegelikult ida poole. Mida kaugemal Maast kaaslane asub, seda enam hakkab tema suhteline nurkkiirus liginema Maa nurkkiirusele ja lõpmatult suure kauguse korral saavad kaaslase ja Maa nurkkiirused võrdseteks (teoreetiline juht).

[1] On huvitav märkida, et selline nähtus esineb ka Marsil tema kaaslase (Phobose) liikumisel (muidugi kujuteldava vaatleja suhtes).



Joon. 26. Mõlemal joonisel toodud juhul näib vaatlejale, et kaaslased liiguvad ühesuguste kiirustega vastupidistes suundades, olgugi et tegelikult esimesel juhul (*a*) nende liikumise suunad ühtivad, kuid teisel juhul (*b*) on vastupidised.

Seega näib maapealsele vaatlejale, et tehiskaaslased liiguvad vastassuunas, olgugi et tegelikult nende liikumise suund ühtib Maa liikumise suunaga.

Vaatleme kahte tehiskaaslast, mis liiguvad ekvaatori tasapinnas ringilistel orbiitidel raadiustega 33 800 ja 59 400 kilomeetrit Maa pöörlemise suunas, s. o. läänest itta (joon. 26, a). Oletame, et mingil kindlal ajamomendil asuvad mõlemad kaaslased ühes ja samas taevavõlvi punktis vaatleja pea kohal — nimelt seniidis. Madalamal asuv kaaslane, mille tiirlemisperiood on 17,1 tundi, katab oma orbiidil ühe tunniga kaare $360° : 17{,}1 = 21°$. Kõrgemal asuv kaaslane, mille tiirlemisperiood on 40 tundi, läbib sama aja jooksul kaare $360° : 40 = 9°$. Seejuures aga vaatleja, kes võtab osa Maa ööpäevasest pöörlemisest, liigub sama aja jooksul $360° : 24 = 15°$ võrra ida poole. Järelikult jõuab madalamal asuv kaaslane ühe tunni jooksul vaatlejast $21° - 15° = 6°$ võrra ette, kõrgemal asuv kaaslane jääb temast $15° - 9° = 6°$ võrra maha. Vaatlejale aga näib,

et kaaslased liiguvad taevaskeral erinevates suundades (alumine ida poole ja ülemine lääne poole), kusjuures kumbki neist läbib ühe kraadi 10 minuti jooksul (6° tunnis).

Vaadeldud tehiskaaslaste sünoodilised perioodid (vaatleja suhtes) on ühesuurused ja võrduvad 360 : 6=60 tunniga.

Kui vaatleja näeb kahte tehiskaaslast liikuvat ühesuguste nurkkiirustega (s. o. võrdsete sünoodiliste perioodidega) vastupidistes suundades, siis ei tule arvata, et nende kaaslaste tiirlemissuunad peavad igal juhul olema ühesugused. On kerge tuua näidet sellistest kaaslastest, mis analoogiliste tingimuste korral liiguvad tegelikult vastupidistes suundades.

Vaatleme kahte ekvaatorilist tehiskaaslast, mille ringiliste orbiitide raadiused on vastavalt 20 400 kilomeetrit ja 41 200 kilomeetrit (joon. 26, b). Alumisel kaaslasel on tiirlemisperiood 8 tundi, ülemisel — 24 tundi. Alumine kaaslane läbib ühe tunni jooksul kaare 360° : 8=45°, ülemine kaaslane kaare 360° : 24=15°. Kui kaaslased liiguvad vastupidistes suundades, nagu see on näidatud joonisel 26, b (alumine itta ja ülemine läände), siis tunni aja jooksul jõuab alumine kaaslane vaatlejast ette 45°—15°=30°võrra, ülemine kaaslane jääb vaatlejast aga maha 15°+15°=30° võrra. Seega näeb vaatleja kaaslasi liikumas taevavõlvil vastupidistes suundades ühesuguste nurkkiirustega. Järelikult on ka kaaslaste sünoodilised perioodid ühesugused ja võrdsed 360° : 30=12 tunniga. Ida suunas liikuvat ekvaatorilist tehiskaaslast võib vaadelda kuni 17 korda ööpäevas, lääne suunas liikuvat kaaslast kuni 19 korda ööpäevas.

Kuid statsionaarsele orbiidile lähedast ringjoont mööda ida suunas liikuva ekvaatorilise kaaslase sünoodiline tiirlemisperiood võib olla nii pikk, et ekvaatoril asuv vaatleja registreerib inimese eluea jooksul ainult ühe tiiru sooritamise, olgugi et tegelikult (taevavõlvi suhtes) sooritab kaaslane selle aja jooksul mitu tuhat tiiru. Põhjuseks on asjaolu, et niisuguse tehiskaaslase ja Maa nurkkiirused on peaaegu võrdsed.

Üks ja sama tehiskaaslane võib maakera antud punkti kohal lennata kord lõunast põhja, kord aga põhjast lõunasse. Vaadeldava nähtuse põhjuseks ei ole muidugi kaaslase orbiidil liikumise suuna muutumine (see oleks võimatu), vaid asjaolu, et kui kaht vaatlust eraldava ajavahemiku jooksul Maa on teinud poolpöörde, siis muutub kaaslase liikumise suund taevaskera suhtes vastupidiseks.

5. Statsionaarne tehiskaaslane

Kuna taevakehade vahel mõjuvad vastastikused külgetõmbejõud, siis ei saa ehitada sellist tehiskaaslast, mis planeetidevahelises ruumis jääks liikumatuks: niisugune kaaslane langeks paratamatult tagasi Maale. Küll on aga võimalik ehitada kaaslast, mis tähtede suhtes liigub, kuid Maal asuva vaatleja suhtes on paigal.

Tõepoolest, nagu eespool on öeldud, kasvab Maa ja kaaslase vahelise kauguse suurenedes ka kaaslase tiirle-

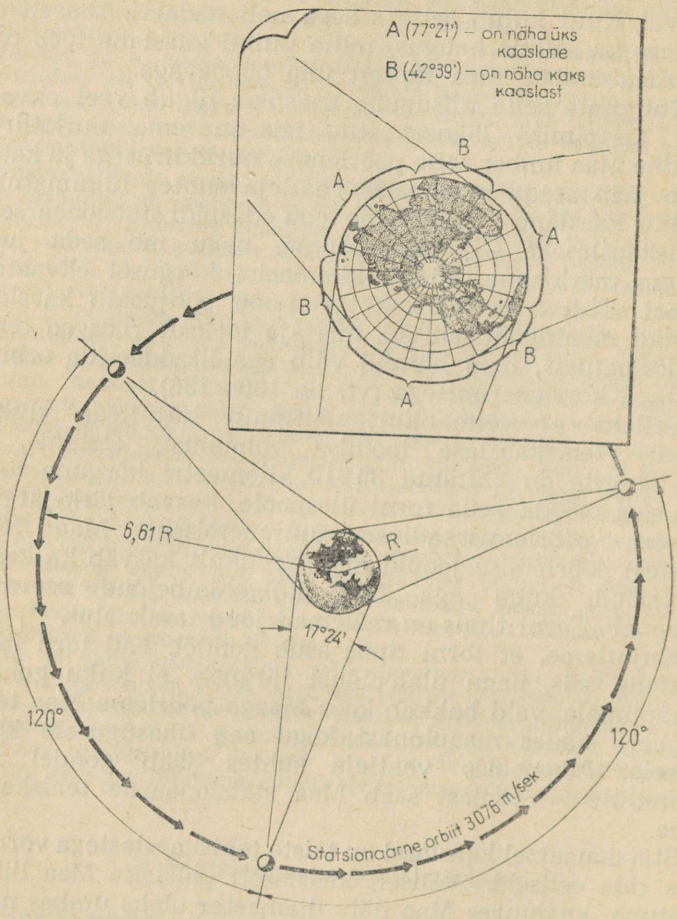
misperiood. Kui maapinnast 265 kilomeetri kõrgusel liikuv kaaslane teeb ühe täistiiru ümber Maa poolteise tunniga, siis Maast peaaegu 400 000 kilomeetri kaugusel asuval Kuul kulub selleks aega neli nädalat. Ilmselt on olemas ka selline kaugus, mille puhul kaaslane teeb ühe täistiiru ümber Maa täpselt ühe ööpäevaga.

Kui peale selle niisugune kaaslane liigub veel ekvaatori tasapinnas läänest itta, siis on tema nurkkiirus võrdne Maa ümber telje pöörlemise nurkkiirusega ja kaaslane jääb seega maapealse vaatleja suhtes liikumatuks. Selline kaaslane — nimetame teda edaspidi statsionaarseks tehiskaaslaseks — peab asuma, nagu me seda juba varem märkisime, 35 810 kilomeetri kõrgusel ekvaatori kohal. Tõsi küll, Kuu külgetõmme põhjustab kaaslase orbiidi mõningaid häireid, mis aja jooksul rikuvad tema «liikumatust», neid häireid võib aga likvideerida orbiidi vastava korrigeerimisega (vt. lk. 130—138).

Selleks et võimalikult näitlikult kujutleda «liikumatu» tehiskaaslase loomise võimalust, oletame, et ekvaatorile on ehitatud 35 810 kilomeetri kõrgune torn. Tõustes mööda seda torni ülespoole, kasvab järk-järgult (seoses pöörlemisraadiuse suurenemisega Maa telje suhtes) pöörlemise joonkiirus. Järelikult kasvab ka kesktõrjejõud, kuna aga Maa külgetõmbejõud seevastu kahaneb. Torni tipus on mõlemad jõud tasakaalus.

Kujutleme, et torni tipus asub gondel. Kui torn lammutada, siis, nagu ülalöeldust järgneb, ei kuku gondel maapinnale, vaid hakkab koos Maaga pöörlema Maa telje ümber, jäädes maapinnast kogu aeg ühesugusele kaugusele. Maapealse vaatleja suhtes jääb gondel liikumatuks — temast saab Maa statsionaarne tehiskaaslane.

Statsionaarsel kaaslasel on teiste tehiskaaslastega võrreldes rida eeliseid. Selliselt kaaslaselt paistaks Maa liikumatuna, kusjuures Maa näiv diameeter oleks umbes nelikümmend korda suurem kui Kuu näiv diameeter Maalt vaadatuna, Maa näiv pindala oleks aga 1600 korda suurem Kuu näivast pindalast. Statsionaarse kaaslase meeskonnal oleks suunatavate raadiolainete ja valgussignaalide abil kerge Maaga sidet pidada. Statsionaarsele tehiskaaslasele lendamiseks ei oleks vaja oodata, millal kaaslane jõuab stardikoha suhtes sobivasse asendisse — sinna võiks lennata igal ajal.



Joon. 27. Selleks et üheaegselt vaadelda statsionaarsete tehiskaaslaste abil tervet Maakera pinda, läheb vaja vähemalt kolme statsionaarset kaaslast.

Nagu nähtub jooniselt 27, on tarvis kogu maakera pinna vaatlemiseks, välja arvatud polaaralad, mida ekvaatorilistelt (statsionaarsetelt) kaaslastelt ei näe, vähemalt kolm statsionaarset tehiskaaslast.

Tabelis 16 on toodud statsionaarsete tehiskaaslaste põhilised karakteristikud.

Tabel 16

Statsionaarsete tehiskaaslaste põhilised karakteristikud

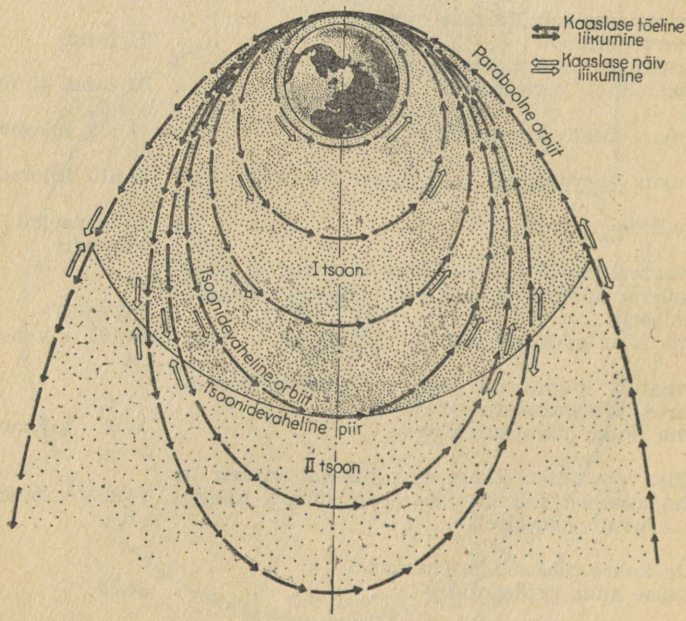
Tiirlemisperiood Päikese suhtes (päikeseperiood)	24 tundi
Tiirlemisperiood taevaskera suhtes (sideeriline periood)	23 tundi 45 min. 4 sek.
Kaugus Maa keskpunktist	42 188 kilomeetrit
Kaugus ekvaatorist	35 810 kilomeetrit
Ringiline kiirus	3076 meetrit sekundis
Ekvaatori kaare pikkus, mille ulatuses on tehiskaaslane nähtav ja mis on vaadeldav sellelt kaaslaselt	162°36'30"
Sama kaar pikkusühikutes	18 102 kilomeetrit
Ekvaatori kaar, mis jääb välja kahe statsionaarse tehiskaaslase vaateväljast	34°47'
Sama kaar pikkusühikutes	3872 kilomeetrit
Sellise ekvaatori kaare kogupikkus, millelt on näha kaaslast kolmelt üksteisest võrdsel kaugusel asuvalt kaaslaselt	14 232 kilomeetrit
Selle kaare pikkuse ja ekvaatori pikkuse suhe protsentides	26,21

Kui tehiskaaslase orbiit asub Maa keskpunktist küll samal kaugusel nagu statsionaarse kaaslase orbiit (42 188 kilomeetrit), kuid mitte ekvaatori tasapinnas, siis kaaslase tiirlemisperiood jääb endiseks. Sel juhul ei paista aga kaaslane ühest ja samast maakera punktist vaadatuna pidevalt ühes ja samas suunas, vaid tema kõrgus horisondist on erinevatel aegadel erinev. Kui vaadelda teda aga ühel ja samal tähtajal, siis näeme teda siiski ühes ja samas taevaskera punktis.

6. «Kiikuvad» tehiskaaslased

Elliptilisel orbiidil tiirleva ekvaatorilise tehiskaaslase näiv liikumine võib osutuda maapealse vaatleja suhtes võnkliikumiseks: kaaslane võib liikuda algul läänest itta, seejärel idast lääne ja siis uuesti läänest itta. Selliseid kaaslasi nimetatakse kiikuvateks tehiskaaslasteks.

Joonisel 28 on kujutatud ekvaatoriliste tehiskaaslaste elliptilised orbiidid. Kuna esimeses tsoonis tiirlevate kaaslaste nurkkiirus on suurem Maa pöörlemise nurk-



Joon. 28. Elliptilisel orbiidil tiirleva ekvaatorilise tehiskaaslase näiv liikumine võib osutuda maapealse vaatleja suhtes võnkliikumiseks: kaaslane võib liikuda algul läänest itta, seejärel idast lääne ja siis uuesti läänest itta. Kuna esimeses tsoonis tiirlevate tehiskaaslaste nurkkiirus on suurem Maa pöörlemise nurkkiirusest, siis nende liikumise näiv ja tõeline suund ühtivad. Kui kaaslane on Maa ligidal, siis tema nurkkiirus on suur ja ta näib liikuvat ida poole. Tehiskaaslase lähenemisel joonisel näidatud kahe tsooni piirile tema näiv liikumine aeglustub pidevalt. Tsoonide piiril kaaslane hetkeks peatub ja hakkab seejärel liikuma vastassuunas, s. o. idast lääne (teine tsoon).

kiirusest, siis nende liikumise näiv ja tõeline suund ühtivad. Tehiskaaslase lähenemisel joonisel näidatud kahe tsooni lahutuspiirile tema näiv liikumine taevaskeral aeglustab. Momendil, kui kaaslane jõuab tsoonide piirile, ta nagu hetkeks peatub (nurkkiirus saab võrdseks nulliga) ja hakkab seejärel liikuma vastassuunas, s. o. idast läände (teine tsoon). Vastassuunaline liikumine kestab seni, kuni kaaslane jõuab uuesti kahe tsooni piirini. Pärast seda näiva liikumise suund jällegi muutub.

7. Perioodilised tehiskaaslased

Tehiskaaslast võib välja lasta ka nii, et teatud ajavahemiku järgi ta perioodiliselt ilmub tagasi maakera mingi kindla punkti kohale. Ajavahemiku jooksul, mille vältel Maa teeb tähtede suhtes ühe täispöörde (täheööpäeva jooksul), sooritab selline tehiskaaslane täisarvu tiire ja satub pärast ühe täheööpäeva möödumist sama punkti kohale tagasi. Sellist tehiskaaslast nimetatakse perioodiliseks kaaslaseks.

Olgu märgitud, et täheööpäev on päikeseööpäevast lühem. Nimelt teeb tähtede suhtes Maa ümber oma telje täispöörde mitte 24 keskmise (päikese-) tunniga, vaid 23 tunni 56 minuti 4 sekundiga. Täheaja ja keskmise (päikese-) aja erinevus tuleneb sellest, et Maa, pööreldes ümber oma telje, teeb aasta jooksul Päikese suhtes ühe täispöörde vähem kui tähtede suhtes. Seetõttu on täheaasta päikeseaastast ühe ööpäeva võrra pikem ja täheööpäev on tavalisest ööpäevast $\frac{24}{365{,}25}$ tunni, s. o. 3 minuti 56 sekundi võrra lühem. Tehiskaaslane võib lennata üle mingi kindla maakera punkti ühel ja samal päikeseajal, mille järgi me elame (mitte täheajal!), alles ühe aasta möödumisel, kui Maa on teinud ümber oma telje nii Päikese kui ka tähtede suhtes täisarvu pöördeid (vastavalt 365 ja 366 pööret).

Kui kaaslane teeb ühes täheööpäevas 16 tiiru ümber Maa, siis iga täistiiru sooritamiseks kulub tal 90 täheminutit. Sellele täheminutite arvule vastab tavalise (päikese-) aja järgi 1 tund 29 minutit 45 sekundit. Niisugune kaaslane liigub Maa ekvaatorist 265 kilomeetri kõrgusel asuvat ringjoont mööda ja jõuab pärast ühe täheööpäeva möödumist tagasi lähtepunkti kohale Maa pinnal.

Tabelis 17 on toodud ringilisi ja elliptilisi orbiite mööda tiirlevate «ööpäevaste» tehiskaaslaste mõningad karakteristikud. Elliptiliste orbiitide korral on perigee kaugus

loetud konstantseks ja võrdseks 200 kilomeetriga. Kui aga perigee asub mingi arvu kilomeetrite võrra kõrgemal, siis selleks et tehiskaaslase tiirlemisperiood jääks endiseks, peab tema apogee asuma sama arvu kilomeetrite võrra madalamal (orbiidi suur pooltelg peab jääma samaks).

Tabel 17

Ringilistel ja elliptilistel orbiitidel liikuvate «ööpäevaste» tehiskaaslaste mõningad karakteristikud

Tiirude arv ühes täheööpäevas	Tiirlemisperiood			Orbiidi suhteline raadius (suhteline suur pooltelg)[1]	Kaaslase kõrgus ekvaatori kohal (kilomeetrites)		
	tundi	minutit	sekundit		ringilise orbiidi korral	elliptiliste orbiitide korral	
						minimaalne	maksimaalne
17	1	24	28	1,003	2	—	—
16	1	29	45	1,042	265	200	330
15	1	35	44	1,087	558	200	916
14	1	42	35	1,139	884	200	1568
13	1	50	38	1,196	1252	200	2304
12	1	59	40	1,262	1670	200	3140
11	2	10	33	1,337	2150	200	4100
10	2	23	36	1,424	2700	200	5200
9	2	39	34	1,528	3370	200	6520
8	2	59	30	1,653	4170	200	8140
7	3	25	9	1,807	5150	200	10100
6	3	59	21	2,007	6420	200	12640
5	4	47	13	2,261	8040	200	15880
4	5	59	1	2,624	10360	200	20520
3	7	58	41	3,179	13900	200	27600
2	11	58	2	4,165	20190	200	41800
1	23	56	4	6,611	35810	200	71420

Tabeli 17 esimeses veerus on toodud perioodilise tehiskaaslase poolt ühe ööpäeva jooksul ümber Maa sooritatud tiirude arv. Ühegi kaaslase maksimaalne ööpäevane tiirude arv ei saa olla suurem kui 17. Tõepoolest, minimaalne tiirlemisperiood, nimelt nullkaaslase periood, on 5065 sekundit. Ühe sideerilise ööpäeva jooksul (86 164 sekundit) jõuab selline kaaslane sooritada kõigest 86 164 : 5065 = 17,01 tiiru. Tehiskaaslane, mis teeb ühes ööpäevas täpselt 17 tiiru, peab lendama üle ekvaatori kahe kilomeetri kõrgusel. Kuid õhu suure tiheduse tõttu

[1] Ühikuks on võetud Maa ekvaatoriline raadius.

nii väikestel kõrgustel ei ole selline kaaslane praktiliselt realiseeritav.

Tehiskaaslase võib suunata sellisele orbiidile, et ta üks kord nädalas või üks kord ööpäevas ühel ja samal ajal lendaks näiteks üle Berliini ja suunduks sealt otse Moskva kohale. Väikeste kõrguste korral (mõnisada kilomeetrit) kuluks nende kahe pealinna vahelise kauguse läbimiseks vähem kui neli minutit. Olgu märgitud, et lääne suunas liikuv kaaslane läbiks Maa pöörlemise tõttu Moskva ja Berliini vahelise kauguse 15% võrra kiiremini kui samasugusel orbiidil ja tähtede ning Päikese suhtes sama kiirusega ida suunas liikuv tehiskaaslane. Tehiskaaslast ei saa siiski panna liikuma nii, et ta ületaks Moskva ja Berliini iga päev täpselt samadel kellaaegadel. Mõlema pealinna kohale ilmub kaaslane eespool mainitud ajavahemiku — 3 minuti 56 sekundi võrra varem kui eelmisel päeval, mistõttu aasta jooksul lendab kaaslane üle nende linnade kõikvõimalikel kellaaegadel.

Kaaslast võib saata ka sellisele orbiidile, et ta lendaks perioodiliselt üle mitme etteantud linna, näiteks jällegi üle Moskva ja Berliini. Moskva kohalt suundub selline kaaslane üle põhjapooluse lõunapooluse kohale ja ilmub seejärel nähtavale Berliini kohal. Selline reis Moskvast Berliini, mis osutub peaaegu ümbermaailmareisiks («peaaegu», sest Berliin asub Moskvast lõuna pool), kestab 1 tund 34 minutit 34 sekundit. Pärast ühe täheööpäeva möödumist lendab kaaslane jällegi üle mõlema linna, olles sooritanud selle aja jooksul täpselt 15 tiiru ümber maakera. Tegelikult möödub kaaslane Moskva kesklinnast veidi lääne poolt ja Berliini kesklinnast veidi ida poolt. See aga ei mõjuta vähimalgi määral suurepäraseid vaatlustingimusi, mis valitsevad nii nimetatud pealinnades kui ka nende naaberlinnades.

Tehiskaaslasi võib välja saata ka niisugustele orbiitidele, et nad üldse ei ilmu mõnede linnade või maa-alade kohale, olgugi et nende orbiidid lõikavad maakera kõiki paralleele.

III PEATÜKK

TEHISKAASLASE STARDIRAKETT

1. Rakettmootori töötamise põhimõte

Seadeldiseks, mis rebib end lahti Maa külgetõmbejõu mõjupiirkonnast ja, tõustes sadade kilomeetrite kõrgusele, muutub meie planeedi tehiskaaslaseks, on teatavasti rakett. Miks pole võimalik selleks otstarbeks kasutada lennukit või kahurimürsku?

Samuti nagu inimene võib käia ainult siis, kui ta toetub maapinnale, ehk nagu rong võib liikuda ainult siis, kui ta tõukab ratastega vastu rööpmeid, nii võib ka lennuk lennata ainult siis, kui ta tiivad toetuvad õhule. Ükskõik kui võimas ka ei oleks lennuki mootor ja kui täiuslik ka ei oleks tema konstruktsioon — ta ei saa kunagi tõusta kõrgemale kui 50—60 kilomeetrit. Tuleb siiski märkida, et, nagu seda on soovitanud mitmed eriteadlased, võib lennukit kasutada raketile esialgse kiiruse andmiseks (vt. lk. 128, 145—147).

Ka suurtükimürsk ei suuda end Maa mõjusfäärist lahti rebida.

Oletame, et meil on kahur, mis võib anda mürsule kiiruse 8 kilomeetrit sekundis.

Horisontaalsel tulistamisel tuleks mürsul liikuda tihedates atmosfäärikihtides, ületada tohutu suurt õhutakistust, see aga tähendaks kiiruse pidevat kahanemist. Kui aga lasta mürsk välja mingi nurga all horisondi suhtes, siis, nagu me varem nägime, isegi õhutakistuse puudumisel ta kas kukuks vastavalt gravitatsiooniseadusele Maa peale tagasi (väiksematel kiirustel kui 11,2 kilomeetrit sekundis) või eemalduks jäädavalt Maast. Selleks et ühe algtõuke mõjul maapinnalt lahkunud mürsk muutuks Maa

tehiskaaslaseks, tuleks talle anda hiljem veel teine tõuge, mida kahuri abil aga enam teha ei saa.

Soovitud tulemuse saavutamisel on ainsaks vahendiks rakett, mis võib muuta oma liikumise suunda nii õhus kui ka õhuta ruumis. Raketi teiseks omaduseks on tema võime liikuda väga väikese kiirendusega, s. o. võime saavutada järk-järgult vajalik lõppkiirus. Tulevikus aitab see raketi iseärasus transporteerida tehiskaaslastele inimesi ilma nende elu ohustamata.

Peale selle on raketi kiirus väikese kiirenduse tõttu madalates atmosfäärikihtides veel suhteliselt väike, tähendab, ka õhutakistus ei ole väga suur ja järelikult pole selle takistuse ületamine seotud suure kütusekuluga. Samuti ei kuumene väikese õhutakistuse tõttu liigselt raketi kest.

Raketti, mis suudab arendada ringilisele või elliptilisele orbiidile pääsemiseks vajalikku kiirust, s. o. mis võib kas ise muutuda Maa tehiskaaslaseks või paisata kaaslase mingile orbiidile, nimetatakse orbitaalseks raketiks.

Rakettmootoriks nimetatakse jõumasinat, mille töö põhineb temast väljapaisatavate gaaside reaktiivjõule (vastumõjule). Gaasid tekivad raketis leiduva kütuse põlemisel[1] ja spetsiaalsest avast (düüsist) suure kiirusega välja voolates tõukavad nad raketti vastassuunas oma liikumisega.

Reaktiivliikumist esineb ka loomariigis. Üks mereelanikest, selgrootu pehmekoeline loom seepia (tindikala), liigub edasi uimede abil, kuid tagurpidi liikudes ta neid ei kasuta, vaid paiskab oma siseõõnest välja veejoa, mille reaktsioon põhjustab kala liikumise. Vastavalt uusimatele vaatlusandmetele võivad meremolluskite hulka kuuluvad kalmaarid, kasutades reaktiivliikumist, hüpata veest välja ja lennata õhus edasi 45 kuni 55 meetrit.[2]

Rakettmootori töötamise printsiipi võib demonstreerida väga lihtsa katsega, mis on kergesti korraldatav ka kodustes tingimustes. Kinnitame veekraani otsa kummitoru. Selle vabasse otsa pistame täisnurga all kõveraks painutatud klaastoru. Kui avame kraani ja laseme veel

---

[1] Kütuseks nimetatakse põletisainet koos vastava koguse hapendajaga.

[2] Vt. T. Heyerdahl, «Kon-Tiki» ekspeditsioon, V ptk. Eesti Riiklik Kirjastus, 1957.

klaastorust välja voolata, siis kummitoru kaldub oma esialgsest vertikaalsest asendist kõrvale väljavoolava veejoa liikumisele vastassuunas. Mida tugevam on veejuga, seda enam paindub kummitoru kõrvale.

2. Raketi kiirus

Vabas ruumis[1] liiguks rakett seda kiiremini, mida suurem on kütusekulu ja gaaside väljavoolu kiirus. Kiirust, mida rakett arendaks vabas ruumis, nimetatakse ideaalseks kiiruseks.

Tegelikult ei liigu raketid vabas ruumis. Raketile mõjub alati mingisugune gravitatsiooniväli, mis muudab raketi kiiruse kord suuremaks, kord aga väiksemaks ideaalsest kiirusest. Õhus liikudes on raketi kiirus alati väiksem ideaalsest. Selleks et rakett saavutaks ettearvutatud kiiruse, tuleb ta projekteerida teatud kiiruse «varuga». Ainult sel juhul võib rakett jõuda eesmärgile, vaatamata liikumise vältel esinevale kiirusekaole. Igal konkreetsel juhul projekteeritakse rakett mingile kindlale ideaalsele kiirusele, mis määrab ära kõik raketi tehnilised karakteristikud. Seetõttu nimetatakse ideaalset kiirust ka karakteristlikuks kiiruseks.

Ideaalne kiirus ei sõltu kütuse põlemise iseloomust: kui oleme ära kasutanud mingi kindla koguse kütust, osutub ideaalne kiirus ühesuguseks, sõltumata põlemise kiirusest, ajavahemikest, mis eraldavad teineteisele järgnevaid põlemisperioode, ja sellest, missuguste koguste kaupa kütus põles. (Seejuures jääb gaaside väljavoolukiirus konstantseks, sest kütuse kvaliteet ei muutu.)

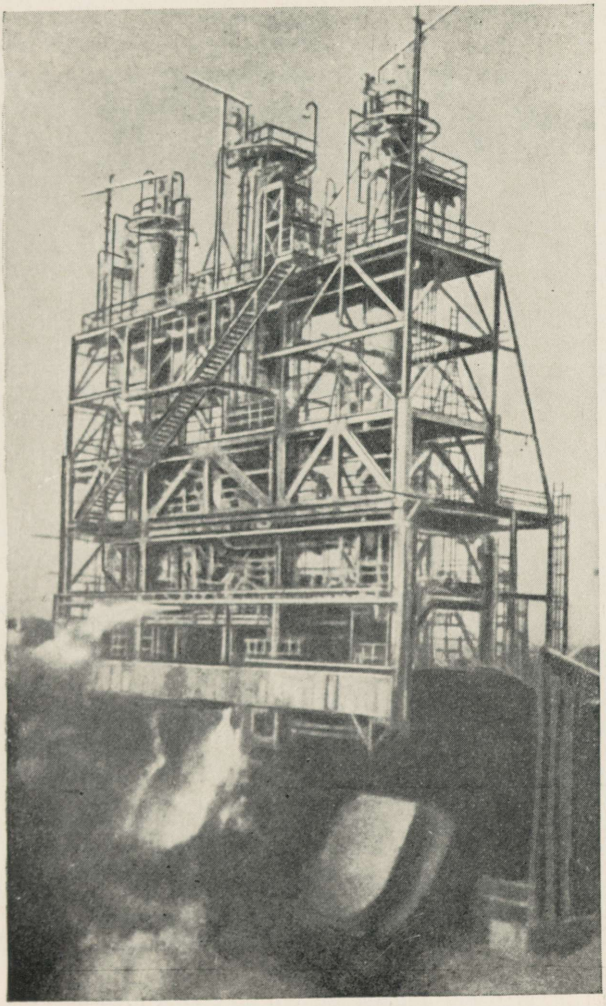
Mida suurem on gaaside väljavoolukiirus, seda kergem on ehitada raketti, sest seda väiksem peab olema raketi alg- ja lõppmassi suhe. See suhe iseloomustab kütusekulu ja tal on väga suur tähtsus. Antud suhe esineb ka Tsiolkovski valemis, mis määrab raketi ideaalse kiiruse sõltuvuse kütusekulust.[2]

---

[1] Vaba ruumi all mõistetakse ruumi, milles puudub takistav keskkond ja mis on taevakehadest nii kaugel, et gravitatsiooni võib jätta arvestamata.

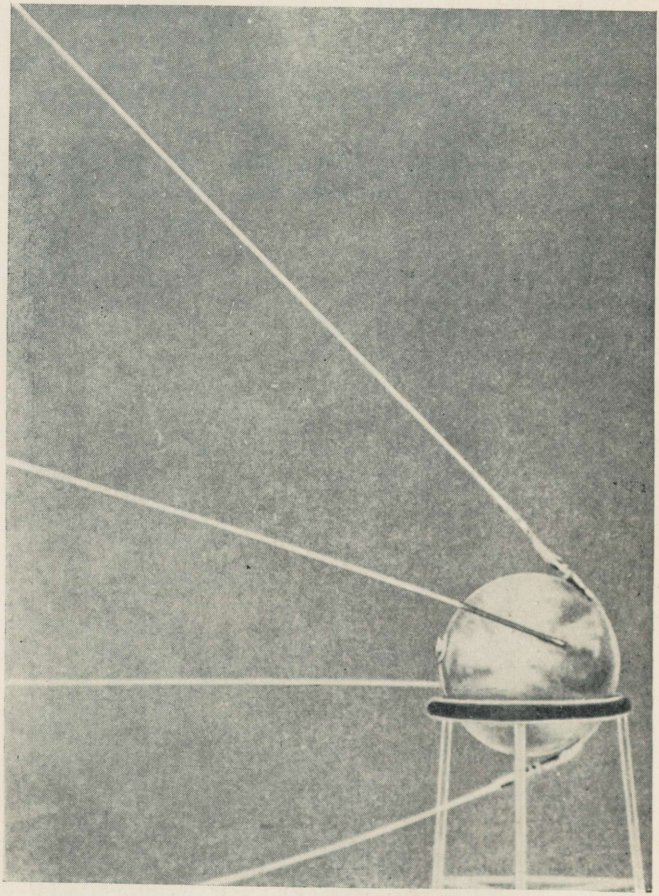
[2] Tsiolkovski valemi järgi ideaalne kiirus $v_i = u \ln \frac{Mo}{Me}$, kus u on raketist väljapaisatavate gaaside kiirus, Mo — raketi algmass, Me — raketi lõppmass. Raketi alg- ja lõppmassi suhet nim. Tsiolkovski arvuks.

Foto VII



Orbitaalse raketi «Vanguard» teise astme katsetamine stendil (Ameerika Ühendriigid).

Foto VIII



Esimene nõukogude tehiskaaslane alusel.

Oletame, et rakett peab arendama ideaalset kiirust 4 kilomeetrit sekundis. Kui gaaside väljavoolukiirus on üks kilomeeter sekundis, siis osutub sellise raketi ehitamine võimatuks: nimelt võrdub sellise raketi alg- ja lõppmassi suhe Tsiolkovski valemi põhjal 55, s. o. raketi «kuivkaal» (raketi enda kaal) moodustab vähem kui 2 protsenti kütuse kaalust! Kui aga gaaside väljavoolukiirus suureneb 3 kilomeetrini sekundis, siis samast valemist järgneb, et vaadeldud suhe väheneb 3,8-ni, niisuguse raketi ehitamine ei valmista aga kuigi suuri raskusi.

Ideaalse kiiruse sõltuvus kütusekulust on antud tabelis 18. Vastavalt Tsiolkovski valemile on raketi ideaalne kiirus võrdeline gaaside väljavoolukiirusega. Seepärast, kui gaaside väljavoolukiirused kaks, kolm jne. korda ületavad kiiruse 1000 meetrit sekundis (tabel 18 on arvutatud just selle juhu jaoks), siis raketi ideaalne kiirus ületab samapalju kordi tabelis toodud ideaalse kiiruse.

Tabel 18

Raketi ideaalse kiiruse sõltuvus kütusekulust, kui gaaside väljavoolukiirus on 1000 meetrit sekundis

Kulutatud kütuse massi ja raketi algmassi suhe protsentides	Raketi alg- ja lõppmassi suhe	Raketi ideaalne kiirus meetrites sekundis	Kulutatud kütuse massi ja raketi algmassi suhe protsentides	Raketi alg- ja lõppmassi suhe	Raketi ideaalne kiirus meetrites sekundis
50,0	2	693	87,5	8	2079
60,0	2,5	916	88,9	9	2197
66,7	3	1099	90,0	10	2303
71,4	3,5	1253	95,0	20	2996
75,0	4	1386	96,7	30	3401
77,8	4,5	1504	97,5	40	3689
80,0	5	1609	98,0	50	3912
83,3	6	1792	98,7	75	4317
85,7	7	1946	99,0	100	4605

Seega võib raketi kiirus olla suurem raketist väljavoolavate gaaside kiirusest. Momendil, kui vabas ruumis liikuvast raketist väljavoolanud gaaside mass moodustab 63,2 protsenti raketi algmassist, on raketi kiirus ja väljavoolavate gaaside kiirus võrdsed. Mootori edasisel töö-

tamisel hakkab aga rakett liikuma kiiremini kui väljavoolavad gaasid. Selles seisnebki üks raketi eelistest, võrreldes suurtükimürsuga, mille kiirus ei saa kunagi ületada teda kahurirauast väljatõukavate gaaside kiirust.

Tsiolkovski valemist järeldub, et kui raketi ja väljavoolavate gaaside kiiruste suhe kasvab aritmeetilises progressioonis, siis raketi alg- ja lõppmassi suhe kasvab geomeetrilises progressioonis, teisiti öeldes — mingi kindla kiiruse saavutamiseks vajalik kütusehulk kasvab tunduvalt kiiremini kui raketi kiirus. Selles seisnebki kosmiliste kiiruste saavutamise raskus. Teoreetiliselt võib rakett tõusta tunduvalt kõrgemale sellest maksimaalsest kõrgusest, milleni kütuses sisalduva koguenergia arvel võiks tõsta põlemisprodukte. (Tuleb silmas pidada, et rakett ei vii kütuse põlemisprodukte endaga kaasa maksimaalsele kõrgusele, vaid viimased jäävad madalamale, piirkonda, kus toimus raketi põlemisprotsess.) See ongi üks raketi olulisematest eelistest.

3. Mitmeastmeline rakett

Teoreetiliselt võib tavaline üheastmeline rakett küllaldase kütusevaru korral arendada kui tahes suuri kiirusi. Praktiliselt on aga sellise raketi kiirus piiratud, sest piiratud on ka raketi poolt kaasaskantav kütusehulk: ei ole võimalik ehitada aparaati, mille kaal oleks kaduvväike, võrreldes temas sisalduva kütuse kaaluga.

Gaaside väljavoolukiiruse suurendamise ja raketi kesta kaalu vähendamise arvel võiks spetsialistide arvates tänapäeva rakettide poolt arendatavat maksimaalset kiirust suurendada parimal juhul kõigest 40—50 protsendi võrra.

Tavalise (üheastmelise) raketi töötamise ajal jääb kütusepaakide mass konstantseks ja väheneb ainult kütuse enda mass. Tühjenenud paagid jätkavad koos raketiga kiirenevat liikumist ning kulutavad selleks kasutult energiat. Seetõttu tekib vajadus vabastada rakett võimalikult kiiresti tühjenenud paakidest.

Jõuti ideele konstrueerida keerukam aparaat, kus põhiraketile kasutatakse algkiiruse andmiseks teist raketti — abiraketti. Kui abirakett lakkab töötamast, eraldub ta automaatselt põhiraketist ja laskub (näiteks langevarju

abil) maapinnale. Alles pärast seda hakkab tööle põhirakett. Niisiis, töölehakkamise momendil asub põhirakett juba teatud kõrgusel ja tal on mingisugune algkiirus, mis võimaldab tal tõusta kõrgemale tavalisest (üheastmelisest) raketist. Sellist raketti nimetatakse kaheastmeliseks raketiks.

Liitraketi astmete arv võib olla ka suurem kui kaks. Kuna üksikute astmete abil saavutatud kiirused liituvad, siis küllaldase astmete arvu korral võib saavutada soovitud lõppkiiruse. Liit- ehk mitmeastmelise raketi poolt saavutatav kõrgus (raketi «lagi») on üldiselt suurem raketi üksikute astmete poolt saavutatavate kõrguste summast.

Sageli arvatakse ekslikult, nagu oleks liitrakett raskem sama suurt kasulikku koormust kandvast üheastmelisest raketist ja nagu raketi astmete arvu suurenemisega suureneks ka tema stardikaal ning väheneks suhteline kasulik koormus. Tegelikult on asi aga otse vastupidine. Ühe ja sama kasuliku koormuse korral on mitmeastmelise raketi algkaal alati väiksem üheastmelise raketi kaalust, kusjuures algkaal astmete arvu suurenemisega väheneb.

Oletame, et me peame ühele tonnile kasulikule koormusele andma kiiruse 6 kilomeetrit sekundis. Võttes gaaside väljavoolukiiruseks 3500 meetrit sekundis ja oletades, et raketi enda kaal on 5 korda väiksem kaasavõetava kütuse kaalust, siis, nagu arvutused näitavad, peab raketi algkaal olema 60 tonni. Kui sama suurele kasulikule koormusele anda sama suur kiirus analoogiliste karakteristikutega kaheastmelise raketi abil, siis raketi algkaal väheneb 5 korda, vastava kolmeastmelise raketi kaal on aga juba üle kuue korra väiksem. See seletub asjaoluga, et passiivne komponent (kütusepaagid) eraldatakse raketist sagedamini (passiivne mass ei mõju raketi kiirenduse kasvule) ja seega saavutatakse kütuse kokkuhoid.

Enamikus tänapäeva liitrakettides eemaldatakse mitte ainult tühjenenud paagid ja torustik, vaid ka mootorid ise. Sel juhul on liitraketi iga astme mootori tööaeg tunduvalt lühem vastava üheastmelise raketi mootori tööajast ja seetõttu on mootoreid kergem ehitada. Pealegi võib liitraketi kaalu järkjärgulise vähenemise tõttu iga järgmise astme mootori võimsus olla väiksem eelmise astme mootori võimsusest.

Tänapäeval ollakse seisukohal, et erineva kandejõuga ja erineva astmete arvuga liitrakettides hakatakse kasutama ühte-kahte standardtüüpi mootorit, mille arv raketi eri astmetes on erinev.

Kõige parem oleks eemaldada raketi passiivset massi pidevalt, vastavalt sellele, kuidas ta muutub kasutuks. Kuid on täiesti selge, et kütusepaaki võib ära visata alles pärast tema täielikku tühjenemist, s. o. pärast pikemat või lühemat ajavahemikku. Sellise raketi ehitamine, kus passiivse massi eemaldamine toimuks pidevalt, on tänapäeval võimatu. Ei ole aga võimatu, et selline pidevalt eemaldatava passiivse massiga rakett ehitatakse tulevikus. Eespool kasutatud eelduste korral oleks sellise raketi kaal 15 protsendi võrra väiksem vaadeldud kolmeastmelise raketi kaalust.

Raketi astmete lihtne äraviskamine ei ole kõige ökonoomsem. Muutes raketi konstruktsiooni veidi keerukamaks, võib eemaldatavat raketi astet «välja lasta» nagu suurtükimürskugi, kasutades tagasilööki raketi kiiruse suurendamiseks ja kütusekulu vähendamiseks.

Et vältida purustusi, mida kosmilise raketi osad maapinnale langedes võivad põhjustada, tuleks nad eemaldada asustamata alade (merede, kõrbete) kohal või pidurdada nende langemist õhutakistuse abil. Kuna teine moodus võimaldab eemaldatud osi pärast remonti uuesti kasutusele võtta, siis tuleb seda esimesega võrreldes eelistada.

Lõpuks olgu märgitud, et liitraketi leiutamisest on möödunud juba mitusada aastat. Tänapäevani on säilinud belglase Jean Beauvy rakettide kirjeldused ja joonised aastast 1591. Tunduvalt üksikasjalisemad liitrakettide projektid koostas 1650. a. poolakas Kazimir Semenowicz.

4. Püssirohu- ja vedelkütuseraketid

Sõltuvalt rakettides kasutatavast kütusest liigitatakse neid püssirohu- ja vedelkütuserakettideks.

Orbitaalsete rakettide väljalaskmiseks püssirohuraketid ei kõlba: nii nagu puudub võimalus küünlaleegi reguleerimiseks, nii puudub nendes rakettides võimalus lennu ajal reguleerida kütuse- (püssirohu-) kulu. Samuti ei saa püssirohu põlemist katkestada ja seega on võimatu mootorit

vajaduse korral välja lülitada. Juba aastakümneid on teadlased püüdnud lahendada küsimust, kuidas püssirohtu (või teisi tahkeid kütuseid) viia järk-järgult, näiteks pulbrina või padrunites, põlemiskambrisse. Kuid senini ei ole sel alal saavutatud rahuldavaid tulemusi.

Püssirohurakette kasutati kuni käesoleva sajandi teise aastakümne lõpuni. Kuid juba umbes kolmkümmend aastat tagasi läks enamik reaktiivliikumise uurijaid üle tööle vedelkütuserakettidega. Oma täieliku uudsuse ja tehnilise keerukuse tõttu pakkus see probleem võrratult suuremaid raskusi kui püssirohurakettide uurimine, kuid ka ta arenguperspektiivid olid tunduvalt laiemad. Tõsi küll, vedelkütuserakettide stratosfääri saatmise katsed lõppesid kaua aega ebaõnnestumistega: ükski väljalastud rakett ei väljunud troposfääri piiridest. Sellele vaatamata ei lakanud teoreetilised ja praktilised tööd vedelkütuserakettide alal ja üha selgemini ilmnesid nende rakendamise tohutud eelised ja võimalused.

Tänapäeval töötatakse põhiliselt vedelkütuserakettide täiustamise alal. Suuremal osal vedelkütustest on tahkete kütustega võrreldes suurem küttevääртus. Vedelkütuse juurdevool on reguleeritav, kusjuures põletusainet ja hapendajat võib hoida lahus ning viia nad kokkupuutesse alles põlemiskambris, mis tagab ohutuse raketi töötamisel. Ühe ja sama kütusekoguse korral on vedelkütusel töötava mootori kaal väiksem püssirohuraketi kaalust, sest esimesel juhul on suure rõhu all ainult väike põlemiskamber, teisel juhul aga kogu püssirohuraketi kest. Vedelkütuserakettidel on eriti tugev ja kaalub palju ainult põlemiskamber.

Kõikide nende omaduste tõttu rakendatakse vedelkütuserakette laialdaselt tänapäeva tehnikas. Teiselt poolt on aga püssirohuraketid oma konstruktsioonilt lihtsamad kui vedelkütuseraketid ja nende veojõud, võrreldes raketi kaaluga, on väga suur. Seetõttu võib neid rakendada abijõuallikatena orbitaalsele raketile kiirenduse andmisel viimase stardil. Säilitamise lihtsuse ja töökindluse tõttu võib püssirohuraketti tulevikus rakendada veel teiseks otstarbeks — nimelt kosmiliste reisijate transporteerimiseks tehiskaaslastelt planeetidevahelisse ruumi ning samuti reservjõuallikana kaaslase orbiidi korrigeerimiseks.

On olemas ka segatüüpi rakette, milles kütus koosneb nii tahkest kui ka vedelast komponendist. Põletusainena

kasutatakse tavaliselt söepulbrit, mis on pressitud ümmarguste avadega varustatud silindritesse. Hapendajaks on vedel hapnik või lämmastikalahapend. Söesilindrid pannakse eelnevalt põlemiskambritesse, kuhu vastavalt vajadusele pumbatakse ka vedelat hapendajat: sel teel reguleeritakse mootori veojõudu. Põlemise võib katkestada ükskõik missugusel ajahetkel. Niisuguse kütuse kogumaht on väiksem vedelkütuse kogumahust.

Segatüüpi rakette on veel vähe uuritud ja praegu on raske otsustada, kas neid saab kasutada tehiskaaslaste väljasaatmiseks.

Teine maailmasõda põhjustas murrangu raketiasjanduse arengus. Tuleb ainult kahetseda, et see areng toimus rakettide sõjaliste rakenduste suunas. Võeti kasutusele mitmesuguseid rakettrelvi. Välismaise raketitehnika arenguetappe tähistab «V-2», «Bumper», «Viking» ja «Aerobee» tüüpi rakettide ilmumine. Seetõttu peatume neil lühidalt ja toome ära nende põhilised tehnilised karakteristikud.

1944. a. rakendasid sakslased Londoni ja Inglismaa lõunarajoonide elanikkonna barbaarseks pommitamiseks algul «lennukmürske» «V-1» ning seejärel kauglaskerakette «V-2». Viimaste tegevusraadius oli palju kordi suurem kahurimürskude lennukaugusest. «V-2» lendas 270—300 kilomeetri kaugusele, tõustes seejuures 100 kilomeetri kõrgusele. Mürsu pikkus oli umbes 14 ja läbimõõt 1,65 meetrit. Tema algkaal oli 12 tonni, millest 8,9 tonni kaalus kütus ja 1 tonn lõhkeaine. Mürsk «V-2» arendas 65 sekundi jooksul umbes 25-tonnist tõmbejõudu.

Sõjajärgsetel aastatel töötati Ameerika Ühendriikides intensiivselt trofeedeks saadud saksa «V-2» tüüpi rakettide täiustamise alal. Neid rakette kasutati atmosfääri ülakihtide tundmaõppimiseks, maakera segmentide fotografeerimiseks ja teisteks uurimisteks. Vertikaalselt üles suunatud mürsk tõusis 218 kilomeetri kõrgusele. Kui rakett oli saavutanud maksimaalse kõrguse, lasti aparaadid koos registreeritud vaatlusandmetega langevarju abil maapinnale tagasi. Ohutuse tagamiseks rakett ise sageli purustati ülemistes õhukihtides. Sel juhul mõjus raketi osadele, mis ei olnud voolujoonelised, suur õhutakistus ja nad langesid maapinnale võrdlemisi väikese kiirusega.

1949. a. Ameerika Ühendriikides sooritatud katsel tõusis üks kaheksast «Bumper» tüüpi kaheastmelisest raketist

390 kilomeetri kõrgusele (foto III). Raketi esimene aste, mis kujutas endast raketi «V-2» ühte varianti, kaalus 12 tonni ja teine aste «WAC Corporal» — 300 kilogrammi, millest ainult 11 kilogrammi langes kasuliku koormuse arvele (aparaadid). Liitraketi teise astme pikkus oli umbes 5 meetrit ja diameeter 30 sentimeetrit. Selle raketi mootoris kasutati kütusena aniliini ja lämmastikhapet, mis põlemiskambris åstusid ilma süüteta keemilisse reaktsiooni. Kütuse komponentide etteandmine toimus kokkusurutud lämmastiku abil. Raketi esimene aste pandi tööle maapinnal. Teise astme mootor lülitati sisse 34 kilomeetri kõrgusel, kui oli saavutatud kiirus 1,7 kilomeetrit sekundis. Raketi maksimaalne kiirus oli 2250 meetrit sekundis. Lend kestis 12 minutit.

Rakettidel «V-2» oli rida puudusi, nagu näiteks vajadus tasakaalustada raketi korpust vastukaalude abil (mis suurendas juba niigi äärmiselt ülekoormatud raketi kaalu), kergestipurunev gaasirool jne. Seetõttu hakati edaspidi nende asemel kasutama põhiliselt rakette «Aerobee» ja «Viking».

«Aerobee» tüüpi rakettsond võib vertikaallennul tõsta 60—70 kilogrammi raskuse kasuliku koormuse rohkem kui 120 kilomeetri kõrgusele. Aparaatide poolt registreeritud andmed kas maandatakse langevarju abil või antakse edasi raadio teel. Selline rakett kujutab endast roostevabast terasest keevituskonstruktsiooni diameetriga 38 sentimeetrit ja pikkusega 6 meetrit. Raketi mootor töötab lämmastikhappe ja aniliiniga, mis juhitakse põlemiskambrisse kokkusurutud heeliumi abil. «Aerobee» kõige täiuslikumates variantides oli raketi alg- ja lõppmassi suhe 4,62 (teistes tänapäeva rakettides on see suhe tunduvalt ületatud).

Sondraketi «Viking» pikkus on ligikaudu võrdne «V-2» pikkusega, kuid tema läbimõõt on 2 korda väiksem. Mõlemad raketid töötavad ühe ja sama kütusega (piirituse ja vedela hapnikuga), kuid rakett «Viking» on siiski palju kompaktsem. «Viking», mille tühi korpus kaalub 903 kilogrammi, võib mahutada 3360 kilogrammi kütust. 1952. aasta lõpul tõusis selline rakett 217 kilomeetri kõrgusele. 1954. aasta mais saavutas «Vikingi» üheteistkümnes variant kõrguse 254 kilomeetrit (foto IV). Raketi algkaal oli 7,5 tonni, millest aparaatide kaal moodustas üle kolmesaja kilogrammi.

5. Mootori konstruktsioon

Peamisteks rakettmootori osadeks on põlemiskamber ja düüs, millest paiskuvad välja gaasilised põlemissaadused. Põlemiskambrit ja tema abimehhanisme mõjutavad töötamise vältel nii väga madala temperatuuriga kütuse komponendid (nagu näiteks vedel hapnik) kui ka suure rõhu all olevad kuumad põlemissaadused. See esitab põlemiskambri ja jahutussüsteemi materjalile eriti raskesti täidetavaid nõudeid.

Orbitaalse raketi konstruktsioon ja mõõtmed sõltuvad tehiskaaslase jaoks valitud orbiidi karakteristikutest ja kasuliku koormuse suurusest, need parameetrid võivad aga kõikuda väga laiades piirides.

Suurema osa raketi ruumalast võtavad enda alla kütusepaagid, mistõttu nende kuju ja paigutus määravad põhiliselt ära kogu raketi kuju.

Kui eeldame, et rõhul kütusepaagis on mingi kindel väärtus, siis jääb paakide kaalu ja paakides sisalduva kütuse kaalu suhe paakide igasuguste mõõtmete korral konstantseks. Kui näiteks mingi kindla vedela hapniku koguse jaoks rõhuga 15 atmosfääri tuleb kasutada ellipsoidikujulisi paake kaaluga 100 kilogrammi, siis selleks et mahutada 10 korda suuremat vedela hapniku kogust sama rõhu ja materjali sama pinge korral, peavad sellised paagid kaaluma 10 korda rohkem, s. o. 1 tonn.

Ent kui teised tingimused jäävad samaks, sõltub paakide kaal nende kujust. Nii näiteks on piklikud silindrilised paagid sama rõhu korral sama suure mahuga ellipsoidikujulistest paakidest ühe kolmandiku võrra raskemad. Kõige kergemad on kerakujulised paagid, kuid nende kasutamine põhjustab kõige suuremat õhutakistust.

Lennuaparaatide ehitamiseks kasutatavad materjalid peavad olema väga vastupidavad, kuid samal ajal ka küllaldaselt kerged. Ühe või teise materjali sobivusest annab ettekujutuse järgmine ilmekas näide. Oletame, et stratostaadilt lastakse alla erinevatest materjalidest valmistatud trossid. Teatud kindlal trossi pikkusel (see pikkus on iga materjali jaoks erinev) tross katkeb iseenda raskuse mõjul. Katkemiseks küllaldane pikkus on seatinast trossil 0,1 kilomeetrit, inglistinal — 0,5, tsingil — 1,7, vasel — 2,6, raual — 13, duralumiiniumil — 19 ja spetsiaalsetel terastel — 20 kuni 24 kilomeetrit. Mida

suurem on pikkus, mille korral tross katkeb, seda sobivam on trossi materjal paljude raketi ja kaaslase detailide valmistamiseks.

Mõned materjalid muutuvad madalatel temperatuuridel tugevamaks. Nii näiteks hapniku veeldumistemperatuuril on duralumiiniumi tugevus 26 ja raua tugevus 34 protsendi võrra suuremad esialgsest.

Orbitaalse raketi materjali valiku näitena olgu märgitud, et ameerika raketi «Vanguard» esimese astme paagid on valmistatud alumiiniumist, teise astme paagid roostevabast terasest. Mootoriruumi ning raketi keskmise astme raam kujutab endast alumiiniumsõrestikku, millele on neetide abil kinnitatud magneesiumist kest. Kasutatakse ka erilist madala soojusjuhtivusega plastmassiliiki («Kel-F»).

Raskem on leida materjali põlemiskambri valmistamiseks. Nagu me juba märkisime, mõjuvad põlemiskambrile ja düüsile nii kõrge temperatuur kui ka suur rõhk. Tänapäeva rakettides ulatub gaaside rõhk põlemiskambris 100 atmosfäärini või veelgi kõrgemale ja temperatuur 3000—3500° C-ni.

Mida suurem on rõhk orbitaalse raketi põlemiskambris, seda suurem on gaaside väljavoolukiirus. See siiski ei tähenda, et alati on otstarbekohane suurendada gaasi rõhku. Asi seisab selles, et rõhu suurenemisega kasvab mootori kaal ja tõuseb ka gaaside temperatuur, mis omakorda raskendab tulekindla materjali leidmist põlemiskambri ja düüside jaoks. Seetõttu tuleb konstruktoritel leida optimaalse (kõige kasulikuma) rõhu piirid.[1]

Tuntud materjalidest on kõige kuumuskindlamad nikli, koobalti ja titaani sulamid, kroom-molübdeenteras ja kuumuskindlad keraamilised materjalid. «Skylark» tüüpi kõrgraketi düüs (Inglismaa) kergenes tunduvalt bakeliit-asbesti kasutamise tõttu. On olemas väljavaated ka selliste raskesti sulavate metallide nagu molübdeen ja volfram kasutamiseks (nende sulamistemperatuuride ligikaudsed väärtused on vastavalt 2600° C ja 3400° C).

Rõhk põlemiskambris hoitakse tugevusele vastavates ohutuspiirides kütuse juurdevoolu reguleerimisega. Et kaitsta põlemiskambrit kõrge temperatuuri purustava

[1] Vt. А. Штернфельд, Введение в космонавтику, М.-Л., 1937, lk. 220—223.

toime eest, jahutatakse teda pidevalt kütuse ühe komponendiga, mille poolt neelatud soojus eraldub hiljem põlemiskambris.

Kuna tehiskaaslase orbiidile viimisel ulatub mootori töötamise aeg kõigest mõne minutini, siis, vaatamata kõrgele temperatuurile, on täiesti võimalik vältida põlemiskambri purunemist.

Kütusekomponentide juhtimisel põlemiskambrisse tuleb kindlustada nende maksimaalne segunemine ja põlemiskiirus. Segunemine toimub kas erilises paagis (eelkambris) või põlemiskambris endas. Segu süütamiseks kasutatakse elektrisädet (süüteküünalt) või mingit keemilist katalüsaatorit.

Kütuse põlemiskambrisse juhtimiseks kasutatakse tavaliselt pumpasid, mis töötavad auru-gaasigeneraatorist saadava auru arvel. Aur tekib vesinikuühapendi ja kaltsium- või naatriumpermanganaadi segunemisel. Pumpasid võib tööle panna ka kütuse põhikoostisosadel töötava gaasiturbiini abil. Kui kütus antakse ette pumpadega, siis rõhk põlemiskambris on 50—60 atmosfääri.

Peale mootorite, kus kütuse etteandmine toimub pumpadega, on olemas ka gaasiballoon-etteandega vedelkütusemootoreid. Nendes juhitakse põletusaine ja hapendaja põlemiskambrisse rõhu abil, mida kütusepaakides tekitavad kokkusurutud inertsed gaasid (heelium, lämmastik) [1].

Kui rõhk põlemiskambris on 20 atmosfääri, siis eri balloonis asuva inertse gaasi rõhk on 200—300 atmosfääri; kütusepaakides väheneb gaasi rõhk umbes 30—40 atmosfäärini.

Kuigi mõnikord antakse kütust ette pumpadega, juhitakse ikkagi põletusaine ja hapendaja paakidesse suure rõhu all inertset gaasi (näiteks heeliumi). Sellise ettevaatusabinõu eesmärgiks on kindlustada kütuse esialgne juurdevool põlemiskambrisse ja kütusekomponentide pidev voolamine pumpadeni. Samuti annab suure rõhu all olev gaas paakidele vajaliku tugevuse. Sel juhul ei ole vajalik eriline ümbris kütusepaakide jaoks ja paagid võivad ise olla raketi konstruktsiooni koostisosadeks.

Raketi käivitamisel, mis toimub näiteks elektrivooluga plahvatama pandava detonaatori abil, voolab põlemis-

[1] Antud juhul nimetatakse inertseteks neid gaase, mis ei astu keemilistesse reaktsioonidesse kütusekomponentidega.

kambrisse algul oma kaalu ja inertse gaasi rõhu mõjul hapendaja ja seejärel põletusaine. Küttesegu süttimisel lülitub töösse etteandja, mis avab vesinikülihapendi toru klapi. Toru mööda hakkab voolama aurude ja gaaside segu, pannes tööle küttesegu etteandepumbad. Vesinikülihapendi lagundamiseks auru-gaasigeneraatoris võib katalüsaatorina kasutada hõbevõrku.

Turbiini pöörlemiskiiruse vähendamiseks ja pumba võlli pöördemomendi suurendamiseks võib kasutada demultiplikaatorit. Tsentrifugaalpumpa tuleb vedel hapnik mõneatmosfäärilise rõhu all. Küttesegu komponentide stehhiomeetriline[1] doseerimine (või programmikohane kõrvalekaldumine stehhiomeetrilisest suhtest) saavutatakse reguleerimisega kontrollklapi abil. Kontrollklapp asub vedela hapniku toru küljes, kuna aga põletusaine pääseb pärast mootori jahutustorude läbimist vabalt põlemiskambri avadeni. Kui mootorit on vaja välja lülida, siis suletakse samaaegselt põletusaine, hapendaja ja aurude ning gaaside segu juurdevool.

Missuguse kujuga peab olema raketi düüs, et temast väljavoolavate gaaside kiirus oleks maksimaalne? Esialgu näib, et see küsimus on teisejärgulise tähtsusega. Kuid ometi on selle probleemi lahendamine seotud väga huvitavate episoodidega tehnika arengu ajaloost.

Aastakümnete vältel püüdsid insenerid ja tehnikud tagajärjetult suurendada aurude ja gaaside voolamiskiirust. Sageli andis arvutus ühed, katse aga teised tulemused, kusjuures viimased olid esimestest võrratult halvemad. Uurijad tegid oma otsingutel mitmesuguseid katseid. Nad varustasid näiteks aurukatla seinasse tehtud seestpoolt ümmarguse ava eeskujulikult poleeritud otsikuga, suurendasid auru rõhku ja temperatuuri, vähendasid rõhku anumas, kuhu voolas aur, viies selle rõhu praktiliselt kuni vaakuumini. Kuid kõik see oli asjatu: kasutatud rõhkude ja tiheduste korral gaasi voolamise kiirus ka joa kõige kitsamas kohas ei ületanud hääle levimiskiirust. Praktiliselt tähendas see aga seda, et on võimatu ehitada küllalt ökonoomset turbiini või suurt kiirust arendavat raketti. Kaua aega ei leidnud teadlased väljapääsu tekki-

[1] Stehhiomeetria — õpetus põletusaine ja hapendaja niisugustest kaalulistest suhetest, mille korral toimub küttesegu jäägitu põlemine.

nud ummikust. Lõpuks kasutas rootsi insener de Laval (1889. a.) düüsi, mis algul kitsenes, seejärel aga laienes ruuporikujuliseks. Läbinud kõige kitsama koha — düüsi kaela, kus voolu kiirus ulatus hääle kiiruseni — hakkasid gaasid ja aurud düüsi laienevas osas liikuma üha kasvava kiirusega. Sellise düüsi leiutamine võimaldas ehitada võimsaid turbiine. Kuid vaevalt mõistsid selleaegsed insenerid niisuguse düüsi tähtsust raketitehnika arengu seisukohalt: nimelt lubas see düüs palju kordi suurendada raketi efektiivsust, lahendades kõrg- ja kosmiliste rakettide jaoks küsimuse «olla või mitte olla».

Kui põlemiskambrist väljuvate molekulide kiirendamiseks on laienev düüs tingimata vajalik, siis düüsi kitseneva osa olemasolu ei ole kohustuslik. Nii näiteks inglise «Screamer» tüüpi reaktiivmootori põlemiskambril on silindriline kuju. Põlemiskamber on vahetult ühendatud laieneva avaga (düüsiga) ilma kitsa ava kaudu toimuva üleminekuta, nagu see esineb kõikides teistes tänapäeval tuntud rakettmootorites. Sellise põlemiskambri kuju valiku dikteeris põhiliselt jahutussüsteemi lihtsuse nõue. Jahutusvesi läbib algul põlemiskambri jahutussärgi, kust ta pritsitakse põlemiskambrisse. Seetõttu põlemistemperatuur küll veidi alaneb, kuid tavaliselt ei lange madalamale kui 3200°C. Tõsi küll, kui temperatuur langeb, teised tingimused aga jäävad samaks, väheneb ka gaaside voolukiirus. Kuid teiselt poolt on vee lisamisel see eelis, et ta vähendab põlemissaaduste keskmist molekulkaalu, mida väiksem on aga gaaside molekulkaal, seda suurem on nende voolukiirus.

Kuna rakettmootoris puuduvad liikuvad osad (väntmehhanism, hooratas, ülekandemehhanismid), siis esialgu näib, et ta on väga lihtne masin. See ei ole aga õige. Raketis on olemas keerukas kütuse etteandemehhanism (pumbad põletusaine ja hapendaja etteandmiseks), aurugaasigeneraator pumpade jõumasinate toitmiseks, kütusejagajad, mootoriploki sise- ja välisjahutussüsteem, põlemiskamber ja düüs, kuumas gaasijoas töötavad gaasiroolid, lisamootorid (servomehhanismid), mis teenindavad gaasiroole ja teisi raketi juhtimisseadmeid, süüteseade jne.

6. Rakettides kasutatavad kütused [1]

Nagu juba märkisime, töötavad raketid kas tahketel või vedelkütustel, kusjuures eelistatakse viimaseid. Vaatleme põhilisi vedelkütuste liike.

Kuna tavaliste mootorite jaoks võib hapendajat (hapnikku) saada piiramatul hulgal õhust, siis tänapäeva tehnika tegeleb põhiliselt põletusaine küsimustega. Raketitehnika seisukohalt on aga kütuse mõlemad komponendid ühevõrra olulised.

Teatavasti eraldab vesinik hapnikuga ühinemisel rohkem soojust kui enamik meile tuntud põletusaineid. Kuid isegi vedelas olekus on vesiniku erikaal väga väike (ta on 14 korda kergem kui vesi) ja seega nõuab ta mahutamine tunduvalt suuremaid paake kui ükskõik missugune teine põletusaine. Pealegi on vedelat vesinikku suurtes kogustes väga raske saada just tema madala keemistemperatuuri (—253°C) tõttu. Sobivamateks kütusteks kui vesinik osutuvad vedel atsetüleen ja metaan.

Tänapäeval ollakse seisukohal, et kõige paremaid tulemusi saab niisuguse põletusainega, mis tavalistel temperatuuridel on vedelas olekus. Sel juhul lihtsustub paakide konstruktsioon ja pole vajadust kasutada spetsiaalseid vahendeid põletusaine kaitseks välistemperatuuri mõju eest. Peale selle on niisuguste vedelike erikaal suur: nad on vähemalt 10 korda raskemad kui vedel vesinik. Lähtudes nendest kaalutlustest kasutatakse tänapäeval vedelkütusrakettmootorites põletusainena süsivesinikke, nagu näiteks petrooleumi, gasoliini (gaasbensiini), bensiini, tärpentini, viinapiiritust, hüdrasiini (lämmastiku ja vesiniku ühend), aniliini (orgaaniline ühend) jt.

Gaaside voolukiiruse suurendamiseks tehakse ka katseid rakendada selliseid vedelkütuseid, mis kas mehhaanilise seguna või keemilise ühendina sisaldavad metalle («metallilised kütused»).

Molekulaarse vesiniku tekkimisel atomaarsest[2] eraldub kaaluühiku kohta teatavasti tohutu suur hulk energiat, mis tunduvalt ületab põlemisreaktsioonis tekkinud ener-

[1] Erialases kirjanduses nimetatakse sageli rakettides kasutatavaid kütuseid propergoolideks.

[2] Atomaarse vesiniku osakesed esinevad vabas olekus aatomitena, kuna aga tavalises vesinikus on aatomid paarikaupa ühinenud molekulideks.

giahulga (ühest kilogrammist atomaarsest vesinikust on küllalt, et soojendada keemistemperatuurini pool tonni vett, mille algtemperatuur on 0°C). Kuid atomaarne vesinik on väga ebapüsiv (vesiniku aatomi vabas olekus püsimise aeg ulatub kõigest sekundi murdosani) ja seniajani ei ole leitud meetodit atomaarse vesiniku saamiseks suurtes kogustes.

Viimasel ajal tehakse katseid kasutada lennuaparaatides (rakettides ja lennukites) tuumakütust, kuid senini ei ole neid katseid krooninud edu.

Hapendajaks võib olla lämmastikhape (väikese väävelhappe lisandiga, mis aitab vähendada tema korrodeerivat mõju), perkloorhape, tetranitrometaan, 80- kuni 85-protsendiline vesinikülihapend ja teised ained, mis normaaltingimustes on vedelas olekus. Mõned nende hapendajate koosseisu kuuluvad ained põlemisest osa ei võta. Nii näiteks on hapnikusisaldus perkloorhappes ja lämmastikhappes kõigest vastavalt 64 ja 76 protsenti, teistes ainetes, nagu kaaliumkloriid ja naatriumnitrit, isegi väiksem kui 50 protsenti.

On selge, et põlemise täielikkuse seisukohalt on kõige paremaks hapendajaks hapnik. See maakeral kõige levinenum hapendaja veeldub temperatuuril —183°C helesiniseks vedelikuks. Vedel hapnik on veest 13 protsendi võrra raskem ja tahkub temperatuuril —219°C.

Veel sobivamaks hapendajaks on osoon, sest tema lagunemisel hapnikuks eraldub soojust (710 kilokalorit kilogrammi kohta). See suurendab tunduvalt küttesegu kütteväärtust ja võimaldab järelikult suurendada ka gaaside voolukiirust. Pealegi ei ole osooni keemistemperatuur (—112°C) nii madal kui hapniku oma ja tema erikaal on hapniku erikaalust tunduvalt suurem (vedelas olekus 1,45 grammi kuupsentimeetri kohta), see võimaldab vähendada paakide kaalu.

Kuid osoonil on ka puudusi: ta avaldab tugevat oksüdeerivat toimet metallidele ja plahvatab kergesti. Seni ei ole õnnestunud rakettmootorites kasutada hapendajana puhtal kujul esinevat osooni. Seetõttu tehakse katseid rakendada vedela osooni ja vedela hapniku segu, mis on küllalt stabiilne, s. t. ei lagune, kui osooni sisalduvus temas ei ületa 25 protsenti.

Viimasel ajal leiab hapendajana üha laialdasemat kasutamist fluor. Fluor on aga väga mürgine ja säilitab oma

mürgised omadused isegi keemilistes ühendites. Fluorkütuse heitgaasid, segunedes atmosfääriõhuga, võivad seetõttu mürgitada elusolendeid raketi stardirajoonis. Sellelt seisukohalt lähtudes on kõige vähem ohtlikud fluori hapnikuühendid, mis peale osooni on kõige tugevamateks hapendajateks.

Sageli arvatakse, et kõige suurem voolukiirus on püssirohugaasidel. See ei ole õige: gaaside voolukiirus ei sõltu keemilise reaktsiooni (põlemise) kiirusest, mis püssirohu korral on tõepoolest väga suur, vaid aine küttevääртusest, püssirohusegude küttevääртus on aga võrdlemisi madal.

Peale püssirohu, mille koostisesse kuulub põlemiseks vajalik hapnik, on olemas ka vedelkütuseid, mis sisaldavad nii põletusainet kui ka hapnikku (ühekomponendiline kütus). Nende hulka kuuluvad metüülnitraadi ja metüülalkoholi segu, ammoniaagi ja amooniumnitraadi või dilämmastikoksüüdi (naerugaasi) segu jne. Selliste kütuste korral piisab loomulikult ühest kütusepaagist ja ühest pumbast. Kui aga mootor töötab niisugusel kütusel, võib tuli pumba ja torustiku kaudu levida põlemiskambrist kütusepaaki. Olgugi et saab kasutusele võtta ettevaatusabinõusid, usaldavad konstruktorid vaevalt rakendada sellist mootorit reisijate veoks määratud rakettidel.

Kahekomponendilistest vedelkütustest (s. o. kütustest, mis koosnevad põletusainest ja hapendajast) on eelistatavaim hüdrasiin koos lämmastikhappega. Hüdrasiin on värvitu viskoosne vedelik. Enamikust teistest kütustest, näiteks süsivesinikest, on ta tunduvalt raskem (tema erikaal on vee erikaalust veidi suurem). Võrreldes teiste hapendajatega on ka lämmastikhappel rida eeliseid. Kontsentreeritud lämmastikhappe erikaal on 1,52 grammi kuupsentimeetri kohta; tema auru rõhk on väike, ta on keemiliselt püsiv ja tema külmumispunkt on madal. Seetõttu võivad hüdrasiini ja lämmastikhappe paagid olla võrdlemisi õhukeste seintega ja väikesed.

Tänapäeval võib tavaliste kütuste abil saavutada gaaside väljavoolukiiruseks kuni 2,5 kilomeetrit sekundis. Kui põlemine ei oleks seotud mõnesuguste kadudega, siis parimate kütuste kasutamisel ulatuks gaaside väljavoolukiirus 6 kilomeetrini sekundis või isegi veel suurema väärtuseni. Võib loota, et praktiliselt õnnestub seda kiirust viia kuni 4 kilomeetrini sekundis.

Üldiselt on raketikütus seda hinnalisem, mida suurem

kiirus on tema põlemissaadustel ja mida suurem on kütuse tihedus. Esimene nõue järgneb vahetult ühest raketi liikumise seadusest, mille põhjal raketi kiirus on võrdeline väljavoolavate gaaside kiirusega. Teine nõue seletub aga asjaoluga, et kütuse suure tiheduse korral on paakide kaal ja ruumala väiksemad, mis võimaldab konstrueerida väiksema aerodünaamilise takistusega raketti.

Kütuse väärtuse määravad veel tema tootmise tehnoloogia, toorainevarud, tootmise raskusaste ning isegi tema säilitamise ja transportimise tingimused. Need küsimused on omakorda seotud kütuse stabiilsusega, plahvatusohutusega ja korrosiooniaktiivsusega, s. o. tema korrodeeriva mõjuga paagi seintele. Selle protsessi pidurdamiseks lisatakse kütusele mõnikord korrosiooni aeglustavat lisandit (ainet, mida lisatakse väikestes kogustes kütusele viimase omaduste parandamise eesmärgil). Samuti tuleb arvestada kütuse mürgisuse astet ja tema võimalikku kahjustavat mõju inimorganismile. Raketikütuste, eriti aga kunstlike vedelkütuste liikide arv kasvab kiiresti tänu pidevale täiuslikumate kütuste otsingutele.

7. Aatomirakett

Selleks et veelgi suurendada gaaside raketist väljumise kiirust, tuleb tavaliselt põletusainelt üle minna tuumapõletusainele. Mida kujutab endast tuumapõletusaine ja missugused on tema eelised?

Tänapäeval on füüsika edukalt lahendanud küsimuse, kuidas ühte keemilist elementi teiseks muundada. Mõnikord kaasneb muundumistega aatomienergia eraldumine. Ainet, mis muundumisel eraldab aatomienergiat, nimetatakse tuumapõletusaineks. Väike kogus sellist põletusainet sisaldab tohutul hulgal energiat. Tuuma põletusainet koos vedeliku või gaasiga nimetatakse tuumakütuseks[1].

Olgugi et aatomienergia eraldumine toimub väga kiiresti, on teda siiski võimalik reguleerida.

Aatomiraketi töötamise põhimõte on ilmselt järgmine.

---

[1] Terminid — «tuumapõletusaine» ja «tuumakütus» on tinglikud, sest aatomienergia eraldumine ja tema ülekandmine inertsele kehale ei kujuta endast tavalist põlemisprotsessi.

Väikesesse anumasse, mis meenutab vedelkütuseraketi põlemiskambrit, voolab vedel vesinik või mõni teine vedelik. Soojusena eraldunud aatomienergia tõstab momentaanselt vesiniku temperatuuri väga kõrgele. Seejuures vesinik gaasistub ja paiskub tohutu rõhu all raketist välja. Gaasijoa väljavoolukiirus on mõnikümmend kilomeetrit sekundis. Kuid mida suurem on gaaside voolukiirus, seda vähem kütust kulub raketi viimiseks orbiidile. Selles seisnebki aatomiraketi suur eelis.

Põhimõtteliselt ei ole aatomiraketil ja tavalisel raketil olulisi erinevusi. Kuid aatomiraketi loomine on siiski seotud rea tehniliste raskustega. Nii näiteks tuleb piirata raketis tekkivat ülikõrget rõhku ja temperatuuri, sest nendele ei pea vastu ükski metall. Samuti tuleb kasutusele võtta abinõusid, mis kaitseksid inimesi aatomienergia eraldumisel tekkiva radioaktiivse kiirguse eest.

Tänapäeval töötatakse aatomiraketi loomise alal paljudes erinevates maades.

IV PEATÜKK

TEHISKAASLASE VÄLJALASKMINE

1. Energia, mis on vajalik tehiskaaslase viimiseks orbiidile

Olgugi et tehiskaaslase väljasaatmine peab praktiliselt toimuma optimaalset trajektoori mööda (vt. lk. 126—128), on siiski otstarbekohane vaadelda mitmesuguseid võimalikke väljasaatmise variante, eeldusel, et puudub õhutakistus. Need teoreetilised variandid võimaldavad selgitada tehiskaaslaste väljalaskmise iseärasusi.

Tehiskaaslase väljalaskmiseks on vajalik täita kaks tingimust: tõsta lennuaparaat teatud kõrgusele ja anda talle mingi kindel kiirus.

Koormuse tõstmiseks kahe meetri kõrgusele kulub kaks korda rohkem tööd kui tema tõstmiseks ühe meetri kõrgusele. Selleks aga, et tõsta koormust, näiteks tehiskaaslast, saja miljoni meetri kõrgusele, ei tule sugugi sooritada sada miljonit korda rohkem tööd. Asjaolu, et raskusjõu suurus kahaneb pöördvõrdeliselt keha ja planeedi keskpunktide vahelise kauguse ruuduga, põhjustab suure energia kokkuhoiu: keha tõstmiseks mainitud kõrgusele kulub 16,7 korda vähem energiat, kui seda annab arvutus, kus eeldatakse, et kõrguse muutumisel jääb raskusjõud konstantseks.

Niisiis energia, mis kulub kaaslase orbiidile viimiseks, ei ole võrdeline kõrgusega.

Oletame, et me viisime tehiskaaslase Maa raadiusega võrdsele kõrgusele ja kulutasime selleks teatud hulga energiat. Kui me tõstaksime kaaslase maapinnast veel kaks korda kõrgemale (s. o. kõrgusele, mis võrdub kahe Maa raadiusega), siis kulub meil selleks mitte kaks korda, vaid ainult $^1/_3$ võrra rohkem energiat. Kui me ka edaspidi suurendame kõrgust Maa raadiuste kaupa (s. t.

võtame kõrguse võrdseks kahe-, kolme- jne. kordse Maa raadiusega), sooritame me vastavalt $^1/_6$, $^1/_{10}$, $^1/_{15}$ jne. sellest tööst, mis kulus keha tõstmiseks ühe Maa raadiuse kõrgusele. Et viia lõpmatusse keha, mis Maa keskpunktist asub 100 Maa raadiuse kaugusel, kulub ainult üks protsent sellest tööst, mis tuleks kulutada maapinnal asuva keha lõpmatusse viimiseks.

Matemaatiline arvutus näitab, et keha planeedi pinnalt lõpmatusse viimiseks kulutatud töö on võrdne tööga, mis on vajalik keha tõstmiseks planeedi pinnalt planeedi raadiuse kõrgusele juhul, kui raskusjõud keha kaugenemisel planeedi keskpunktist jääb konstantseks. Selleks et eemaldada näiteks ühegrammist kivikest Maa gravitatsiooniväljast, tuleb sooritada sama suur töö, nagu kulub 6,4-tonnise koormuse tõstmiseks ühe meetri kõrgusele. Pool sellest tööst oleks küllaldane, et tõsta sama kivike maapinnast ühe Maa raadiuse kõrgusele.

Kuid keha tõstmiseks teatud kõrgusele ei tarvitse sugugi teda pidevalt ülespoole vedada. Kehale võib anda näiteks maapinnal ühekordselt sellise kiiruse, et tema kineetiline energia on võrdne tööga, mis kulub keha tõstmiseks antud kõrgusele.

Oletame, et maapinnal antakse kehale üha suuremad vertikaalsed kiirused.[1] Seejuures kasvab keha poolt saa-

Tabel 19

Kõrgused, mida saavutatakse vertikaalsel väljalennul maapinnalt erinevatel algkiiruse väärtustel

Algkiirus meetrites sekundis	Saavutatud kõrgus Maa raadiustes	Kiiruse juurdekasv, võrreldes eelmise kiirusega meetrites sekundis	Kõrguse juurdekasv, võrreldes eelmise kõrgusega Maa raadiustes	Kulutatud energia ja keha lõpmatusse viimiseks vajaliku energia suhe protsentides
7912	1	0	0	50
9136	2	1224	1	67
10008	4	872	2	80
10639	9	631	5	90
11133	99	494	90	99
11189	Lõpmatus	56	Lõpmatus	100

[1] Me eeldame, et kiirus antakse raketile momentaanselt, mitte aga järk-järgult, nagu see tegelikult toimub.

vutatud kõrgus tunduvalt kiiremini kui kehale antav algkiirus. Nagu näeme tabelist 19, saab kiiruste väärtusi valida nii, et, vaatamata kiiruse juurdekasvu pidevale vähenemisele, kõrguse juurdekasv suureneb.

Sõltumatult tehiskaaslase väljalaskmismeetodist ja orbiidile jõudmise trajektoorist peab kaaslase tõusuks kulunud energia jääma teoreetiliselt sama suureks.

2. Tehiskaaslase lennukõrgus

Kui kõrgele tuleks saata tehiskaaslasi? Selles küsimuses lähevad teadlaste arvamused järsult lahku. Kui mõned soovitavad 200-kilomeetrist või veelgi väiksemat kõrgust maapinnast, siis teised kardavad Maa atmosfääri takistust ja arvavad, et vajalik kõrgus peab olema mõni tuhat kilomeetrit.

Mida tuleb tehiskaaslase lennukõrguse valikul arvestada?

Kui kaaslane lendaks madalal, siis oleks tunduvalt kergem teda välja lasta, sest sel juhul oleks raketi poolt arendatav kiirus võrdlemisi väike. Niisuguse kaaslase ülessaatmine on seotud aga rea takistustega. Isegi sel juhul kui puuduks õhutakistus, ei võimaldaks mägede olemasolu kaaslasel lennata madalamal kui 9 kilomeetrit (Everesti kõrgus). Samuti ei saa rangelt ringilist orbiiti mööda liikuva kaaslase kõrgus pooluste kohal olla mingil juhul väiksem kui 21,5 kilomeetrit. Vastasel korral langeks ta Maa lapikuse tõttu väiksematel laiustel paratamatult ookeani või puruneks vastu maapinda (meenutame, et Maa polaarne raadius on ekvaatorilisest raadiusest 21,5 kilomeetri võrra väiksem). Ka kaks korda suurem kõrgus pooluste kohal ei väldi veel hädaohtu. Kui pärast mootori väljalülitamist oleks raketi kiirus ainult 0,008 protsendi võrra väiksem vajalikust kiirusest, siis puruneks rakett vastu maapinda. Kuid ka kiiruse suuruse täpne reguleerimine ei tagaks kaaslase jäämist orbiidile: sellisel väikesel kõrgusel põhjustaks katastroofi vähimgi kõrvalekaldumine horisontaalsuunast.

Kuid me pole veel arvestanud õhutakistust. Isegi kui kaaslane liiguks mõnekümne kilomeetri kõrgusel, avaldaks atmosfäär talle ikkagi takistavat mõju ja ta langeks kiiresti Maale tagasi. Seega peab tehiskaaslane välja jõudma

Maad ümbritsevatest tihedatest atmosfäärikihtidest. Kõrgemal kui 200 kilomeetrit on õhk niivõrd hõre, et isegi kosmiliste kiiruste korral suurusjärgus 8 kilomeetrit sekundis ei avalda ta kehale märgatavat takistavat mõju. Järelikult püsib kaaslane mõne aja vältel oma esialgsel orbiidil. Tehiskaaslase liikumise aeglustumise tõttu tekkivaid orbiidi kuju väikesi muutusi võib pikemate ajavahemike tagant korrigeerida tähtsusetult väikese kütusekulu arvel rakettmootorite abil. Kui seda mitte teha, siis põhjustavad need väikesed häired üha suuremaid kõrvalekaldumisi esialgsest orbiidist. Kui näiteks tehiskaaslane liigub elliptilisel orbiidil, siis õhutakistus on kõige tunduvam perigee läbimise ajal. Õhutakistuse mõjul hakkab ellipsi ekstsentrilisus järk-järgult vähenema (vt. lk. 37 ja 291—292). Isegi laboratooriumitingimustes saadud suurima vaakuumi korral, kus õhurõhk on 0,1 millibaari (see vastab atmosfäärirõhule umbes 75 kilomeetri kõrgusel), sisaldab üks kuupmillimeeter õhku ligikaudu kolm miljonit molekuli. Seda asjaolu tuleb arvestada, kui me uurime õhutakistust, mis mõjub väga kõrgetes õhukihtides liikuvatele lennuaparaatidele. Ka meteoortolm ja Päikese kiirguse rõhk peavad teoreetiliselt mingil määral muutma kaaslase orbiiti, kuid kas praktiliselt saame nende mõju märgata, see on küsitav.

Tehiskaaslase lennukõrguse valikul lähtutakse ühelt poolt orbitaalse raketi energiavarudest, teiselt poolt kaaslase jaoks ettenähtud elueast. Nõukogude esimene tehiskaaslane planeeriti lasta mõnesaja kilomeetri kõrgusele (samuti nagu praegused Ameerika Ühendriikides projekteeritud kaaslased), olgugi et suuremate kõrguste saavutamiseks kuluv energiahulk on ainult natuke suurem. Esialgne loobumine kõrgel lendavatest tehiskaaslastest seletub asjaoluga, et tänapäeva raketitehnikale on väga raskeks ülesandeks saata kaaslasi isegi minimaalsetele, s. o. mõnesaja-kilomeetristele kõrgustele nii, et kaaslase kiirus ja liikumise suund jääksid nõutava täpsuse piiridesse.

On veel üks madalalt lendavate tehiskaaslaste kasuks kõnelev kaalutlus: mida madalamal kaaslane liigub, seda väiksem on meteooridega kohtumise oht.

Nagu me juba märkisime, muutub ringilisel orbiidil liikuva pooluselise tehiskaaslase lennukõrgus pidevalt Maa lapikuse tõttu. Selline kaaslane peab pooluste kohal lendama rohkem kui kakskümmend kilomeetrit kõrgemal kui ekvaatori kohal. Võib ehi-

tada ka niisuguse kaaslase, mis teatud lõigu ulatuses liigub konstantsel kõrgusel. Sel juhul tuleks orbiit valida nii, et kaaslase kõrgus ühe pooluse (näiteks põhjapooluse) kohal võrduks tema kõrgusega ekvaatori kohal. Sel juhul jääb kaaslase kõrgus ekvaatorist põhjapooluseni ja põhjapoolusest ekvaatorini kulgeval teeosal peaaegu konstantseks. Tehiskaaslase lennukõrgus kasvab pidevalt alates ekvaatori ületamise momendist kuni lõunapooluse kohale jõudmiseni. Lõunapooluse kohal saavutab kaaslane maksimaalse kõrguse, mis on 40 korda suurem kui kõrgus põhjapooluse kohal. Teoreetiliselt kujutab selline orbiit ellipsit, mida aga väga väikese ekstsentrilisuse tõttu (0,003) võib praktiliselt lugeda ringjooneks. Ringjoone ja ellipsi keskpunktid asuvad Maa teljel Maa keskpunktist 21,5 kilomeetri võrra lõuna pool (ellipsi teine fookus asub veel sama suure lõigu võrra lõuna pool).

3. Maa pöörlemise mõju

Püüame välja selgitada, kas Maa tehiskaaslase väljalaskmisel on mingisugune tähtsus ka stardikoha geograafilisel asendil ja väljalennu suunal.

Lennukil kulub ümbermaailmareisi sooritamiseks ühepalju kütust, sõltumatult sellest, kas ta liigub idast läände või läänest itta. On täiesti ükskõik, missugusest punktist ta alustab lendu ja kas ta lendab meridiaani või ekvaatorit mööda (muidugi ainult sel juhul, kui mitte arvestada meteoroloogilisi tingimusi).

Teisiti on lugu aga kosmiliste lendudega. Tehiskaaslase väljalaskmiseks lääne suunas kulutab orbitaalne rakett vähem energiat kui väljalaskmiseks ida suunas; energiakulu ekvaatori kohal itta liikuva kaaslase väljalaskmiseks on väiksem meridiaani mööda liikuva kaaslase väljalaskmiseks kuluvast energiast.

Kuid samuti on suur tähtsus ka orbitaalse raketi väljalaskmise kohal. Vaatleme kahte täiesti ühesugust raketti, mis vabas ruumis on võimelised arendama ühesugust kiirust.

Oletame, et esimene nendest rakettidest lastakse välja Ekuadorist tõusva Päikese poole ja et ta pärast mõnesaja kilomeetri kõrgusel toimuvat mootori väljalülitamist hakkab tiirlema ümber Maa ringilist orbiiti mööda. Teine rakett lastakse sama suure kiirusega välja Islandist ja mootor lülitatakse välja samal kõrgusel, kus esimeselgi. Kas hakkab teine rakett nagu esimenegi tiirlema ringilisel orbiidil? Ei hakka, pärast mootori väljalülitamist hakkab ta liginema maapinnale.

Miks siis teise raketi väljalaskmine ebaõnnestus? Asi on nimelt selles, et väljalaskepunktis liitub orbitaalse raketi kiirusele Maa pöörlemisest tingitud kiirus. Ekuadori territooriumil (ekvaatoril) ulatub Maa pöörlemise kiirus 465 meetrini sekundis, kuna aga Islandil ei ületa see 207 meetrit sekundis (selline on tema väärtus saare kõige lõunapoolsemas tipus põhjalaiusega 63°23′).

Eespool märgitud ringiline nullkiirus 7912 meetrit sekundis on arvutatud eeldusel, et Maa ei pöörle. Seega on selle kiiruse väärtus niisugune ainult siis, kui kaaslane lastakse välja pooluselt. Kaaslase väljalaskmisel ükskõik missugusest teisest maapinna punktist tuleb arvestada selle punkti ringliikumise kiirust.

Nagu mẽ juba varem märkisime, on Maa ekvaatoril Maa pöörlemisest tingitud ringliikumise kiirus 465 meetrit sekundis. Seega piisab kaaslase väljalaskmiseks ida, s. o. Maa pöörlemise suunas kiirusest 7912—465=7447 meetrit sekundis, kuna aga lääne suunas (Maa pöörlemise vastassuunas) väljalastava tehiskaaslase kiirus peab olema vähemalt 7912+465=8377 meetrit sekundis. Kui lääne suunas väljalastud rakett muutub Maa nullkaaslaseks, siis, lastes sama raketi välja ida suunas, hakkab ta liikuma elliptilist orbiiti mööda, mille apogee asub rohkem kui nelja tuhande kilomeetri kõrgusel.

Niisiis, selleks et Maa pöörlevat liikumist maksimaalselt ära kasutada, peab rakett startima võimalikult ekvaatori lähedalt. Seega on ekvaatorilisel tehiskaaslasel see eelis, et tema väljalaskmisel võib täielikult ära kasutada Maa pöörleva liikumise kiirust. Päripidiselt (s. o. Maa pöörlemise suunas) liikuv tehiskaaslane kujutab endast nagu pärivoolu liikuvat kosmilist laeva.

Pooluselise kaaslase väljalaskmisel on algkiirus minimaalne siis, kui stardikoht asub poolusel, sest seal ei mõju Maa pöörlemine. Selleks et pooluselist tehiskaaslast lasta välja ekvaatorilt, tuleb talle anda algkiirus, mis 14 meetri võrra sekundis ületab stardikiiruse pooluselt, kusjuures liikumise algsuund peab olema meridiaani sihist veidi lääne poole. [1]

---

[1] Pooluselise kaaslase üleslaskmiseks tuleks ekvaatoril sihtida rakett umbes 3° 20′ meridiaanisihist lääne poole (kui väljasaatmine toimub ekvaatorilt põhja suunas). — *Toim.*

Tabelis 20 on toodud kiirused, mis tuleb anda ekvaatori suhtes erinevate nurkade all horisontaalselt väljalastavatele rakettidele, selleks et nad muutuksid Maa nullorbiidil tiirlevateks Maa kaaslasteks.

Tabel 20

Kiirused, mis tuleb anda ekvaatoriga mingi nurga all horisontaalselt väljalastavale raketile, selleks et temast saaks nullorbiidil tiirlev Maa kaaslane

Nurk kaaslase orbiidi tasandi ja ekvaatori tasandi vahel	Väljalennu kiirus meetrites sekundis	Väljalennu kiiruse ja ringilise nullkiiruse suhe protsentides	Nurk kaaslase orbiidi tasandi ja ekvaatori tasandi vahel	Väljalennu kiirus meetrites sekundis	Väljalennu kiiruse ja ringilise nullkiiruse suhe protsentides
0°	7447	94,1	90°	7926	100,2
30°	7513	95,0	120°	8154	103,1
60°	7690	97,2	150°	8318	105,1
88°19′	7912	100,0	180°	8377	105,9

Ekvaatorilist tehiskaaslast on võimalik kõige väiksema algkiirusega välja lasta ekvatoriaalsest Ida-Aafrikast Keenia mäe tipult või ekvatoriaalsest Ameerikast (Ekuador) Tšimboraso mäe tipult. Keenia kõrgus on 5194 meetrit ja tema Maa pöörlemisest tingitud ringliikumise kiirus on 465,50 meetrit sekundis. Tšimboraso kohta on need suurused vastavalt 6272 meetrit ja 465,45 meetrit sekundis. Seega on Tšimboraso kõrgus Keenia kõrgusest suurem, kuid tema tipu ringliikumise kiirus on Keenia tipu kiirusest väiksem (Tšimboraso tipp on Maa teljele lähemal kui Keenia tipp).

Orbitaalse raketi stardiplatsi ehitamine mäetippu ei ole Maa pöörleva liikumise parema ärakasutamise seisukohalt siiski otstarbekohane, sest paremal juhul võidetakse sel teel kiiruses mitte üle 38 sentimeetri sekundis. Kuid siiski pakuks niisugune startimine mõningaid praktilisi eeliseid.

Pooluselistel kaaslastel on teiste kaaslastega võrreldes rida eeliseid. Neid kaaslasi võib tihti vaadelda polaartsoonis asuvast ühest ja samast punktist ja pealegi on nad nähtavad kogu maakera ulatuses. Neid eeliseid ei ole aga kerge saavutada, sest tehiskaaslase väljalaskmiseks mööda

meridiaani tuleb talle anda suurem kiirus kui samasugusel orbiidil liikuva kaaslase väljalaskmiseks tasapinnas, mis moodustab teravnurga ekvaatori tasapinnaga. Näiteks neljakümnendale laiuskraadile vastaval paralleelil, mis läbib nii Nõukogude Liidu kui ka Ameerika Ühendriikide territooriume, on maapinna punkti kiirus 350 meetrit sekundis. Oletame, et mingist punktist sellel paralleelil lastakse kahe ühesuguse raketi abil välja kaks täiesti ühesugust tehiskaaslast. Üks kaaslane lastakse välja nii, et ta lendaks mõnesaja kilomeetri kõrguselt üle pooluste, teisele antakse täpselt idasuunaline algkiirus. Arvutused näitavad, et teise kaaslase lennulagi asub rohkem kui tuhande kilomeetri võrra kõrgemal kui esimesel. Teine kaaslane liiguks seega väljaspool atmosfääri piire ja tema eluiga oleks praktiliselt lõpmatu suur, kuna aga esimene kaaslane õhutakistuse tõttu häviks.

Kui tehiskaaslane peab muutuma planeetidevaheliseks jaamaks, siis tuleks loomulikult maksimaalselt ära kasutada Maa pöörlemise kiirust (vt. lk. 316), s. o. lasta kaaslane välja Maa pöörlemise suunas võimalikult lähedal ekvaatorile. Üldiste geofüüsikaliste uurimiste seisukohalt pakub aga suuremat huvi kaaslane, mille orbiidi tasapind moodustab ekvaatori tasapinnaga vähemalt mõnekümnekraadise nurga. Nõukogude kolme esimese tehiskaaslase korral oli see nurk umbes 65°.

Kui kaaslase orbiidi ja ekvaatori tasandi vaheline nurk on väiksem kui 88° 19′, siis, nagu selgub tabelist 20, võib ka sel juhul teatud määrani ära kasutada Maa pöörlemist.

4. Tehiskaaslase väljalaskmine ringilisele orbiidile

Kõikidel eespool vaadeldud juhtudel eeldasime, et väljalaskmiseks vajalik kiirus antakse tehiskaaslasele momentaanselt ja edaspidi jätkab kaaslane lendu väljalülitatud mootoriga. Tegelikult aga kasvab kiirus järk-järgult ja seega kulub kaaslase väljalaskmiseks teatud ajavahemik. Sellist juhtu me nüüd vaatlemegi.

Oletame, et tehiskaaslane lastakse välja kohalikku horisontaali mööda merepinna kõrgusel asuvale ringilisele orbiidile, s. t. tehiskaaslase väljalaskmine toimub kaaslase enda orbiiti mööda. Antud juhul ja samuti ka edaspidi (välja arvatud spetsiaalselt märgitud juhud) eeldatakse,

et puudub õhutakistus. Kui kiiruse juurdekasv on 40 meetrit sekundis sekundi kohta, siis kulub ringilise kiiruse saavutamiseks 7912:40=197,8 sekundit. Selle aja jooksul läbib rakett, millest saab Maa tehiskaaslane, 782,5 kilomeetrit.

Kui suur on kütusekulu? See sõltub kasutatavatest navigatsioonivõtetest.

Oletame näiteks, et väljalastav orbitaalne rakett on varustatud kahe rakettmootoriga. Mootor, millest gaasid paiskuvad välja Maa keskpunkti suunas, hoiab raketi konstantsel kõrgusel. Samaaegselt töötav teine mootor tõukab raketti horisontaalsihis kuni ringilise kiiruse saavutamiseni. Esimese sekundi jooksul saab rakett Maa külgetõmbejõu mõju tõttu vertikaalse langemiskiiruse 9,814 meetrit sekundis, mis väljalaskmise lõppmomendiks suureneks 197,8 korda, s. o. ta oleks 1941 meetrit sekundis. Selleks et hoida kaaslast kindlal kõrgusel ning vältida tema kukkumist Maale, peaks esimene mootor selle kiiruse «neutraliseerima». Kuid 5 sekundi pärast saab rakett teise mootori töötamise tulemusena horisontaalsuunalise kiiruse $5 \times 40 = 200$ meetrit sekundis (kiiruse juurdekasv on 40 meetrit sekundis sekundi kohta). Kui puuduks Maa külgetõmbejõud, siis maapinna kumeruse tõttu eemalduks rakett sellise liikumise tulemusena esimese sekundi jooksul Maast 6 millimeetri võrra. Seetõttu oleks raketi vertikaalne langemiskiirus esimese sekundi jooksul mitte 9814 vaid 9808 millimeetrit sekundis.

Pärast 105 sekundi möödumist oleks raketi horisontaalsuunaline kiirus juba 4200 meetrit sekundis. Maapinna kumeruse tõttu eemalduks rakett Maast kiirusega 2,766 meetrit sekundis ja raketi vertikaalne langemiskiirus oleks nüüd ainult 9,814—2,766=7,048 meetrit sekundis.

Edasised arvutused näitavad, et tehiskaaslase liikumise aktiivsel lõigul tuleb üldsummas neutraliseerida kiirus suurusega 1294 meetrit sekundis, mida nimetataksegi kiiruse gravitatsiooniliseks kaoks. Kiiruse gravitatsiooniline kadu moodustab 16,4 protsenti tegelikult omandatud kiirusest (7912 meetrit sekundis).

Kas seda kadu ei saaks vähendada? Osutub, et seda saab teha. Antud juhul üks rakettmootoritest, hoides raketti kindlal kõrgusel maapinnast, töötas pidevalt vertikaalsihis, teine aga kiirendas raketi liikumist kuni ringilise kiiruse saavutamiseni pidevalt horisontaalsihis. Jõudude

liitumise rööpküliku reegli põhjal võib need kaks mootorit asendada ühe mootoriga, mis tõukab raketti kindla nurga all horisondiga. Selle mootori veojõud on ilmselt väiksem kahe endise mootori veojõudude summast (rööpküliku diagonaal on alati väiksem kahe külje summast), kuid tema abil saavutatav kiirus on sama suur.

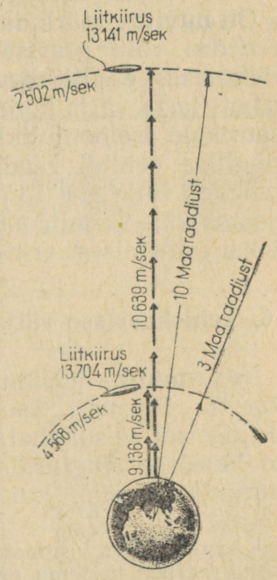
Arvutused näitavad, et sel juhul väheneb kiiruse gravitatsiooniline kadu 1,6 protsendini. Kui gaaside väljavoolukiirus oleks 4 kilomeetrit sekundis ja kui igasugused kaod puuduksid, siis vajaliku kütuse mass on Tsiolkovski valemi põhjal 6,23 korda suurem raketi lõppmassist. Kui me aga arvestame ka kiiruse gravitatsioonilist kadu, siis tuleb see masside suhe 6,46.

Seega on näha, et tehiskaaslase väljalaskmisel ringilisele orbiidile muutub gravitatsiooniline kadu väga väikeseks.

5. Tehiskaaslase väljalaskmine täisnurkset trajektoori mööda

Eespool kirjeldatud väljalaskmismeetod ei ole atmosfääri olemasolu tõttu loomulikult rakendatav. Tehiskaaslase väljalaskmise esimene etapp peab praktiliselt olema tema saatmine niisugustele kõrgustele, kus õhutakistus on tähtsusetult väike.

Raketi juhtimise seisukohalt on kõige lihtsam järgmine väljalaskmisviis. Algul lendab rakett vertikaalselt. Momendil, kui ta saavutab maksimaalse kõrguse ning hetkeks, nagu peatub (ta kiirus saab võrdseks nulliga), antakse tal-



Joon. 29. Tehiskaaslase väljalaskmine täisnurkset trajektoori mööda: orbitaalsele raketile antakse algul vertikaalsuunaline kiirus, maksimaalse kõrguse saavutamisel aga horisontaalsuunaline. Mõnikord, nagu näeme jooniselt, võib juhtuda, et raketi väljalaskmiseks suuremale kõrgusele kulub vähem kütust.

le ringiline kiirus. Seega oleks raketi väljalennutrajektooriks täisnurkne murdjoon.

Mida kõrgemale soovitakse raketti saata, seda suurem peab olema vertikaalseks tõusuks vajalik kiirus. Kuid mida suurem on kõrgus, seda väiksem on vastav ringiline kiirus. Selleks et visata keha (raketti, kaaslast) ühe, poolteise ja kahe Maa raadiuse kõrgusele, peavad algkiirused olema vastavalt 7912, 8667 ja 9136 meetrit sekundis. Ringilised kiirused on aga nendel kõrgustel vastavalt 5595, 5004 ja 4568 meetrit sekundis. Oletades, et need kiirused antakse raketile momentaanselt, jõuame järeldusele, et tehiskaaslase väljasaatmiseks nendele kõrgustele peavad liitkiiruste[1] vastavad väärtused olema 7912+5595=13 507, 8667+5004=13 671 ja 9136+4568=13 704 meetrit sekundis.

Tehiskaaslase väljalaskmine täisnurkset trajektoori mööda on mugav mitte ainult sellepärast, et sel juhul on raketti kõige lihtsam juhtida. Sellise väljalaskmismeetodi kasutamisel on ka kõige kergem ületada Maa atmosfääri takistust. Kuid kütusekulu seisukohalt on täisnurkne trajektoor väga ebaökonoomne, võrreldes edaspidi vaadeldavate väljalaskmismeetoditega.

On huvitav märkida, et tehiskaaslase lennukõrguse suurenedes võib gravitatsiooniline kadu muutuda niivõrd väikeseks, et liitkiirus osutub väiksemaks, juhul kui rakett lasta välja kõrgemale. Me kohtame siin ühte astronautikale iseloomulikku paradoksi. Suurendades näiteks ringilise orbiidi raadiust 3-st kuni 10 Maa raadiuseni, kahaneb liitkiirus 13 704-lt kuni 13 141 meetrini sekundis (joonis 29). Tabelis 21 tuuakse mõned näited selle paradoksi esinemisest erinevatel kõrgustel.

6. Tehiskaaslase väljalaskmine poolelliptilisele orbiidile

Astronautika küsimusi käsitlevas kirjanduses (Gohman, Oberth, Pirquet, Esnault-Pelterie, Lawden jt.) ollakse üksmeelsel seisukohal, et keskkonnatakistuse puudumisel on kaaslase ringilisele orbiidile viimiseks vajalik kiirus minimaalne siis, kui selleks kasutatakse poolelliptilist

[1] Liitkiiruseks nimetatakse raketile väljalaskmismomendil antud kiiruse ja tema orbiidil liikumiseks vajaliku kiiruse aritmeetilist summat.

Tabel 21

Tehiskaaslase väljalaskmine täisnurkset orbiiti mööda

Ringilise orbiidi raadius Maa raadiustes	Kiirus vertikaalsel väljalennul maapinnalt meetrites sekundis	Ringiline kiirus meetrites sekundis	Liitkiirus meetrites sekundis	Ringilise orbiidi raadius Maa raadiustes	Kiirus vertikaalsel väljalennul maapinnalt meetrites sekundis	Ringiline kiirus meetrites sekundis	Liitkiirus meetrites sekundis
1,1	3374	7544	10918	7	10359	2990	13349
1,3	5375	6939	12324	10	10615	2502	13117
1,5	6460	6460	12920	15	10808	2043	12851
2	7912	5595	13570	20	10906	1769	12675
3	9136	4568	13704	30	11001	1445	12446
5	10008	3538	13546	70	11109	946	12055

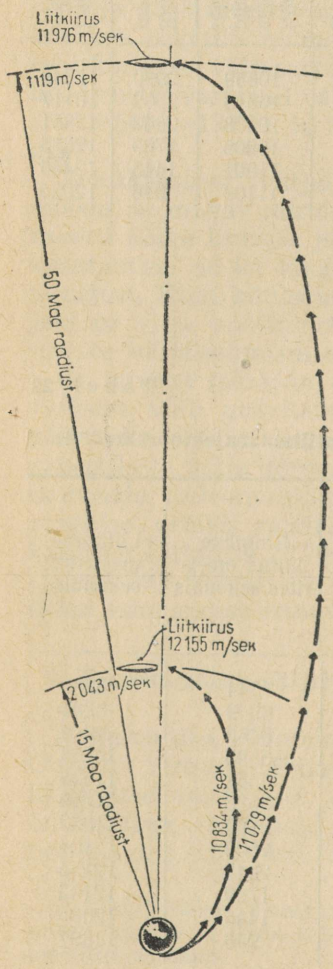
Tabel 22

Tehiskaaslase väljalaskmine poolelliptilist trajektoori mööda

Ringilise orbiidi raadius Maa raadiustes	Kiirus väljalennul maapinnalt meetrites sekundis	Kiirus ringilisele orbiidile jõudmisel meetrites sekundis	Ringiline kiirus meetrites sekundis	Liitkiirus meetrites sekundis
1,1	8098	7362	7544	8280
1,3	8412	6471	6939	8881
1,5	8667	5778	6460	9349
2	9136	4568	5595	10163
3	9690	3230	4568	11028
5	10214	2043	3538	11710
7	10467	1495	2990	11962
10	10668	1067	2502	12104
15	10834	722	2043	12155
20	10919	546	1769	12142
30	11007	367	1445	12085
70	11110	159	946	11897

trajektoori, mis on orbiidile puutujaks. Kaaslase väljalaskmisel peab poolellipsi üks ots puutuma Maa pinda ja teine — ringilist orbiiti (joon. 30). Ühelt kaaslaselt teisele lendamisel peab aga ellipsi üks ots puutuma ühte ja teine ots teist orbiiti.

Ka selle meetodi korral, samuti nagu eelmises punktis kirjeldatud juhulgi, võib osutuda, et suurtele kõrgustele on tehiskaaslast kergem välja saata kui väikestele.



Joon. 30. Tehiskaaslase väljalaskmine poolelliptilist trajektoori mööda. Orbitaalsele raketile antakse kaks korda — väljalennul maapinnalt ja apogees — horisontaalsuunaline kiirus. Mõnikord, nagu seda näeme jooniselt, võib selle meetodi kasutamisel juhtuda, et raketi saatmiseks kõrgemale läheb vaja vähem kütust.

Oletame, et me lasksime maapinnalt horisontaalselt välja kaks raketti, andes neile algkiirused 10 834 ja 11 079 meetrit sekundis (joon. 30). Õhutakistuse puudumisel lendaksid need raketid poolellipseid mööda ja, nagu arvutus näitab, saavutaksid (Maa keskpunkti suhtes) maksimaalseks kõrguseks vastavalt 15 ja 50 Maa raadiust. Tõusu jooksul rakettide kiirused kahanevad ja maksimaalsel kõrgusel on kiiruste vastavad väärtused 722 ja 222 meetrit sekundis. Üleminekuks ringilisele orbiidile tuleb esimesel raketil suurendada oma kiirust 1321 meetrini sekundis ja teisel raketil — 897 meetrini sekundis.

Seega peab esimene rakett suutma arendada liitkiirust 12 155 meetrit sekundis ja teine rakett — 11 976 meetrit sekun-

dis. Me puutume kokku jälle paradoksaalse nähtusega, kus kaaslase väljalaskmiseks suuremale kõrgusele läheb vaja väiksemat liitkiirust.

Kui aga selle meetodi abil lasta kaaslasi välja väiksematele kõrgustele, näiteks 10, 6 jne. Maa raadiuse kõrgusele, siis, mida väiksem on raketi kõrgus, seda väiksem on ka kütusekulu.

Kõike öeldut on kerge jälgida tabeli 22 põhjal.

Praktiliselt ei ole selle meetodi abil siiski võimalik raketti otse maapinnalt välja saata, sest tihedates atmosfäärikihtides tuleks horisontaallennul pikka aega ületada väliskeskkonna takistust, see nõuaks aga tohutult suurt kütusekulu. Seetõttu tuleb sellise väljalaskmisviisi kasutamiseks poolelliptilise orbiidi perigee viia ionosfääri, kus õhutakistus on juba väga väike.

Tehiskaaslast võib viia ringilisele orbiidile poolelliptilist trajektoori mööda ka sel teel, et ta kasutab «vahepeatusteks» ühte või mitut kaaslast, mis tiirlevad väiksema raadiustega ringilistel orbiitidel (vt. lk. 314). Sel juhul võib rakett Maalt lahkudes kaasa võtta väiksema kütusevaru, kuid aeg, mis kulub orbiidile jõudmiseks, pikeneb nüüd tunduvalt. Ka raketi liitkiirus kasvab, ehkki ta on praktiliselt ainult veidi suurem kui liitkiirus otsesel ülemineku lõplikule orbiidile. Kui näiteks lõpliku orbiidi raadius on Maa raadiusest 2 korda suurem, siis kaod on alla 1 protsendi. Lõpliku ringilise orbiidi mõõtmete kasvades kasvavad ka vahepeatustega seosesolevad kaod, ulatudes maksimaalselt kuni kaheksa protsendini.

Vahepealsete ringiliste orbiitide meetodit võib rakendada mitte ainult tehiskaaslase väljalaskmiseks Maalt, vaid ka selleks, et ühelt kaaslaselt teisele lennata. Sel juhul suurenevad suhtelised kaod 3 kuni 4 korda.

7. Tehiskaaslase väljalaskmine ballistilist ellipsi kaart mööda

Eespool mainitud juhtudel lasti orbitaalne rakett välja kas vertikaalselt (joon. 29) või horisontaalselt (joon. 30). Kummalgi nendest meetoditest on omad eelised ja omad puudused. On loomulik, et kompromisslahendus, s. o. tehiskaaslase väljalaskmine kaldu horisondiga, võib praktiliselt anda häid tulemusi. Sel juhul tuleb valida niisugune väljalennunurk, mille puhul horisontaalne kii-

rus maksimaalsel kõrgusel (kõrgus, kus kaaslane läheb üle ringilisele orbiidile) oleks võimalikult suur.

See ülesanne ühtib ballistika põhiülesandega: missuguse nurga all tuleb suunata mürsk, et ta lendaks võimalikult kaugele?

Kui rakett saab maapinnal ülalmärgitud tingimustele vastava algtõuke, siis hakkab ta liikuma ellipsi kaart mööda, mille üks fookus ühtib Maa keskpunktiga. Maksimaalsel kõrgusel, s. o. apogees, kus raketi kiirus on paralleelne maapinnaga, lülitatakse mootor uuesti sisse ja suurendatakse kiirust kuni sellele kõrgusele vastava ringilise kiiruseni.

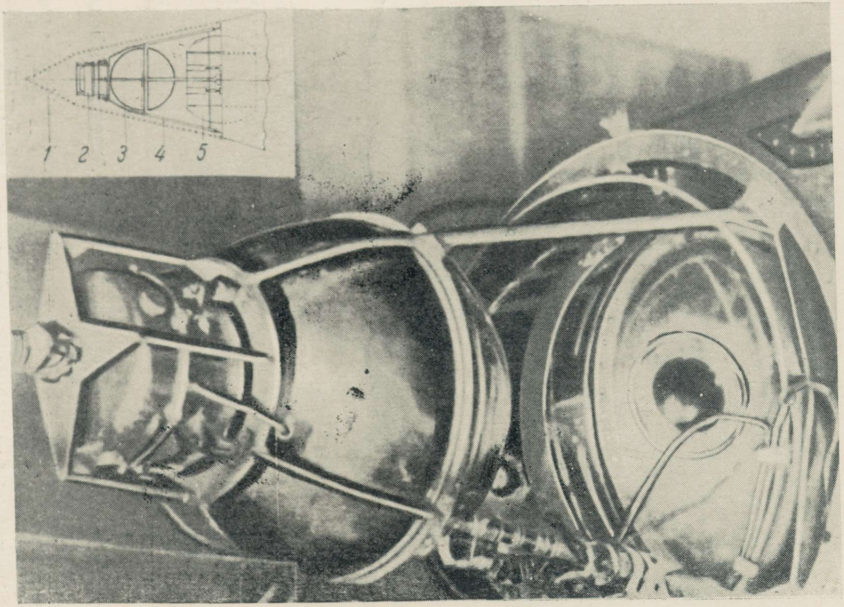
Nagu arvutus näitab, on selle meetodiga optimaalse nurga all väljasaadetud kaaslase maksimaalne kõrgus 1321 kilomeetrit. See kõrgus on täiesti piisav, sest juba väiksematel kõrgustel ei avalda õhutakistus praktiliselt mingisugust mõju.

Selleks et lasta kaaslast välja ballistilist ellipsi kaart mööda väiksematele kõrgustele kui maksimaalne kõrgus, võib kasutada ühte kahest võimalikust väljalennunurgast (joon. 31).

Lastes kaaslase välja väiksema nurga all, on liitkiirus maksimaalselt 3,8 protsendi võrra suurem kui liitkiirus väljalennul poolellipsit mööda. Kaaslase väljalaskmine ballistilist kaart mööda on aga ohutum, sest poolellipsikujulise trajektoori puhul lendab rakett horisontaalselt ja väikseimgi kadu kiiruses põhjustab raketi hävimise. Kui me ei arvesta õhutakistust, siis väiksema nurga korral on ka liitkiirus väiksem. Selline juhus võib esineda tehiskaaslaste väljalaskmisel nendelt taevakehadelt, millel puudub atmosfäär, nagu näiteks Kuult või Merkuurilt.

Atmosfääriga ümbritsetud taevakehadelt on soodsam raketti välja saata suurema nurga all, sest sel juhul peab rakett õhutakistust ületama lühemal teeosal. Tõsi küll, võrreldes juhtu, kus rakett stardib suure nurga all ballistilist kaart mööda väljalennuga õhuta ruumi poolellipsikujulist kaart mööda, võivad esimesel juhul kaod kasvada kuni 8,2 protsendini. Kuid väikese väljalennunurga korral võivad õhutakistuse poolt põhjustatud kaod olla nii suured, et atmosfääri olemasolu korral on raketti kasulikum saata orbiidile mööda ballistilist kaart suure väljalennunurga all.

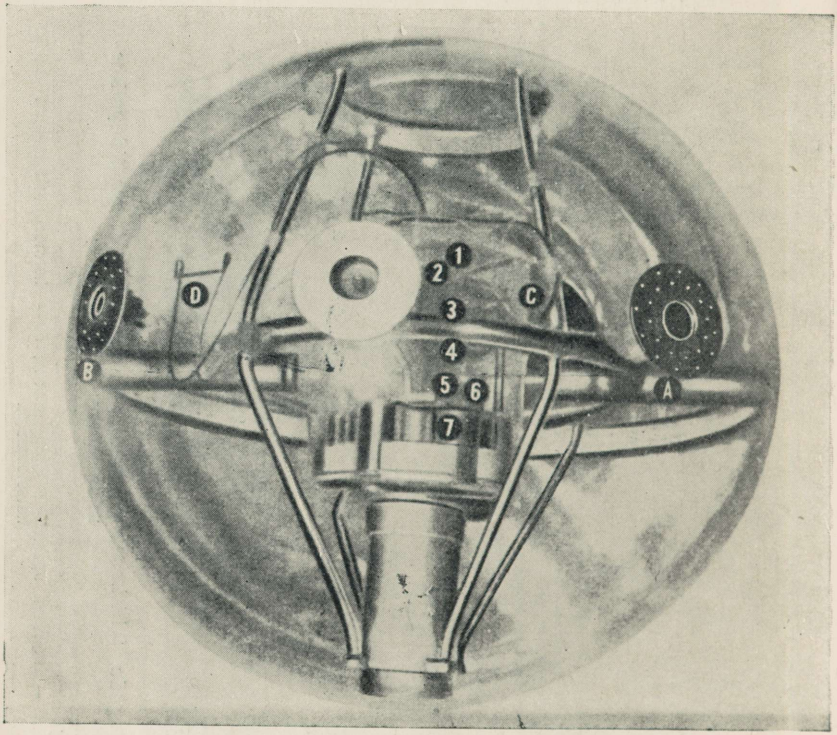
Resümeerides ülaltoodud arutelu, jõuame me järgmisele tulemusele. Kui puudub õhutakistus, siis väljalennul ballistilist ellipsi kaart mööda on liitkiirus veidi suurem kui väljalennul poolellipsit mööda, kuid ikkagi tunduvalt väiksem kui väljalennul täisnurkset trajektoori mööda. Kuna Maa tehiskaaslase väljalaskmisel peab rakett läbima Maa atmosfääri, s. o. lendama takistavas keskkonnas, siis, võrreldes teiste trajektooridega, on praktiliselt kõige kasulikum saata rakett orbiidile ballistilist ellipsi kaart mööda.



Teise nõukogude tehiskaaslase konteinerite paigutus. Aparaatide paigutamise skeem:

1 — kaitsekoonus, mis pärast kaaslase orbiidile jõudmist eemaldatakse; *2* — seadeldis Päikese röntgeni- ja ultravioletse kiirguse uurimiseks; *3* — kerakujuline konteiner aparaatide ja raadiosaatjaga; *4* — tugiraam aparaatide kinnitamiseks; *5* — hermeetiliselt suletud kabiin katseloomaga.

Foto X



Projekteeritava tehiskaaslase «Vanguard» mudel (Ameerika Ühendriigid):

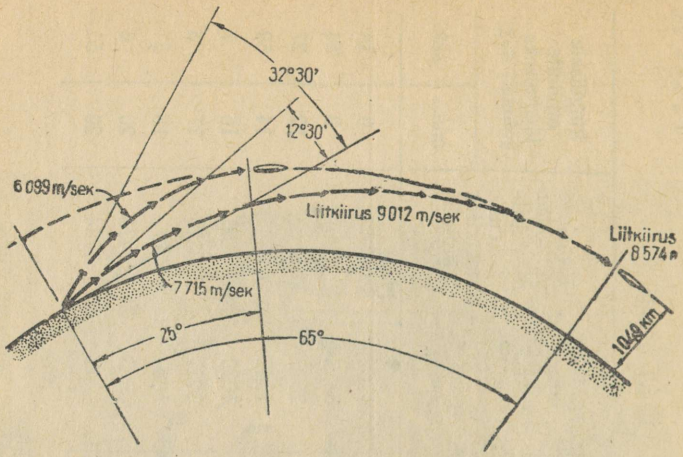
A — fotoelement mäluseadisega; *B* — ionisatsioonikamber ultravioletse kiirguse registreerimiseks; *C* — termistorid kaaslase temperatuuri määramiseks; *D* — seadis mikrometeooride poolt põhjustatud erosiooni mõõtmiseks; *1* — raadiosaatja; *2* — mikrometeooride löökide akustiline võimendaja; *3* — mäluseadis mikrometeooride löökide registreerimiseks; *4* — telemeetriline süsteem; *5* — mäluseadis ultravioletse kiirguse registreerimiseks; *6* — ultravioletse kiirguse mõõtmisel kasutatav võimendaja; *7* — elavhõbepatarei.

Tabel 23

Tehiskaaslase väljalaskmine ballistilist ellipsi kaart mööda

Väljalennunurk kraadides	Ballistilise kõvera kesknurk [1] kraadides	Tehiskaaslase orbiidi kõrgus kilomeetrites	Kiirus väljalennul maapinnalt meetrites sekundis	Kiirus ringilisele orbiidile jõudmisel meetrites sekundis	Ringiline kiirus meetrites sekundis	Lisakiirus ringilisel orbiidil meetrites sekundis	Kaaslase väljalaskmise liitkiirus meetrites sekundis	Ringilisele orbiidile jõudmiseks kulunud aeg	
								min.	sek.
40	10	505	4304	3055	7617	4562	8866	6	14
35	20	898	5649	4056	7408	3352	9001	9	34
30	30	1167	6460	4729	7274	2545	9005	12	27
25	40	1304	6999	5267	7209	1942	8941	14	59
22,5	45	1321	7201	5512	7202	1690	8891	16	7
20	50	1304	7369	5747	7209	1460	8829	17	8
15	60	1167	7623	6224	7274	1050	8673	18	51
10	70	898	7788	6723	7408	685	8473	20	6
5	80	505	7882	7275	7617	342	8224	20	51

[1] Ballistilise kaare otspunkte Maa keskpunktidega ühendavate sirgete vaheline nurk.



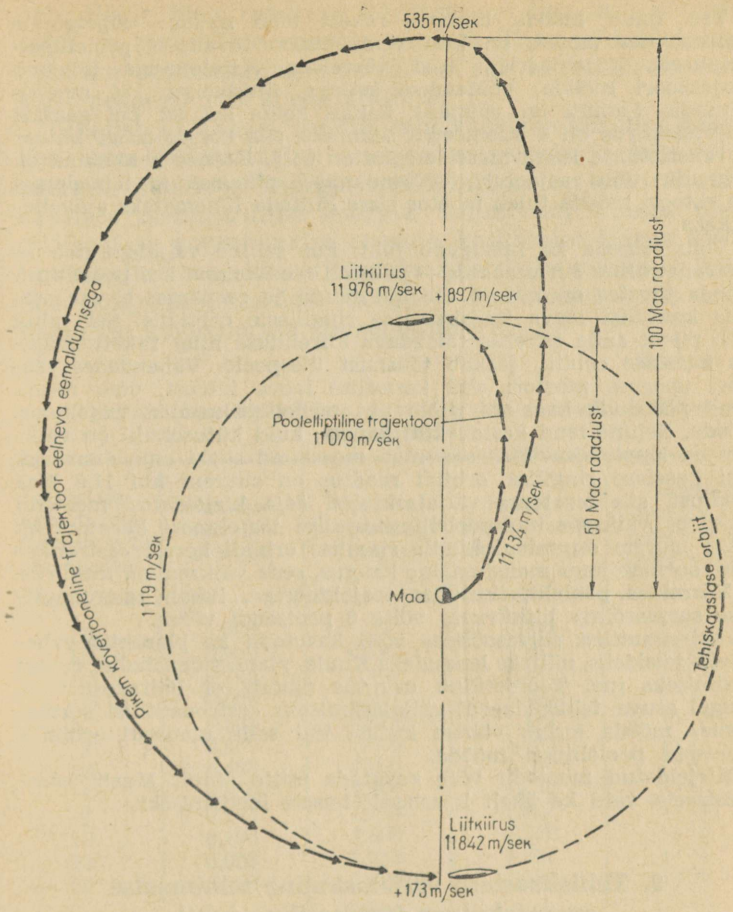
Joon. 31. Tehiskaaslase väljalaskmine ballistilist ellipsi kaart mööda: orbitaalsele raketile antakse maapinnalt lahkumisel horisondiga nurga all suunatud kiirus, aga maksimaalsel kõrgusel — horisontaalsuunaline kiirus. Nagu on näha jooniselt, võib raketi saatmiseks ühele ja samale kõrgusele kasutada ühte kahest võimalikust nurgast.

8. Tehiskaaslase väljalaskmine pikemat kõverjoonelist trajektoori [1] mööda

Kui kelleltki küsida, kas kütuse kokkuhoiu seisukohalt on otstarbekohane sõita lennukil Londonist New Yorgi kaudu Moskvasse, siis mõtleb ta kindlasti, et temaga naljatatakse. Asuvad need linnad ju Londoni suhtes vastupidistes suundades ja pealegi on New York Londonist üle kahe korra kaugemal kui Moskva. On selge, et selline «ringilend» põhjustab tarbetult suurt kütusekulu. Teisiti on lugu aga astronautikas, muuhulgas ka Maalt tehiskaaslasele lendamisel (või kaaslase väljalaskmisel). Lastes kaaslase ringorbiidile erilist kõverjoonelist trajektoori mööda (joon. 32), võib real juhtudel liitkiirus osutuda väiksemaks kui poolellipsikujulise trajektoori kasutamisel.

Oletame, et kosmilised reisijad lendavad Maalt tehiskaaslasele, mis asub meie planeedi keskpunktist 50 Maa raadiuse kaugusel, s. o. Kuu orbiidi rajoonis. Liikudes poolellipsit mööda, läheneb rakett järk-järgult kaaslase orbiidile. Mõnikord on aga kütusekulu vähendamiseks kasulikum liikuda pikemat kõrverjoonelist teed mööda ning lennata esialgu kaaslase orbiidist kaugemale. Selleks peab rakett poolellipsikujulist trajektoori mööda tõusma tehiskaas-

[1] Autori ettepanek 1954. a.



Joon. 32. Mõnikord tuleb astronautidel lennata kaaslasele mitte lühemat teed, s. t. poolellipsit mööda, vaid kasutada selleks teekonnaks pikemat köverjoonelist trajektoori ning esialgu eemalduda kaaslase orbiidist; sellega hoitakse kokku kütust, kuid kaotatakse aega.

lasest näiteks 2 korda kõrgemale. Kui rakett on saavutanud maksimaalse kõrguse, lülitakse mootor uuesti sisse, et suunata rakett kaaslase poole uut poolellipsikujulist trajektoori mööda. Pärast kaaslase orbiidile jõudmist rakett pidurdatakse, vähendades tema kiirust 173 meetrile sekundis.

Tee, mida mööda liikudes rakett teeb midagi «lõpetamata surmasõlme» taolist, on küll veidi pikem tavalisest poolellipsikujulisest trajektoorist, kuid võrreldes väljalennuga lühemat trajektoori mööda, võidetakse sellega liitkiiruses 134 meetrit sekundis. Samuti on võimalik kokku hoida kütust: kui gaaside väljumiskiirus on 4 kilomeetrit sekundis, siis kokkuhoitud kütuse ja raketi tühja kesta masside suhe on 66%. Kütuse kokkuhoid on võimalik tänu asjaolule, et lendamisel pikemat ja lamedamat trajektoori mööda tuleb mootor sisse lülitada lühemateks ajavahemikeks.

Võib esineda ka niisugune juht, kus selline väljalennutee — «astronautiline surmasõlm» — päästab meeskonna, kes poolellipsit mööda tõustes on kütust üle kulutanud ja seepärast ei saa viia oma kosmilist laeva tehiskaaslase ringilisele orbiidile. Sel juhul võib piloot anda raketile täiendava kiirenduse ning rakett, lõigates kaaslase orbiiti, jätkab tõusmist ülespoole. Vähendades seejärel apogees mootori abil kosmilise laeva kiirust, võib meeskond pöörduda kaaslase poole uut poolellipsikujulist trajektoori mööda. Selline lend kestab küll kauem, kuid kütusekulu on väiksem ja lõppkokkuvõttes saavutab meeskond siiski oma eesmärgi. Kui kaaslase ringilise orbiidi raadius on suurem kui 11,9 Maa raadiust, siis on tema väljalaskmisel äsja kirjeldatud meetodil liitkiirus väiksem kui poolellipsikujulise trajektoori kasutamisel. Mida suurem on mingi kindla ringilise orbiidi korral «astronautilise surmasõlme» maksimaalne kaugus, seda väiksem on liitkiirus. Võrreldes poolellipsikujulise trajektooriga, lubab «astronautiline surmasõlm» liitkiiruses võita 8 protsendi võrra.

«Astronautilist surmasõlme» võib kasutada ka planeetidevahelisteks reisideks, näiteks lendudeks Kuule, planeetidevahelise ruumi uurimiseks jne. Teoreetiline arvutus näitab, et Päikesest väga kaugel asuva tehisplaneedi väljalaskmiseks «astronautilist surmasõlme» mööda kulub vähem kütust kui selle planeedi orbiidile viimiseks poolellipsit mööda.

Kirjeldatud meetodit võib kasutada mitte ainult Maalt tehiskaaslasele, vaid ka ühelt kaaslaselt teisele lendamiseks.

9. Tehiskaaslase väljalaskmine minimaalse energiakuluga (teoreetiline juht)

Et muuta keha planeedi pinna lähedal tiirlevaks tehiskaaslaseks, tuleb teoreetiliselt kulutada niipalju energiat, kui seda kulub sama keha tõstmiseks planeedi raadiusega võrdsele kõrgusele. See energia on kaks korda väiksem energiast, mis on vajalik keha vabastamiseks planeedi külgetõmbejõu mõju alt ja tema eemaldamiseks lõpmatusse.

Kaaslase lennukõrguse suurenedes suureneb ka tema potentsiaalne energia, kuid ringilise kiiruse vähenemise tõttu (vt. lk. 13) kineetiline energia (liikumisenergia) vähe-

neb. Poole Maa raadiuse kõrgusel on kaaslase potentsiaalne ja kineetiline energia võrdsed. Kuu orbiidil liikuva kaaslase potentsiaalne energia on aga kineetilisest energiast peaaegu 100 korda suurem.

Tabelist 24 näeme, kuidas tehiskaaslase kõrguse kasvades tema potentsiaalne energia suureneb ja kineetiline energia väheneb. Energia mõõtühikuks on võetud nullkaaslase mehhaaniline energia. Samuti on tabelist näha, et kaaslase potentsiaalse energia kasvamise kiirus ületab tunduvalt tema kineetilise energia kahanemise kiiruse. See põhjustab kaaslase kõrguse kasvamisel tema mehhaanilise koguenergia suurenemise.

Tabel 24

Tehiskaaslase kineetiline, potentsiaalne ja mehhaaniline koguenergia

Kaaslase orbiidi raadius planeedi raadiustes	Kaaslase kineetiline energia[1]	Kaaslase potentsiaalne energia[1]	Kaaslase mehhaaniline koguenergia[1]	Kineetilise energia ja potentsiaalse energia suhe
1	1,000	0	1,000	1 : 0
1,1	0,909	0,182	1,091	1 : 0,2
1,3	0,769	0,462	1,231	1 : 0,6
1,5	0,667	0,667	1,333	1 : 1
1,7	0,558	0,824	1,412	1 : 1,4
2	0,500	1,000	1,500	1 : 2
2,5	0,400	1,200	1,600	1 : 3
4	0,250	1,500	1,750	1 : 6
7	0,143	1,714	1,857	1 : 12
10	0,100	1,800	1,900	1 : 18
30	0,033	1,933	1,967	1 : 58
50	0,020	1,960	1,980	1 : 98

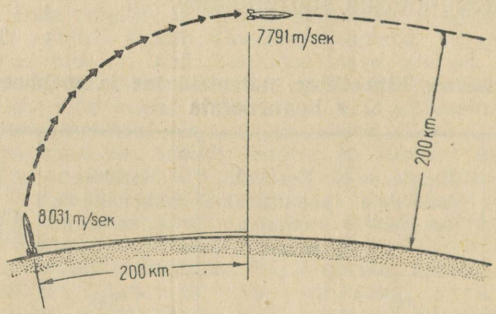
Kui kaod puuduvad, siis teoreetiliselt piisaks tehiskaaslase väljalaskmiseks mingile kõrgusele sellest, kui me anname maapinnal raketile niisuguse kiiruse, et kaaslase kineetiline energia väljalaskemomendil on võrdne kaaslase mehhaanilise koguenergiaga projekteeritud kõrgusel.[2]

[1] Energiaühikuks on võetud nullkaaslase energia.

[2] Tehiskaaslase väljalaskmiseks kuluv energia on võrdlemisi väike. Piltlikuma kujutluse saamiseks võrdleme seda energiat lennukimootori poolt tehtava tööga. Lennukimootor võib lennuki kaalu iga kolme kilogrammi kohta arendada umbes ühehobu-

Ükskõik milline ka ei oleks kaaslase väljalennu trajektoor, on see kiirus piiriks, millest kaaslase antud kõrgusele saatmiseks vajalik liitkiirus ei saa olla väiksem. See minimaalne kiirus suureneb, kui kasvab kaaslase orbiidi kõrgus, sest sel juhul suureneb ka kaaslase mehhaaniline koguenergia.

Kõigi eespool vaadeldud tehiskaaslaste väljalaskmise meetodite juures oli raketi ringilisele orbiidile viimiseks vajalik liitkiirus suurem teoreetilisest minimaalsest kiirusest. Kas on võimalik leida, kas või puhtteoreetiliselt, sellist raketi väljalaskmisviisi, mille puhul raketi liitkiirus oleks väiksem tema minimaalsest kiirusest?



Joon. 33. Tehiskaaslase väljalaskmisel trossi abil (teoreetiline juht) on kütusekulu kõige väiksem. Sel juhul tuleks vajalik kiirus anda raketile momentaanselt otse maapinna ligidal; edasi lendab rakett mööda kõverjoont väljalülitatud mootoriga.

Oletame, et rakett, mis saab oma kiiruse momentaanselt, on kinnitatud mööda maapinda pingulitõmmatud kaalutu trossi otsa, kusjuures trossi teine ots on kinnitatud Maa külge (joon. 33). Trossi pikkus on võrdne raketi orbiidi kõrgusega. Rakett lastakse vertikaalselt üles minimaalse kiirusega, millest teoreetiliselt piisab, et muuta teda Maa tehiskaaslaseks (õhutakistust ei arvestata). Kuna aga rakett on kinnitatud trossi külge, siis ta ei saa lennata vertikaalselt: pingulitõmmatud köis kõverdab tema trajektoori. Väljalülitatud mootoriga rakett lendab ringi kaart mööda. Mida kõrgemale ta tõuseb, seda enam tema liikumine aeglustub.

---

jõulist võimsust. Viiekümne tunni jooksul annab lennukimootor niipalju energiat, et seda täielikult lennuki kiiruse suurendamiseks ära kasutades piisaks sellest lennuki viimiseks ringilisele nullorbiidile (kui mitte arvestada kulutatud kütuse kaalu).

Maksimaalse kõrguse saavutamise hetkel, kui raketi kiirus on suunatud horisontaalselt, võrdub kiiruse arvuline väärtus antud kõrgusele vastava ringilise kiirusega. Sel momendil vabastatakse rakett trossi küljest ja ta hakkab tiirlema ringilist orbiiti mööda ümber Maa.[1]

Oletame, et niisugune rakettkaaslane peab liikuma ringjoont mööda 200 kilomeetri kõrgusel. Sellele kõrgusele vastab ringiline kiirus 7791 meetrit sekundis. Sel juhul on täiesti piisav, kui anda raketile maapinna ligidal kiirus 8031 meetrit sekundis. Kui gaasid paiskuvad raketi mootorist välja kiirusega 2,5 kilomeetrit sekundis, siis peab kütuse kaal, kooskõlas Tsiolkovski valemiga, olema 19,4 korda suurem tühja üheastmelise raketi kaalust.

Tehiskaaslase väljalaskmine maapinnalt kirjeldatud «trossimeetodi» abil nõuab kõige väiksemat kütusekulu, sest võrreldes vaba lennuga ei kulu sel juhul kütust trajektoori kõverdamiseks: trajektoori kõverdab tross. Pealegi võib «trossimeetodi» rakendamisel anda raketile kiiruse momentaanselt otse maapinna ligidal.

Kirjeldatud meetod pakub muidugi ainult teoreetilist huvi. Kuid sellele vaatamata on saadud tulemuste järgi kerge kindlaks määrata tingimusi kaaslase väljalaskmiseks minimaalse energiakuluga ja seega aitavad nad lahendada kõige ökonoomsema väljalaskmisviisi leidmise probleemi.

Kuna selle meetodi korral on tehiskaaslase antud kõrgusele laskmiseks (või temani jõudmiseks) vajalik kiirus minimaalne, siis võib teda kasutada liitkiiruste mõõduühikuna (tabel 25).

Tabel 25

Minimaalne kiirus, mis on teoreetiliselt vajalik tehiskaaslase väljalaskmiseks

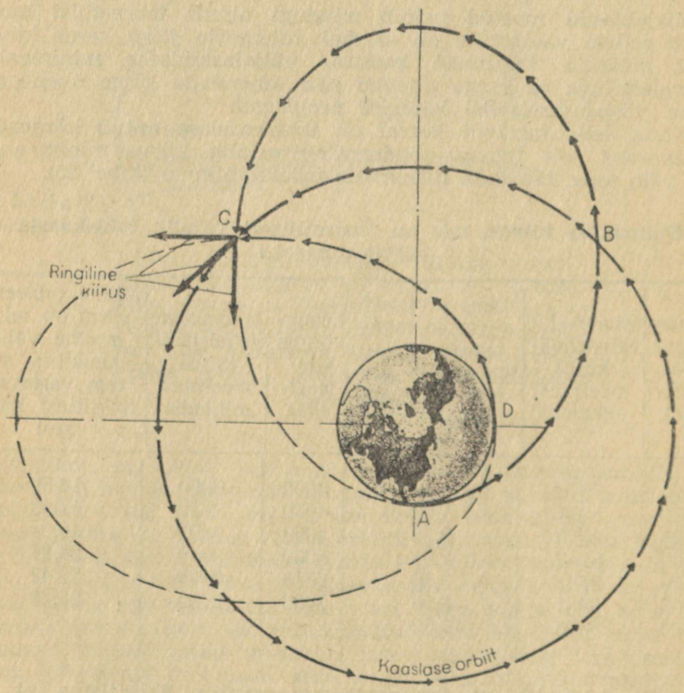
Lennukõrgus kilomeetrites	Minimaalne väljalennukiirus meetrites sekundis	Mitme protsendi võrra on minimaalne väljalennukiirus suurem vastavast ringilisest kiirusest	Lennukõrgus kilomeetrites	Minimaalne väljalennukiirus meetrites sekundis	Mitme protsendi võrra on minimaalne väljalennukiirus suurem vastavast ringilisest kiirusest
0	7912	0	3000	9090	14,89
200	8031	1,50	4000	9312	17,69
300	8088	2,22	5000	9493	19,98
400	8142	2,91	6000	9640	21,84
500	8194	3,56	6378	9690	22,47
1000	8431	6,56	7000	9765	26,39
2000	8806	11,30			

[1] On võimalik ka ümberpöördud arutlus. Kujutleme, et me viskame liikuvale tehiskaaslasele trossi, mille üks ots on kinnitatud otse kaaslase all asuva maapinna punkti külge. Sel juhul hakkab kaaslane langema ringi kaart mööda ja jõuab maapinnale kiirusega, mis on suurem kaaslase liikumiskiirusest orbiidil, võrdudes tehiskaaslase väljalaskmise minimaalse kiirusega.

On huvitav märkida, et minimaalne kiirus, millest teoreetiliselt piisab tehiskaaslase väljasaatmiseks antud ringilisele orbiidile, võrdub sellist elliptilist orbiiti mööda tiirleva kaaslase kiirusega perigees, mille suur pooltelg võrdub mainitud ringilise orbiidi läbimõõduga ja mille perigee asub maapinnal.

Kaaslase orbiidile laskmist minimaalse kütusekulu korral võib ette kujutada ka veel järgmiselt.

Maapinna punktist A lastakse horisontaalsuunas välja mingi kindla massiga keha, mis hakkab liikuma elliptilist orbiiti mööda (joon. 34). Vastavalt taevamehhaanika seadustele on kehal ellipsi väikese pooltelje otspunktis B kiirus, mis võrdub antud kõrgusele vastava ringilise kiirusega. Selles punktis ei ole aga keha kiirus suunatud horisontaalselt, vaid ta moodustab horisondiga teatud nurga. Kuidas siis saaks keha panna liikuma punkti B läbivat ringilist orbiiti mööda? Selleks saadame maapinna punktist D välja teise keha, mille mass on võrdne esimese keha massiga (algkiirus



Joon. 34. Kui ilma energiakuluta haakida punktis *C* kokku kaks keha, mis lendavad välja maapinna punktidest *A* ja *D*, siis juhul, kui väljalennukiirus oli teoreetiliselt minimaalne, hakkavad need kehad liikuma ringilist orbiiti mööda.

on suunatud horisontaalselt ja suuruselt võrdne esimese keha algkiirusega). Sellest tingituna liiguvad mõlemad kehad identseid trajektoore mööda. Valime punkti D nii, et kehad kohtuksid ringilise orbiidi punktis C. Selles punktis peavad mõlemate kehade kiirused võrduma antud kõrgusele vastava ringilise kiirusega. Haakides kehad ilma energiakuluta kokku, omandavad nad ühise kiiruse, mis on võrdne antud punktile vastava ringilise kiirusega ja moodustab ühesuurused nurgad kehade esialgsete kiirustega (s. o. kiirustega, millega kehad saabusid punkti C). Seetõttu jätkavad mõlemad kehad edaspidi liikumist mööda ringilist orbiiti, mis läbib punkte B ja C.

Algkiirus, millega kumbki keha alustas oma teekonda elliptilist orbiiti mööda, ongi minimaalseks kiiruseks, mis on teoreetiliselt vajalik tehiskaaslase väljalaskmiseks punkte B ja C läbivale ringilisele orbiidile.

Nagu nähtub tabelist 25, suureneb orbiidi kõrguse kasvades kaaslase minimaalne teoreetiline väljalennukiirus[1]. Seevastu aga mõnedele reaalsetele väljalennutrajektooridele vastav liitkiirus kõrguse kasvades iga kord ei suurene (vt. lk. 107—114).

10. Atmosfääri läbimine

Kui rakett lendab enam-vähem vertikaalselt, siis õhutihedus tema liikumise vältel kahaneb kiiresti ja tulemusena väheneb ka õhutakistus. Teiselt poolt aga kiirus raketi üleslennul kasvab, mis omakorda põhjustab õhutakistuse suurenemise. Kumb nendest teguritest mõjub rohkem? Kas lõppkokkuvõttes õhutakistus raketi üleslennul siis suureneb või väheneb? Arvutus näitab, et tee algosal avaldab liikumise kiirenemine suuremat mõju ja seetõttu õhutakistus esialgu kasvab. Kuid saavutanud mingi maksimaalse väärtuse, hakkab õhutakistus kahanema (ülekaalus on õhu hõrenemise mõju) ja kaob pikkamööda täielikult. Teatud lihtsustatud eeldustel võib välja arvutada konstantse kiirendusega liikuva raketi kütusekulu igasuguste atmosfääri läbimise suundade jaoks. Tabel 26 annab vastavad andmed gaaside erinevate väljavoolukiiruste korral.[2]

---

[1] See seletub asjaoluga, et täiendavaks vertikaalseks tõusuks kulutatud energia ületab võidetud energia, mis saavutati orbitaalse kiiruse kõrgusest tingitud vähenemise arvel.

[2] А. Штернфельд — О расходе топлива при пересечении атмосферы ракетой с постоянным ускорением, Доклады АН СССР, т. 49, № 9 (1945).

Tabel 26

Kütusekulu kilogrammides atmosfääri läbimisel lennuaparaadi ristlõikepindala iga ruutdetsimeetri kohta (raketi veojõu kiirendus on neli korda suurem raskuskiirendusest Maa pinnal)

Väljalennunurk	Gaaside väljavoolukiirus kilomeetrites sekundis			
	2,5	3	3,5	4
90°	1,873	1,451	1,182	0,995
80°	1,925	1,491	1,213	1,022
70°	2,093	1,618	1,316	1,108
60°	2,430	1,870	1,518	1,276
50°	3,022	2,321	1,879	1,575
40°	4,142	3,159	2,535	2,127
30°	6,535	4,930	3,940	3,274

Sageli väidetakse, et raketile mõjuv õhutakistus on võrdeline õhurõhuga. See ei ole õige. Õhutakistus on küll võrdeline õhutihedusega, õhutihedus aga ei ole sugugi võrdeline õhurõhuga. Nii näiteks on 5-kilomeetrisele kõrgusele ja merepinna kõrgusele vastavate õhurõhkude suhe 0,53, vastav tiheduste suhe on aga 0,60. Kui kõrgus on 10 kilomeetrit, siis on need suhted vastavalt 0,26 ja 0,34.

Atmosfääri läbimisel raketi kest kuumeneb tugevasti. Kuna see kuumenemine on lühiajaline, siis ei kujuta ta endast mingisugust erilist ohtu. Mõned autorid soovitavad eralduvat soojust kasutada suure rõhu all kokkusurutud gaaside aurustamiseks ning teevad ettepaneku lasta need gaasid raketi liikumise kiirendamiseks düüsist välja paiskuda. Sel teel saavutatav efekt on aga arvatavasti väga väike. Kuid selleks et raketi kesta kuumenemine lennu vältel ei ületaks ohutuse piire, võiks raketti varustada jahutusseadmega, milles on võrdlemisi vähe jahutusvedelikku.

Ettekujutuse õhu mõjust väljalendavale kosmilisele raketile annab meile kõrgrakett, sest tihedates atmosfäärikihtides on nende kiirused väga lähedased; sadade kilomeetrite kõrgusel ei ole aga raketi kiirusel enam ei keskkonnatakistuse ega ka raketi kesta kuumenemise seisukohalt erilist tähtsust.

Teoreetilised ja katselised andmed näitavad, et rakett, mis on saavutanud kiiruse 2,5 kilomeetrit sekundis, asub juba niisugusel kõrgusel, kus õhutakistus ei avalda enam

praktilist mõju raketi kiirusele, temperatuurile ja tema liikumise stabiilsusele. Energia, mida kosmiline rakett kulutab õhutakistuse ületamiseks, on tunduvalt väiksem gravitatsioonilisest kaost ja moodustab ainult mõne protsendi raketi väljalaskmiseks kulutatud koguenergiast.

Teisel rahvusvahelisel astronautika kongressil tuli Kuhme (Saksamaa) oma loengus järeldusele, et tema poolt uuritud erijuhul tuleb orbitaalse raketi väljalaskmisel õhutakistuse ületamiseks kulutada kütusekogus, mis moodustab 8 protsenti 500-tonnise kaaluga raketi esimese astme kütusevarust.

Orbitaalsete rakettide väljalaskmisel erinevaid trajektoore mööda ei ületa nende kiirus atmosfääri piirides 2,5 kilomeetrit sekundis. Sellistel kiirustel on õhutakistust ja aerodünaamilist kuumenemist hästi tundma õpitud.

Perkinsi (Ameerika Ühendriigid) arvamuse järgi on tehiskaaslase väljalaskmisel õhutakistuse poolt põhjustatud kiirusekadu ainult veidi suurem kui 100 meetrit sekundis.

Seega, nagu me oletasime varem ja nagu seda kinnitasid esimesed nõukogude tehiskaaslased, ei ole orbitaalse raketi väljasaatmine atmosfääri piiridest seotud kuigi tõsiste raskustega.

11. Tehiskaaslase väljalaskmise põhilised tingimused

Ükskõik kuidas tehiskaaslast ka välja ei lastaks — projekteeritud kõrgusele jõuab ikkagi ainult orbitaalse liitraketi viimane aste koos kaaslasega. Raketi viimane aste saavutab ringilise (või elliptilise) kiiruse ja seda momenti loetakse lihtsaima tehiskaaslase eksisteerimise algmomendiks. Pärast seda ei ole enam vajadust eemaldada viimaseid tühjenenud kütusepaake ja mootori teisi üleliigseks muutunud osi: need ei takista Maa ümber tiirlevat kunstlikku taevakeha. Kui aga need osad raketist eraldada, siis ei lange nad tagasi Maale, vaid hakkavad tiirlema raketiga koos samal orbiidil, nii nagu see juhtus nõukogude esimese ja kolmanda tehiskaaslase ning nende kanderakettidega.[1]

[1] Nõukogude teine tehiskaaslane, samuti rakettide «Explorer» ja «Discoverer» abil üleslastud kaaslased liikusid orbiidil koos raketi viimase astmega, moodustades ühe terviku. Selline liitobjekt on

Orbitaalse raketi väljasaatmisel või tehiskaaslasele lendamisel on suur tähtsus trajektoori valikul (mõlemal juhul on trajektoor sama). Väikest kütusekulu nõudvad trajektoorid on väga keerukad. Lennates mööda niisugust trajektoori, peab rakett pidevalt muutma oma liikumise suunda ja kiirendust (Oberth, Saksa Föderatiivne Vabariik; Lawden, Inglismaa). Kui aga lennata lihtsamat trajektoori mööda (näiteks tõusta algul vertikaalselt üles ja, saavutades maksimaalse kõrguse, minna üle horisontaallennule), siis võib kuluda kaaslase väljalaskmiseks rohkem kütust, kui seda kuluks lennuks lähematele planeetidele mööda õigesti arvutatud trajektoori.

Vabas ruumis liikuva raketi lõppkiirus sõltub gaaside mingi kindla väljavoolukiiruse korral (vt. lk. 80—82) ärapõlenud kütuse suhtelisest hulgast. Teataval määral kehtib see ka väljalennu kohta planeetidevahelistelt jaamadelt. Teisiti on lugu aga väljalendamisel maapinnalt. Sel juhul annab intensiivsem põlemine parema tulemuse, kusjuures trajektoori aktiivne osa[1] peab olema võimalikult lähedal maapinnale.

Raketi liikumise põhiline seadus (Tsiolkovski valem) avaldub raskusväljas teisiti kui vabas ruumis. See nähtub ka järgmisest arutelust. Kui gaaside väljavoolurežiim on selline, et mootori veojõud on väiksem raketi «hetkelisest» kaalust (kaal loomulikult pidevalt väheneb), siis ilmselt kulub kogu kütus kasutult: rakett ei lahku maapinnalt (täpselt samuti nagu ei tõuse õhku helikopter, mille propellerid ei pöörle küllaldase kiirusega). Kui vähendada raketi kütusevarusid nii palju, et raketi kogukaal osutub veidi väiksemaks veojõust, tõuseb rakett küll õhku, kuid ei lenda kuigi kõrgele. Kui veelgi jätkata kütusehulga vähendamist, siis rakett lendab kiiremini ja tõuseb kõrgemale. Kuid raketi kütusevarusid ei saa vähendada piiramatult: kasvab küll kiiruse suurenemine ajaühikus, kuid seejuures lüheneb mootori töötamise aeg. Seega liiga väikese kütusevaru puhul hakkab raketi poolt saavutatav maksimaalne kõrgus vähenema (kui raketti üldse kütusega ei varustata, siis kõrgus võrdub loomulikult nulliga).

---

paremini vaadeldav kui eraldatud kaaslane, ent ta pidurdub atmosfääris tunduvalt rohkem.

[1] Trajektoori aktiivseks osaks nimetatakse trajektoori seda lõiku, mille ulatuses raketi mootor töötab; trajektoori passiivne osa — trajektoori lõik, mille ulatuses mootor on välja lülitatud.

Ja ümberpöördult, hakates tühja raketti laadima üha suurema kütusekogusega, siis algul raketi lennulagi tõuseb, kuid seejärel hakkab raketi ülekoormuse tõttu langema ja lõpuks rakett enam ei tõusegi maapinnalt õhku.

Ehk teisiti öeldes, väljalennul maapinnalt on kütusevaru kasulik suurendada ainult teatud piirini.

Mida kiiremini kosmiline rakett saavutab vajaliku kiiruse, seda vähem kulub kütust. Tõepoolest, Maa külgetõmbejõud vähendab raketi veojõudu, kuid energiakulu selle külgetõmbejõu ületamiseks on seda väiksem, mida lühem on mootori töötamise aeg.

Oletame, et meil on kaks raketti, mis liiguvad vabas ruumis. Ühe raketi kiirendus on 15 meetrit sekundis sekundi kohta, teise raketi oma on kaks korda suurem. Kaks sekundit pärast liikumise algust on esimese raketi kiirus 30 meetrit sekundis, teine rakett on selle kiiruse saavutanud juba esimese sekundi lõpuks.

Oletame nüüd, et need raketid lastakse maapinnalt vertikaalselt üles. Maa raskusjõud vähendab nende rakettide liikumise kiirust igas sekundis 10 meetrit sekundis võrra. Seega saab esimene rakett kahe sekundi jooksul kiiruse $(15—10) \cdot 2$ 10 610 meetrit sekundis ja teine rakett ühe sekundi jooksul kiiruse $(30—10) \cdot 1 = 20$ meetrit sekundis Võrreldes saadud tulemusi nendega, mis me leidsime vaba ruumi kohta, näeme, et gravitatsioonilised kaod (lk. 106) on suurema kiirendusega liikuva raketi korral väiksemad: mingi kindla kiiruse saavutamiseks vajab suurema kiirendusega liikuv rakett vähem kütust (õhutakistust me ei arvesta).

Niisiis, kui meil õnnestuks anda raketile vajalikku kiirust momentaanselt ning kui me laseksime seejärel raketti lennata väljalülitatud mootoriga, siis võiksime kokku hoida tohutu hulga kütust. Kuna see praktiliselt on võimatu, siis tuleb rakett lasta välja võimalikult suure kiirendusega. Selle kiirenduse suurust piirab mootori võimsus, aparatuuri tugevus, inimese lendamise korral aga organismi vastupidavus.

Kõigest sellest järeldub, et veojõu suurenedes väheneb kütusekulu ning järelikult lihtsustub orbitaalse raketi konstruktsioon. Tulemusena suureneb raketis olevate kehade kaal, inimorganism aga ei talu kaalu liigset suurenemist. Seega tuleb esemete saatmiseks tehiskaaslasele

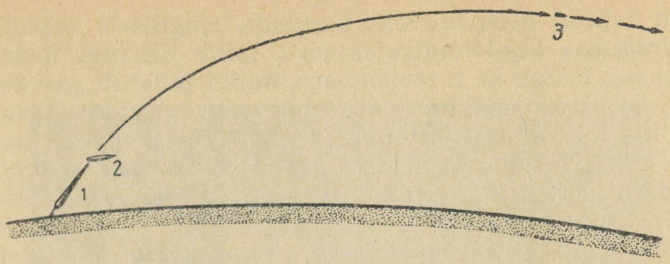
rakendada maksimaalse kiirendusega rakette, kuid inimeste saatmiseks — võrdlemisi väikese kiirendusega rakette.

12. Optimaalsed väljalennutrajektoorid

Väljalennu ajal tuleb raketil ületada samaaegselt nii Maa külgetõmbejõudu kui ka õhutakistust. Kütuse kokkuhoiu seisukohalt esitab kumbki tegur vastupidiseid nõudeid. Ühelt poolt, mida suurem on raketi kiirendus, seda varem saavutab rakett vajaliku kiiruse ja kõrguse ning seda väiksem võib olla raketi kütusevaru. Kuid teiselt poolt, mida suurem on raketi kiirendus, seda suurem on õhutakistus ja seda rohkem kulub kütust selle ületamiseks. Vertikaalsel väljalennul Maa külgetõmbejõud küll tunduvalt pidurdab raketi liikumist, kuid see-eest väheneb niisugusel väljalennul õhutihedus (ja järelikult ka õhutakistus) kõige kiiremini. Horisontaalsel väljalennul pidurdab Maa külgetõmbejõud raketi liikumist väga vähesel määral, kuid õhutakistuse mõju on tunduvalt suurem kui vertikaalsel väljalennul. Kui näiteks raketi reaktiivjõud, s. o. raketi mootori poolt tekitatud veojõud, on raskusjõust neli korda suurem, siis kiiruse gravitatsioonilised kaod moodustavad vertikaallennu korral 25, horisontaallennu korral 3,5 protsenti arendatavast kiirusest.

Need üksteisele vastukäivad tingimused raskendavad tehiskaaslase väljalennutrajektoori valikut. Nagu arvutused näitavad, osutub võrdlemisi ökonoomseks järgmine väljalennutrajektoor: rakett lendab välja mingi nurga all horisondiga ning pärast küllalt suure kiiruse saavutamist pöördub nii, et mootori veojõud on peaaegu paralleelne maapinnaga. Seega rakett, arendades horisontaalset kiirust, tõuseb inertsi mõjul kuni ringilise kiiruse saavutamiseni.

Mõned autorid (Oberth, Van Allen; Ameerika Ühendriigid), peavad õhutakistuse vähendamise eesmärgil otstarbekaks tõsta orbitaalne rakett dirižaablite või õhupallide abil teatavale kõrgusele, nagu seda mõnikord tehakse kõrgrakettide väljalaskmisel. Kõrgema lennulae saavutamisel etendab sel juhul mõnesugust osa ka asjaolu, et rakett stardib teatud kõrgusel maapinnast. Nii näiteks on olemas projekt kolmeastmelise orbitaalse tehiskaaslase



Joon. 35. Üks võimalikest tehiskaaslase väljalennutrajektooridest, mis on seotud võrdlemisi väikese kütusekuluga: rakett lahkub maapinnalt mingi nurga all (*1*) ja pöördub pärast küllalt suure kiiruse saavutamist nii, et mootori veojõud on peaaegu paralleelne maapinnaga (*2*). Arendades horisontaalsuunalist kiirust, jätkab rakett tõusmist kuni ringilise kiiruse saavutamiseni (*3*).

väljalaskmiseks 24 kilomeetri kõrgusele tõusvalt õhupallilt. Kui kaaslane kaalub 14 kilogrammi, siis sellise raketi stardikaal on 6100 kilogrammi. Orgaanilisest kelmest valmistatud õhupalli diameeter on 5,5 meetrit (Stehling, Ameerika Ühendriigid).

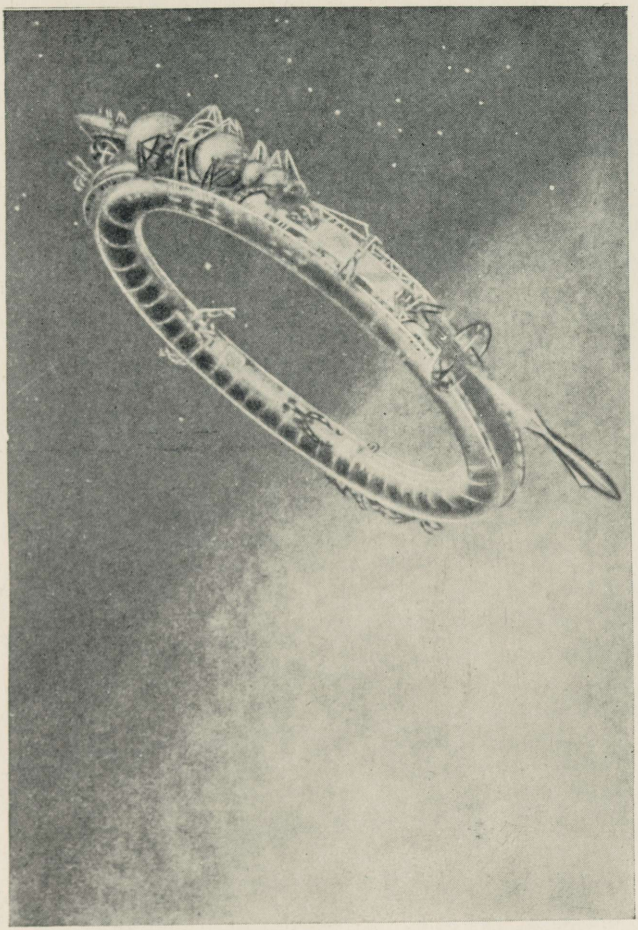
Mõnikord stardivad kõrgraketid kiiresti ülespoole lendavalt lennukilt. Sel juhul saab rakett lennukilt teatud algkiiruse. Analoogilisi projekte on koostatud ka orbitaalsete rakettide väljalaskmiseks. Ühe sellise projekti järgi rakendatakse turboreaktiiv- ja otsevoolu-reaktiivmootoreid orbitaalsele raketile esialgse kiiruse andmiseks ajal, kui ta tungib läbi tihedate atmosfäärikihtide. Seejuures vaadeldakse kahte võimalikku teed. Tiibadega ja turboreaktiivmootoriga varustatud lennuaparaat tõstab orbitaalse raketi 20—25 kilomeetri kõrgusele, kus ta saavutab kiiruse umbes 2000 kilomeetrit tunnis. Seejärel need mootorid eemaldatakse ja tööle hakkavad otsevoolu-reaktiivmootorid, mille abil saavutatakse kõrgus 35—40 kilomeetrit ja kiirus 5000 kilomeetrit tunnis. Sellelt kõrguselt lastakse tiibadega varustatud lennuaparaat koos otsevoolu-reaktiivmootoritega tagasi Maale ja pannakse tööle ühe- või mitmeastmeline orbitaalne vedelkütuserakett. Teise variandi järgi kinnitatakse orbitaalne rakett otsevoolu-reaktiivmootoritega varustatud lennukile, mis omakorda monteeritakse turboreaktiivmootoritega varustatud kandelennukile (N. A. Varvarov, Nõukogude Liit).

On tehtud ettepanekuid kasutada ringilisele orbiidile jõudmiseks väljalennutrajektoore, mille ulatuses mootor kogu aeg töötab (s. t. trajektoore, millel puudub passiivne osa). Sellistel trajektooridel ei ole aga praktilist tähtsust, sest kui kütusekulu ei tohi olla väga suur, siis asub kaaslase orbiit võrdlemisi madalal, s. o. väga tihedates atmosfäärikihtides. Viies kaaslase tihedatest atmosfäärikihtidest veidi väljaspool asuvale orbiidile, osutub mootori poolt tekitatud kiirenduse väikeseks ja kütusekulu väga suureks. Seega peab tehiskaaslase väljalaskmisel trajektoori aktiivne osa moodustama mitte pideva kaare, vaid koosnema mitmest kaarest, mida eraldavad üksteisest passiivsed teeosad. Nii näiteks tõuseb kõrgrakett «Nike-Cajun» pärast seda, kui esimene aste on oma töö lõpetanud kuni teise astme töö alguseni lühikese ajavahemiku vältel (10—20 sekundit) inertsi mõjul. Nii jõuab rakett enne maksimaalse kiiruse saavutamist hõredatesse atmosfäärikihtidesse (ajavahemik peab siiski olema nii väike, et rakett ei jõua selle kestel tõusta liiga kõrgele; vastasel korral lakkavad töötamast õhkstabilisaatorid ja -roolid). Kolmeastmelise raketi väljalaskmisel on kasulik lasta raketti tõusta inertsi mõjul, pärast seda kui teine aste on oma töö lõpetanud. Kui rakett saavutab maksimaalse kõrguse, siis hakkab tööle kolmas aste, mis annab kaaslasele ringilise kiiruse.

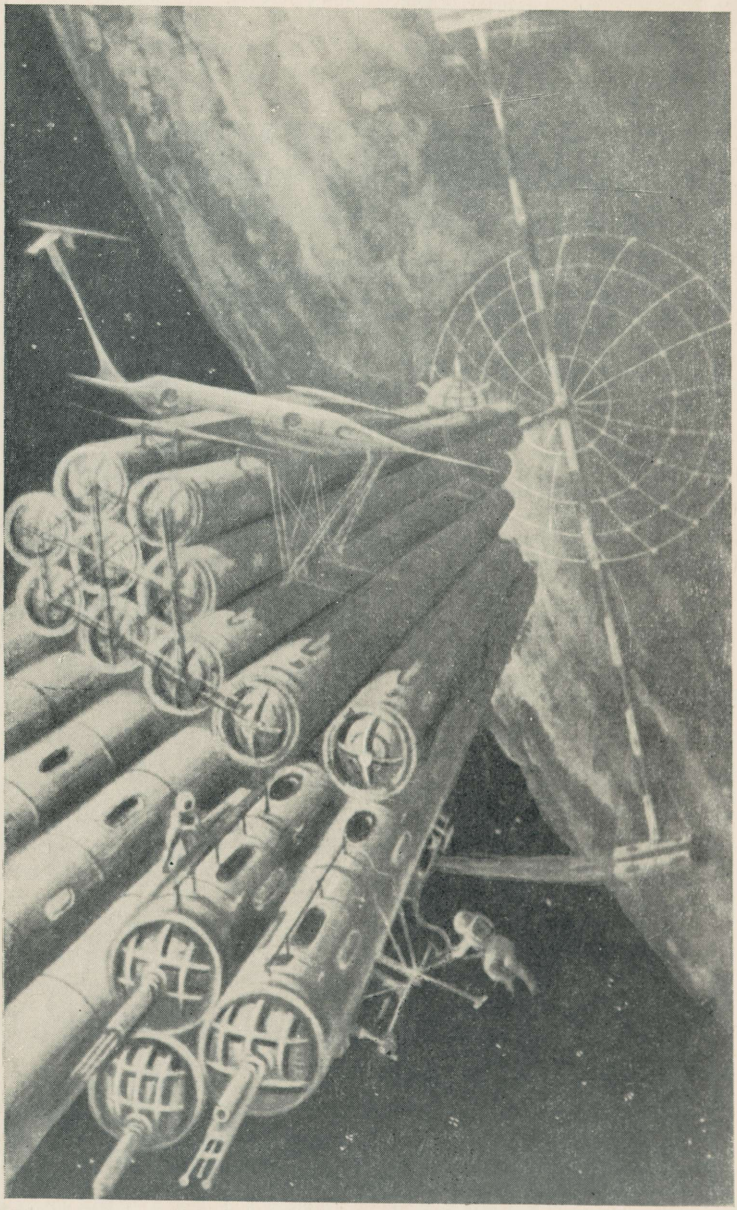
Ringilist kiirust võib tõenäoliselt saavutada ka tiibadega varustatud raketi abil (F. A. Tsander, NSV Liit). Olgugi et küsimuse sellist lahendusviisi võib tänapäeva kirjanduses harva kohata, ei ole see siiski ilma teadusliku aluseta. Neljandal rahvusvahelisel astronautika kongressil mõned teadlased (Ficke, Deinert, Neuber ja Gebauer) tõestasid, et lend tehiskaaslasele tiibadega varustatud raketi abil võimaldab kokku hoida kütust.

13. Suurte tehiskaaslaste väljalaskmine osade kaupa

Suurte mõõtmetega tehiskaaslasi hakatakse välja laskma üksikute osade kaupa. Mitme raketi liitmine üheks terviklikuks konstruktsiooniks on muidugi võimalik ainult siis, kui rakettide kiirused on võrdsed. Meenutame, et kui kahe rööpapaariga raudteel kaks rongi sõidavad võrdse kiirusega samas suunas, siis kummagi rongi reisijad näevad pidevalt üksteist. Kui rööpapaarid on teineteisele kül-



Maa tehiskaaslase näidiskonstruktsioon. Niisuguselt kaaslaselt suunduvad kosmilised laevad planeetidevahelisse ruumi. Kaaslase tiirlemine ümber oma telje tekitab kunstliku raskuse (A. Šternfeldi järgi kunstnik N. Koltšitski).



Inimestega varustatud tehiskaaslase konstruktsiooni üks võimalikest variantidest: kaaslane koosneb põhiliselt ärakasutatud rakettidest. Esiplaanil nähaolevas tehiskaaslase osas valitseb kaalutuse olukord; tiirlevas osas tuntakse kunstlikku raskust. (A. Šternfeldi järgi kunstnik V. Vorontsov).

lalt lähedal, siis võivad reisijad vabalt minna ühest kihutavast rongist teise.

On ilmne, et Maalt tehiskaaslasele lendavatel rakettidel peab kaaslasele «maabumise» momendil samuti olema kaaslasega võrdne kiirus.

Kuna kaaslase ringilisele orbiidile jõudmise momendil on raketi kiirus kaaslase kiirusest väiksem, siis võib rakett saavutada kaaslasega võrdse kiiruse alles pärast kaaslase orbiidi mingi kaare läbimist (öeldu on maksev raketi saabumise kohta kaaslase ringorbiidile).

On huvitav välja selgitada, missugune peab olema kaaslasel «maanduva» raketi asend kaaslase suhtes (s. o. kas ta peab asuma kaaslasest eespool või tagapool). Oletame, et rakett liigub kaaslase orbiidil kaaslasest tagapool. Sel juhul peab ta kaaslaseni jõudmiseks arendama esialgu suuremat kiirust kui kaaslane. Kuid selleks et raketi kiirus võrdsustuks kaaslase kiirusega, tuleb raketi pidurdamiseks mootor uuesti sisse lülida. Kõik see nõuab suurt kütusekulu. Seetõttu on parem, kui rakett jõuab kaaslase orbiidile nii, et ta asub kaaslasest eespool. Sel juhul ei tule siiski raketti pidurdada, nagu see esimesel pilgul näib. Kasulikum on toimida ümberpöördult: kiirendada raketi liikumist sellise arvestusega, et rakett kohtuks kaaslasega momendil, kui ta saavutab ringilise kiiruse.

Tehiskaaslasele lendav orbitaalne rakett peab liikuma täpselt kaaslase orbiidi tasandis. Vastasel juhul kulub täiendavalt kütust selleks, et «maabumise» momendil võrdsustada raketi kiirust kaaslase kiirusega. Seetõttu ei saa mingisuguselt kindlalt rakettide stardiväljakult lennata kaaslasele sagedamini kui kaks korda ööpäevas, sest iga maakera punkt läbib kaaslase orbiidi tasandit ainult kaks korda ööpäevas. Kahe järjestikuse lennu vaheline ajavahemik on väiksem kui 12 tundi. Need kaks väljalennutrajektoori ei ole siiski üldiselt identsed ja ühte nendest tuleb teisega võrreldes eelistada. Seetõttu hakatakse antud kaaslasele lendama praktiliselt mingist kindlast punktist ainult üks kord ööpäevas.

Kuid siin on võimalikud ka erandid. Oletame näiteks, et lennates raketi stardiväljaku kohal läbib tehiskaaslane kas oma orbiidi kõige lõunapoolsema või kõige põhjapoolsema punkti. On ilmne, et sel juhul on stardiväljak ainult üks kord ööpäevas kaaslase orbiidi tasandis. Kui meil on aga tegemist pooluseliste või ekvaatoriliste tehiskaaslas-

tega, siis võib kaaslase ülelendude arv ulatuda kuni kuueteistkümneni ühe ööpäeva kohta.[1] Sel juhul võib kaaslasele lennata identseid trajektoore mööda kaaslase iga sünoodilise tiirlemisperioodi möödumisel.

Maalt kaaslasele lendamine, täpselt samuti nagu järkjärguline rakettide väljalaskmine ja nendest tehiskaaslase moodustamine on keeruline ülesanne: see on midagi taolist, kui me võnkuvast relvast katsume tulistada kiiresti liikuvat märki. Sellises olukorras on sihtur, kes peab tulistama kahurist laeval, mis kiigub lainetel. Kahur on laetud. Sihtur seisab liikumatult sihiku juures. Kuid ainult momendiks vilksatab sihikus märk. Sihtur tõmbab kiiresti päästikunöörist: tal tarvitseb ainult veidi hilineda ja mürsk tungib laeva ligidal lainetesse või lendab kõrgele taevasse. Meie poolt vaadeldud juhul on siiski mõningaid lihtsustavaid asjaolusid: kaaslase tee, tema kiirus ja asend igal ajamomendil on täpselt teada. Niisiis, me võime varem välja arvutada lennuaja, määrata kindlaks raketi trajektoori lõigu, mille ulatuses mootor peab töötama, koostada kiirenduste ja kiiruste programmi ja selle tulemusena täpselt öelda, missuguses ruumi punktis peab rakett kohtuma kaaslasega.

Kõige mugavam on kaaslasele lennata alati ühte ja sama trajektoori mööda. See on võimalik sel juhul, kui kaaslane lendab perioodiliselt üle stardiplatsi.

14. Tehiskaaslase väljalennutrajektoori ja orbiidi korrigeerimine

Kosmiline rakett, sealhulgas ka orbitaalne rakett peab erinema tavalisest, näiteks atmosfääri uurimiseks kasutatavast raketist mitte üksnes lennukõrguse, -kauguse ja -kiiruse poolest. On olemas veel väga tähtis kriteerium, mis määrab ära raketi sobivuse kosmiliseks lennuaparaadiks — nimelt märgi tabamise täpsus. Orbitaalse raketi juhtimistäpsus peab olema palju suurem mere- ja lennuasjanduses nõutavast juhtimistäpsusest. Väiksemgi kõrvalekaldumine ettenähtud kiirusest ja liikumise suunast

[1] Pooluselise kaaslase korral võib antud kohas fikseerida 16 ülelendu ainult poolustel, ekvaatoriliste kaaslaste korral aga ainult ekvaatoril.

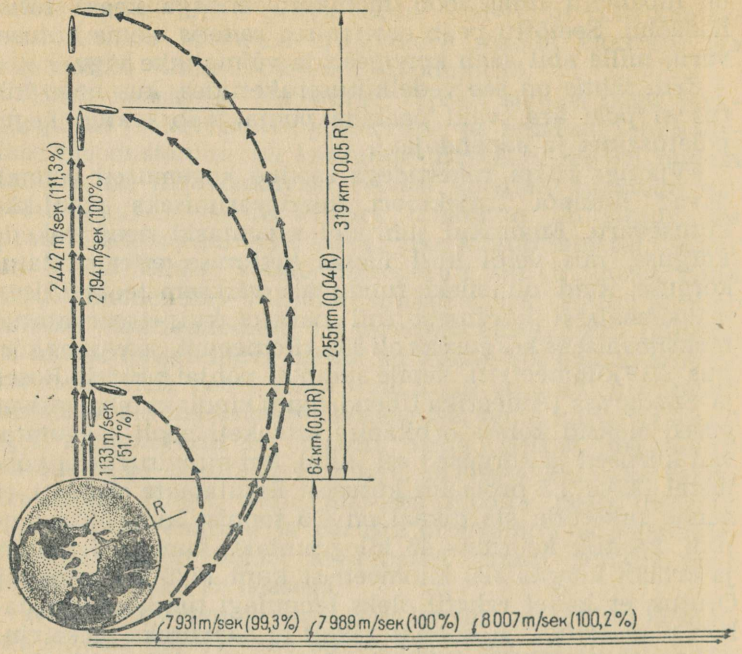
on lubamatu ning toob mõnikord endaga kaasa tõsise hädaohu. Seetõttu peab orbitaalses raketis olema kütusevaru, mille abil saab korrigeerida võimalikke vigu.

Eriti tähtis on see vedelkütuserakettides, kus kogu kütus ei põle ära, vaid paakide põhja jääb teatud kogus põletusainet ja hapendajat [1].

«Viking» tüüpi rakettidega saadud kogemused võimaldavad hinnata trajektoori korrigeerimiseks vajalikku kütusevaru. Enamikul juhtudel saavutasid need raketid kõrguse, mis veidi küll ületas keskmise ettearvestatud kõrguse, kuid oli siiski tunduvalt väiksem teoreetilisest maksimaalsest kõrgusest (nii näiteks kui ettearvutatud maksimaalseks kõrguseks oli 354 kilomeetrit, saavutati kõrgus 219 kilomeetrit). Nende andmete põhjal püüdsid Rosen ja Snodgrass (Ameerika Ühendriigid) kindlaks teha, missugused oleksid kolme orbitaalse liitraketi poolt saavutatavad kiirused ja kõrgused sel juhul, kui mingisugustel põhjustel jääks 2,5 protsenti kütusest kasutamata. Eeldati, et nende rakettide stardikaal on 4,5 tonnist kuni 5524 tonnini, kasulik koormus 45 kilogrammist kuni 36,5 tonnini ja orbiidi kõrgus 322 kilomeetrist kuni 1730 kilomeetrini. Osutus, et kahel raketil oleks lennulagi tunduvalt madalam planeeritust ja kolmas rakett ei saavutaks üldse ringilist orbiiti. Ettearvutatud kõrguse ja liikumiskiiruse oleks rakett võinud saavutada ainult sel juhul, kui gaaside väljavoolukiirust oleks suurendatud 3—5 protsendi võrra (kütuse parem kasutamine) või kui stardikaal oleks kasvanud 10—20 protsendi võrra (oleks kaasa võetud suurem kütusekogus).

Kuid ka küllaldase kütusevaru korral võib trajektoori korrigeerimine osutuda väga keeruliseks ülesandeks, sest väike muutus väljalennukiiruses kutsub esile väga suure muutuse raketi lennulaes. Oletame näiteks, et me soovime

[1] Selle põhjuseks on kütusekomponentide etteandmist reguleerivate dosaatorite ebatäpne töö. Kui näiteks lakkab põletusaine voolamine põlemiskambrisse ja leek kustub, siis jääb paakidesse veel teatud kogus hapendajat, mis vähendab raketi lennukõrgust, -kaugust ja -kiirust. Vedelkütusrakettide karakteristikud paraneksid tunduvalt ideaalselt töötavate dosaatorite kasutamisel. Need dosaatorid peavad kütust põlemiskambrisse juhtima ranges vastavuses igal ajamomendil paakidesse järele jäänud kütuse ja hapendaja kogustega. Kuid tavaliselt isegi tunduvalt lihtsamates, staatilistes tingimustes ei tööta sellised seadmed suurema täpsusega kui 2 protsenti.



Joon. 36. Raketi väljalaskmisel poolellipsit mööda põhjustavad minimaalsed hälbed ettenähtud kiirusest väga suuri muutusi lennulaes. Vertikaalsel väljalaskmismeetodil ei ole seda puudust, sest sel juhul ainult tunduvad kõrvalekaldumised kiiruses võivad põhjustada eelmise juhuga võrdseid muutusi kõrguses (joonisel on Maa mõõtmeid vähendatud).

kaaslast välja lasta mööda poolellipsit 255 kilomeetri kõrgusele. Selleks peab raketi väljalennukiirus olema 7989 meetrit sekundis (joon. 36). Kui automaatne juhtimisseadeldis veidi hilineb ja saavutatud kiirus on vajalikust kiirusest 0,23 protsendi võrra suurem, siis, nagu arvutus näitab, tõuseb rakett 319 kilomeetri kõrgusele, s. o. lennulagi osutub 25 protsendi võrra kõrgemaks. Seega suureneb lennulagi antud juhul üle saja korra rohkem kui kiirus. Kui aga väljalennukiirus on ettenähtud kiirusest 0,72 protsendi võrra väiksem, siis tõuseb rakett kõigest 64 kilomeetri kõrgusele (üks neljandik projekteeritud kõrgusest).

Tehiskaaslase väljalaskmisel teisi trajektoore mööda võib kõrvalekaldumine ettearvutatud kiirusest põhjustada tunduvalt väiksema programmist kõrvalekaldumise. Võrdleme näiteks eespool saadud tulemusi täisnurksele väljalennutrajektoorile vastavate tulemustega. Selleks et rakett lendaks vertikaalselt 255 kilomeetri kõrgusele, tuleb anda talle algkiirus 2194 meetrit sekundis. Lennulae tõstmiseks 25 protsendi võrra peame raketi kiirust suurendama 2442 meetrini sekundis, s. o. 11,27 protsendi võrra. Lennulae neljakordseks vähendamiseks tuleb kiirust vähendada aga 1133 meetrini sekundis, s. o. 49,26 protsendi võrra.

Seega väljalennu korrigeerimise võimaluse seisukohalt on eelistatavam täisnurkne trajektoor, kuid, nagu me märkisime varem, on sellise trajektoori kasutamine väga ebaökonoomne.

Raketi kiirust tuleb hoolikalt reguleerida mitte ainult väljalennul maapinnalt, vaid samal määral ka raketi ülemineku ettenähtud orbiidile.

Kui kaaslasele, mis peab hakkama tiirlema ringilist orbiiti mööda, antakse vastavast ringilisest kiirusest väiksem kiirus, siis kaaslane ei püsi ettenähtud kõrgusel, vaid hakkab langema, liikudes mitte enam ringjoont mööda, vaid ettenähtud ringilise orbiidi sees asuvat ellipsit mööda. Tulemusena võib tehiskaaslane kukkuda tagasi Maale. 200 kilomeetri kõrgusele lastud kaaslast ähvardab tagasikukkumine juba siis, kui tegelik kiirus on ainult 60 meetrit sekundis võrra väiksem ettenähtud kiirusest. Kui lennukõrgus on 500 kilomeetrit, siis on kiiruse kõrvalekaldumise piirid ± 145 meetrit sekundis. Edasisel lennukõrguse kasvamisel suureneb ka lubatav kiiruse kõrvalekaldumine, kuid siiski ainult teatud piirini. Lubatav kõrvalekaldumine on kõige suurem 35 000 kilomeetri kõrgusele lastud kaaslase jaoks — sel juhul on ta väärtus 1500 meetrit sekundis. 6000—7000 kilomeetrit madalamal lendavate tehiskaaslaste korral on lubatav kõikumine kõigest ühe protsendi võrra väiksem. Veel kõrgemale lastud kaaslase jaoks lubatav kiiruse kõrvalekaldumine väheneb ja läheneb nullile (tabel 27).

Ülalöeldu kehtib ainult siis, kui puudub atmosfäär. Tegelikult võib tehiskaaslane õhutakistuse tõttu hukkuda juba tunduvalt väiksema kiiruse vea korral, kui eespool oli mainitud. Kui vea tõttu kiiruses hakkab kaaslane tiir-

Tabel 27

Ringilisel orbiidil tiirleva tehiskaaslase maksimaalne lubatav kiiruskadu eeldusel, et puudub atmosfäär

Tehiskaaslase ringilise orbiidi raadius Maa raadiustes	Kiirusekadu meetrites sekundis, mille korral kaaslane kukub tagasi Maale	Tehiskaaslase ringilise orbiidi raadius Maa raadiustes	Kiirusekadu meetrites sekundis, mille korral kaaslane kukub tagasi Maale
1,1	182	6	1503
1,2	336	10	1435
1,3	468	20	1223
1,5	682	30	1078
2	1027	40	975
3	1338	50	897
4	1454	70	787

lema tihedamaid atmosfäärikihte läbivaid ellipseid mööda, siis hõõrdumisel ta kuumeneb ja võib ära põleda nagu meteoor, jõudmata maapinnale. Kui kaaslane Maa atmosfääri läbimisel ära ei põle, siis tungib ta meteoriidina maapinnasse.

Nagu me näeme, on tehiskaaslase stabiilsuse tagamine väga raske ülesanne. Eriti ebastabiilne on maapinnalähedaste orbiitidega kaaslaste liikumine.

Toodud kaalutlused näitavad ilmekalt ka kaaslase ehitamisega seoses olevaid raskusi. Tõepoolest, kui tehiskaaslase väljalaskmisel 200—500 kilomeetri kõrgusele kaldub tema kiirus ettenähtud väärtusest 1—2 protsendi võrra kõrvale, siis jääb ülesanne täitmata. Kui aga saavutatakski arvutuste teel kindlaksmääratud ringiline kiirus, ka siis ei ole edu veel garanteeritud. Antud kõrgusel peab kiiruse suund olema rangelt horisontaalne. Vastasel juhul me saame mitte ringilise, vaid elliptilise orbiidi. Kui seejuures kaaslase kiirus on suunatud ülespoole, siis kaaslane läbib algul apogee; kui aga kiirus on suunatud allapoole, siis läbib ta enne perigee. Perigee võib asuda ka Maa sees ja sel juhul kaaslane hukkub. Nagu me näeme, on üheks lisaraskuseks õige kiiruse suuna tagamine. Tehiskaaslaste väljalaskmine näitab nõukogude raketitehnika kõrget taset.

On huvitav, et kui kiiruse suund trajektoori aktiivse osa

lõpp-punktis ei ole õige, kuid kiiruse suurus saavutab täpselt ettenähtud väärtuse, siis selle tulemusena kaaslase tiirlemisperiood ei muutu. Niisugune viga põhjustab siiski perigee ja apogee kõrguste kõikumise väga laiades piirides.

Väljalastava tehiskaaslase kiiruse vigu tuleb tingimata korrigeerida, sest nad ohustavad kaaslase eksisteerimist. Sealjuures tuleb raketi trajektoori aktiivsel osal korrigeerida kõiki kolme nurka, mis määravad raketi orientatsiooni ruumis. Neid nurki mõõdetakse pidevalt güroskoopide süsteemi abil, mis annavad kõrvalekaldumistega võrdelisi elektrilisi impulsse korrigeerimismehhanismile.

Tehiskaaslase kurssi tuleb kontrollida täpsete aparaatide abil ja korrigeerida trajektoori mitte ainult tema väljalaskmisel, vaid ka lennu ajal — eriti just siis, kui kaaslane lendab väga väikesel kõrgusel, s. t. ionosfääris, kus õhutakistus avaldab juba tunduvat mõju.

Teoreetiliselt asub tehiskaaslane mitme gravitatsioonivälja mõju all: kaaslase liikumist mõjutavad Maa, Kuu ja Päike. Kuust ja Maast võrdsel kaugusel asuvas punktis on külgetõmbejõud võrdelised taevakehade massidega. Seega on nende jõudude suhe 1 : 81,5.

Häiriv mõju, mida Kuu ja Päike avaldavad liikuvale tehiskaaslasele, ilmneb selles, et kaaslane võngub aeglaselt oma teoreetilise (s. t. Kepleri seadusele vastava) orbiidi ümber. Samasugust mõju võivad kaaslasele avaldada ka mäestikud. Kahtlemata mõjutab kaaslase liikumist ka ülelend ookeanikaldast (vee tihedus on tunduvalt väiksem maapinna tihedusest) ja sattumine maakoore tihedamate kihtide kohale, sest need tegurid muudavad mõningal määral Maa gravitatsioonivälja iseloomu.

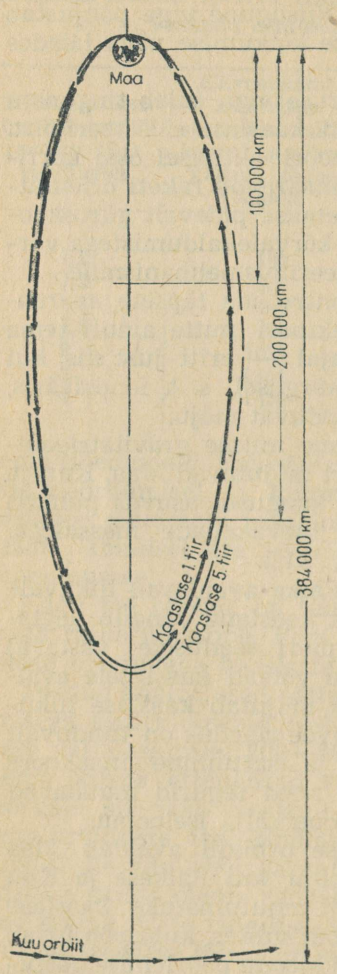
Madalalt lendava tehiskaaslase orbiidil avaldab Maa lapikus tunduvalt suuremat mõju kui Päikese ja Kuu külgetõmbejõud. Ta jätab küll muutumatuks kaaslase orbiidi kalde Maa ekvaatori tasandi suhtes, kuid põhjustab orbiidi ja ekvaatori tasandite lõikejoone pöörlemise vastupäeva (vt. lk. 41).

Väga väljavenitatud elliptilise orbiidi korral hakkab ilmnema Kuu tugev mõju, mis muutub eriti märgatavaks pärast küllaldase arvu tiirude sooritamist.

Joonisel 37 on näidatud, kuidas pärast viit tiiru on muutunud kaaslase elliptiline orbiit, mille perigee oli 200 kilomeetri ja apogee 260 000 kilomeetri kaugusel Maa

keskpunktist. Neid uurimisi teostas V. A. Jegorov NSV Liidu Teaduste Akadeemia Matemaatika Instituudis elektronarvutusmasina abil.

Thüring (Saksa Föderatiivne Vabariik) uuris kaaslase orbiidi muutusi, mis on põhjustatud Kuu ja Päikese gravitatsiooni häirivast mõjust, ja arvutas vajaliku kütusekulu tekkinud kõrvalekaldumiste korrigeerimiseks. Ta tuli järgmistele järeldustele: kui tehiskaaslane liigub 1730 kilomeetri kõrgusel ja tema liikumist korrigeeriv rakettmootor paiskab välja gaase kiirusega 3 kilomeetrit sekundis, siis pärast ühe aasta möödumist moodustab korrigeerimiseks kuluva kütuse mass 1,1 protsenti tehiskaaslase kogumassist. Kuid selleks, et analoogilistel tingimustel kompenseerida Maa lapikuse mõju kaaslase orbiidile, vajatakse kütusekogust, mis moodustab 6,5 protsenti kaaslase massist.

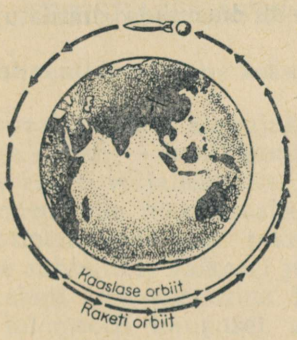


Joon. 37. Väljavenitatud elliptilise orbiidi kuju muutumine Kuu häiriva mõju tagajärjel (N. A. Jegorov, Nõukogude Liit). Joonisel on näidatud, kuidas muutub kaaslase orbiit 5 tiiru jooksul.

Häirete pidevat kompenseerimismeetodit on eriti ebaotstarbekohane rakendada niisuguse kaaslase korral, mille kaugus Maast ületab Maa ja Kuu vahelise kauguse (vt. lk. 277—280). Kui gaaside väljumiskiirus on 95 kilomeetrit sekundis (tuleviku aatomirakett), siis Thüringi arvutuste järgi tuleks kaaslase ühe tiiru jooksul kulutada trajektoori korrigeerimiseks kütusehulk, mis moodustab 10 protsenti kaaslase

massist. Kui aga gaaside väljavoolukiirus on 3 kilomeetrit sekundis (termokeemiline rakett), siis peab kütuse mass olema 19,44 korda suurem raketi lõppmassist, see on aga täiesti kujuteldamatu.

Olgu märgitud, et Kuu ja Päikese häirivat mõju ei ole tingimata vaja kompenseerida täielikult. Väikesed muutused kaaslase orbiidis ei ole seotud mingisuguse otsese ohuga. Peale selle võib saavutada väga suurt energia kokkuhoidu sel teel, et tehiskaaslase orbiiti ei korrigeerita mitte pidevalt, vaid aeg-ajalt.



Joon. 38. Kui tehiskaaslasele lendav orbitaalne rakett osutub orbiidil kaaslasest eespool olevaks, siis kaaslaseni jõudmiseks peab ta liikuma kiiremini ja sooritama «korrigeeriva ringi».

Tehiskaaslaste väljalaskmisel (samuti lendamisel kaaslasele) võib orbiidi korrigeerimine osutuda vajalikuks ka sel juhul, kui ettenähtud kõrgusel saavutatakse suuna ja suuruse poolest küll täpne kiirus, kuid viimase aktiivse teeosa lõpul asub rakett eespool või tagapool kaaslasest, millel soovitakse maanduda. Kui autojuht soovib kohtuda tema taga sõitva autoga, siis peab ta aeglustama oma masina liikumist. Astronaut peab sel juhul aga kiirendama oma liikumist arvestusega, et raketi orbiit muutuks kaaslase orbiidist pikemaks (joon. 38) ja et kohtumine kaaslasega võiks toimuda pärast ühe tiiru sooritamist. Kui rakett asub kaaslasest tagapool, siis peab «korrigeerimisring» olema lühem kaaslase orbiidist.

Tõus ja mõõn, mis moonutavad maakera kuju, peaksid põhjustama ka tehiskaaslase orbiidi häireid, kuid arvatavasti summutavad neid häireid õhutakistuse pidurdav mõju ning Maa magnetväli.

Väga kõrgetes atmosfäärikihtides võib tehiskaaslasele avalduv valguskiirte rõhk osutuda suuremaks kaaslasele mõjuvast õhutakistusest. Mõnede autorite arvates võib

seda nähtust kasutada kaaslaste trajektooride korrigeerimiseks ja pikendada seega nende eluiga lõpmatuseni. Tegelikult aga ei ole see sugugi nii. Kõige suuremat rõhku avaldavad valguskiired pinnale, mis neid täielikult tagasi peegeldab. Sellisele peegelpinnale, mis asub Päikesest samal kaugusel nagu Maa, avaldavad päikesekiired rõhku suurusega üks milligramm ruutmeetri kohta. Absoluutselt mustale pinnale mõjuv rõhk on aga kaks korda väiksem. On ilmne, et mõlemal juhul on tegemist väga väikeste jõududega ja kaaslase trajektoori korrigeerimiseks on tunduvalt lihtsam ja efektiivsem kasutada miniatuurset rakettmootorit.

V PEATÜKK

TEHISKAASLASTE KONSTRUKTSIOON

1. Kontinentidevaheline rakett — orbitaalse raketi algkuju

Orbitaalse raketi algkujuks on väga suure tegevusraadiusega rakett — kontinentidevaheline ballistiline rakett. Sellise raketi väljalaskmisel püütakse kiiruse horisontaalkomponent viia maksimaalse väärtuseni.

Kontinentidevahelist raketti iseloomustab asjaolu, et kiiruse suhteliselt väikesel juurdekasvul suureneb tunduvalt raketi tegevusraadius. Nii näiteks on lähtepunktist 9000 kilomeetri kaugusel asuva punkti saavutamiseks nõutav algkiirus 7 kilomeetrit sekundis, kuid piisab kiiruse suurendamisest 12,5% võrra, et tegevusraadius kasvaks kahekordseks.

Mida suurem on nõutav lennukaugus, seda suuremat kiirust peab rakett arendama hoovõtul. Samaaegselt väheneb raketi lennunurk horisontaalsuuna suhtes. Lõpuks, kui rakett peab jõudma stardipunktiga diametraalselt vastasasuvasse punkti, peab lennunurk vähenema nullini, s. o. lend peab toimuma horisontaalselt. Kiirus peab sel juhul kasvama ringiliseni (õhutakistust ei arvestata). Siiski ei lange kontinentidevaheline rakett sel juhul alla punktis, mis asub diametraalselt vastas stardipunktile, sest ta lendab paralleelselt maapinnaga — nüüd võib ta lennata Maa tehiskaaslasena piiramatu aja.

Nii muutub kontinentidevaheline ballistiline rakett oma tegevusraadiuse järkjärgulise suurendamisega Maa tehiskaaslaseks.

Nõukogude tehiskaaslane lastigi välja kontinentidevahelise ballistilise raketi põhimõttel.

Juba korduvalt on väljendatud mõtet, et tööd kontinentidevaheliste ballistiliste rakettide alal osutavad suurt

mõju kosmiliste lendude mõningate küsimuste lahendamisele: need kaks probleemi on omavahel tihedalt seotud. Tehnilisest küljest erinevad niisugused raketid väga vähesel määral orbitaalsetest rakettidest.

Erinevalt lennukist, mis tavaliselt lendab enam-vähem ühesuguse kiirusega paralleelselt maapinnaga, liigub ballistiline rakett erinevate kiirustega pidevalt muutuvatel kõrgustel. Trajektoor, mida mööda rakett liigub, kujutab endast ellipsi kaart, mille üks fookus ühtib Maa tsentriga. Niisugune trajektoor osutub kõige ökonoomsemaks (raketi mootor annab raketile tegelikult ainult algtõuke). Sõltumatult sellest, kuhu poole ja missugusele kaugusele saadetakse rakett, stardib ta tavaliselt vertikaalselt, et kiiremini läbida atmosfääri tihedaid kihte. Juba võrdlemisi väikesel kõrgusel pöördub rakett teatud nurga võrra ja võtab ettenähtud kursi. Mida kaugemal on lennu sihtkoht, seda väiksem peab olema horisondi ja raketi kiiruse suuna vaheline nurk. Näiteks lennul Anadõrist (Beringi mere ääres) Odessani (Anadõri ja Odessa vahemaa on kuus ja pool tuhat kilomeetrit) on see nurk 28 kraadi. Seejuures Maa külgetõmbejõud veidi segab kiiruse saavutamist: igas sekundis kiirendab raketi mootor raketi lendu küll 40 meetri võrra sekundis, kuid Maa külgetõmme vähendab seda kiirust 5,5 meetri võrra sekundis.

Kõige sobivamaks raketitüübiks kontinentidevahelistel lendudel peetakse kaasajal liitraketti.

Oletame, et maandumiseta lend Anadõrist Odessani teostub kuueastmelisel raketil. Alumine aste annab raketile kiiruse kaks kilomeetrit sekundis, tõstab ta 30 kilomeetri kõrgusele ja ise eraldub. Tegevusse astub raketi teine aste. Teise astme mootori abil kaetakse kaar pikkusega 192 kilomeetrit ja rakett saavutab kõrguse 120 kilomeetrit. Siin astub tegevusse kolmanda astme mootor, mis annab raketile 270 kilomeetri kõrgusel (pärast 575 kilomeetri pikkuse kaare katmist) kiiruse 6,7 kilomeetrit sekundis, mis on vajalik kavatsetud eesmärgi saavutamiseks. Seejärel lülitub mootor välja ja rakett jätkab lendu inertsi mõjul nagu suurtükirauast väljaheidetud mürsk (ülejäänud kolm astet on vajalikud raketi maandumisel). Selleks momendiks jõuab rakett faktiliselt atmosfäärist välja ja, vaatamata raketi suurele kiirusele, ei osuta õhk edaspidi liikumisele enam mingisugust takistust.

Vastavalt tõusu kõrgusele raketi liikumine järk-järgult

aeglustub. 500 kilomeetri kõrgusel on raketi kiirus 6 kilomeetrit sekundis, kuid 1000 kilomeetri kõrgusel 5,3 kilomeetrit sekundis. Lõpuks, «lae» saavutamisel (1235 kilomeetrit), lendab rakett kõige aeglasemalt ja ta kiirus on nüüd veidi alla 5 kilomeetri sekundis.

Raketi tõusmise vältel avanevad reisijatele üha uued ja uued maakera piirkonnad. Nähakse stardikohast — Anadõrist — sadu kilomeetreid tagapool asuvaid punkte. Momendil, kui rakett on läbinud umbes ühe kolmandiku kaugusest Odessa ja Anadõri vahel, on Anadõri kaugus horisondijoonest 1600 kilomeetrit. 15 minutit pärast starti, kui rakett saavutab «lae», avardub horisont veelgi: vaatevälja ilmuvad Gröönimaa, Island, Skandinaavia poolsaar, Uraal ja peaaegu «jalge all» lamab Novaja Zemlja.

Pärast trajektoori ülemise punkti läbimist hakkab raketi kiirus jälle kasvama ja 270 kilomeetri kõrgusel on see 6,7 kilomeetrit sekundis. Sel momendil algab pidurdamine rakettmootorite või õhutakistuse abil. Pidurdamine kestab kolm minutit — niisama palju kui kiiruse arendaminegi, ja rakett maandub sujuvalt. Kogu lend kestab 30 minutit ja 3 sekundit. Kuna Anadõri ja Odessa aegade vahe ulatub kohalikus ajas (mitte vööndiajas) peaaegu 10 tunnini, siis Odessasse jõudes kontinentidevahelise raketi reisijatele näib, et nad justkui pöördusid ajas mõni tund tagasi. Kui nad sõitsid välja päikese loojumise ajal, «pikeneb» neil päev kümne ja poole tunni võrra. Kui reis toimub ööl vastu 1. jaanuari, võivad nad kaks korda uut aastat vastu võtta.

Piibli legendi järgi läks Joosual korda mõnda aega Päikest taevas seisma panna. Läände lendava kontinentidevahelise raketi reisijaile avaldab Päike veel suuremat lugupidamist: ta mitte üksnes ei peatu oma liikumisel mööda taevavõlvi, vaid läheb tagasi, sööstes suure kiirusega läänest ida suunas.

Tagasilennul Odessast Anadõri ruttab Päike päeval lääne poole palju kiiremini tavalisest, kuna sel korral liigub rakett Päikesele «vastu».

Nagu juba märgitud, on niisuguse kontinentidevahelise reisijateraketi ehitamine, mis suudaks poole tunniga teha hiiglasliku hüppe Anadõrist Odessani, väga keeruline probleem. Kas ei ole kergem ehitada raketti, mis võiks katta kauguse Anadõrist Odessani mitte poole, vaid tunni või poolteise tunniga? On ju kergem ehitada lennukit, mis

liigub kiirusega 300 km tunnis, kui lennukit, mille kiirus on 900 kilomeetrit tunnis. Vastus sellele küsimusele võib näida paradoksaalsena.

Teoreetiliselt võib raketti välja lasta nii, et ta satuks määratud punkti ükskõik missuguse kestusega ajavahemiku jooksul, sest selle koha ja stardipunkti vahele võib tõmmata loendamatul hulgal elliptilisi kaari. Praktiliselt on aga kergem ehitada raketti, mis jõuab määratud punkti lühema ajavahemiku jooksul. Tõepoolest, kui mürsk peab langema määratud punkti hiljem, siis tuleb teda heita kõrgemale, et ta läbiks pikema tee. Selleks on vajalik suurem algkiirus. Kui lasta mürsk välja väiksema algkiirusega, siis ei jõua ta üldse sihile.

Selleks et rakett võiks mõnest määratud stardikohast jõuda meie planeedi mis tahes punktini, peaks raketi tegevusraadius võrduma poolega maakera ümbermõõdust. Vaadeldes põhjapoolkera kaarti, võib kohe veenduda, et Euroopast startimisel enamikul juhtudel piisab, kui raketi tegevusraadius on vaid veerand maakera ümbermõõdust. Tegelikult võib startida ükskõik missugusest Euroopa punktist ja, läbides veerandi maakera ümbermõõdust, jõuda 35 minutiga peaaegu igasse mandri asustatud punkti. Siia kuuluvad Euroopa, Aasia, Aafrika, Põhja-Ameerika, Lõuna-Ameerika looderand ja muud paigad maakeral.

27. augustil 1957. a. avaldati lehtedes TASS-i teadaanne selle kohta, et Nõukogude Liidus teostati ülikauge kontinentidevahelise mitmeastmelise ballistilise raketi väljalaskmine. Selles teadaandes oli öeldud: «Raketi katsetused toimusid edukalt, need kinnitasid täielikult arvutuste ja valitud konstruktsiooni õigsust. Raketi lend toimus väga suurel, seni veel saavutamata kõrgusel. Läbinud lühikese ajaga tohutu kauguse, langes rakett määratud rajooni. Saavutatud tulemused näitavad, et on võimalik rakettide laskmine mis tahes maakera rajooni.»

Allpool näeme, missugune tähtsus on sel asjaolul orbitaalsete rakettide ehitamisel.

2. Orbitaalsete rakettide ehitus

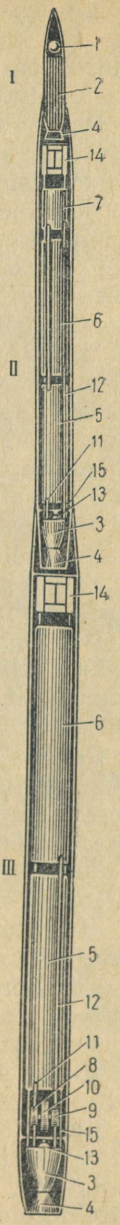
Raketi konstruktsioon. Kuidas võiksid üldjoontes välja näha orbitaalsed raketid, s. o. raketid, mida kasu-

tatakse kas Maa tehiskaaslaste väljalaskmiseks või nendega sidepidamiseks?

Kaaslaste väljalaskmiseks võib kasutada mitmesuguse konstruktsiooniga rakette. Kui näiteks rakendada selleks otstarbeks kolme- või neljaastmelisi rakette, mis töötavad tavalisel kütusel, siis ületab nende stardikaal mitusada korda raketile paigutatud kasuliku koormuse. Raketi tihedalt liituvad astmed on suletud voolujoonelisse korpusesse õhutakistuse paremaks ületamiseks (joon. 39.) Raketi esiosas on kasulik koormus või kabiin lenduritele. Niisuguse kabiini sisseseade on väga lihtne, sest lend ringilisele orbiidile kestab mõnest minutist kuni ühe tunnini.

Termokeemilise orbitaalse raketi saba- ja keskmised astmed lähevad tavaliselt kaotsi, mis põhjustab väga suurt materiaalset kahju, sest raketi esiosa kaal moodustab vaid väikese osa raketi üldkaalust. Siiski võib raketi ärakasutatud astmeid lasta maa peale langevarjude või tiibade abil (tõenäoliselt väljatõmmatavad), mis muudavad äratöötanud astme plaaneriks. Korrasolevaina maa peale laskunud astmeid võib kasutada uuesti. Märgime, et juba kahekümnendate aastate lõpul ehitati rakette, kus lae saavutamisel stabilisaatorid automaatselt avanesid ja muutusid seega kandvateks tiibadeks. Seejärel laskus rakett liuglennus alla maapinnale (Tilling, Saksamaa).

Selleks et rakett mootori töötamise ajal ei pöörleks peab ta veojõud alati läbima



Joon. 39. Orbitaalse raketi üks võimalikest variantidest: I — raketi peaaste; II — raketi keskaste; III — raketi sabaaste; *1* — tehiskaaslane; *2* — püssirohulaengud; *3* — põlemiskamber; *4* — düüs; *5* — kütusepaak; *6* — hapendajapaak; *7* — paak kokkusurutud gaasiga kütuse andmiseks põlemiskambrisse; *8* — kütusepump; *9* — hapendajapump; 10 — turbiin; *11* — torustik kütuse jaoks; *12* — torustik oksüdeerija jaoks; *13* — mootori šarniirkinnitus; *14* — autopiloot; *15* — autopiloodi hoovad mootori pööramiseks.

raskuskeskme. Seepärast tuleb kütusepaagid ehitada nii, et vastavalt kulutatud kütusehulga kasvule nihkuks üldine raskuskese edasi piki aparaadi sümmeetriatelge, vaatamata sellele, et ärapõlenud kütuse kaal harilikult ei võrdu kulutatud oksüdeerija kaaluga.

Raketi liikumisel atmosfääris peab ka õhu takistusjõu rakenduspunkt asuma sümmeetriateljel, soovitav, et raskuskeskmest tagapool, nii nagu see on vibuga väljalastud noolte korral.

Praktikas on väga raske saavutada reaktiivse veo ranget teljesuunalisust, eriti siis, kui on mitu põlemiskambrit, sest on võimatu kindlustada neis kõigis täiesti ühesugust töörežiimi.

Kosmilise raketi «parasiitlikku» pöörlemist saab kõrvaldada õhu- või gaasitüüride abil. Need võimaldavad vajaduse korral raketti mootori töötamise ajal pöörata. Samu tulemusi võib saavutada, kui muuta lühikeseks ajaks mootori orientatsiooni raketi sümmeetriatelje suhtes. Selleks ei monteerita mootorit jäigalt raketi raamistiku külge, vaid kinnitatakse ta šarniiride abil.

Mitme mootori korral võib jõuda samadele tulemustele, kui muudame kütuse andmise režiimi, ükskõik kas ühte või mitmesse kambrisse. Siis ei läbi resulteeriv tõmme raketi raskuskeset ja seepärast tekib pöördemoment, mis on vajalik raketi pööramiseks või «parasiitliku» pöörlemise vastukaaluks.

Raketis võivad olla ka eriliselt paigutatud väikesed düüsid, mis lülitatakse sisse momendil, kui tekib vajadus raketti pöörata. On võimalik ka mingisuguse massi automaatne ümberpaigutamine raketi sisemuses, selleks et rakett pöörduks.

Püsiva liikumise saamiseks võib stabiliseerimisvahendeid juhtida güroskoopiliste automaatidega, mis pannakse pöörlema suruõhu või balloonides hoitava gaasi abil, aurugaasigeneraatoriga või mõnel muul viisil. Güroskoop on automaatpiloodiks, mis reguleerib tüüriseadmete asendit kas elektrilise ülekande, pneumaatilise ülekande või mehhaanilise ajami abil. Niisugused mehhanismid, nn. servomootorid, on leidnud tehnikas väga laialdase rakenduse.

Varem arvati, et raketi püsiva liikumise kindlustamiseks atmosfääri tihedates kihtides on kõige sobivamad õhustabilisaatorid. Kuid viimasel ajal on konstruktorid jõudnud järeldusele, et need küllaltki rasked stabilisaatorid ei ole

Planeetidevaheline jaam (Brauni järgi):

1 — raadiokeskus; *2* — meteoroloogiline jaam; *3* — magamistoad; *4* — vaatluspunkt; *5* — televisioonijaam fotode edasiandmiseks; *6* — pääste-hingamisaparaat; *7* — arvutusmasin; *8* — teleskoobi juhtimispult; *9* — fotolaboratoorium; *10* — aerofotovõtete juhtimispult; *11* — konditsioneeriv seade; *12—13* astronoomiajaam; *14* — veeringluse seadeldis; *15* — kaalud; *16* — väljalaadimispunkt; *17* — tõstuk; *18* — pääste-hingamisaparaat; *19* — kütusepaak; *20* — illuminaatorid; *21* — temperatuurireguleerija; *22* — sisesein meteoorikaitse vooderduse tugedega; *23* — meteoorikaitse vooderdus; *24* — haakimisrõngad; *25* — laevateki kinnitus; *26* — pumbajaam; *27* — uksed; *28* — mikroatmosfääri kontroll; *29* — konditsioneeriv seade; *30* — elektrijaam; *31* — õhuanalüüsi laboratoorium; *32* — ventilatsioonivõrk; *33* — elektrivõrk ja veevärk; *34* — torujuhe elavhõbedaaurude ärajuhtimiseks; *35* — torujuhe elavhõbedaaurude kondenseerimiseks; *36* — helioseadme peegel; *37* — trepp; *38* — kosmiline paat; *39* — maandumistorn; *40* — tambur; *41* — õhujuhtmed; *42* — laadimisluuk; *43* — skafandrid; *44* — torni mootor; *45* — kai; *46* — antenn.

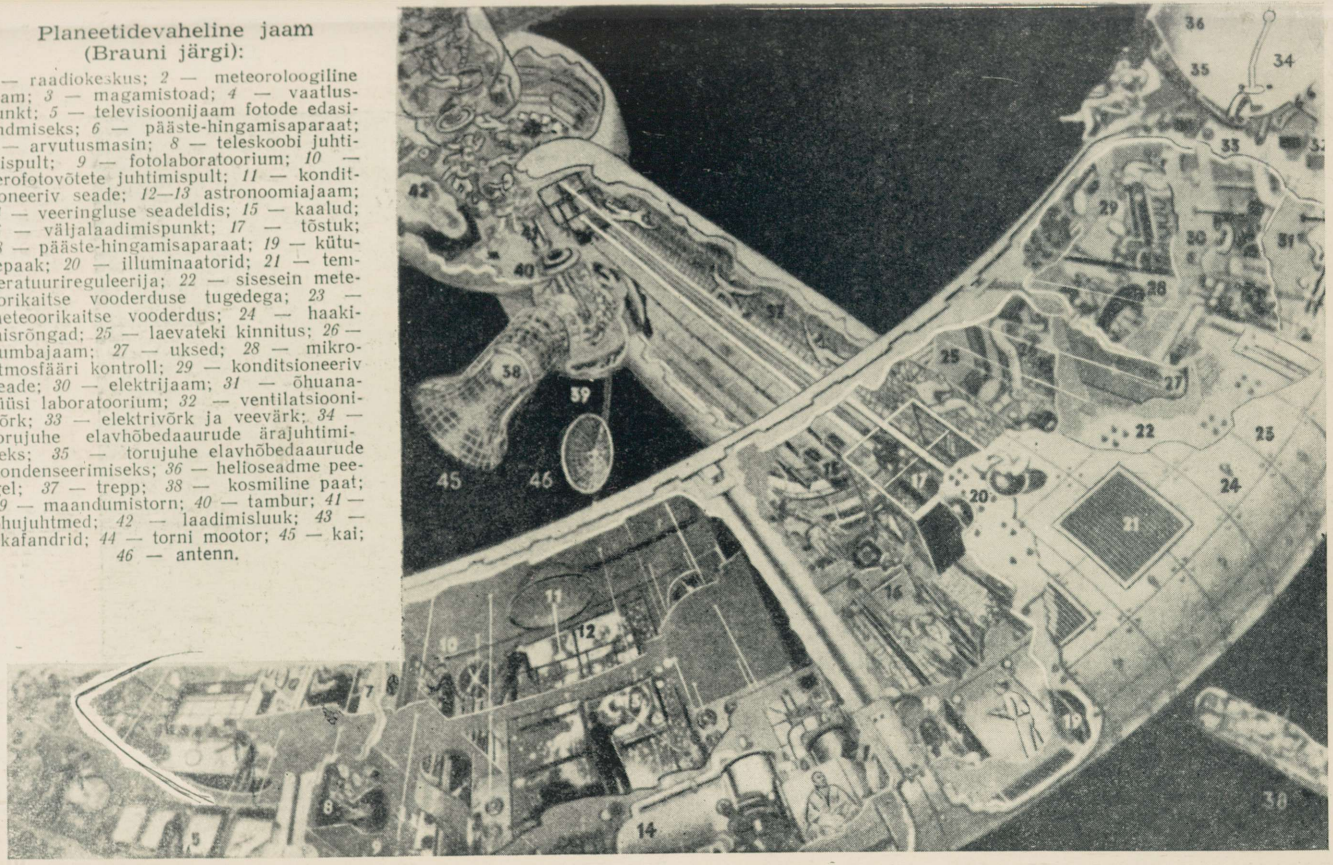
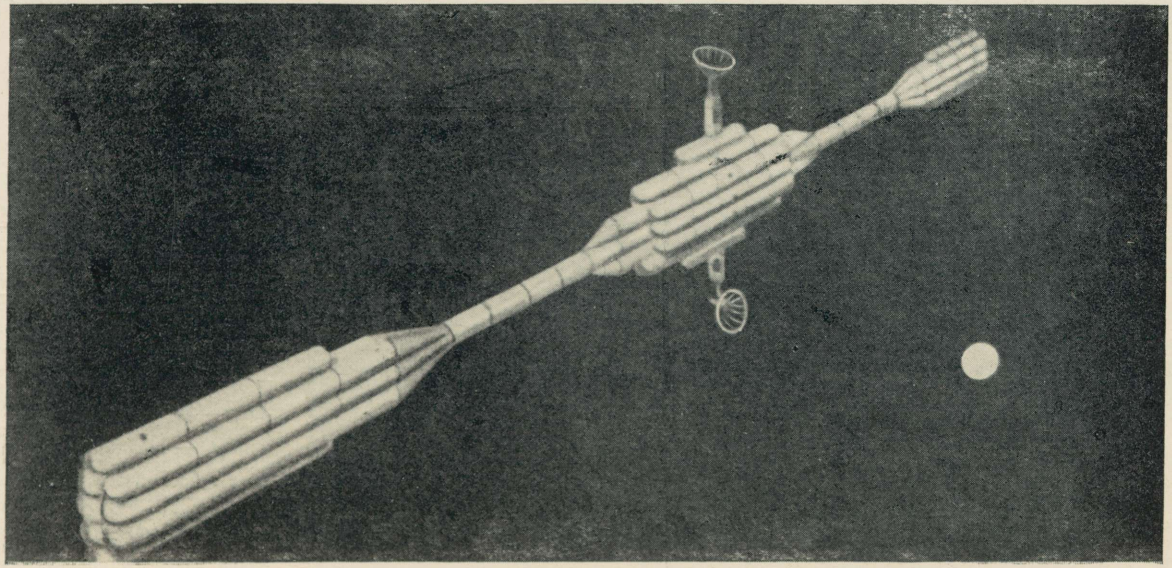


Foto XIV



Tehiskaaslane Ehricke projekti järgi.

kasulikud, sest väikese liikumiskiiruse tõttu lennu esimesel staadiumil on nende stabiliseeriv toime nõrk; siis aga, kui rakett on jõudnud suurte kiirusteni ja asub väga kõrgel, ei anna nad samuti rahuldavat efekti tänu väikesele õhutihedusele. Samasugused puudused on õhutüüridel. Peale raketi kaalu vähendamise toob stabilisaatorite kaotamine kaasa õhu vastusurve vähenemise trajektoori aktiivses piirkonnas. Samuti ei ole kaugeltki täiuslikud gaasitüürid: neile avaldavad kahjulikku toimet kõrge temperatuuriga ja tohutu kiirusega liikuvad põlemisproduktid. Põlemisproduktide intensiivset jahutamist on aga praktiliselt võimatu läbi viia. Seepärast purunevad gaasitüürid väga kergesti ja mõningad orbitaalsed raketid projekteeritakse hoopis ilma õhustabilisaatorita ja ilma õhu- või gaasitüürideta. Raketi püsiv liikumine ja tema kursi muutmine saavutatakse sel juhul šarniirselt kinnitatud mootori abil.

Kardaanühenduse abil kinnitatud mootor seatakse vajalikku asendisse kangide süsteemi abil. Mootori telge pööravas servomootoris kasutatakse tavaliselt hüdraulilist ülekannet ja vajalik võimsus võetakse turbiini võllilt. Mootori ja raketi kere vahelises kardaanühenduse sõlmes kasutatakse kütusekomponentide etteandmiseks painduvaid torujuhtmeid. Õhutakistuse vähendamiseks ja aerodünaamilise kuumenemise vältimiseks võib raketile asetada spetsiaalse teravikukujulise kaitsekesta, mida pärast tihedate atmosfäärikihtide läbimist saab raketist eraldada ja eemale paisata.

Kui liitrakett liigub trajektoori passiivsel osal, toimub trajektoori korrigeerimine ja raketi lõppastme ettenähtud kõrgusele suunamine abidüüsidega. Nende kaudu lastakse välja paakides surve all olnud inertne gaas.

VII rahvusvahelisel astronautika kongressil (Rooma 1956) esitas itaalia teadlane Robotti järgmise tehiskaaslase väljalaskmise mooduse.

Orbitaalne liitrakett, mille viimane aste on varustatud tiibadega, viiakse reaktiivlennukiga suurele kõrgusele (näiteks 14 000 meetrit), kus ta eraldub lennukist ja alustab iseseisvat lendu. Pärast kütuse ärapõlemist laskub viimane aste plaanerina tagasi Maa peale. Startimisel maapinnalt antakse kogu süsteemile, s. o. orbitaalsele raketile koos teda kandva lennukiga, rakettvankri abil teatav algkiirus.

Niisuguse projekti realiseerimiseks soovitatakse kasutada kaheastmelist raketti «Bumper» («V-2»+«WAC Corporal»), mille tiivad on 9 meetri pikkuste kaatetitega täisnurkse kolmnurga kujulised. Stardimomendil on tiibade koormus 300 kilogrammi ruutmeetri kohta, mis väheneb koos kütuse vähenemisega (kütus koosneb 4200 liitrist põletisainest ja 4700 liitrist hapendajast). Seejuures nihkub pidevalt lennuaparaadi raskuskese, mis omakorda nõuab eriliste abinõude kasutuselevõtmist. On vaja lahendada ka rida muid küsimusi. Nii näiteks kattuksid, erinevalt läbi atmosfääri sööstvast tiibadeta raketist, tiibadega raketi vedelat hapnikku sisaldavad paagid läbilennul troposfäärist veeaurude kondenseerumise tõttu paksu jääkihiga. Seetõttu tuleks hapendajana kasutada mingisugust teist, kõrge keemispunktiga ainet või katta paagid soojust isoleeriva materjaliga. Samuti on vaja vältida kütuse tahkestumist paakide siseseintel, mida põhjustavad mõningate atmosfäärikihtide madal temperatuur ja kütuseaurude rõhu tõus üle lubatud piiri.

Niisuguste orbitaalsete rakettide mõõtmed, millel lendavad inimesed, peavad olema kaaslaste-automaatide väljalaskmiseks ettenähtud rakettidest märksa suuremad ja nende mootorid võimsamad. Niisugune tingimus ei kerki esile mitte ainult inimese ja tema eksisteerimiseks vajalike vahendite suure kaalu tõttu, võrreldes automaataparatuuriga, vaid ka vajadusest kindlustada talle ohutu maandumine.

Rakettmootorite mõõtmete suurenemine on seotud põlemiskambri seinte paksenemisega, mis aga tunduvalt raskendab nende jahutamist. Peale selle lähevad suurekaliibriliste rakettide stendilised katsetamised väga kalliks. See viitab vajadusele asendada suured mootorid väiksema võimsusega rakettmootorite patareidega (Braun). Rakettlennuaparaat suurema hulga väikesemõõtmeliste mootoritega osutub töökindlamaks kui aparaat väiksema hulga suure võimsusega mootoritega. Kui liitraketi astmetes kasutada erineval arvul ühte ja sama tüüpi mootoreid, siis võib neid toota seeriaviisiliselt. See vähendab mootorite omahinda, suurendab nende tootmise tempot ja ohutuse koefitsienti, sest neid võib hoolikamalt töödelda ja katsetada.

Tuleks piirduda kahte-kolme tüüpi võimsate standardsete rakettmootorite seeriaviisilise tootmisega, mida võiks

erinevates kombinatsioonides rakendada ringilist kiirust saavutavatel reisi- ja veorakettidel.

Vastavalt Brauni ja grupi spetsialistide poolt 1952. a. koostatud projektile planeetidevahelise jaama ehitamiseks 1730 kilomeetri kõrgusel (orbiidi raadius 8100 kilomeetrit), samuti ka ekipaaži ja veoste saatmiseks sellele jaamale, tuleb kasutada kolmeastmelisi rakette stardikaaluga 6400 tonni 25-tonnise kasuliku koormuse juures. Kõik kolm raketi astet (arvestamata stabilisaatorit) on mahutatud 60 meetri kõrgusesse koonusekujulisse keresse, mille aluse diameeter on 20 meetrit.

Gatland, Kunesch ja Dixon (Suurbritannia) peavad Brauni projekti ebareaalseks ja teevad ettepaneku ehitada automaatselt ringilisele orbiidile lendavaid kolmeastmelisi rakette algkaaluga 520 tonni, millest 5,2 tonni on kasulik koormus (joon. V, VI) (gaaside väljavoolukiirus raketist on 2,8—3 kilomeetrit sekundis). Raketi konstruktsiooni mõninga muutmisega ja algkaalu suurendamisega kuni 700 tonnini võib tehiskaaslasele paigutada ka plaaneri laskumiseks maapinnale.

Kunesch-Dixoni ja teiste spetsialistide tööde mõjul täiendas Braun 1956. a. oma esialgset orbitaalse raketi projekti. Peamine täiustus seisneb selles, et kasulikku koormust on raketi stardikaalu suhtes suurendatud veerandi võrra, hoolimata sellest, et raketi mõõtmed on tunduvalt vähenenud. Teises variandis on suurendatud raketi pikkust: raketi kõrgus on 50—58 meetrit (sõltuvalt otsiku kujust), diameeter aga 11,7 meetrit. Tabelis 28 on toodud orbitaalsete rakettide karakteristikud, mis peavad toimetama 10-tonniseid koormusi ringilisele orbiidile raadiusega 8100 kilomeetrit.

J u h t i m i s a u t o m a a d i d. Lennuki pardal kasutatakse sageli poolautomaatset või isegi täiesti automatiseerimata aparatuuri. Kosmilistel lendudel on lugu teisiti. Käsitsi juhtimine seal tõepoolest ei kõlba, sest järsk käe- või jalaliigutus kestab umbes pool sekundit, selle aja jooksul võib raketi kiirus suureneda aga 20 meetri võrra sekundis, mis omakorda tõstab raketi lage mõnekümne liigse kilomeetri võrra. Tõsiseid tagajärgi toob kaasa ka väiksemgi kõrvalekaldumine raketi tõusunurgas. Võiks tuua veel teisi selliseid näiteid. Seepärast on vajalik reguleerida mootori töörežiimi ja õhu-gaasitüüride juhtimist automaatselt.

Tabel 28

Orbitaalse raketi karakteristikud 1956. a. Brauni projekti järgi

	1. aste	2. aste	3. aste[1]
Veojõud (tonnides)	2500	320	40
Raketi algkaal enne kütuse ärapõlemist antud astmes (tonnides)	1280	180	26
Raketi antud astme tühikaal (tonnides)	140	14	2,1
Raketi lõppkaal peale kütuse ärapõlemist antud astmes (tonnides)	320	40	15,7
Kütus (tonnides)	960	140	10,3
Kütusekulu (sekundi kohta)	11,15	1,12	0,141
Mootori töötamise aeg (sekundites)	84	124	73
Aktiivse piirkonna lõpp-punkti kõrgus (km-tes)	40	64	102
Kiirus aktiivse piirkonna lõpul (m/sek-s)	2350	6420	8260

Lõpuks on automaatseadmed vajalikud ka aparaatide näitude ülesmärkimiseks.

Järelikult peab orbitaalse raketi kogu lendu juhtima automaatselt, varem antud programmi järgi. Piloodi kohuseks on jälgida automaatide korrasolekut, kontrollida nende tööd ja lahendada lennu kestel üleskerkinud küsimusi. On vaja arvestada, et lennu alguses raskendab piloodi liigutusi ülekoormus ja esimestel minutitel pärast raskuse kadumist võib ta kaotada orienteerumisvõime.

Raketi mootori veojõudu trajektoori aktiivsel lõigul võib programmeerida aktselerograafide[2]-automaatide abil. Mis puutub raketi liikumise suunasse, siis seda saab samuti

[1] Siin pole arvestatud 2,5 tonni kütust, mis on vajalik, et viia raketti ringilisele orbiidile. 1730 km kõrgusel antakse raketile täiendav kiirus 460 m/sek 40-tonnise veojõuga mootori sisselülimisega 17 sekundiks.

[2] Aktselerograaf — riist liikumise kiirenduse graafiliseks määramiseks. — *Toim.*

programmeerida ja güroskoopilise aparatuuri abil isegi korrigeerida.

Näiteks kui rakett lendab trajektoori aktiivsel lõigul, võib autopiloot korrigeerida kõrvalekaldenurki peamootori sümmeetriatelje vastava pööramisega. Raketi pöörlemist oma pikitelje ümber saab vältida spetsiaalsete düüside abil, mis asetsevad raketi kestal pikiteljega risttasapinnas (sageli pannakse rakett nagu kahurikuulgi stabiliseerimiseks pöörlema oma pikitelje ümber).

Güroskoopide edukas töö oleneb eelkõige nende valmistamise täpsusest. Güroskoobi hooratas tuleb valmistada täpsusega 2,5 saja tuhandikku millimeetrit ja güroskoobi laagrite kõrvalekalle ettenähtud mõõtmetest võib ulatuda ainult 2,5 miljondiku millimeetrini (sellele vastab $^1/_{20}$ juuksekarva läbimõõdust).

Spetsialistid arvavad, et güroskoopi sattunud tolmukübemeke võib põhjustada niisama palju hädasid kui kamalutäis kruusa auto transmissioonis (Berger). Seepärast hermetiseeritakse güroskoopiline aparatuur väga hoolikalt ja tema valmistamisel võetakse tarvitusele erilised ettevaatusabinõud: sissepääs monteerimistsehhi toimub õhutämbuuride kaudu pärast jalatsite hoolikat puhastamist spetsiaalsel põrandamatil; tsehhides on keelatud suitsetada, joonestajatel ei lubata rebida paberit või kasutada kustutuskummi. Tööle võetakse eeskätt invaliide, sest nende sunnitud liikumatus vähendab miinimumini rõivastuse ja taldade hõõrdumise; montaažoperatsioonide juures kantav eririietus on valmistatud nailonist jne.

Seetõttu, et güroskoopide montaaž peab toimuma tolmuvabas keskkonnas, on vastav vabrik Arizonase kõrbes (Ameerika Ühendriigid) ehitatud ilma akendeta. Õhk juhitakse vabriku ruumidesse eriliste filtrite kaudu ja teda uuendatakse täielikult iga 9 minuti järele (Bosquet, Prantsusmaa).

Toodud autopilootide tootmise üksikasjad võivad näida kõrvalise tähtsusega. Siiski tuleb neisse suhtuda täie tõsidusega, sest tehiskaaslase edukas start sõltub just niisugustest pisiasjadest.

3. Orbitaalsete rakettide stendiline katsetamine

Orbitaalsete rakettide eelkatsetamisi ehk nn. stendilisi katsetamisi teostatakse erilistes laboratooriumides. Nendel katsetamistel on võimalik luua analoogilisi tingimusi orbitaalse raketi lennutingimustega. Et laboratoorselt uurida gaaside väljavoolamist atmosfääri ülemistes kihtides, vähendatakse õhurõhku gaaside väljumisdüüside juures ja mõnel juhul viiakse hõrendusaste isegi peaaegu kuni vaakuumini. Vajaduse korral muudetakse kütusekomponentide doseerimist, põlemiskambri ja düüsi jahutamise intensiivsust jne.

Stendiliste katsetuste ajal registreeritakse automaatselt mitmesuguseid ajast sõltuvaid suurusi: raketi veojõudu, kütteainete ja hapendaja kulu, rõhku ja temperatuuri paakides, düüsides, torujuhtmete ning põlemiskambri erinevates osades jne. Raketi mootorite tööd jälgitakse paksu soomustatud seina tagant, milles on purunematu klaasiga kaetud pilud. Rakendatakse ka peegleid, periskoope, foto- ja kinokaameraid, televisiooni- ja muid seadmeid. Kino ja televisiooni kasutamine võimaldab jälgida põlemisprotsessi ka rakettmootori sisemuses.

Düüsist väljuva tulejoa spektrograafilisteks ülesvõteteks kasutatakse värvilist kino (Herman ja Silverman, Ameerika Ühendriigid). Põlemisprotsesside fotografeerimise kiirus on 1000 ja isegi kuni 10 000 kaadrit sekundis. Samaaegselt filmitakse lauad koos neile kinnitatud aparaatidega. Samaaegne mõõteaparatuuri filmimine võimaldab täpselt fikseerida mitmesuguste rakettmootori tööd iseloomustavate parameetrite muutumist ajas (või ajalist muutumist).

Kinovõtete rakendamine põlemisprotsessi uurimisteks kindlustab vaatluste ohutuse (kütuse uute liikide katsetamistel on põlemiskambrite plahvatused küllalt sagedased nähtused). Paljudel juhtudel osutusid kassetid kinolintidega peale plahvatust vigastamatuteks, samal ajal kui kinokaamerad ise olid rivist välja löödud.

Lake Danmarkis (New Jersey, Ameerika Ühendriigid) on stend kuni 160-tonnise veojõuga rakettide katsetamiseks. Kõige suurem seda liiki stend Ameerikas on White Sennidse eksperimentaalbaasis. Sellel stendil võib katsetada umbes 230-tonnise veojõuga rakettmootoreid (s. o. veojõu suurus ületab peaaegu kümnekordselt «V-2» oma).

Baltimore'i lähedal (Ameerika) ehitati firma Glenn Martini poolt viiekorruseline stend kõrgusega 30 meetrit kahe «Vanguard» tüüpi (joon. VII) orbitaalse raketi samaaegseks katsetamiseks.

Raketile mõjuva õhutakistuse mõõtmiseks kasutatakse aerodünaamilisi torusid, kus liikumatule raketile või selle mudelile suunatakse õhujuga kiirusega, mis vastab raketi liikumise kiirusele atmosfääris tema trajektoori erinevates lõikudes. Kaasajal on väikesele raketimudelile suunatava õhuvoolu kiirus viidud kuni 6 kilomeetrini sekundis. Aerodünaamiliste torude abil õpitakse tundma raketi korpuse kuumenemist liikumisel aktiivsetes ja passiivsetes trajektoorilõikudes. Langevarjude pidurdava toime uurimiseks helikiirust ületavate kiiruste juures kasutatakse rööbastel veerevaid rakettvankreid. Aerodünaamilisteks katsetusteks ehitas firma «Post American Aviation» näiteks raketi rööbasjalased, mis 22,7-tonnise veojõu juures arendasid pärast 4,5 sekundi möödumist kiirust 792 meetrit sekundis (2850 kilomeetrit tunnis).

4. Orbitaalsete rakettide lennukatsetused

Orbitaalsete rakettide lennukatsetused on analoogilised vastavate uurimistega kõrgrakettide osas.

Tulistatavate lennukite ja lendavate mürskude fotografeerimiseks kasutatakse 1929. a. alates kinoteodoliite. Peale mürsu enda fikseeritakse niisuguse kaamera abil samaaegselt ka mürsu asimuut[1], tõusunurk ja vastav ajamoment. Fotografeerimise kiirus on 2—4 võtet sekundis. Omavahel sünkroniseeritud teodoliidid võimaldavad täpselt taastada mürsu trajektoori, samuti ka mürsu asupaika ja kiirust aja funktsioonidena.

Rakettmootorite stendilised ja rakettide lennukatsetused fikseeritakse kiirendatud kinoülesvõtte («aegluubis») meetodil. Teise maailmasõja lõpul varustasid sakslased mõningaid juhitavaid mürske kinokaameratega. Pärast Teist maailmasõda teostasid briti sõjaväevõimud Saksamaa territooriumil raketi «V-2» lennukatsetusi, kusjuures neid filmiti ja monteeriti dokumentaalfilmiks. Ala-

[1] Asimuut — nurk meridiaanitasandi ja lendavat aparaati läbiva vertikaaltasandi vahel.

tes 1946. a. on Ameerikas filmitud mitmesugust tüüpi juhitavate mürskude katsetusi. Viimastel aastatel teostati ka Prantsuse sõjaväevõimude poolt rakettide ja juhitavate mürskude filmimist Sahaaras.

Raketi täpsemaks filmimiseks tema trajektoori erinevates lõikudes kasutatakse väga mitmesuguste karakteristikutega aparaate, kus võtete kiirus on 25—180 kaadrit sekundis. Saadud andmed töötatakse läbi elektronarvutusmasinatega. Näiteks kõrgraketi lennu täpseks taastamiseks on vaja sooritada 24 000 arvutust, milleks automaatidel kulub 10 tundi.

5. Ekipaažiga orbitaalse raketi katsetamine hoovõtul

Kuidas katsetada elusolendiga orbitaalset raketti enne selle saatmist kosmosesse? Kuidas veenduda, et see võib muutuda Maa tehiskaaslaseks?

Oletame, et tehiskaaslane peab tiirlema ümber Maa tuhande kilomeetri kõrgusel. Sellele kõrgusele vastab ringiline kiirus 7356 meetrit sekundis. Peale töö, mis on vajalik selleks, et anda raketile niisugune kiirus, tuleb kulutada teatud tööhulk ka raketi tõstmiseks ettenähtud kõrgusele ja Maad ümbritseva õhukihi takistuse ületamiseks. Lõpuks on vaja arvestada ka energiakadusid trajektoori korrigeerimiseks, et kõrvaldada mehhanismide ja aparaatide töös võimalike ebatäpsuste tagajärgi, samuti kadusid tehiskaaslase orbiidil äärmiselt hõreda atmosfääri nõrga, kuid pidevalt mõjuva takistuse ja mõningate teiste põhjuste tõttu. Arvestades kõiki neid asjaolusid, leiame peale vastavaid arvutusi, et püstitatud ülesande täitmiseks peab rakett kütuse täielikul ärakulutamisel arendama ideaalset kiirust 9460 meetrit sekundis.

Orbitaalse raketi katsetamiseks lennutingimustes võime anda talle poole ideaalsest kiirusest (vaadeldaval juhul 9640:2=4820 meetrit sekundis) ja seejärel mootori abil likvideerida saavutatud kiiruse. See võimaldab meil veenduda, et rakett on suuteline arendama kiirust, mis on vajalik tema muutmiseks Maa tehiskaaslaseks. Ka võib raketi lendu suunata vastavalt valitud trajektoori

mööda, mis sarnaneb ballistilise raketi trajektooriga. Nagu näitavad arvutused, suudab rakett katta 2405 kilomeetrit, s. o. kauguse Moskvast Karagandani või Kiievist Narjan-Marini, 14 minuti 43 sekundiga.

Niisuguse eellennu puhul lülitatakse rakettmootor töösse lühikeseks ajaks, kuid kiirendust arendatakse inimese vastupidavuse seisukohalt maksimaalselt lubatud tempoga. Lennaku rakett näiteks üle Moskva reaktiivkiirendusega 50 meetrit sekundis sekundi kohta.[1] Maa külgetõmbejõu mõjul väheneb see kiirendus näiteks 43,2 meetrini sekundis sekundi kohta.[2] 96,4 sekundit peale lennu algust, kui rakett on tõusnud 127,8 kilomeetri kõrgusele ja lennanud 200,5 kilomeetrit, lülitatakse mootor välja.

Saavutatud kiirus on 4161 meetrit sekundis (vabas ruumis oleks see olnud 4819 meetrit sekundis). Sellest momendist alates toimub lend mööda ellipsi kaart. Pärast trajektoori «lagipunkti» läbimist 539 kilomeetri kõrgusel hakkab raketi kiirus uuesti kasvama ja 127,8 kilomeetri kõrgusel saavutab rakett kiiruse, mis tal oli mootori väljalülitamise hetkel — 4161 meetrit sekundis.

Sellest momendist algab pidurdamine rakettmootori abil, mis kestab sama kaua kui kiirendaminegi — 96,4 sekundit, ja rakett maandub. Kogu lend vältab veidi alla veerand tunni. Enam-vähem samuti teostatakse orbitaalsete rakettide katsestarte konstruktsiooni vastupidavuse, aparatuuri töökindluse ja ekipaaži vajaliku väljaõppe kontrollimise eesmärgil.

Kui aga kosmonaut istub juba tõelisteks kosmilisteks lendudeks määratud lennuaparaadi tüüriseadmete taha, siis ei hakka ta aparaadi liikumist pidurdama, vaid suurendab kiirust vastavalt ettenähtud programmile, kuni raketi kiirus saavutab väärtuse, mis on vajalik tema muutmiseks tehiskaaslaseks (antud näite korral peavad selleks mootorid töötama, vaheaegu arvestamata, veidi üle 3 minuti).

---

[1] Reaktiivkiirenduseks (tajutavaks kiirenduseks) nimetatakse veojõu ja lennuaparaadi massi suhet antud momendil, s. o. kiirendust, mis raketil oleks olnud liikumisel vabas ruumis.

[2] Tõus toimub mingi nurga all vertikaalsuuna suhtes ja reaktiivkiirendus liitub geomeetriliselt («rööpküliku reegli» kohaselt) raskuskiirendusega, s. t. vaba langemise kiirendusega.

6. Ekipaažiga orbitaalse raketi hoovõtu ja pidurdamise katsetamine

Inimeste lennuks määratud tehiskaaslase loomiseks ei piisa sellest, kui me suudame raketile anda orbitaalse kiiruse. On vajalik ka tagatis, et raketi pardal viibivad reisijad võiksid kahjustamatult Maale tagasi pöörduda. Et kontrollida võimalusi ohutult maanduda, on tarvis katsetada tunduvalt suuremate kiirustega kui eespool vaadeldud juhul ja siis pidurdada ükskõik missugusel viisil, näiteks õhutakistuse ja rakettmootorite töö kombineeritud tegevusega. Võimalik, et õnnestub kasutada atmosfääris leiduvat hapnikku põletisaine süütamiseks pidurdavates mootorites. (Pidurdamist õhutakistuse abil laskumisel tehiskaaslaselt vaadeldakse lk. 253—263.)

Pole kahtlust, et inimestega kaaslasi ei saa välja saata varem, kui on edukalt toimunud vastavad eksperimendid ülikaugete ja ballistiliste rakettidega, kusjuures pidevalt suurendatakse nende tegevusraadiust ja kiirust. Sellistel rakettidel harjutavad kosmonaudid mitte ainult orbitaalsete kiiruste saavutamist (kiirused, mille puhul rakett liigub suletud orbiidil), vaid ka saavutatud kiiruste pidurdamist õhutakistuse ja rakettmootori abil. Seepärast on lennud ballistilistel rakettidel ettevalmistuseks inimese lennuks tehiskaaslasele.

Inimesed, kes on sooritanud lende kontinentidevahelisel raketil, saavad vajaliku karastuse lennuks orbitaalsel raketil, sest reisija füsioloogilised aistingud esimesel ei erine aistingutest teisel: ülekoormus raketi hoovõtul ja pidurdamisel ning kaalu täielik puudumine lennul väljalülitatud mootoriga.

7. Tehiskaaslaste ehitus

Tehiskaaslased erinevad tunduvalt kõigist maapealsetest ehitustest, kuid nad ei sarnane ka taevakehadele. Raske ja mõttetu oleks luua kosmilises ruumis planeetide või nende kaaslaste sarnaseid tiheda massiga kerasid. Täiesti võimatu oleks aga niisugusel kunstlikul taevakehal luua atmosfääri, sest tema gravitatsioon ei suudaks õhkkesta kinni hoida.

Esimene nõukogude tehiskaaslane oli üsna väike kera,

läbimõõduga 58 sentimeetrit ja kaaluga 83,6 kilogrammi (joon. VIII). Kaaslase kere oli valmistatud alumiiniumisulamitest. Tema hoolikalt töödeldud ja poleeritud korpus kindlustas kaaslase hea nähtavuse ja kaitses kontrollmõõteaparatuuri mitte ainult mikrometeooride, vaid ka järskude temperatuurikõikumiste eest.

Kaaslane oli varustatud raadioaparatuuriga. Neli varrasantenni pikkusega 2,4—2,9 meetrit olid orbitaalse raketi lennu ajal surutud vastu kaaslase korpust.

Pärast kaaslase eraldumist kanderaketist läksid šarniirselt kaaslase korpuse külge kinnitatud varrasantennid laiali ja võtsid joon. VIII kujutatud asendi. Antennid olid ainsad kaaslase välispinna detailid, kuna aparatuur koos toiteallikatega asus kere sees. Hermeetiliselt suletud kaaslane oli täidetud lämmastikuga, mis pideva sundtsirkulatsiooni tõttu ühtlustas temperatuurirežiimi kaaslase sees.

Orbiidile viimisel kattis esimest kaaslast eest orbitaalse raketi lõppastme kaitsekoonus, mis pärast vajaliku kiiruse saavutamist minema heideti. Kaaslasele järgnes kanderaketi lõppaste.

Teine nõukogude tehiskaaslane kujutas endast liitraketi viimast astet, milles asus kogu teaduslik ja mõõteaparatuur (joon. IX). Niisugune aparatuuri paigutus lihtsustas oluliselt kaaslase koordinaatide määramist optiliste vaatlusvahendite abil. Nagu näitasid esimese kaaslasega saadud kogemused, osutus kanderaketi vaatlemine märgatavalt lihtsamaks kaaslase enda jälgimisest (kanderaketi heledus ületas esimese kaaslase heleduse mitme tähesuuruse võrra). Aparatuuri üldkaal koos katselooma ja toiteallikatega oli teisel kaaslasel 508 kilogrammi 300 grammi.

Raketi viimase astme esiosas oli eri raamile paigutatud aparaat Päikese spektri ultravioletse ja röntgenikiirguse uurimiseks, sfääriline konteiner raadiosaatja ja muu aparatuuriga, hermeetiline kabiin katsekoeraga. Aparatuur kosmiliste kiirte uurimiseks asetses raketi korpusel. Raketi lennul atmosfääri tihedates kihtides kaitses eriline kaitsekoonus aparaate ja konteinerit aerodünaamiliste ja temperatuurimõjude eest. Pärast raketi viimase astme jõudmist orbiidile heideti kaitsekoonus eemale.

Raadiosaatjad töötasid sagedustel 40,002 ja 20,005 megahertsi. Saatjad ise, nende toiteallikad, termoreguleerimise

süsteem, samuti ka temperatuurimuutusi ja muid parameetreid registreerivad tundlikud elemendid asusid sfäärilises konteineris. Konstruktsioonilt sarnanes konteiner esimesele nõukogude tehiskaaslasele.

Hermeetiline kabiin, kus asus katseloom (koer), oli silindrilise kujuga. Koera kabiin ja konteiner ise olid valmistatud alumiiniumisulamitest. Nende välispinnad olid poleeritud ja eriliselt töödeldud, et anda neile vajalikud päikesekiirguse neelamis- ja peegeldumiskoefitsiendid.

Viiendal rahvusvahelisel astronautika kongressil Innsbruckis (Austria) 1954. a. esitas ameerika teadlane Levitt hästi päikesekiiri peegeldava kerakujulise kaaslase projekti. Kera kummist kest, kaetud lehtalumiiniumiga, lastakse välja kolmeastmelise raketi abil ja pärast seda, kui lõppaste on saavutanud ringilise kiiruse, täitub kest gaasiga. Õhuke alumiiniumkera ei kaota oma kuju ka pärast seda, kui gaas lendub ja kummist ümbris kokku tõmbub. Niisugune 3-meetrise läbimõõduga kaaslane, peegeldades nii valguskiiri kui ka raadiolaineid, on sobiv geodeetilisteks ja gravimeetrilisteks mõõtmisteks.

Prantsuse projekti järgi peab täispuhutava sfärokoonilise tehiskaaslase läbimõõt olema 10 meetrit, pikkus 15 meetrit ja ta peab kaaluma 50 kilogrammi. Niisuguse kaaslase võib valmistada erilisest riidest või polüetüleenist ja katta fluorestseeriva kihiga, et teostada vaatlusi ka siis, kui kaaslane läheb läbi Maa varjust (öösel). Ameerikas projekteeritavate tehiskaaslaste kestad valmistatakse alumiiniumiühenditega kaetud riidest.

1955. a. lõpul näidati New Yorgis selle tehiskaaslase mudelit, mis projekteeriti väljalaskmiseks rahvusvahelise geofüüsika aasta jooksul (joon. X). Mudeli sfääriline korpus oli valmistatud läbipaistvast plastmassist. Tõelise tehiskaaslase korpus, läbimõõduga pool meetrit, valmistati aga magneesiumisulamist paksusega 0,7 millimeetrit ja ta kaalus 1,8 kilogrammi, s. o. 18,5% üldkaalust (9,7 kilogrammi). Kaaslase magneesiumist korpus kaeti vase-, tsingi-, nikli- ja hõbedasulami ning lõpuks puhta kulla kihiga. Niisugune korpus kaitses kontroll-mõõteaparatuuri mitte ainult mikrometeooride löökide, vaid ka järskude temperatuurikõikumiste eest.

Metallide hea elektrijuhtivuse tõttu ei tohi ionosfääri elektrivoolude uurimiseks määratud kaaslase kesta valmistada metallidest. Täiesti lubamatu on selleks kasu-

tada alumiiniumit, mis muudest seisukohtadest lähtudes oleks kõigiti sobiv. Vastupidi, niisugune kest peab olema valmistatud mingist isoleerivast ainest, näiteks valgest plastmassist, et kindlustada parim nähtavus.

Selleks et üks ja sama kaaslase pool oleks pikema aja vältel pööratud Päikese poole (päikesekiirguse pideva uurimise ja akumulaatorite laadimise eesmärgil), kasutatakse güroskoopilist efekti. Juba Maa peal pannakse kardaanil rippuv tehiskaaslane kiirelt pöörlema ümber päikesekiirtega paralleelse telje. Kaaslase jaoks on välja töötatud eriline pardaaparatuur märgatavalt väiksemate mõõtmetega, kui seda kunagi varem on toodetud ameerika tööstuses. Näiteks on raadiosaatja paberossikarbi suurune. Oletatakse, et elektripatareide energia lõpeb kaua enne kaaslase hukkumist.

Minimaalsetele tehiskaaslastele[1] soovitatakse anda kooniline kuju, sest kera ja silindrit on raske mahutada raketi esiossa. Teiselt poolt kerakujuline kaaslane, erinevalt näiteks silindrilisest kaaslasest, liigub sujuvalt mööda sõlmedeta trajektoori ka suhteliselt tihedates atmosfäärikihtides ja kindlustab seega saadud andmete moonutusteta edasiandmise Maale.

Tehiskaaslase väljalaskmise ja kasutamise tundmaõppimiseks ei piisa üksnes automaatsetest rakettidest. On tarvis luua rakette ka teadusliku ja tehnilise personaliga, seda enam, et kõne all on uute nähtuste avastamine ja et on vaja kontrollida, kuidas inimene kohaneb kaalutuse tingimustega.

Inimestega asustatud tehiskaaslase loomisel on kõige keerulisemaks probleemiks ekipaaži Maale tagasijõudmise kindlustamine. See probleem on seotud veelgi suuremate raskustega kui kaaslase väljalaskmine juba ainult selle tõttu, et käesoleval ajal on inimeste elutingimustele vastava tehiskaaslase ehitamine veel võimatu. Kuid esimeste tehiskaaslaste väljalaskmisel saadud kogemused on aluseks niisuguste kaaslaste ehitamisel.

Suurte tehiskaaslaste üldkuju probleem pole veel küllaldaselt läbi töötatud, kuid on selge, et nende voolujoonelisus pole hädatarvilik. Et puudub liikumist pidurdav väliskeskkonna takistus, siis võib kaaslane olla mis

[1] Minimaalse tehiskaaslase all mõistetakse võimalikult väikest kaaslast, mida saab veel Maalt jälgida.

tahes kujuga. Nii näiteks võiks kaaslase ehitada tooriku-julisena[1] — hiiglasliku õõnsa rõngana, milles luuakse kõik tingimused ekipaaži elamiseks ja tööks. Ehituse välisseintele võib teha käsipuud ja käepidemed, samuti ka tekk ja seadmed, mis on vajalikud kosmiliste rakkettide kinnitamiseks ning monteerimiseks.

Tooride kabiinid ei kujune kuigi ruumikateks, sest kaaslaste konstruktorid on sunnitud kokku hoidma kaalu ja järelikult osaliselt ka mahtu.

Kui toor koosneb üksikutest omavahel elastsete tamburitega ühendatud vagunitest, on kerge suurendada kaaslase mõõtmeid uute «vagunite» vahelehaakimise teel (joon. XI).

Muidugi peavad kaaslase kabiinid olema väliskeskkonnast hermeetiliselt eraldatud. Peale selle peavad sisetamburid, uksed ja vaheseinad kindlustama üksikute ruumide hermeetilisuse. Luugid peavad sulguma elastsete tihenditega lukustusseadmete abil. Sisenemisuksed, mis on raamitud näiteks kummiga, peavad avanema sissepoole, mitte väljapoole. Sel juhul aitab mikroatmosfääri[2] rõhk kaasa uste veelgi tihedamale sulgumisele, sest teisel pool ust on õhutühi ruum. Kaaslase vooderdus peab olema terviklik, ilma õmblusteta. Eriti tihedalt peavad olema liidetud metallraamistiku ja aknaklaaside kokkupuutekohad. Aknad peab valmistama purunematust klaasist, mille soojuspaisumise koefitsient on ligikaudu võrdne liidetava metalli soojuspaisumise koefitsiendiga.

Lühiajaliste lendude korral ei ole gaasi äravoolul kosmilise laeva kabiinist suurt tähtsust, sest rikutud mikroatmosfäär asendatakse niikuinii perioodiliselt uuega. Kuid see nähtus on väga ebasoovitav pikemaajalistel lendudel või alaliste tehiskaaslaste kabiinides, kus toimub pidev mikroatmosfääri regenereerimine.

Elusolenditega varustatud kaaslase konstruktsioon sarnaneb paljus allveelaeva konstruktsiooniga. Kuid vastandina sügavale sukeldunud allveelaevale ei suruta kaaslase korpust mitte kokku, vaid püütakse teda paisutada, mis lihtsustab märgatavalt konstruktiivseid küsimusi.

---

[1] Tooriks nimetatakse pöördkeha, millel on päästerõnga või täispuhutud auto sisekummi kuju.

[2] Mikroatmosfääriks nimetame lennuaparaadi kabiinis olevat õhku.

Tehiskaaslase kattekihi ja vooderduse ülesandeks on neelata inimorganismile kahjulikku Päikese ultravioletset kiirgust. Vajaduse korral saab illuminaatoritele ette tõmmata erilised katted.

Võib kujuneda ka nii, et meteooride ja kahjulike kiirguste tõttu ei saa tehiskaaslase ruumidesse teha vahetult välise keskkonnaga kokkupuutuvaid aknaid. Sel juhul tuleb valguskiirte sissejuhtimiseks kasutada läätsede ja peeglite süsteemiga varustatud kitsast kanalit. Vaatlusi saab teostada periskoobi abil nagu allveelaevaski.

Braun teeb ettepaneku ehitada kaaslane klaaslõngast või läbitungimatust nailonkangast täispuhutava toorina. Vaevalt aga õnnestub leida niisugust materjali, mis suudaks kaitsta kosmilise kiirguse eest. On palju tõenäolisem, et selleks otstarbeks tuleb vooderdis teha mitmete erisuguste materjalide kihtidest (Wiese, Saksa FV).

Edaspidi näeme, et asjad ja inimesed on kaaslasel kaaluta olekus ja seepärast tuleks kaaslasi arvatavasti ehitada kunstliku raskusjõuga. Pannes kaaslase pöörlema oma telje ümber, tekitame me kesktõrjejõu, mis nagu asendaks raskusjõudu (kaalutuse küsimusi vaadeldakse üksikasjalikumalt lk. 165—177). Võib ehitada ka kombineeritud kaaslasi: ühes osas valitseb kaalutuse olukord, teises on tekitatud kunstlik raskus. Seejuures on soovitav, et näiteks toorikujulise kaaslase puhul jääks kunstliku raskusjõu suurus enam-vähem ühesuguseks kogu kaaslase «rõnga» ulatuses, sest vastasel korral muutuks kaaslase sees liikuva astronaudi raskus väga suurtes piirides. Selle vältimiseks peab kaaslase ehitama nii, et ta raskuskese ühtiks geomeetrilise keskpunktiga. Paigutades raskusi tehiskaaslasel ühest kohast teise (näiteks ühest panipaigast diametraalselt vastasasuvasse), on vaja ettevaatusabinõusid kaaslase tsentreeringu säilitamiseks. Raskem on täita seda keskmete ühtimise tingimust laadimisoperatsioonide ajal. Joonisel XII on näidatud niisugune kaaslane, millel kunstliku raskuse tekitavad pöörlevad kabiinid. Põhiliselt on kaaslane monteeritud paakidest ja teistest orbitaalse raketi lõppastme osadest. Niisuguse kaaslase eeliseks on asjaolu, et tema mõõtmeid saab pidevalt suurendada.

Laialt on levinud rattakujuliste tehiskaaslaste projektid. Üks neist on näidatud joonisel XII (Brauni projekt). Brauni planeetidevahelise jaama projekti alusel esitas

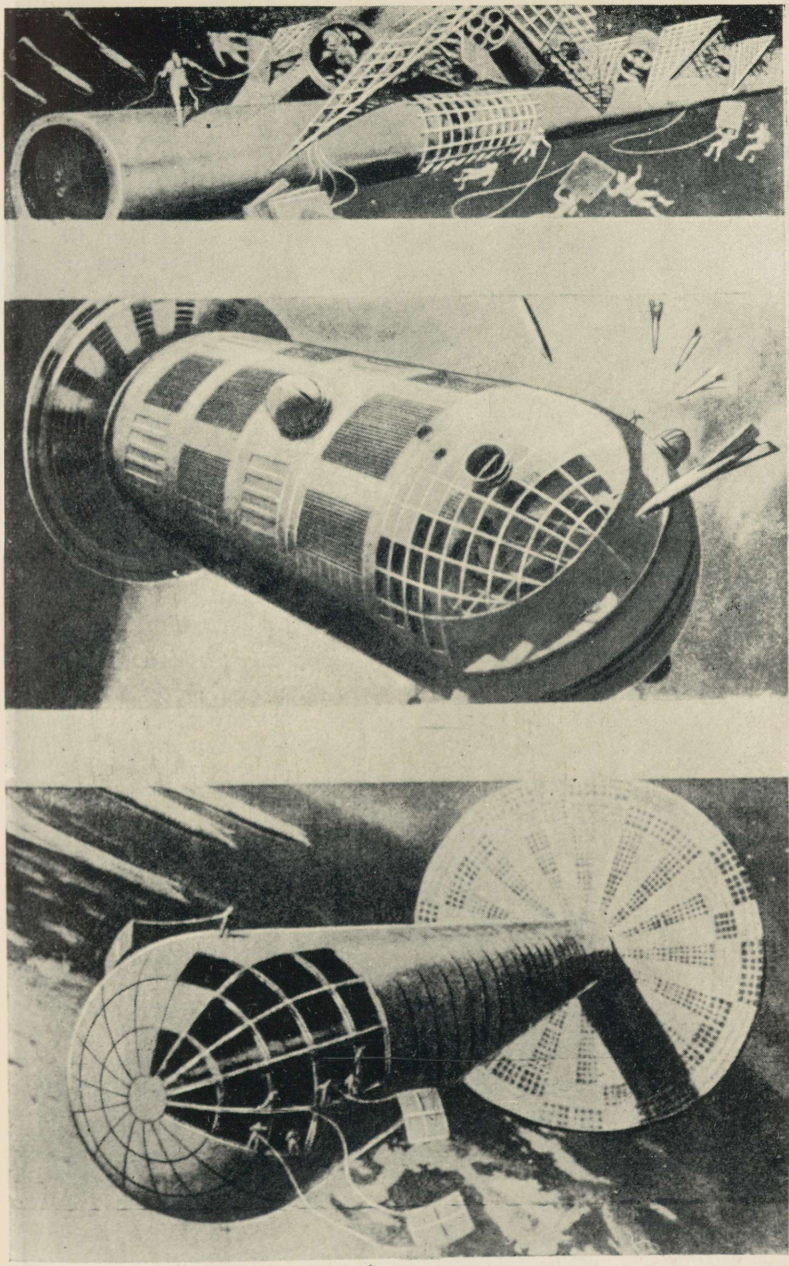
Darbin (Ameerika) oma projekti, mille eelisteks on autori arvates raketi ehitamiseks kuluv lühem aeg ja väiksem kütusekulu.

Tehiskaaslase keskosas on õõnes silinder, kuhu maanduvad orbitaalsed veoraketid. Silindrist väljuvad teleskoopilised vardad, mis ühendavad tsentrit nelja «pöiaga» (iga «pöia» ümbermõõt on 218 meetrit). Tehiskaaslase konstruktsioon sarnaneb teleskoobitoru omaga, s. o. kaaslase üksikud osad kinnituvad omavahel kattuvate servadega. Eluruumid koosnevad 20 eraldatud kambrist mõõtmetega 9×11 meetrit. Need valmistatakse täispuhutavatest nailonist ja plastmassist kottidest, mille läbimõõt on kokkupandult 3 meetrit ja «paksus» 1 meeter. Kõik 20 kambrit võivad moodustada toori või säilitada silindrilise kuju. Et vältida õhu väljavoolamist, kui ruumi tungib meteoorkeha, tehakse kambri sisevooderdus isejootvast kummist. Eluruume saab tehiskaaslase kerega ühendada eriliste kanalite abil. Kogu ehitus pannakse pöörlema ja nii saab kaaslasel luua raskusjõuga võrdse kesktõrjejõu. Et orbiidi korrigeerimiseks ettenähtud rakettmootori töö ei muudaks kaaslase pöörlemistingimusi, tuleb ta paigutada kaaslase raskuskeskmesse.

Ehricke (Ameerika Ühendriigid) arvates peab 4-liikmelise meeskonnaga tehiskaaslase ruumala olema 566 kuupmeetrit ja ta kaalub ligikaudu 225 tonni. Sellise kaaslase ehitamiseks peab veorakett sooritama 50 lendu. Et varustada kaaslast kõige tarvisminevaga, oleks iga kuu vaja saata sinna tonn veoseid. Et varustada kolmest raketist koosnevat Marsi-ekspeditsiooni (meeskonnas on 8 inimest), oleks tehiskaaslasele vaja suunata 3000 tonni veoseid. Selleks peaksid veoraketid tegema kuussada reisi.[1] Kõnesoleva kaaslase projekt ongi toodud joonisel XIV (Ehricke projekt). See projekt näeb ette, et kaaslane monteeritakse orbiidile saadetud rakettide lõppastmetest (kütusepaagid), nii nagu juba varem (1950. a.) soovitas käesoleva raamatu autor.

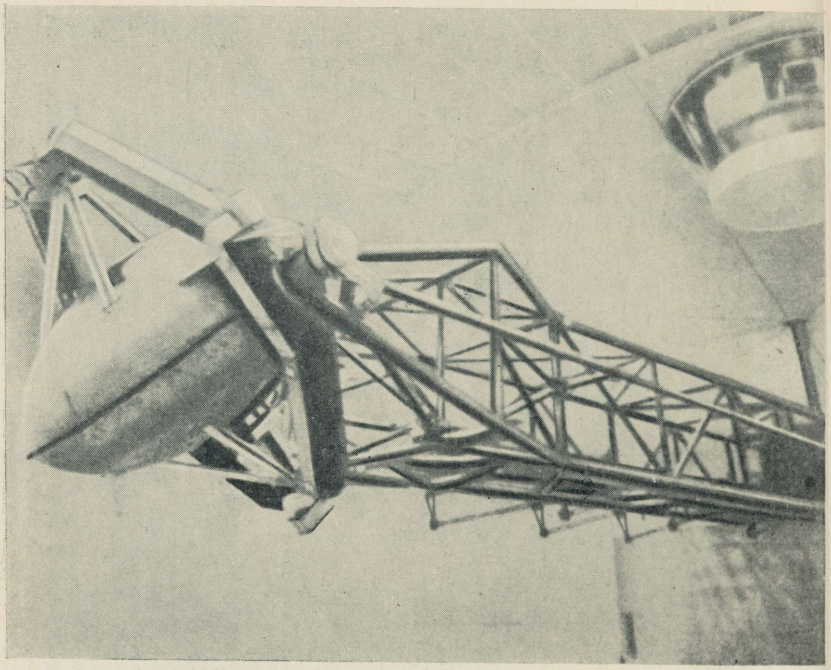
Noordungi (Saksamaa) järgi peab tehiskaaslane koosnema mitmest eraldatud osast (eluruumid, observatoorium, helioseadeldis), mis on omavahel ühendatud elastsete torudega, elektrikaablitega jne.

[1] Ühe reisiga viiks veorakett kaasa umbes 5 tonni kasulikku koormust, seega umbes sama palju kui viimased Nõukogude Liidus väljasaadetud kosmilised laevad. — *Toim.*



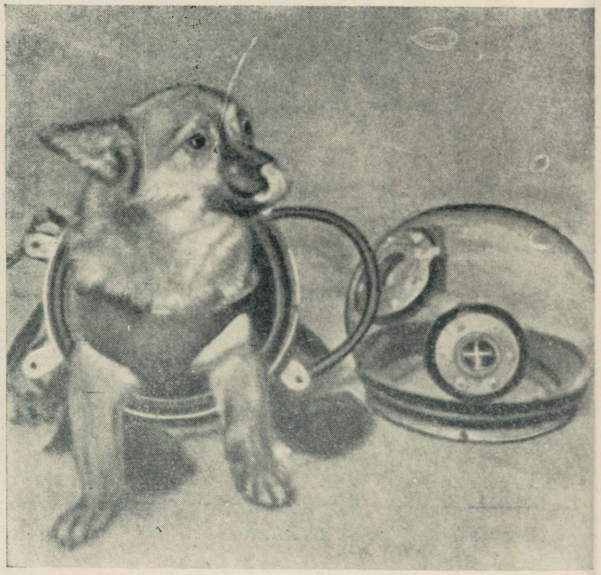
Maa tehiskaaslase ehitamise faasid Romicki projekti järgi.

Foto XVI



Tsentrifuug ülekoormuse mõju uurimiseks inimorganismile.

Foto XVII



Koer Malõška pärast tagasitulekut 110 kilomeetri kõrguselt, kuhu ta oli tõusnud raketiga.

Saata toiduaineid ja hingamiseks vajalikku hapnikku tehiskaaslasele Maa pealt on keeruline ja kulukas operatsioon. Samal ajal ei tunta kaaslasel puudust päikeseenergiast. K. E. Tsiolkovski soovitas kasutada seda energiat taimede kasvatamiseks maavälistes kasvuhoonetes eesmärgiga kindlustada taevasaare elanikele toitu. Sel viisil oleks lahendatav ka õhu loomuliku regenereerimise probleem. Kuid niisugusel kasvuhoonel peaksid olema hiiglaslikud mõõtmed. Rahuldudes sellega, et kasvuhoone täidab ainult ühte ülesannet — värskendab õhku, ja kasvatades mittesöödavaid taimi, oleks tõesti võimalik vähendada kasvuhoone pindala. Kuid ka sel juhul oleks ta ülisuur ehitis. Nii näiteks vajatakse ühe inimese «õhuportsjoni» pidevaks regenereerimiseks 28 ruutmeetrit valguslembese katalpa lehepinda (troopikavöötmes kasvav lehtpõõsas, kasutatakse dekoratiivtaimena) (F. Green, Kanada). Seejuures peab kasvuhoonesse tungiva päikesevalguse juhtima eelnevalt läbi spetsiaalsete filtrite, mis neelavad taimedele kahjulikud lainepikkused.

Mikroatmosfääri uuendamisel osutub väga kasulikuks ka klorell (mikroskoopiline vetikas), mis tunni aja jooksul eraldab päikesekiirtes 50 korda rohkem hapnikku, kui on ta enda ruumala. Ka hiljuti tehtud avastus, et triadenosinfosfaati saab kasutada roheka lehestiku kasvatamiseks lahtise õhu käes, võib kaasa aidata vaadeldava küsimuse lahendamisele (Canney, Ordway). Kuid et taimed närtsivad, siis ei saa täielikult loota õhu ja vee loomulikule ringkäigule. Seepärast peab inimeluks kohandatud kaaslasel olema ka automaatne õhu konditsioneerimisseadeldis.

1956. a. algul tegi Romick (Ameerika Raketiühing) ettepaneku luua tehiskaaslane tervikliku linnana elanikkonnaga 20 000 inimest (joon. XVI). Avaldatud artiklite põhjal võib otsustada, et Romicki projekt põhineb korduvalt astronautikaalases kirjanduses avaldatud andmetele ja ei sisalda midagi praktikas lahendamatut. Mis puutub 20 000 elanikuga kaaslase mõõtmetesse, siis ei sega need projekti teostamist. Kui on võimalik luua kaaslane 100 inimese jaoks, siis võib seda luua ka 1000 ja 20 000 inimese jaoks. Kahtlust tekitab vaid küsimus, kas me praktiliselt vajame nii suurt kaaslast. Võimalik, et projekti autor lootis sellise suure arvuga leida kergemini teed oma kaas-

maalaste mõistuse ja südamete juurde. Me omalt poolt võime ainult rõõmu tunda, et «astronautika isa» K. E. Tsiolkovski idee tervete «kosmiliste linnade» loomisest leiab edasiarendamist konkreetses tehnilises vormis.

8. Kaaslase monteerimine

Ehitada suuri tehiskaaslasi ja vahejaamu nii lennuks Kuule kui ka planeetidele — kõik see nõuab täiesti uute monteerimismeetodite rakendamist.

Oletame, et ringilise kiirusega väljalastud rakett on küllalt suur, et mahutada nii inimeste eluruume ja laboratooriume kui ka töökodasid, ladusid, randumiskohti kosmilistele laevadele ja palju muud. Niisugune rakett olekski tehiskaaslaseks — lendavaks observatooriumiks või vahejaamaks kosmonautidele, kes sõidavad Maalt Kuule ja planeetidele. On täiesti selge, et niisugust suurt raketti ehitada pole võimalik. Seepärast peab suure tehiskaaslase looma nähtavasti järgmisel viisil. Mõni aeg pärast esimese raketi väljasaatmist stardib teine rakett, mis raadio abil lähendatakse tihedalt esimesele. Seejärel suunatakse täpselt samal viisil kolmas, neljas ja kõik järgmised raketid, kuni moodustub nõutavate mõõtmetega kunstlik taevakeha, millel võiksid asuda inimesed ja paikneda vajalikud tagavarad, mehhanismid ja aparaadid.

Meenutagem, et juba ammu osati tankida kütust lennukitele lennu ajal. Arvatavasti õnnestub saadud kogemusi kasutada ka tehiskaaslase puhul, hoolimata sellest et kiirused ja kõrgused on märgatavalt suuremad. See-eest võib kaaslase asukoha ja kiiruse igaks ajamomendiks ette arvutada palju suurema täpsusega kui vastavad andmed lennuki jaoks. Tõepoolest, lennuki marsruut ja kiirus sõltuvad ilmast ja mootori tööreziimist, kuna aga tehiskaaslane ei allu mingitele meteoroloogilistele mõjudele ja liigub väljalülitatud mootoriga.

J. V. Kondratjuki arvamuse järgi «oleks sobiv kütust ja kõiki niisuguseid esemeid, mis taluvad kiirendusi mõni tuhat meetrit sekundis sekundi kohta — ja vastava pakkimise korral kehtib see kõigi esemete kohta peale täppisaparatuuri — toimetada planeetidevahelisse ruumi rakett-mürsu põhimõttel ilma inimeseta...»

Edasi ta kirjutas: «Veoste saatmine baasi[1] toimub (reaktiivartilleeria meetoditel) järgmiselt: teatud kindlal ettearvutatud ajahetkel stardib Maalt rakettmürsk baasile määratud varustusega... Stardihetkest alates saadetakse rakettmürsult perioodiliselt valgussignaale (näiteks magneesiumi ja salpeetri segu plahvatused). Ajavahemik kahe teineteisele järgneva signaali vahel peab olema niisugune, et rakettmürsk selle vältel ei lahkuks baasi suure teleskoobi vaatlusväljast... See teleskoop, mis juba varem on suunatud rakettmürsu stardipunkti, ei lase rakettmürsku kogu selle liikumise kestel oma vaateväljast kaduda... Mõni aeg enne rakettmürsu suurimat lähiasendit baasile, kui baasi kahest vaatlusriistast suuremas on rakettmürsk juba vabalt eraldatav, saadetakse talle vastu rakett. See läheneb viimasele, viib omavahelise suhtelise kiiruse nullini, haagib rakettmürsu enda külge ja pukseerib selle baasi, kasutades vajaduse korral rakettmürsul olevat kütust.»

Niisiis on võimalik juba Maal detailselt uurida ehitatud tehiskaaslase konstruktsiooni vastupidavust ja sobivust eluks. Seejärel võib demonteeritud kaaslase koostisosad suunata varem projekteeritud orbiidile, kus nad uuesti liidetakse üheks tervikuks.

Kõiki tehiskaaslaste detaile peab projekteerima nii, et nende mõõtmed ei ületaks orbitaalsete rakettide laadungiruumide gabariite. Kuid teleskoopide peeglid, mida kasutatakse maavälistes observatooriumides, on mõõtmetelt nii suured, et orbitaalse raketi abil neid korraga üles saata ei saa. Peegleid peab valmistama mosaiikstruktuuriga, mis võimaldab neid osade kaupa orbiidile saata. Näiteks Cross (Inglismaa) tegi ettepaneku ehitada teleskoop, mille peegel on valmistatud plastmassist diameetriga 25 meetrit (kogukaaluga 68 kilogrammi). On esitatud veel suuremate mõõtmetega lehtnaatriumist peeglitega teleskoopide projekte. On loomulik, et kõik teleskoobid peavad olema samuti kokku- ja lahtimonteeritavad.

Et Maalt saabunud veorakette kinnitada tehiskaaslaste külge, võib kasutada mõningaid kogemusi mereasjandusest: kaaslaselt heidetakse raketile tross, mis võimaldab lennuaparaate teineteise külge tõmmata.

---

[1] S. t. tehiskaaslasele — *A. S.*

Ei ole võimatu ka allpool toodud variant: selle asemel et rakette üksteise järele välja saata, saadetakse nad välja eskadrillina ja kõik korraga. Sel juhul ei ole vajadust taga otsida üksikult väljasaadetud rakette ja peale selle nõuab tehiskaaslase kokkumonteerimine tunduvalt vähem aega, sest pole tarvis oodata üksikute osade kohalejõudmist Maalt. Tulemusena väheneb omakorda meteoorioht monteerijatele (vt. lk. 180—185).

VI PEATÜKK

INIMENE MAAILMARUUMIS

1. Suurte liikumiskiiruste kahjutus organismile

Kas on inimene füsioloogiliselt suuteline taluma olukordi, mis esinevad lennul tehiskaaslasele, sellel viibimisel ja Maale tagasitulekul?

Haiglase oleku niisugusel kosmilisel reisil võib esile kutsuda peamiselt normaalse raskustunde puudumine. Kõigepealt märgime, et ei eksisteeri niisugust kiirust, mida inimorganism ei suudaks taluda, kui ainult ei esine ülemäära suurt kiirendust. Tõepoolest, kas häirib meid vähimalgi määral Maa pöörlemine ümber oma telje? Ulatab ju maapinnal olevate esemete joonkiirus ekvaatoril 1675 kilomeetrini tunnis. Kas me tunneme, et Maa liigub ümber Päikese, kuigi see kiirus ületab 100 000 kilomeetrit tunnis? Lõpuks, kas on märgatav kogu meie päikesesüsteemi liikumine maailmaruumis, mis toimub kiirusega 70 000 kilomeetrit tunnis?[1] Silmas pidades neid fakte võime väita, et inimorganism suudab välja kannatada igasugust kiirust.

Lend Maalt kaaslasele ja tagasi on nagu hiiglasuur hüpe kosmosesse, mille vältel astronaudid viibivad kas kaalutuse seisukorras või alluvad suurenenud raskusjõu mõjule. Analoogilisi nähtusi märkame me ka tavalisel kaugus- või kõrgushüppel. Kui me ennast maapinnast lahti tõukame, siis tunneme ka oma keha suurenenud raskust. See hüppeetapp sarnaneb raketi stardile maapinnalt. Momendist, kui meie jalg eraldub Maast ja keha viskub tea-

[1] Siin on mõeldud Päikesesüsteemi liikumiskiirust lähemate tähtede suhtes $\left(\text{umbes } 20 \frac{\text{km}}{\text{sek}}\right)$. — *Toim.*

tud kaugusele, lendame, tundmata oma raskust. See hüppeetapp sarnaneb raketi liikumisele väljalülitatud mootoriga. Kui meie jalad jälle maapinda puudutavad, algab keha kiiruse pidurdumine ja me tunneme uuesti raskust. See kolmas etapp on analoogiline pidurdamisele, kui tehiskaaslaselt laskutakse tagasi Maale.

2. Suurendatud raskuse maailmas

Kui rong hakkab järsu tõmbega liikuma, kaldub reisija tahapoole ja kui taga on sein, siis surutakse ta selle vastu. Tekib niinimetatud ülekoormus, mille põhjuseks on kiirendusega liikumine. Ülekoormus mõjub organismile samuti nagu raskusjõudki. Rakettmootori veojõu poolt esilekutsutud ülekoormust tunnebki raketi kabiinis viibiv astronaut. Startimisel on veojõud loomulikult suurem Maa külgetõmbejõust, sest vastasel korral rakett ei nihkuks paigast. Sellest tulenebki nimetus «ülekoormus» (võrreldes raketis mõjuvat raskusjõudu tavalise raskusjõuga Maal, kõneldakse kolmekordsest, viiekordsest jne. ülekoormusest).

Kui vabas ruumis tekitada mootori abil raketi ühtlaselt kiirenev liikumine, siis tunneksime me end selles raketis täpselt samuti kui planeedil, mis tõmbab meid konstantse jõuga.

Kui lennuk stardib katapuldi abil, peab lendur taluma neljakordset ülekoormust, s. t. ta tunneb end neli korda raskemana tavalisest. Vigurlendudel esineb sageli lendurite kaheksakordne ülekoormus, vettehüppajatele on kuueteistkümnekordne ülekoormus sukeldumisel tavaliseks nähtuseks.

Kuid vajalik on silmas pidada, et katapulteerimisel kestab ülekoormus ainult mõned sekundid, vettehüpetel aga (täpsemalt, pidurdumisel peale vette langemist) ainult murdosa sekundist. Samuti on teada, et tavaliste transpordivahendite kiirus kasvab pikema aja jooksul, seejuures kiirendus ei ole liiga suur. Toodud näited aga ei tõenda sugugi, et inimene on suuteline küllalt pika aja jooksul taluma ringilise kiiruse saavutamiseks vajalikku ülekoormust.

Kas on võimalik kindlaks teha juba enne kosmilise lennu sooritamist etteantud ajavahemiku jooksul talutavat maksimaalset ülekoormust?

Pöörleval liikumisel tekkiv tsentrifugaaljõud põhjustab samuti ülekoormuse. Kunstliku tsentrifugaaljõu loomisega võib saada ükskõik kui suurt ülekoormust pikema aja vältel. Inimene paigutatakse väga kiiresti pöörleva karusselli kabiini (joon. XVI). Pöörlemisraadiuse ja kiiruse sobiva valikuga võib katsealust inimest asetada täpselt samasugusesse olukorda, nagu valitseb raketis lendutõusu ajal. Niisuguste eksperimentidega saadud tulemused näitavad, et raketi meeskond on suuteline elu ohustamata taluma kiirendusi, mis on vajalikud ringilise kiiruse arendamiseks: mõneminutilise kestusega nelja-viiekordne ülekoormus on talutav enamiku katsetatavate poolt ilma haiguslike nähtuste tekkimiseta.

Missugust ülekoormust inimene suudab taluda, sõltub oluliselt keha asendist mootori töötamise ajal. Näiteks selili või kõhuli lamades reageerib inimene ülekoormusele teisiti kui istudes. Seistes tajutakse kõige suuremat raskust jalgades. Teistes asendites on raskuse tajumine ja keha üldine väsimus erinevad. Istudes väsime ka vähem kui seistes ja kõige väiksem väsimustunne tekib lamades. Kõige tõhusam vahend väsimuse vähendamiseks ülekoormusel on inimese paigutamine individuaalselt sobitatud kesta.[1] Katsed näitavad, et veel küllaltki ebatäiuslikud «gravitatsioonivabad» ülikonnad, mida kasutatakse alates Teisest maailmasõjast ja milles kindlustatakse tugevdatud surve jalgade piirkonnas ning keha alumises osas (selle eesmärgiks on aeglustada vere ärajooksu peast ja hõlbustada peaaju verega toitmist), võimaldavad inimesel kergesti taluda kolmekordset ülekoormust ajavahemiku jooksul, mis ületab orbitaalse raketi tööperioodi.

Võime taluda suuri ülekoormusi sõltub organismi individuaalsetest iseärasustest ja osalt ka treenitusest. Ülekoormus, mida üks inimene talub võrdlemisi kergesti, võib teisele osutuda surmavaks.

Raskusjõu või reaktiivse tõmbe suuna tunnetamine tekib inimeses nägemisreaktsioonide, lihaste toonuse muutumise ja tasakaaluelundite koostegevuse tulemusena. Vestibulaaraparaadis[2] kahes trumminaha kotikeses (*sacculus* ja *ultriculus*) asetsevad otoliidid

[1] Niisugune ettepanek on tehtud käesoleva raamatu autori poolt 1933. aastal Pariisis asuvale astronautika komiteele esitatud töös.

[2] Vestibulaaraparaat — osa sisekõrvast, millega tajume muutusi pea ja keha asendis. — *Toim.*

(kuuldekivikesed) ärritavad oma kaaluga alumiste seinte retseptoreid (tundenärvide lõpmeid), mis kutsub esile raskusjõu suuna tajumise. Kiirendatud liikumise juures mis tahes suunas ärritavad koevedelikus asetsevad otoliidid oma inertsi tõttu retseptoreid, mis asetsevad vestibulaaraparaadi erinevatel seintel ja võtavad niimoodi vastu reaktiivset tõmbejõudu (samuti ka kiirendatud sirgjoonelist liikumist) igas suunas. Mis puutub nurkkiirendustesse, siis neid tajutakse labürindi poolringkanalite abil.

3. Elu kaalutuse tingimustes

Me nägime, et väljaspool atmosfääri piire ringilise kiiruse saavutanud rakett ei lange enam tagasi maapinnale, vaid hakkab kaaslasena tiirlema ümber meie planeedi. Sama juhtub ka inimestega, kes asuvad rakettkaaslasel: ka nemad ei lange tagasi Maa poole, s. t. neile ei mõju Maa külgetõmbejõud. Samuti ei tunne me Maal mitte Päikese gravitatsiooni (selle kompenseerib Maa ringliikumisest Päikese ümber tingitud kesktõrjejõud), vaid Maa enese külgetõmmet. Kaaslase väikese massi tõttu on tema oma külgetõmme kaduvväike. Järelikult ei taju antud olukorras astronaudid mingit kaalu.

Astronautikaalases kirjanduses mõistetakse «kaalu» all tavaliselt jõudu, mis mõjub esemetele ja inimestele kosmilise laeva kabiinis, surudes neid vastu põrandat, mitte aga Maa külgetõmbejõudu, mis loomulikult kunagi ei kao. Astronaudid tajuvad just seda survejõudu, mitte aga Maa külgetõmmet; see jõud venitab pingule kaaluvedru ja ripploe niidi. Õhuta ruumis põhjustab selle jõu ainult rakettmootori tõmme, õhus aga mootori ja õhutakistuse kombineeritud mõju. Kui raketi mootor ei tööta, siis inimesed ei taju mingit jõudu, mis suruks neid vastu põrandat, s. t. nad kaotavad kaalu.

Inimese organism kaalutuse tingimustes. Kaalutuse mõju inimeste ja loomade organismile võib osaliselt tundma õppida lennuki vertikaalsel langemisel või kestvushüppel langevarjuga (enne selle avanemist). Kaalutuse mõju inimesele õnnestus uurida ka kõrglendude ajal reaktiivlennukites. Katsete teostamiseks tõuseb lennuk suurde kõrgusse atmosfääri hõrendatud kihtides. Hetkel, kui lennuk on saavutanud maksimaalse kiiruse, lülitatakse mootor välja. Siis hakkab lennuk liikuma visatud kivina niinimetatud kaalutuse parabooli

mööda, millel talle mõjub vaid tähtsusetu õhutakistus. Neis tingimustes raskusjõud peaaegu kaob («peaaegu», sest teatud keskkonnatakistus siiski eksisteerib).

Väliskeskkonna takistuse kompenseerimiseks võib seda parabooli mööda liikudes lülitada mootori väikesele võimsusele. Siis hakkab lennuk liikuma sama kiirusega ja samasugust trajektoori mööda kui õhuta ruumis, mille tagajärjel tekib ideaalse kaalutuse olukord.

Teine variant kaalutuse parabooli loomiseks seisneb järgmises: lennu alguses suunatakse lennuk pikeeringusse. Selleks laskub lennuk nn. sisenemislõigus kaldjoont mööda pidevalt kasvava kiirusega. Seejärel läheb ta momendiks horisontaallennule ning järgnevalt suundub otse üles väljumiskaarele. Trajektoori kõverusraadius ja lennukiirus koordineeritakse nii, et lenduritele mõjuv ülekoormus ei oleks suurem näiteks kolmekordsest raskusjõust Maa pinnal. Kui lennuk on saavutanud kiiruse 800 kilomeetrit tunnis, lülitatakse mootor välja. Et stratosfääris puudub märgatav õhutakistus, liigub lennuk paraboolile lähedast kaart mööda. Parabooli tipp asetseb umbes 2,5 kilomeetrit kõrgemal sellest tasapinnast, millel mootor välja lülitati. Mööda parabooli tõusvat haru liigub lennuk 23 sekundit ja sama kaua liigub ta ka mööda langevat parabooli haru. Momendil, kui aparaat saavutab endise kõrguse, lülitatakse mootor sisse ja on võimalik «kaalutuse parabooli» korrata.

Et suurendada «kaalutuse parabooli» mõõtmeid ja seega pikendada ka katse kestust, võib rakettlennuki heita pikeerivasse lendu lennukilt-emalaevalt, mis tõstab rakettlennuki suurele kõrgusele. Kui me jõuame «kaalutuse paraboolile» eespool mainitud meetodil, siis eelnev pikeerimine tõstab märgatavalt saavutatavat lage. [1]

Niiviisi saavutame reaktiivhävitajal kaalutuse seisundi umbes 1 minutiks. Täiuslikumal lennukil õnnestub pikendada seda aega 2 kuni 3 minutini.

Katsed näitavad, et üheminutiline kaalutuse olukord on inimese organismile kahjutu, kuigi esimestel hetkedel kaotatakse igasugune kontroll oma liigutuste üle (need muutuvad väga järskudeks).

---

[1] Selline meetod lae tõstmiseks oli esitatud autori poolt 1935. a. Vaata А. Штернфельд. Введение в космонавтику, М.-Л. 1937, lk. 223—225.

Diringshofenil (SFV) õnnestus esimesena korduvalt tunnetada kaalutust 8—10 sekundi jooksul, kusjuures oma enesetunnet hindas ta meeldivaks. Viimasel ajal on tehtud rida uurimisi kaalutuse kohta rakettlennukitel, mille lagi ületas 27-kilomeetrise kõrguse. Jägeril, kes sooritas seda liiki lende, halvati juba 8—10 sekundi möödumisel orienteerumisvõime, kolmeteistkümnendal sekundil näis talle, et ta pöörleb määramatus suunas, viieteistkümnendal sekundil kaotas ta ruumitunde. Selle tagajärjel tuli katsetamine lõpetada, kuigi tehniliselt eksisteeris võimalus pikendada kaalutuse seisundit kuni poole minutini. 1951. a. Bullinger (Ameerika Ühendriigid) juhatas reaktiivlennuki ristloodis tõusu katsetusi ühe reisijaga. Kolmekümnes katselennus kestis kaalutuse olukord 15—20 sekundit. Lendur ja reisija olid kinnitatud rihmadega istmete külge ja kasutasid orientiiri. Polnud märgata ei peapööritust ega koordineerimatuid liigutusi. IV rahvusvahelisel astronautika kongressil teatas Beck (Argentiina), et katsetel kaalutuse mõjust vertikaalsel pikeerimisel täitsid katsealused teste tunduvalt paremini sel juhul, kui nad olid rihmadega istme külge kinnitatud. Analoogilistel katsetel kilpkonnadega püüdsid loomad hoolikalt sööta, kuid hästi tulid selle ülesandega toime ainult kilpkonnad vigastatud tasakaaluorganitega. Katsed «Aerobee» tüüpi rakettidel näitasid samuti, et erinevalt normaalsest hiirest talus vigastatud tasakaaluorganitega hiir hästi kaalutuse seisundit. Normaalne riiulile asetatud hiir käitus rahulikumalt kui teine hiir, kel polnud mingit tuge.

VII rahvusvahelisel astronautika kongressil esines Gerathewohl (Ameerika) aruandega kolmesaja katse tulemustest, kus õpiti tundma lühiajalise kaalutuse mõju organismile. Katseid sooritati 16 inimesega erilistel eksperimentaallendudel 1955—1956. a.

Et sellel küsimusel on astronautikas suur tähtsus, peatume veidi üksikasjalisemalt neil eksperimentidel, Katsed toimusid «Lockheed T-33» tüüpi lennukil. Igal lennul pikeeris lennuk neli korda 6100 meetri kõrguselt kuni 5300 meetri kõrguseni 40° nurga all horisontaalsuuna suhtes. Pikeerimine kestis 15 sekundit. Esimesel pikeerimisel hoidis katsetatav silmad lahti, teisel kinni. Kolmandal pikeerimisel oli vaja jälgida õhus «ujuvat» eset ja oma käsi. Esimesel kolmel korral hoidis katsetatav silme ees väikest eesriiet, neljandal ta seda aga enam ei kasu-

tanud, vaid vaatas välja. Pärast esialgsesse kõrgusesse tagasipöördumist nõudis katsetatav mõnikord piloodilt uut katsetamist tunnete kontrollimiseks. Kui katsealune tundis end halvasti, siis katsed katkestati. Kabiini lülitati sisse puhta hapniku juurdevool, mikroatmosfääri temperatuur viidi vajaliku tasemeni ja lennuk pöördus tagasi aerodroomile. Kui katsealused tundsid end hästi, lasti neid vahetult pärast pikeerivaid lende kolm korda poole minuti vältel viibida kaalutuse seisundis lennul väljalülitatud mootoriga piki «kaalutuse parabooli» harusid. Tõusvat parabooli haru mööda lennati mittetöötavate mootoritega, lennul langevat haru mööda aga propellerid pöörlesid kiirusega, mis oli 25 protsendi võrra väiksem normaalsest kiirusest (õhutakistuse kompenseerimise eesmärgil). Üleminek ühelt paraboolselt trajektoorilt teisele toimus mootorite abil mööda ringi kaari. Neis ülemineku-lõikudes kesktõmbekiirendus saavutas väärtuse, mis peaaegu kolm korda ületab vaba langemise kiirenduse. Katsetatava erinõudel sooritati lennukiga pärast katse lõppemist veel kaks pööret lennuki pikitelje ümber — paremale ja vasakule. Seejuures katsetatav kontrollis oma aistinguid, eriti visuaalseid.

Tavaliselt katsealused ise kirjeldasid ja analüüsisid oma aistinguid. Lisaandmeid kogus arst, kes viibis koos «patsiendiga» lennuki pardal.

Tundlikkus kaalutuse füsioloogilise mõju suhtes osutus sõltuvalt tingimustest äärmiselt mitmekesiseks mitte üksnes erinevate, vaid ka ühe ja sama isiku juures. Samal ajal kui paljud hindasid enesetunnet kaalukaotuse ajal meeldivaks, ilmnes teistel suuremal või vähemal määral haiguslikke nähte. Mõned tundsid iiveldust, mis mõjus isegi veel mitme tunni jooksul pärast maandumist. Nagu Bullingeri katseteski ei märgatud vereringes mingeid patoloogilisi protsesse, mida oleks põhjustanud lühiajaline kaalutuse seisund, samuti ei kutsunud tahtelised pealiigutused esile ebameeldivaid tundeid.

35-aastane piloot Stellings (Ameerika) on reaktiivlennukil viibinud õhus 1000 lennutundi ja olnud selle aja jooksul üle kahesaja korra kaalutuse seisukorras (peamiselt lennukil, mida ta ise piloteeris). Tema andmete järgi polnud jäsemete liigutamiseks vaja teha jõupingutusi ja lihaste koordinatsioon jäi täiesti normaalseks. Lennuki orienteerimine maapinna suhtes ei teinud mingeid

raskusi. Suunad «üles» ja «alla» säilitasid oma endise tähenduse. Stellingsi sõnade järgi tekitas kaalutuse seisukord temas meeldiva tunde ja mingisuguseid ebameeldivaid sümptoome nägemise, kuulmise, hingamise suhtes kaalutuse seisundis ta ei märganud.

Gerathewohl, kes viibis kaalutuse olukorras 47 sekundi vältel, iseloomustas VII rahvusvahelisel astronautika kongressil oma enesetunnet järgmiselt: «Ma pole kunagi elus tundnud end nii hästi ja kui ma saaksin valida puhkuse viisi, langeks minu valik kahtlemata kaalutuse seisundile.»

Teine katsetatav (46-aastane), kel olid suured kogemused lendudes plaaneritel, jutustas vastupidist, nimelt et kaalutuse ajal kaotas ta ettekujutuse mõistetest «üles» ja «alla».

Nende hulgas, kes kaalutuse mõjul haigestusid, oli nii kahekümneaastaseid noorukeid kui ka kolmekümne aasta vanuseid lendureid, kes olid õhus viibinud 1000 — 1500 lennutundi.

Kaalutuse mõju oleneb suurel määral treeningust ja kaalutuse seisukorras viibimise kestusest. Väga riskantne oleks kaalutuse lühiajalise mõju resultaate laiendada pikemale ajaperioodile. Simons (Ameerika) näiteks arvab, et «ruumihaiguse» arenemise latentne (varjatud) periood on tunduvalt pikem nendest väikestest ajavahemikest, mille vältel kaasajal on õnnestunud tekitada kaalutuse füüsikalisi tingimusi. Merehaigus, mis teatud määral sarnaneb «ruumihaigusele», esineb isegi noorukitel latentse perioodiga mitte alla 15—20 minuti. Gerathewohl arvab, et inimesed, kes hästi taluvad kaalutust lühikese ajavahemiku jooksul, suudavad seda ka pikemat aega. Kui osutuks võimalikuks selekteerida inimesed, kellele «ruumihaigus» ei mõju, siis lihtsustuks tunduvalt inimestega asustatud tehiskaaslaste ja kosmiliste laevade konstruktsioon ning nende loomine.

Märgatavalt kauem inimesest (3 kuni 4 minutit) olid mittetäieliku kaalutuse seisundis hiired, koerad ja ahvid. NSV Liidus A. N. Pokrovski juhatusel teostatud katsetel saadeti koeri 110 kilomeetri kõrgusele (hiljem kuni 200 kilomeetrini). Kui rakett hakkas Maale tagasi langema, heideti sealt katapuldi abil välja skafandritesse riietatud koerad. Üks katapulteerimine toimus kõrgusel 90—85 kilo-

meetrit, teine — kõrgusel 50—35 kilomeetrit. Alates kõrgusest 4 kilomeetrit maandati koerad langevarjudega.

Kõik 9 katselooma maandusid õnnelikult, 3 koera tegid katse koguni kaks korda läbi (joon. XVII). Lennu ajal saadud kinokaadrid, elektrokardiogrammid, koerte temperatuuri ja pulsi mõõtmised jne. näitasid, et põhiliselt kohanevad loomad hästi kaalutuse tingimustega ja reageerivad sellele erinevalt, sõltuvalt individuaalsetest iseärasustest.

Niisiis me näeme, et elusorganismidele ei ole lühiajaline kaalutuse seisund kahjulik, igal juhul on ta aga kahjutu paljudele inimestele. Et aga tehiskaaslasel viibimine võib kesta mitmeid ööpäevi või isegi nädalaid ja kuid, siis võime me luua ainult rohkem või vähem põhjendatud oletusi kosmonautide enesetunde kohta.

Mõned uurijad oletavad, et ka kestva kaalutuse korral töötab süda normaalselt, s. o. südametegevus sarnaneb kinnises vooluringis töötava pumba mehhaanilise tööga: süda peab ületama ainult vere hõõrdumist vastu soonte seinu. Siiski ei saa niisuguseid arutlusi autoriteetseteks pidada, sest südame tegevus on väga tihedalt seotud tunduvalt komplitseerituma kesknärvisüsteemiga.

Veidi keerulisem on lugu hingamisega. Näiteks on teada, et lühiajalisel langevarjuhüppel märgatakse esimestel langemise momentidel tavaliselt takistust hingamises. Kui aga tehiskaaslasel viibitakse pikemat aega (kaalu puudumise tõttu tajutakse lendu kaaslasel kui vaba langemist), siis on võimalik, et tuleks kasutada aparaate kunstlikuks hingamiseks. Süüa võib inimene ka siis, kui ta on kaotanud kaalu, sest toidu edasiliikumise põhjustab söögitoru musklite kokkutõmbumine (vedelaid aineid saab neelata isegi siis, kui pea on madalamal kehast.) Peristaltilised protsessid (soolte, mao ja teiste õõnsate organite seinte rütmiline kokkutõmbumine, mis soodustab toidu edasiliikumist) võivad samuti toimuda kaalutuse tingimustes.

Tavalistes tingimustes kulgevad füsioloogilised protsessid igasuguste keha asendite korral: püsti, istudes, lamades. Järelikult ei avalda keha siseorganite asendi muutumine raskusjõu suuna suhtes olulist mõju nende tööle. Tõsi küll, väga raske on pead pikka aega hoida kehast madalamal. See näitab, et mõningate keha ebatavaliste asendite korral mõjub raskusjõud organismile kahjulikult.

Kuid loomulikult ei tähenda see, et muudele normaalsetele keha asenditele on raskusjõu olemasolu vajalik.

Teiselt poolt, tuginedes faktile, et enamik füsioloogilistest funktsioonidest toimub lihaste, osmoosiprotsesside (nõrgumine läbi poolläbilaskva kile) jne. mõjul, on meil alust loota, et kaalu kaotamine ei tekita organismi tegevuses olulisi häireid.

Niisugused tulemused saadi kaalutuse mõju uurimisel elusorganismile maapealsetes tingimustes. Teine nõukogude tehiskaaslane, millel asus ka katsealune loom, avas täiesti uued perspektiivid organismide kohanemise tundmaõppimiseks kaalutuse tingimustes. Teisel kaaslasel kontrolliti esmakordselt kestva kaalutuse mõju elusorganismile. Katse tulemused osutusid lootustäratavateks: kaaslase pardal erilises hermeetilises kabiinis viibiva koera käitumine oli normaalne mitte ainult esimeste tundide, vaid isegi mitme ööpäeva vältel.

See annab alust loota, et ka inimene suudab taluda kestvat kaalutuse olukorda.

Töö ja eluolustik kaalutuse tingimustes. Peatume nüüd füüsikalistel nähtustel, millega kaalutuse tingimustes igapäevases elus tehiskaaslasel kokku puutume. Loomulikult erinevad need oluliselt tavalistest füüsikalistest nähtustest Maal.

Kui puudub raskus, kaob ettekujutus mõistetest «üleval» ja «all» nende tavalises tähenduses. Tinglikult loetakse suunaks «all» suunda Maa keskmesse. Käest lahti lastud ese ei lange «alla». Inimesed võivad puhata igasugustes asendites. Käimine muutub võimatuks, kuna jalgadel puudub toetuspind ja järelikult ei esine ka edasiliikumiseks vajalikku hõõrdumist. Tehiskaaslase sees saab ühest kohast teise liikuda ainult siis, kui toetume seinte ja liikumatult kinnitatud esemete vastu või siis hoiame neist kinni ning tõmbame end edasi.

Tuleb märkida, et kuigi tehiskaaslasel olevatel kehadel puudub kaal, on nende liikuma panemiseks või liikumise aeglustamiseks vajalik mõjuda neile teatava jõuga mingi ajavahemiku vältel, sest kehad ei ole kaotanud igale massile omast inertsi.

Väljumisel tehiskaaslasest väljaspool atmosfääri asuvasse ruumi peab astronaut nähtavasti alal hoidma sidet kaaslasega trossi abil. Ta võib endaga kaasa võtta peenikese trossi külge kinnitatud raskuse, mille viskamisel

ühes suunas astronaut ise nihkub vastupidises suunas (vastavalt mehhaanika seadusele: süsteemi masskeskme asukoht ei muutu süsteemi sisejõudude mõjul).[1] Sama efekti võib saavutada ka väikese raketi või püstoli abil, kuid need moodused on seotud massi tagastamatu kaoga.

Tavalist mööblit ja esemeid ei saa kasutada. Iga keha paigalhoidmiseks mingis kohas tuleb teda kinnitada. Näiteks peab pudelid vedelikuga seina külge kinnitama. Toidu valmistamisel tuleb kastrulid katta kaantega ja panna nad erilise tsentrifuugi abil pöörlema. Viimast tehakse selleks, et kastrulite sisu hoiduks vastu kastruli seinu. Väga mugav on kasutada elektromagnetilisi seadmeid, mis ka kaalutuse tingimustes töötavad hästi. Nõust väljumisel omandab vedelik pindpinevusjõudude toimel kera kuju. Puutudes kokku tahke kehaga, võivad adhesioonjõud ületada pindpinevusjõu ja vedelik voolab mööda keha pinda laiali. Üldiselt on vedelike käitlemine küllaltki ebamugav. Pesta saab ainult märja nuustiku või käterätiga. Pudeli tühjendamisel on vaja vedelik sõna otseses mõttes temast «välja kiskuda». Võib kasutada ka pumpa, kummipritsi või tsentrifugaalset efekti, pannes pudeli liikuma mööda suurt kaart.

Kui kaalutuse tingimustes tahame süüdata tikku, siis süttib küll tiku pea, kuid tikk ise ei lähe põlema. Samuti ei hakka põlema küünal ega gaasilamp. Asi on nimelt selles, et maapealsetes tingimustes tõusevad põlemissaadused — kuumad gaasid — üles (konvektsiooninähtus) ja annavad uuele hapnikuhulgale võimaluse leegile juurde pääseda, hapnik aga on vajalik leegi alalhoidmiseks. Kuid kaalutuse tingimustes pole põlemissaadused ümbritsevast õhust kergemad. Jäädes leegi lähedusse, kustutavad nad selle. Leegi säilitamiseks tuleb lambi juurde juhtida pidev hapniku vool. Mugavam on muidugi kasutada elektrisoojendusseadmeid.

Kaalutuse tingimustes ka õhus leiduv tolm ei lange põrandale või muudele pindadele, see kujutab endast aga ohtu tervisele. Võitluseks tolmu vastu võib kasutada elektrifiltreid.

---

[1] Siin on mõeldud liikumist üheainsa viske mõjul, kusjuures liikumise ulatus on oluliselt seotud trossi pikkuse ja visatava keha massiga. — *Toim.*

Astronautide riietus peab olema valmistatud nii, et see püsiks kehal sõltumatult raskusjõust.[1]

Niisiis, paljude nähtuste ja protsesside juhtimine tehiskaaslasel on mõningal määral raskendatud. Teiselt poolt, mõningate tegevuste sooritamine (näiteks raskuste ümberpaigutamine) on kaalutuse tingimustes tunduvalt kergem.

4. Kunstlik raskus

Siiani ei ole meil veel katselisi andmeid selle kohta, kas inimene tunneb end kaalutuse olukorras täiesti normaalselt või mitte. Võimalik, et tuleb kasutada erilisi meditsiinilisi abinõusid, et alal hoida inimorganismi normaalset tegevust (Oberth). Kui kosmonaudid viibivad kestvalt kaalutuse mõju all, võib neil enamik lihastest kaotada suuremal või vähemal määral oma töövõime.

Kui raskusjõu puudumine osutub inimorganismile hukatuslikuks, oleks küsimuse paremaks lahendamiseks kunstliku ülekoormuse loomine, mis asendaks raskusjõu.

Esimesel pilgul tundub kõige lihtsam meetod kunstliku raskuse loomiseks olevat järgmine: laseme mootorit pidevalt töötada kas või vähendatud võimsusel, nagu seda soovitas Esnault-Pelterie (1912. a.). Kuid selle mooduse kasutamine põhjustaks ülemäära suurt kütusekulu.

On aga olemas väga lihtne viis luua kunstlikku raskust — paneme tehiskaaslase pöörlema. Möödunud sajandi lõpul (1895. a.) jõudis K. E. Tsiolkovski järeldusele, et kosmiline aparaat (näiteks tehiskaaslane) peab koosnema kahest omavahel ühendatud osast. Vajalikul momendil eraldatakse need osad teineteisest, kuid mitte täiesti — nad jäävad ühendusse trossi abil. Väikesed rakettmootorid panevad need osad tiirlema ümber ühise raskuskeskme. Pärast seda, kui õhuta keskkonnas viibiv süsteem on saavutanud vajaliku nurkkiiruse, toimub edasine pöörlemine mootorite abita ainult inertsi mõjul.

Nagu juba mainitud, võib pöörlemise abil luua kunstlikku raskust ainult tehiskaaslase üksikutes osades.

---

[1] Tavaline riietus püsib loomulikus asendis raskusjõu mõjul, kaalutuse olukorras peaks astronautide ülikond olema liibuv. — *Toim.*

Seega näeme, et füsioloogilisest seisukohast ei ole ületamatuid takistusi selleks, et inimesed saaksid viibida tehiskaaslasel. Lennul tehiskaaslasele suudavad kosmonaudid mõne minuti jooksul kaheldamatult taluda neljakordset ülekoormust, see aga lubab raketile anda ringilise kiiruse küllalt ökonoomse mootori töörežiimi juures.

Kui rääkida lennust raketil pärast mootori töö lõppemist, samuti aga ka lennust tehiskaaslasel, siis pole päris kindel, et pikaajaline kaalutu olek on inimorganismile kahjutu. Kuid kuigi kaalutus oleks hädaohtlik tervisele, ei tohiks see muutuda takistuseks elamiskõlbulike tehiskaaslaste loomisel, sest tehniliselt on täiesti võimalik luua kunstlik raskus pöörlemise abil.

5. Kahjulikud kiirgused

Nagu teada, kaitseb meie planeedi atmosfäär kõiki elusolendeid Päikese kahjulike kiirguste eest. Atmosfääri ülakihtides muutub hapnik neid kiirgusi neelates osooniks. See toimub järgmiselt.

Päikese ultravioletse kiirguse mõjul hapniku molekulid dissotsieeruvad (lagunevad) aatomiteks, millega kaasneb Päikese spektri ultravioletse osa kiirgusenergia tunduv neeldumine. Edasi ühinevad lagunemisel tekkinud vabad hapniku aatomid hapniku molekulidega ja tulemusena tekivad kolmest hapniku aatomist koosnevad osooni molekulid.

Osoon asub stratosfääris erinevatel kõrgustel alates 16 kuni 50 kilomeetrini. See näitab, et Päikese ultravioletseid kiiri neelavad just need õhukihid ja järelikult isegi täiesti madalalt lendav kaaslane liigub ultravioletse kiirguse mõjutsoonis. Tõsi küll, viimasel ajal on kõrgrakettide abil («Viking»-11 jt.) kindlaks tehtud (Tanner, Suurbritannia), et Päikese ultravioletse kiirguse intensiivsus on märgatavalt väiksem, kui seda oletati Maalt teostatud vaatluste põhjal. Seepärast on võimalik, et kaaslase vooderdis on küllaldaseks kaitseks ultravioletse kiirguse eest. Kui aga vooderdis osutub ebapiisavaks, võib seinte vahe täita hapnikuga, mis esineks samas funktsioonis kui atmosfääri hapnikki, s. o. muutub osooniks ja loob sellega tõkke Päikese ultravioletsele kiirgusele. Tehiskaaslase illuminaatorid võivad olla klaa-

sist, sest isegi tavaline klaas neelab tugevasti ultravioletseid kiiri.

Märgime, et organismi normaalseks funktsioneerimiseks on väike kogus ultravioletseid kiiri vajalik (hügieenikud arvavad, et oleks otstarbekohane elamute aknaid katta ultravioletset kiirgust läbilaskva klaasiga).

Päikese spekter sisaldab ka kahjulikku röntgenikiirgust, kuid selle vastu pole raske kaitset leida — peaaegu kõik ehitusmaterjalid neelavad röntgenikiiri.

Kosmilisest ruumist tungivad Maa atmosfääri ka veel kosmilised kiired, millest atmosfäär aga suurema osa kinni peab. Kosmiliste kiirte peamisteks koostisosadeks on prootonid ja alfaosakesed (vastavalt vesiniku ja heeliumi aatomite tuumad). Arvestades asjaolu, et nende osakeste kiirus on lähedane valguse kiirusele, ja et tehiskaaslase pinna iga ruutmeetrit 10 minuti kestel pommitatakse miljoni (võib-olla isegi mitme miljoni) osakese poolt, mõistame, kui tõsine on oht, mis ähvardab kaaslase elanikke kosmiliste kiirte poolt. Kuid organismile ei avalda kahjulikku toimet ainult niinimetatud primaarne kiirgus. Kui kosmilised kiired langevad tehiskaaslaste (või skafandrite) pinnale, tekib sekundaarne kosmiline kiirgus, samuti nagu siis, kui need kiired satuvad Maa atmosfääri. Ühendriikide mereväe uurimislaboratooriumi andmetel kuulub ainult 9 protsenti registreeritud kosmilistest kiirtest primaarse kiirguse hulka.

Teiselt poolt tuleb märkida, et tehiskaaslasel inimene ei satu enam selle kiirguse mõju alla, mille põhjustab maakoores asuvate mineraalide radioaktiivne lagunemine. Maapinnal ületab see kiirgus kahekordselt kiirgushulga, mis tungib läbi atmosfääri kosmiliste kiirte näol ja on umbes 1/5000 röntgenit [1].

Kuidas kosmilised kiired mõjuvad inimese organismile, sellest teame veel väga vähe. Laboratoorsed katsed sel alal on alles algastmes. Suurt huvi pakub VII rahvusvahelisel astronautika kongressil Simonsi (maailmaruumi bioloogia osakond — New-Mexicos, Ameerika) ettekanne, milles käsitleti kosmiliste kiirte mõju väikeloomadele. Eksperimentideks kasutati 25 stratostaati, millest igaüks tõstis 135-kilogrammise raskuse 30 kilomeetri kõrgusele. Iga lend kestis kuni 30 tundi. Mõõtmistulemused anti

[1] Röntgen — kiirguste mõõduühik.

edasi raadio teel. Katsealused loomad asusid 76-sentimeetrise läbimõõduga alumiiniumist kerakujulistes konteinerites. Veel hermeetilisemad olid orgaanilisest klaasist konteinerid. Päevastel katsetel jahutati konteinereid veega, öiste katsete korral kaeti nad termoisolatsioonimaterjaliga. Katsed viidi läbi viiekümnendal geomagnetilisel laiuskraadil. Primaarsete kosmiliste kiirte mõju tulemusena ilmusid mustade hiirte nahale märgatavalt suuremate mõõtmetega hallid täpid, kui seda oletati varem. Teistel katsetel ei märgatud isegi pärast 24-tunnilist ekspositsiooni [1] mingisuguseid haigestumise tunnuseid. Peale eksperimente viibisid katsealused loomad veel kaua aega hoolika järelevalve all.

Et kontrollida kosmiliste kiirte mõju inimorganismile, tegi šveitsi teadlane Eugster järgmise katse. Väike tükk konserveeritud inimnahka tõsteti mõnekümne kilomeetri kõrgusele ja lasti viibida kosmiliste kiirte mõju all. Pärast raketi maandamist õnnestus seda nahka uuesti inimesele külge pookida, järelikult ei kaotanud ta oma eluvõimet. Palju ulatuslikumalt teostati analoogilisi katseid viimasel ajal Ameerikas.

Kuigi kosmilised kiired vigastavad üht osa silma võrkkesta rakkudest, ei kaota inimene veel nägemist, sest ülejäänud rakud jäävad puutumatuks. Sama kehtib ka kuulmisorganite tunderakkude kohta (andmed saadi Ameerika merelennuväe meditsiinilises koolis, Pensacola linn, Florida osariik).

Lahtiseks jääb aga küsimus, kuidas mõjuvad kosmilised kiired inimestele, kes viibivad tehiskaaslastel pikemat aega.

Graul (Saksa FV), uurides kosmilise lennu radiobioloogilisi probleeme, tuli järeldusele, et niisuguste lendudega seotud nähtused võivad osutuda inimorganismile kahjulikeks ainult juhul, kui reis kestab üle mõne kuu. Seejuures on kosmilise ja ultravioletse kiirguse kahjustav mõju erinevatele isikutele erinev.

Võib-olla õnnestub uurida primaarsete kosmiliste kiirte mõju bioloogilistele protsessidele ka laboratoorsetes tingimustes.

Mõningate autorite arvates võiks kaitseks kosmiliste

---

[1] Siin mõeldakse kosmiliste kiirte mõju all viibimise kestust. — *Toim.*

kiirte vastu katta tehiskaaslased kümne sentimeetri paksuse soomusega. Rohkem kui 100-kilomeetrisel kõrgusel peetakse 2—4 sentimeetri paksuse seatina kihi poolt kinni 35 protsenti kosmilistest kiirtest. Kuid isegi märgatavalt õhema soomuse saatmine tehiskaaslasele on seotud uskumatute raskustega. Suurepäraseks kaitsevahendiks kosmiliste kiirte mõju eest on vesinik ja selle ühendid, nagu vesi ja süsivesinikud. Eriti sobiv on kasutada selleks otstarbeks vesinikku tahkes olekus, sest siis kosmiliste kiirte mõjule allunud osakesed ei segune ülejäänud vesinikuga. Teraskaitse kaaluks 18 korda rohkem kui vesi- või petrooleumkaitse. Samal ajal võib tahke vesinik olla ka soomuseks, mis kaitseb tehiskaaslast meteoorkehade eest (Dufer, Ameerika)[1].

6. Meteoorioht

Tihti väidetakse, et tehiskaaslane võib kokku põrgata suurte meteoorkehadega ja et isegi mikrometeooril on tänu tema ülisuurele kiirusele suurem purustamisvõime kui näiteks kivil, mis kõigest jõust visatakse vastu tehiskaaslast. Kui suur on meteooride poolt põhjustatud oht ja missugused võimalused on kaitseks selle eest?

Meie planeeti «pommitavad» pidevalt meteoorkehad. Aasta jooksul langeb maapinnale mitu tuhat meteoriiti. Neil kivist või rauast kehadel on enne Maa atmosfääri tungimist erinev suurus, mõne läbimõõt on mitu meetrit ja isegi üle selle. Meteoorset tolmu langeb maapinnale aga kümme kuni sada tuhat kübemekest sekundis. Ööpäeva jooksul Maale langeva meteoorse aine üldkaalu hinnatakse 10—15 tonnile (V. S. Orlov, B. J. Levin, Nõukogude Liit).

Atmosfääri läbimisel kuumenevad meteoorid õhutakistuse tõttu, kusjuures süttimisel nende heledus võib mõnikord ületada isegi Päikese pindhelenduse. Meteoriidi nähtava tee pikkus atmosfääris («jälg») on tavaliselt üle kolmesaja kilomeetri.

Kui Maale langeb suur meteoriit, tekib tugev plahva-

---

[1] Uuemad vaatlused näitavad, et ohtlikuks võib osutuda ka kiirete elektronide põrkumisel vastu kaaslase kesta tekkiv röntgenikiirgus. — *Toim.*

tus. Seejuures meteoriidi põhimass gaasistub, väiksem osa aga lendab kildudena laiali. Kohale maapinnal, kuhu langeb meteoriit, tekib kuni mõnekilomeetrise läbimõõduga kraater. Kuid suure meteoriidi langemine on väga erandlik sündmus ja praktiliselt kokkupõrge niisuguse kehaga tehiskaaslast ei ähvarda.

Viimastel aastatel on kindlaks tehtud, et mikrometeooride üldmass on tunduvalt suurem kui kõikide visuaalselt vaadeldavate meteooride mass kokku. Maapinna lähedal läbib 93 ruutmeetrist pinda ühes tunnis 4900 osakest, mille läbimõõt on 0,0005 mm. 0,01-millimeetrise läbimõõduga mikrometeooride korral väheneb see arv kuni 0,49 ühikule tunnis, 1-millimeetrise läbimõõduga meteooride puhul — 0,0000005 ühikule tunnis, keskmiselt on see üks tabamus 230 aasta kohta (Tanner, Suurbritannia). Analoogilised andmed sai Grimminger, kes arvutas tõenäosuse, millega tabavad meteoorid kaaslast pindalaga 93 ruutmeetrit ja lennukõrgusega 483 kilomeetrit. Kui meteoori läbimõõt oli 5,21 millimeetrit (veetilga suurune), osutus kahte teineteisele järgnevat meteoori tabamust eraldav keskmine ajavahemik võrdseks 38 800 aastaga; kui meteoori läbimõõt oli 1,12 millimeetrit — 388 aastaga, kui aga läbimõõt oli 0,24 millimeetrit — 3,88 aastaga.

Vaatamata tõenäosusteooria abil saadud julgustavatele järeldustele, ei saa siiski garanteerida, et tehiskaaslane juba oma reisi algetapil ei põrka kokku mõne suurema meteoorse kehaga.

Lühiajaline pommitamine meteoorsete tolmukübemetega ei kujuta endast ohtu tehiskaaslasele, vaatamata sellele, et nende osakeste liikumiskiirus on väga suur, ulatudes mitmekümne kilomeetrini sekundis. Näiteks jäävad mikrometeooride tabamustest kõrgrakettidele vaevaltmärgatavad jäljed, mida saab hästipoleeritud plaatidel avastada ainult mikroskoobiga. Väga harva ulatub niisuguste «kraatrite» läbimõõt 2—3 millimeetrini ja sügavus mõne mikronini, kusjuures kraatrit ümbritsevad kuumutusvärvid. Tuleb aga märkida, et mikrometeoorid tabavad kõrgrakette küllaltki sageli: 35 kilomeetri kõrgusel on keskmiselt 2,2 tabamust sekundis. 1953. a. tehti Ameerika Ühendriikides katse, millest selgus, et kõrgustel 40 kuni 140 kilomeetrit toimus 66 kokkupõrget 144 sekundi jooksul (ühele ruutmeetrile tuli 4,9 lööki sekundis). 1955. aastal korrati sama katset veel tundlikuma aparatuuriga,

mille tulemusena leiti, et 114 põrkest toimus 101 kõrgusel 85 kuni 103 kilomeetrit, ülejäänud aga madalamal. Keskmiselt tuli ruutmeetrile 175 lööki sekundis.

Kuna kaasaegsed raketid tõusevad kõrgemale meteooride süttimise tasemest, siis teoreetiliselt on võimalik, et raketid kohtuvad suurte meteoorsete kehadega, mis võivad tekitada märgatavaid kahjustusi.

Mis puutub pikemat aega ümber Maa tiirlevasse tehiskaaslasesse, siis võivad pika aja jooksul isegi mikroskoopilised meteoorsed kehad purustada kaaslase väliskesta. «Tilk ei õõnesta kivi oma jõuga, vaid langemise sagedusega», lausub muistne vanasõna. Meteoorse tolmu sadestumise tõttu muutub kaaslase helkjas välispind aja jooksul arvatavasti tuhmiks, kuid tulemuseks on ühtlasi temperatuuri tõus kaaslase sisemuses. Samal põhjusel võivad kabiinide aknad muutuda mitteküllaldaselt läbipaistvateks. [1]

Suurima ohu põhjustajateks on liivatera- või kivikesesuurused meteoorsed kehad. Niisuguste meteoorkehade kokkupuutumine tehiskaaslasega võib põhjustada viimase hukkumise, sest ka kõige väiksem auguke rikub kabiinide hermeetilisuse ja õhk hakkab kiiresti kabiinidest välja voolama. See on suur oht inimesele, sest rõhul 47 millimeetrit elavhõbedasammast hakkab inimese organismis sisalduv vesi keema. Katsed on näidanud, et välisrõhu järsul langemisel säilitab inimene enesevalitsemise umbes 15 sekundi jooksul, kuid see aeg on küllaldane, et sisse lülida skafandri hapnikuaparaat.

Peab märkima, et tõhusaid abinõusid tehiskaaslase kaitseks meteooriohu eest pole senini leitud. On ettepanekuid teha kaaslasele kahe- või mitmekihiline vooderdus kaitseks kokkupõrgete eest meteooridega, sest sel juhul meteoorkeha tungimisel välisvooderdusse ei riku tekkiv plahvatus sisevooderduse terviklikkust. Whipple tegi ettepaneku kinnitada kaaslase soomuskate 2—3 sentimeetri kaugusele tema korpusest. Kõige sobivam metall amortiseerivaks soomuseks on Langtoni (Suurbritannia) arvamuse järgi kroomteras. Ühemillimeetrine kroomterasest soomus oleks küllaldane kaitse isegi võrdlemisi suurte mete-

[1] Meteoorse korrosiooni oht ei ole siiski nii suur: nõukogude teise kaaslase päikesepatareid töötasid edukalt üle 1,5 aasta. — *Toim.*

oorsete kehade eest, mida kaaslane võib kohata keskmiselt üks kord kahe aasta jooksul.

Ajutiselt võib meteoorkeha tabamusest tekkinud avaust sulgeda kummiplaadiga, mis nagu kleepub seina külge kabiinisisese õhurõhu tõttu. Veel parem on kasutada elastset liimiga kaetud plaastrit. Kuid mikrometeoorid võivad lüüa ka palja silmaga nähtamatuid auke, mis aga samuti tuleb igal juhul sulgeda.

Arvatakse, et läbi raketi õhukeste seinte tungivad meteoorkehad tekitavad vähem kahju kui need, mis paksus soomuses pidurdudes plahvatavad.

Võib-olla õnnestub meteooriohuga võidelda raadiolokatsiooniseadmete abil, mis automaatselt muudavad tehiskaaslase kurssi. Maa lähedal on meteoorkeha liikumise maksimaalne kiirus Päikese suhtes 42 kilomeetrit sekundis. Tehiskaaslase maksimaalne kiirus Päikese suhtes on aga mitte üle 11 kilomeetri sekundis pluss Maa liikumise kiirus tema orbiidil (ligi 30 kilomeetrit sekundis), s. o. summaarselt mitte üle 41 kilomeetri sekundis. Järelikult ei ületa kiirus meteoorkeha ja kaaslase kokkupõrkel isegi vastassuunalise liikumise korral 83 kilomeetrit sekundis. Kui raadiolokaator suudab 1000 kilomeetri kauguselt fikseerida meteoorkeha lähenemise, jääb automaadi käsutusse kaksteist sekundit, see on aga täiesti piisav kaaslase liikumissuuna muutmiseks.

Tuleb märkida, et tehiskaaslaste kolossaalse liikumiskiiruse tõttu pole neil seda «paindlikkust», mis on maapealsetel transpordivahenditel. Kui näiteks jalakäijale ei tekita mingeid raskusi mööduda teel ettetulevatest takistustest, siis suure kiirusega kihutaval autol ei ole see nii kerge, rakettlennukil on aga veelgi raskem kiiresti oma trajektoorilt kõrvale pöörduda. On loomulik, et võimalus tehiskaaslast kiiresti oma orbiidilt kõrvale pöörata on väga kahtlane. Sellel alal ootab teaduslikku mõtet ees veel suur tööpõld.

Ei ole võimatu, et meteooriohu kaitseprobleemi saab lahendada nende tulistamise teel. Mõistagi peab meteooride raadiolokatsiooniline avastamine, samuti meteoorivastaste kuulipildujate suunamine ja tulistamine toimuma automaatselt: kui kaaslast ähvardav meteoor on avastatud, siis ei lase automaatsed raadiolokaatorid teda enam oma «vaateväljast» eemalduda. Nad määravad «vaenlase» kiiruse, liikumise suuna ja asukoha iga ajahetke jaoks.

Sekundi murdosa möödudes alustavad tegevust aatomikuulipildujad. Kuul purustab kaaslase poole suundunud meteoorkeha teatud kaugusel kaaslasest, kusjuures ainult tühine osa meteoori «kildudest» võib sattuda tehiskaaslasele. Nähtavasti ei ole need osakesed ohtlikumad meteoortolmust ja laeva vooderdus on nende vastu piisavaks kaitseks.

Osalist kaitset meteooride vastu pakuvad ka atmosfääri ülemised kihid, juhul kui kaaslane liigub küllalt madalal maapinna kohal. Sellel kõrgusel peaks õhk ühelt poolt olema niivõrd hõre, et ta ei takista kaaslase liikumist, teiselt poolt aga küllalt tihe kaitseks kõige kiiremate väikeste meteooride eest. Niisuguseks kõrguseks on ligikaudu 200 kilomeetrit. Kuigi sellel kõrgusel on õhutihedus kümneid miljoneid kordi väiksem kui maapinna ligidal, siiski suurem osa väikseid meteoore sellele nivoole ei jõua.

On võimalik, et «tähevihmade» perioodil, kui meteoore langeb laviinina Maale, tuleb tehiskaaslasel osalise kaitse saamiseks laskuda atmosfääri tihedamatesse kihtidesse (kuid mitte madalamale 100 kilomeetrist). Õhutakistuse ületamiseks tuleb sisse lülitada väike rakettmootor ja võtta tarvitusele abinõusid kaaslase kesta aerodünaamilise ülekuumenemise vältimiseks. «Tähevihmade hooajal» võiks kaaslase meeskond peituda vastavalt sisustatud «meteoorivarjendisse» (seejuures tuleks ainult kõige vajalikumaid aparaate kaitsta meteooride tabamuste eest).

Whipple arvab, et Maa ligidal liikuvale tehiskaaslasele on meteoorioht suurem kui planeetidevahelisele laevale, sest Maa tõmbab meteoorkehi enda poole. Teised autorid arvavad vastupidi, et maakera kaitseb osaliselt kosmilist laeva meteoorkehade tabamuste eest.

Inglise teadlane Langton teostas huvitavaid teoreetilisi uurimusi meteoorkehade energia neelamisest amortiseerivate ekraanide poolt. Langton oletab, et meteoorkeha põrkamisel vastu soomust kogu tekkiv kineetiline energia muutub soojusenergiaks, mis täielikult neeldub soomuses ja meteooris. Soomus loetakse läbilööduks, kui sulametall kas või ühes punktis on puudutanud vooderduse sisepinda. Langton tuleb järeldusele, et keskmiste mõõtmetega ja kuni 30-kilomeetrise sekundikiirusega meteoorkehade termilise energia neeldumiseks piisab metallsoomusest paksusega 1 millimeeter. Kuid meteoori mehhaaniline

mõju soomusele halvendab tunduvalt neid resultaate, kuigi raske on öelda, missugusel määral.

Lõpuks märgime, et kõige veenvam tõend mikrometeooride löökide kahjutusest on esimese ja teise tehiskaaslasega saadud kogemused. Vaatamata põrkumistele mikrometeooridega jätkasid kaaslased tiirlemist ümber Maa, nende aparatuur, sealhulgas ka raadiosaatjad, töötasid normaalselt.

7. Toitumine ja hingamine tehiskaaslasel

Ehkki astronautide varustamine hapniku, vee ja toiduainetega tehiskaaslase hermeetiliselt suletud kabiinis ei ole meie päevil eriliseks probleemiks, on spetsialistidel veel küllalt tööd lahenduste täpsustamisega. Kõnesolevad küsimused pole aga kaugeltki väikese tähtsusega, kui arvestada, et suured tehiskaaslased võivad tiirelda ümber Maa palju aastaid. Puudulikult on seni uuritud õhu konditsioneerimise ja vee ringlemise probleeme kaaslasel.

Eri autorite arvamused astronautidele vajaliku toidu hulga kohta lähevad tugevasti lahku: ühed on seisukohal, et inimese ööpäevaseks toiduratsiooniks on alla 4 kilogrammi, teised — kuni 10 kilogrammi toiduaineid. Kuivtoidu ratsioon kõigub 0,5 kuni 1,2 kilogrammi piirides. Täiesti veevabade toiduainete jaoks näib mainitud alumine piir tõele lähem olevat, sest nende hapendamiseks jätkub veidi rohkem kui 1 kilogrammist hapnikust (ei tohi unustada, et hingamisprotsess on tihedalt seotud seedimisprotsessiga: mida rohkem me sööme, seda rohkem neelame ka hapnikku). Arvestades seda, et süsivesikud ühinemisel hapnikuga annavad vähem kaloreid kui valgud ja rasvad, peavad viimased astronautide toidus olema ülekaalus.

Kvaliteetsetes toiduainetes võivad aga süsivesikud koos hapnikuga edukalt asendada rasvasid oma võime poolest tekitada soojust. Tänu sellele võib astronautide menüü toiduainete tagavara minimaalse kaalu juures olla üsna mitmekesine. Muuseas, Põhja-Ameerika indiaanlaste armastatumat toitu — pemmikani (pasta kuivatatud lihast, rasvast ja marjamahladest) — hinnatakse tehiskaaslasel arvatavasti väga kõrgelt tänu selle suurele kalorsusele ja võimele kaua säilida.

Vee ööpäevast ratsiooni inimese kohta hinnatakse 2 kilogrammile. Mõistlik tundub olevat ettepanek võtta kaasa vett ja hapnikku vesinikülihapendi näol. See võimaldaks vähendada hapnikupaakide mahtu, sest hapnik oleks siis nagu vette pakitud. Peale selle saab vesinikülihapendi veeks ja hapnikuks lagunemisel eralduvat soojust kasutada eluruumide kütmiseks.

Seadis veeringluse tekitamiseks võib olla kasulik ainult alalisel kaaslasel. Seejuures vee üldkogus kaaslasel kogu aeg suureneks tänu veele, mida organism pidevalt produtseerib kuivainetes sisalduva vesiniku hapendamisel.

Astronautika-alasel sümpoosionil San-Diegos (1957. a.) pöörati suurt tähelepanu küsimustele, kuidas saata tehiskaaslasel asuvatele astronautidele järele toitu jms. Samuti uuriti ka astronautide elu säilitamise võimalust, juhul kui lõppevad toiduainete-, vee- ja hapnikuvarud.

8. Skafandrid

On arusaadav, et kosmonaut võib väljuda tehiskaaslasest ainult skafandris läbi tamburi. Riietudes skafandrisse, lähevad kosmonaudid tamburisse ja sulgevad hermeetiliselt ukse. Pärast pumbatakse õhk tamburist välja ja alles siis võib avada välisukse.

Käesoleval ajal on olemas skafandrid väga hõredas ja isegi õhutühjas keskkonnas viibimiseks. Töötatakse niisuguste skafandrite projektide juures, millega oleks võimalik viibida väljaspool atmosfääri piire (Oberth jt.). See skafander erineb põhimõtteliselt ülikõrgete lendude jaoks määratud skafandrist. Ta peab tagama kosmonautidele mitte ainult normaalse keskkonna hingamiseks, vaid ka vajaliku temperatuuri; peale selle peab ta tõkestama Päikese ja tähtede kahjulikke kiirgusi, kaitsma kosmonauti suure kiirusega liikuva kosmilise tolmu ning mikrometeooride eest. Niisugust skafandrit soovitatakse ehitada mitmekihilisena.

Skafandri püsiv temperatuur nii päikesekiirtes kui ka Maa varjus säilitatakse termostaadi abil. Termostaat tasandab ka temperatuurikõikumisi skafandri eri asendites päikesekiirte suuna suhtes.

Skafandri mikroatmosfääri uuendatakse pidevalt spetsiaalse aparaadi abil, kusjuures normaalses õhu regeneree-

rimisprotsessis eralduvat vett saab astronaut tarvitada joogiks.

Õhutühjas ruumis ei ole otstarbekohane kasutada pehmest riidest skafandrit, sest siserõhu mõjul võtaks ta suurima ruumala, mida riide pind võimaldaks, ja astronaudi liigutused oleksid äärmiselt raskendatud. Skafander peab olema jäik ja säilitama igasuguste liigutuste puhul konstantse ruumala. Et tagada seejuures kosmonautidele liigutamisvabadust, peab skafander olema liigendatud vajaliku arvu vabadusastmetega. Kõige raskem konstruktiivne ülesanne on võimaldada sõrmede liigutamist. Parem oleks kasutada väliseid tange, mida juhitakse skafandrist.[1] Kaitseks löökide tagajärgede eest on ettepanek katta skafander väljastpoolt villasest riidest särgiga. Vaatamata skafandri konstruktsiooni keerulisusele võimaldab sise- ja välisrõhu suhteliselt väike erinevus ehitada skafandri, võrreldes sügavvee tuukriülikondadega, küllalt kergena[2].

9. Astronautide ettevalmistamine orbitaalseks lennuks

Vaatamata sellele, et tehiskaaslase väljasaatmine ja orbiidile viimine teostatakse automaatseadmetega, on vajalik astronautide pikaajaline ettevalmistus orbitaalseks lennuks.

Kosmilise raketi meeskonnale on lend mootori tööminutite jooksul kõige pingelisem: tehiskaaslase väljalaskmise edukus oleneb suurel määral sellest, kas kindlal kõrgusel saavutatakse vajalik kiirus, ja sellest, kui täpne on liikumise suund. Autojuht, tüürimees või lendur saavad alati likvideerida auto, laeva või lennuki kõrvalekaldumise määratud teest. Kuid erinevalt maapealsete transpordivahendite juhtimisest on kosmilise raketi juhtimine väljalennu ajal väga raske ülesanne mitte ainult suurenenud raskustunde tõttu, vaid ka selle tõttu, et piloot peab reageerima silmapilkselt.

Seepärast on täiesti loomulik, et astronautidele on vaja-

[1] Niisuguseid manipulaatoreid, mis täpselt kordavad inimkäe liigutusi, kasutatakse töötamisel radioaktiivsete ainetega. — *Toim.*

[2] Astronaudi skafandri korral sise- ja välisõhu vahe ei ületa 1 atmosfääri, kuna näit. 100 m sügavusel on rõhk tuukriülikonnale juba 10 atmosfääri. — *Toim.*

lik vastav füüsiline ettevalmistus. Nende organism peab olema väga vastupidav kaalutuse ja suurendatud raskustunde seisundite, samuti ka mikroatmosfääri madala baromeetrilise rõhu ja suurte temperatuurikõikumiste suhtes. Kosmilise laeva piloteerimine ja teised operatsioonid nõuavad mitte ainult sügavaid teadmisi, vaid ka suurt osavust ja tõsist eelnevat treeningut. Kosmilise lennu teostamisel etendavad seega küllaltki olulist osa ka bioloogilised tegurid — inimese tervis ja vastupidavus.

Lennuks trajektoori aktiivses piirkonnas võib meeskonda treenida tsentrifuugis. Sel juhul oleks tsentrifuugi pöörlemiskiirus niisugune, et tsentrifugaaljõud kasvab samuti, nagu suureneb kaal orbitaalsel raketil. Kuid treeningut kaalutuse talumise osas saab maapealsetes tingimustes teostada ainult väga lühikeste ajavahemike jooksul.

Astronautide pikaajaline treening, samuti tehiskaaslase mehhanismide töö laboratoorne kontroll on kohustuslikuks etapiks elamiskõlbulike orbitaalsete rakettide ja tehiskaaslaste loomisel. Niisugust ettevalmistust saab läbi viia nn. duubleris — tehiskaaslase mudelis. Nii näiteks vastavalt Amico (Ameerika Ühendriigid) arvamusele, peab kosmilise lennuaparaadi duubler sisaldama teadusliikke, mõõte-, kontroll- ja muid seadiseid, samuti ka avariivarustust. Kõik aparaadid tuleb tegevusse rakendada ja luua «lennu» füüsikaliste tingimuste täpne pilt. Duubleri kabiin peab äärmise täpsusega kopeerima projekteeritava orbitaalse raketi (või kaaslase) kabiini. Selles tuleb luua sama suur õhurõhk, vastav temperatuur, kiirendus, valgustus, mitmesugused kiirgused jne. Automaadid peavad reguleerima tinglikke liikumiskiirusi, aparaadi kallet taevavõlvi suhtes, survet paakides ja torujuhtmetes, kütusekulu jm.

Maksimaalse kiirusega toimuva tinglennu ajal saab lahendada ka navigatsioonilisi küsimusi, mis on seotud liikumisega tingtrajektooril. Õppeseadmel peab olema ka raadiotelejuhtimissüsteem.

Trajektoori aktiivse piirkonna kunstlikul loomisel tuleb arvestada kõrgusest olenevat raskusjõu ja õhutiheduse vähenemist, aerodünaamilise takistuse ning raketi massi muutumist (eriti abiastmete järkjärgulise eemaldamise puhul). Rõhukambris võib saavutada mis tahes rõhke, reaktiivjõudu võib asendada tsentrifugaaljõuga jne. Kuid siiski on duubleril rida puudusi. Näiteks ei ole võimalik

laboratoorsetes tingimustes luua kestvat kaalutuse olukorda, raske on kunstlikult tekitada mitmesuguseid lennul ähvardavaid ohte, nagu näiteks kosmilised kiirgused, meteoorkehade tabamused jm. Need puudused võivad muuta aga kogu katse tagajärjetuks.

«Väljalennu» ajal peavad kosmonaudid oma ülesannete täitmisel olema riietatud «gravitatsioonivabadesse» kaitseülikondadesse (vt. lk. 168), et kontrollida niisugustes tingimustes töötamise võimalust. Meeskond ei pea mitte üksnes omandama orbitaalse raketi aparatuuri normaalse käsitsemise oskuse, vaid peab olema suuteline ka äärmise kiirusega kasutama päästeabinõusid[1]. Tuleb katsetada päästeabinõude efektiivsust juhul kui meteoorkeha läbistab kosmilise laeva vooderdise või kui korpus tugevasti kuumeneb, samuti ka korpuse tunduva jahenemise puhul, tõrgete korral hapnikuaparaadis, juhtimis- või sidesüsteemis, elektrivõrgus jne.

Lennul kontrollib meeskond pidevalt automaatide korrasolekut ja seepärast peavad astronaudid oskama jälgida seadiste näitusid ja vastavalt reageerima neile.

Kosmonautide tegevust duubleris tuleb kontrollida ja üles märkida väljastpoolt. See kindlustab võimaluse analüüsida tehtud vigu.

Instruktor-kontrolöride juhtimisel peab meeskond kõigepealt omandama üksikud operatsioonid (navigatsiooni-, pääste-, jm. operatsioonid), ja alles pärast põhjalikku ettevalmistust teostatakse komplekssе «kosmilise aparaadi» (näiteks orbitaalse raketi või tehiskaaslase) generaalkatsetamine. Meeskonna tegevust duubleri kabiinis ei kontrolli seekord mitte enam üksikud instruktorid, vaid mitmesuguste erialade spetsialistide staap.

Niisugune programm ei ole tarvilik mitte üksnes lõppeesmärgi — kosmiliste aparaatide ratsionaalse projekteerimise ja nende teenindamiseks vajaliku kvalifitseeritud kaadri ettevalmistamise seisukohalt, vaid raketitehnika arenguks üldse. Meenutame vaid, et reaktiivlennukite lendur-katsetajate ettevalmistus kestab harilikult mitmeid aastaid.

---

[1] Treening päästeabinõude kasutamiseks on äärmiselt oluline. Näiteks lennuväes tagab lendurite treeningu programm seoses mitmesuguste õnnetusjuhtudega, mis tegelikkuses vaevalt võivad esineda rohkem kui kord kahekümne aasta vältel, kindla julgeoleku.

VII PEATÜKK

TEHISKAASLASE PARDAL

1. Päev, öö ja aastaajad tehiskaaslasel

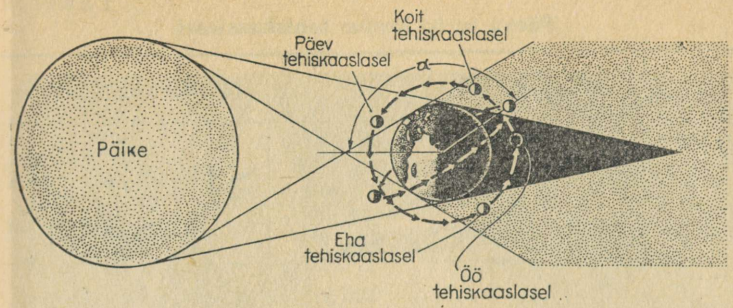
Kui maailmaruumi automaatluurajate järel saadetakse kosmosesse inimesi, kes saavad uue taevakeha, Maa tehiskaaslase elanikeks, siis näevad nad palju ebaharilikku: ebaharilik on taevavõlvi liikumine, aastaaegade vaheldumine ja kummalistena tunduvad ka paljud teised nähtused.

Nagu Maal toimub ka tehiskaaslasel päeva ja öö vaheldumine. Kuid siin ei sarnane see vaheldumine maapealsega. Kuna kaaslase tiirude arv ümber Maa võib ööpäeva jooksul ulatuda kuueteistkümneni (see arv muutub sõltuvalt trajektoori kõrgusest), siis sama palju kordi vaheldub kaaslasel ka päev ja öö ühe maise ööpäeva jooksul. Öö kaaslasel on omamoodi päikesevarjutus: Maa varjab Päikese. Kaaslane läheb Maa varju, vari katab aga ainult osa tema orbiidist; sellepärast on öö kaaslasel alati lühem päevast (joon. 40). Nii näiteks kestab kaaslasel, mis sooritab 16 tiiru täheööpäeva jooksul, kohalik ööpäev 1 tund 29 minutit ja 45 sekundit ja kõige pikem «talvine» öö — 37 minutit.

Tehiskaaslase orbiidi võib arvestada nii, et kaaslane mitme ööpäeva jooksul ei satu Maa varju (või isegi poolvarju). Selleks on tarvis, et kaaslase orbiidi tasapinna kaldenurk päikesekiirte suhtes ei ületaks mingit kindlat väärtust. Orbiidi suurenemisega see nurk kasvab.

Nii näiteks on see nurk $^1/_{10}$ Maa raadiuse kõrgusel liikuva kaaslase jaoks 116°, kolm korda suurema kõrguse jaoks — 130°, kui aga kaaslase kõrgus on 3 Maa raadiust, võrdub see nurk 166°. Kuu kaugusel ületab kaldenurk 179°.

Kaaslase orbiidi antud mõõtmete juures vastab öö maksimaalne ja päeva minimaalne pikkus juhule, kus orbiidi tasand on paral-



Joon. 40. Koit, päev, hämarik ja öö Maa tehiskaaslasel.

leelne päikesekiirtega. Teoreetiliselt võib aga ka siis öö tehiskaaslasel mitte saabuda ja seda sel juhul, kui kaaslane tiirleb ümber Maa planeedi täisvarju koonuse pikkust ületaval kaugusel. See kaugus on 217 korda suurem Maa raadiusest või 3,6 korda suurem Kuu kaugusest Maast.

Vaadeldaval teoreetilisel juhul kaaslane, mis ei satu Maa täisvarju koonusesse, läbib siiski Maa poolvarju. Sel ajal on temalt näha ka Maa liikumine päikeseketta ees.

Tuleb märkida, et mainitud Maa täisvarju pikkus vastab Maa keskmisele kaugusele Päikesest. Maa orbiidi afeelis osutub vari pikemaks ja kaaslane, mis asub Maast kaugemal kui 217 raadiust, võib ikkagi sattuda tema täisvarju. Periheelis on aga Maa vari lühem ja kaaslasel, mis keskmisel kaugusel oleks sattunud Maa varju koonusesse, võib öö mitte saabuda.

Tabelis 29 on toodud päeva ja öö pikkused tehiskaaslase lennukõrgustel kuni 7000 kilomeetrit. Näeme, et Maast kaugenedes päeva minimaalne pikkus pidevalt kasvab, öö maksimaalne pikkus algul väheneb, siis hakkab aga kasvama.

Nii näiteks kui kaaslase lennukõrgus suureneb 200 kilomeetrilt tuhandeni, kahaneb öö pikkus 2 minuti 20 sekundi võrra. Kuid 2000 kilomeetri kõrgusel kestab öö 6 sekundit kauem, kui ta kestis kaks korda väiksemal kõrgusel.

Tehiskaaslasel, samuti nagu Maalgi, eelneb öö saabumisele videvik (vt. joon. 40). Videvik eelneb kaaslasel ka päeva saabumisele. Kuid õhtused ja koidueelsed hämarikud ei ole tingitud samadest põhjustest kui Maal (valguse hajumine atmosfääri kõrgemates kihtides), vaid on seotud kaaslase läbiminekuga meie planeedi poolvarjust. Tehiskaaslane satub algul Maa poolvarju piirkonda ja alles

Tabel 29

Päeva ja öö kestus tehiskaaslasel

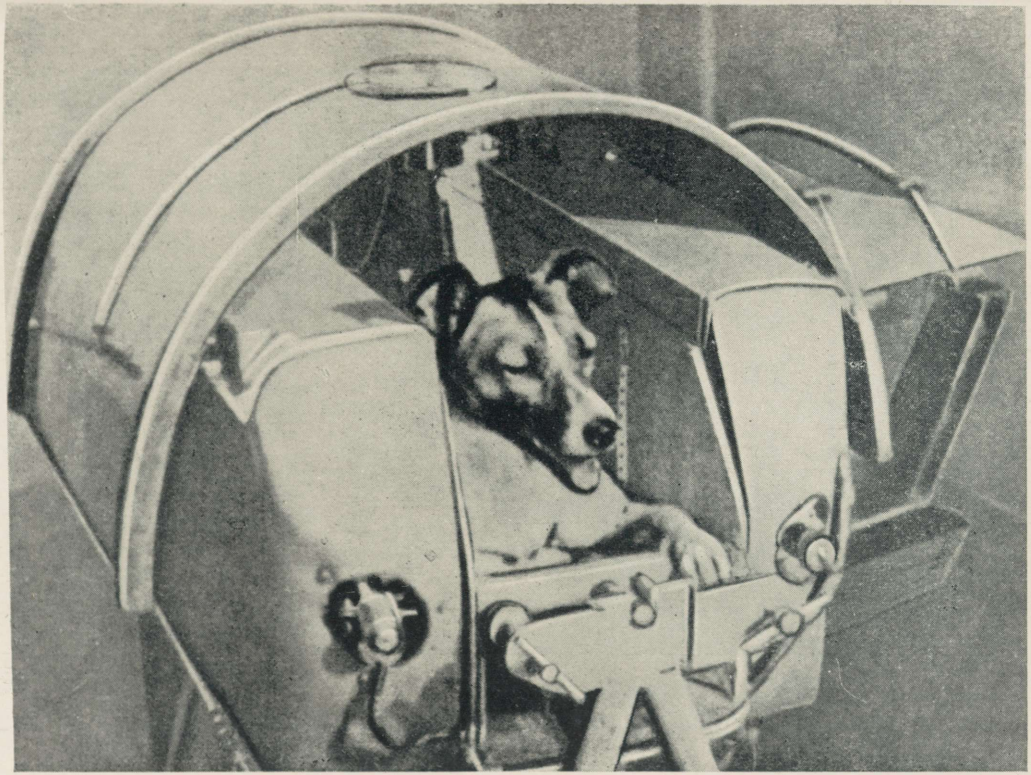
Tehiskaaslase liikumiskõrgus kilomeetrites	Minimaalne päeva kestus (kaasa arvatud hämarik)				Maksimaalne öö kestus		
	tundi	min.	sek.	protsentides võrreldes päeva pikkusega nullkõrgusel	min.	sek.	protsentides, võrreldes öö pikkusega nullkõrgusel
0	0	42	13	100,00	42	12	100,00
200	0	51	09	121,2	37	15	88,24
1000	1	10	07	166,1	34	55	82,71
2000	1	32	08	218,2	35	01	82,94
3000	1	54	40	271,6	35	51	84,92
4000	2	18	11	327,7	36	56	87,49
5000	2	45	06	386,3	38	06	90,24
6000	3	08	58	447,6	39	20	93,17
6378	3	18	59	471,3	39	27	94,28
7000	3	35	56	511,5	40	35	96,13

selle läbinud, jõuab täisvarju. Samal ajal kui Maa täisvarju läbimõõt pidevalt väheneb ja täisvari lõpuks hoopis kaob, kasvab ta poolvarju läbimõõt. Kui kogu kohaliku öö jooksul ei näe me kaaslaselt üldse Päikest, siis videvikus on ta osaliselt nähtav.

Alati vaimustab meid oivaline vaade tõusvale ja loojuvale Päikesele. Tõusu ja loojangu toredad värvid tekivad päikesekiirte läbiminekul paksust õhukihist. Tehiskaaslasel suureneb Maa atmosfääri mõju Päikese tõusu ja loojangu jälgimisel veelgi, sest päikesekiir läbib enne vaatleja silma sattumist mõnikord isegi kahekordse tee atmosfääris.

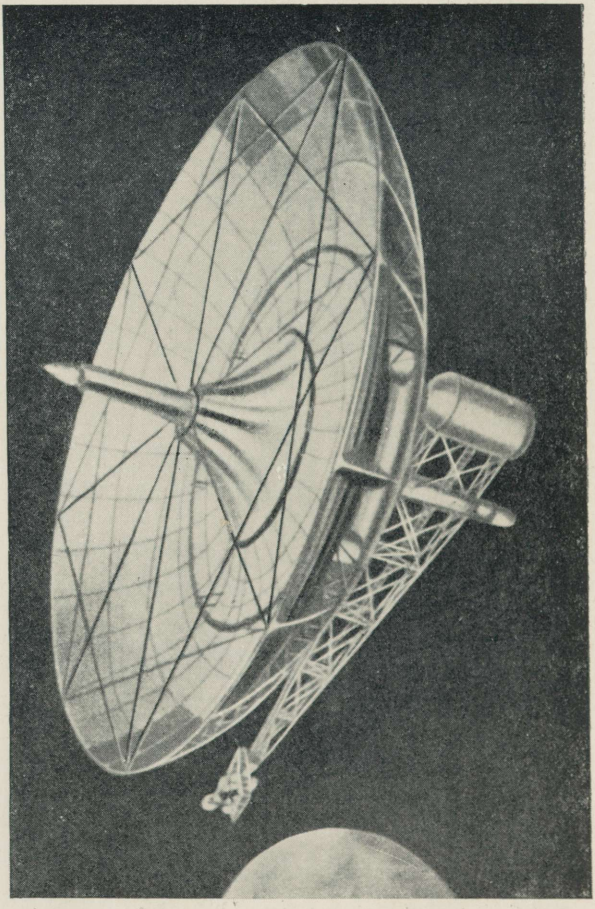
Tehiskaaslase pöörlemine ümber masskeskme mõjub samuti tema üksikute osade valgustusele ja seda enam, et kaaslasele langevad mitte ainult otsesed päikesekiired, vaid ka need, mis peegelduvad Maalt ja Kuult.

Kaaslasel on ka aastaajad, mis on tingitud päeva ja öö pikkuse muutumisest. Ent kui Maal on päeva ja öö pikkus aasta vältel erinev tingituna maakera telje kaldest ekliptika tasandi suhtes, siis tehiskaaslasel on see nähtus seletatav kaaslase Maa varjus viibimise erineva kestusega. Mida kauem kaaslane viibib varjus, seda madalam on tema keskmine temperatuur. Tinglik talv saabub kaasla-



Koer Laika hermeetilises kabiinis enne paigutamist teisele nõukogude tehiskaaslasele.

Foto XIX



Tehiskaaslane helioseadeldisega (Smidti ja Rossi projekt).

sel pikimate ööde perioodil ja suvi — pikimate päevade perioodil. Seetõttu, et ka kõige suuremad tehiskaaslased on kaduvväikesed taevakehad, on valgustatud külje temperatuur nii kaaslase põhja- kui ka lõunaosas, erinevalt Maast, ligikaudu võrdne. Telje ümber kiirelt pöörlevatel kaaslastel jääb temperatuur kogu kaaslase ulatuses praktiliselt konstantseks.

Kalendri kulgu kaaslasel määrab asjaolu, et kaaslase ringiline orbiit asetseb alati ühes ja samas, tähtede suhtes liikumatus tasapinnas. Vaatleme näiteks tehiskaaslast, mis lendab pooluste kohal 210 kilomeetri kõrgusel. Niisuguse kaaslase orbiidi tasand asetseb nagu Maa telgki 66°33′ nurga all ekliptika suhtes. Oletame, et sügisese pööripäeva ajal on see tasand paralleelne päikesekiirtega.

Momendil, kui kaaslane satub Maa varju, saabub temal öö. See toimub neli minutit pärast kaaslase möödumist põhjapooluse kohalt. Nende nelja minuti jooksul asub kaaslane veel päikesekiirtes ehkki maakohas tema all on saabunud öö. Kui aga kaaslasel tõuseb Päike, asub Maa pind ikka veel varjus. See kestab jällegi neli minutit, kuni kaaslane jõuab lõunapooluse kohale. Seega vältab päev kaaslasel 4×4=16 minuti võrra kauem ööst, kusjuures päeva üldine kestus on 52 minutit. Sel ajal on kaaslase öö kõige pikem ja seepärast valitsebki temal talv.

Juunis ja detsembris on kirjeldatud kaaslasel südasuvi ning märtsi ja septembri lõpus südatalv. Nii siis vaheldavad ühe Maa aasta vältel kaaslasel kaks talve ja kaks suve.

Kui aga tehiskaaslase ringiline orbiit asub ekliptika tasapinnas, siis päeva ja öö pikkus kogu aasta vältel ei muutu ja samuti puudub aastaaegade vaheldumine. Kui Maa ei tiirleks ümber Päikese, siis vastaks päeva ja öö kestus niisugusel kaaslasel tabelile 29. Nagu juba öeldud, teeb Maa aasta jooksul ühe tiiru ümber Päikese. Juhul kui kaaslase liikumise suund ümber Maa ja Maa liikumise suund ümber Päikese on vastupidised, teeb kaaslane Päikese suhtes ühe tiiru rohkem kui tähtede suhtes; kui need suunad on aga samapidised, teeb kaaslane Päikese suhtes ühe tiiru vähem. Järelikult on ka päeva ja öö pikkused olenevalt kaaslase liikumise suunast erinevad.

Parand sõltuvalt kaaslase liikumise suunast kasvab kaaslase lennukõrgusega. Kui ühe kümnendiku Maa raadiuse kõrgusel liikuva kaaslase jaoks on see ±1 sekund,

siis kaaslase jaoks, mis tiirleb 3 Maa raadiuse kõrgusel, on vahe juba ± 1 minut. Kuu orbiidi lähedal võrdsetel ringilistel orbiitidel vastupidises suunas liikuvate kaaslaste puhul ületab vahe tiirlemisperioodides Päikese suhtes juba neli päeva.

Kaaslase päeva ja öö pikkusele mõjub ka orbiidi kuju. Eespool me vaatlesime ainult ringilisi orbiite. Kui aga kaaslase orbiit on sama tiirlemisperioodi korral mitte ringiline, vaid elliptiline, siis päeva ja öö pikkused muutuvad. Oletame, et ringilise orbiidi läbimõõt on 3 Maa raadiust. Kui me ei arvesta Maa liikumist ümber Päikese, siis moodustab öö maksimaalne pikkus kaaslasel 35 minutit 48 sekundit. Vaatleme nüüd elliptilist orbiiti, mille pikem pooltelg on samuti võrdne kolme Maa raadiusega (järelikult on kaaslase tiirlemisperiood sama) ja mille perigee asub päris maapinna ligidal. Kui orbiidi apogee on pööratud Päikese poole, siis kestab öö kaaslasel 34 minutit 12 sekundit. Kui aga Päikese poole on pööratud perigee, siis on öö pikkus 1 tund 6 minutit 10 sekundit. Kaaslase orbiidi iga teise asendi jaoks on öö kestusel mõni vahepealne väärtus (tingimuseks on, et Päike asuks orbiidi tasapinnas).

Üldse põhjustab orbiidi lapikus, olenemata selle asendist, reeglina öö pikenemise, võrreldes öö kestusega sama perioodiga ringilise orbiidi korral. Olgu märgitud, et seejuures on öö pikkus apogees suurem kui perigees ja seda just sellepärast, et ehkki apogees on Maa vari kitsam kui perigees, kuid kaaslase kiirus väheneb niivõrd tugevasti, et kasvab märgatavalt varjus viibimise aeg.

Nimetame kokkuleppeliselt «talveks» perioodilist nähtust, kus kaaslane satub Maa täisvarju (see tähendab, kui peale päeva ja hämariku esinevad kaaslasel ka ööd), «kevadeks» ja «sügiseks» ajajärke, kus ta satub meie planeedi poolvarju (see tähendab, kui ööpäeva vältel on kaaslasel ainult päev ja hämarik), «suveks» sellist perioodi, kus kaaslane paljude tiirude vältel ümber Maa ei satu ei täis- ega ka poolvarju ning asub kogu aeg päikesekiirtes. Suurimad muutused päeva (või öö) pikkuses aasta vältel peavad toimuma kaaslasel, mille orbiidi tasand on risti ekliptika tasandiga. Aastaaegade pikkused kaaslasel niisuguse orbiidi korral on esitatud tabelis 30. Tabeli koostamisel oletati, et näiteks «talve» või «kevade» algusmomendil, kui orbiit puudutab Maa varju või poolvarju,

kaaslane ise asub varju ja orbiidi puutekohas. Tegelikult selliseid kokkusattumisi peaaegu ei toimu. Sellepärast ka aastaaegade vaheldumine kulgeb kaaslasel mõnevõrra teisiti, kui see on esitatud tabelis, aga vastavad parandid ei ületa kaaslase tiirlemisperioodi pikkust.

Tabel 30

Aastaaegade pikkused tehiskaaslasel, mille orbiidi tasand on risti ekliptika tasandiga

Orbiidi raadius Maa raadiustes	«Kevade» ja «sügise» pikkus ööpäevades	«Suve» pikkus ööpäevades	«Talve» pikkus ööpäevades	Orbiidi raadius Maa raadiustes	«Kevade» ja «sügise» pikkus ööpäevades	«Suve» pikkus ööpäevades	«Talve» pikkus ööpäevades
1,1	0,56	51,86	129,65	4	0,56	152,67	28,84
1,2	0,56	67,51	114,00	5	0,56	158,63	22,88
1,3	0,56	80,01	101,50	7	0,56	165,38	16,13
1,4	0,56	89,53	91,98	10	0,56	170,40	11,11
1,5	0,56	97,20	84,31	15	0,56	174,29	7,22
1,7	0,56	108,93	72,58	20	0,56	176,23	5,28
2	0,56	121,17	60,34	30	0,56	178,17	3,34
2,5	0,56	134,20	47,31	40	0,56	179,16	2,35
3	0,56	142,53	38,98	70	0,56	180,38	1,13

Öö pikkuse muutumine tehiskaaslasel oleneb ka kaaslase liikumiskõrgusest: mida kõrgemal asub kaaslase orbiit, seda kiirem on öö pikenemine kohaliku talve algperioodil ja lühenemine selle lõpp-perioodil.

See asjaolu seletub kahe põhjusega. Nagu näha, suureneb kaaslase liikumiskõrguse kasvamisel tema öö pikkus, kuid ühtlasi lüheneb ka talv. Nii näiteks kui orbiidi raadius on 1,1 Maa raadiust, ei ületa öö pikenemine kaaslasel 1,5 minutit. Samal ajal ringilisel orbiidil liikuva kaaslase jaoks (orbiidi diameeter ületab kümme korda Maa diameetri) ulatub vastav suurus 37 minutini. Kõige väiksemad öö pikkuse kõikumised toimuvad kaaslase südatalve perioodil.

Tabelis 31 on toodud näide selle kohta, kuidas iga viie kohaliku ööpäeva järel muutub öö pikkus talve jooksul niisugusel tehiskaaslasel, mis liigub Maa raadiuse kaugusel Maa pinnast.

Talvise öö pikkuse muutumine kaaslasel, mille orbiidi kõrgus on võrdne Maa raadiusega (kaaslane liigub ekliptika tasandiga risti olevas tasandis)

Aeg, mis on möödunud kesktalvest kaaslasel (või on jäänud kesktalveni) kohalikes ööpäevades	Öö pikkus		Öö pikkuse suhe pikima ööga kesktalvel	Aeg, mis on möödunud kesktalvest kaaslasel (või on jäänud kesktalveni) kohalikes ööpäevades	Öö pikkus		Öö pikkuse suhe pikima ööga kesktalvel
	min.	sek.			min.	sek.	
0	39	27	100	20	29	32	74,9
5	38	54	98,6	25	22	5	56,0
10	37	13	94,5	30	4	7	10,4
15	34	14	86,8	30,17	0	0	0

Päeva ja öö ning aastaaegade pikkuste tundmine kaaslasel on suure tähtsusega, sest see aitab määrata kaaslase valgustatuse tingimusi, s. t. aitab määrata aega, millal kaaslane on vaadeldav Maalt, samuti ka teostada päikesekiirguse uurimist kaaslasel.

2. Tähistaeva pilt tehiskaaslaselt

Niipea kui orbitaalne rakett jõuab välja tihedamatest atmosfäärikihtidest (see toimub umbes 1—2 minutit pärast starti), kaotab taevavõlv oma tavalise helesinise värvuse ja muutub mustaks. Nagu teada ei teki Maa peal päikesekiirte eest varjatud kohtades absoluutset pimedust, sest atmosfääris hajunud päikesevalgus satub suuremal või vähemal määral varju piirkonda. Vastandina sellele valitseb kosmilistes piirkondades, mis asuvad mõne mittehelenduva taevakeha varjus, peaaegu täielik pimedus. Taevast ei valgusta atmosfääri poolt hajutatud päikesekiired; tähed ei vilgu ja on kogu aeg selgesti nähtavad. Tuleb ainult kaitsta silmi vahetu päikesevalguse eest, sest heleda valgusega kohanenud silmad ei näe tähti.

Tähistaeva pilt tehiskaaslaselt on hoopis erinev pildist maapinnalt. Meile, põhjapoolkeral elutsevatele inimestele

on saavutamatu suurem osa lõunapoolkera taevavõlvist. Täpselt samuti ei ole lõunapoolkera elanikele nähtav suurem osa põhjapoolsest taevavõlvist. Tehiskaaslaselt võib, olenemata tema liikumise suunast, kohaliku «ööpäeva» jooksul (see tähendab ühe tiiru jooksul ümber Maa) näha tervet taevasfääri.

Maa näiv liikumine taevavõlvil. Vaatleme esialgu, kuidas paistab tehiskaaslasel asuvale vaatlejale Maa liikumine taevavõlvil. Kohaliku täheööpäeva jooksul näib talle, et Maa teeb täistiiru ümber kaaslase. Kui kaaslase orbiidi tasand ühtib ekliptika tasandiga, siis liigub Maa piki sodiaagi vööd, läbides järgemööda Jäära, Sõnni, Kaksikute, Vähi, Lõvi, Neitsi, Kaalude, Skorpioni, Amburi, Kaljukitse, Veevalaja ja Kalade tähtkujud ning saabudes lõpuks tagasi Jäära tähtkujusse (või vastupidi, olenevalt kaaslase liikumise suunast). Kui kaaslane lendab üle pooluste, siis kohaliku täheööpäeva jooksul näeb vaatleja igal juhul Väikest Vankrit ja taeva lõunapoolusele lähedasi Kameeleoni, Paradiisilinnu, Lavamäe jt. tähtkujusid. Sel juhul varjab Maa järgemööda Põhjanaela ja rea teisi tähti, mis asuvad tehiskaaslase orbiidi tasandit läbival taevameridiaanil. Maa võib perioodiliselt läbida näiteks Andromeeda ja Kassiopeia tähtkujud piki 15° meridiaani ja siis, ületades taevapooluse ning minnes üle vastasasetsevale 195° meridiaanile, liikuda läbi Jahipenide ja Bereniike Juuste tähtkuju. Kui aga pöörata kaaslase orbiidi tasandit 90° võrra ümber maailma (ja Maa) telje, see tähendab kaaslane jätkab liikumist üle pooluste, siis läbib Maa järgemööda hoopis teised tähtkujud (Kotka, Ükssarviku, Suure Peni, Väikese Peni ja Amburi).

Kui kaaslane liigub ringilisel orbiidil, siis kaaslaselt vaadatuna on Maa liikumine taevasfääril ühtlane. Elliptilise orbiidi korral aga kaaslase ebaühtlase liikumise ja tema kauguse muutumise tõttu Maast näib vaatlejale, et Maa kord kiirendab, kord aeglustab oma liikumist taevavõlvil. Kui näiteks kaaslase apogee kaugus Maa tsentrist on kaks või kolm korda suurem perigee kaugusest, siis sel momendil, kui kaaslane läbib oma orbiidi apogee, väheneb Maa näiv nurknihe tähistaeval vastavalt neli või üheksa korda, võrreldes nurknihkega perigees sama pika ajavahemiku vältel.

On loomulik, et kaaslase liikumisel ellipsit mööda muu-

tub pidevalt Maa nurkdiameeter, sest mida suurem vahemaa lahutab jälgitavat objekti vaatlejast, seda väiksem on nurk, mille all antud ese on nähtav.

Kuu näiv liikumine taevavõlvil. Tehiskaaslasel asuvale vaatlejale näib, et Kuu liigub taevavõlvil pidevalt edasi. Osalt on see liikumine tingitud kaaslase enda liikumisest ruumis. Et Maa liigub näivalt taevasfääril mööda suurringi, siis paistab ta liikumine alati sirgjoonelisena (see asjaolu seletub kaaslase orbiidi tasandi kulgemisega läbi Maa tsentri). Samal ajal võib Kuu tee näida ringilisena või elliptilisena. Oletame näiteks, et kaaslase ringilise orbiidi tasand on risti Maa-Kuu ühendussirgega. Vastavalt kaaslase nihkumisele näeb vaatleja Kuud liikumas tähistaeva foonil, samuti nagu me näeme rongi aknast telegraafiposte liikumas maastiku foonil. Ühe kaaslase tiiru jooksul ümber Maa teeb Kuu ringi, mis on seda suurem, mida suurem on kaaslase orbiit. Lihtne arvutus näitab, et kui orbiidi raadius ületab 10 korda Maa ekvatoriaalse raadiuse, teeb Kuu ringi, mille raadius on nähtav 9- kuni 10-kraadise nurga all (nurga suurus oleneb sellest, kas Kuu asub oma orbiidi apogees või perigees).[1]

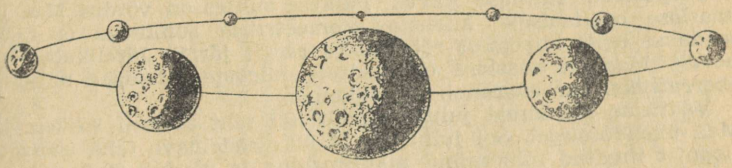
Kui kaaslase ringilise orbiidi tasand on kaldu Maa-Kuu ühendussirgega, siis kaaslasel asuvale vaatlejale näib, nagu oleks Kuu tee ellips. Kui tehiskaaslane ise liigub mööda ellipsit, siis üldjuhul on Kuu näiv liikumine elliptiline, kuid orbiidi kindla kaldenurga korral võib Kuu tee paista ka ringilisena.

Kuu näivad mõõtmed jäävad muutumatuks ainult sel juhul, kui kaaslane liigub ringilisel orbiidil, mille tasand on risti Maa-Kuu tsentrite ühendussirgega. Kõigil teistel juhtudel Kuu ketta näivad mõõtmed muutuvad. Näiva diameetri suurimad kõikumised leiavad aset siis, kui kaaslase orbiidi tasand läbib Kuu tsentri. Näiteks kui kaaslase ringilise orbiidi diameeter on 20 Maa raadiust, siis vastasseisus (kaaslase kaugus Kuust on minimaalne) paistab Kuu vaatlejale kaks korda suuremana kui ühenduse korral (kaaslase kaugus Kuust on maksimaalne). Suurendades orbiidi raadiust 2,75 korda, siis vastasseisu ajal

[1] Oma arutlustes oletame, et ainult tehiskaaslane liigub maailmaruumis, kõik teised taevakehad on aga paigal.

paistab kuuketas 22 korda suuremana kui ühenduse korral ja üle 11 korra suuremana kui maapinnalt vaadates.[1]

Tähistaeva foonil pendeldab Kuu piki sirgjoont, muutes seejuures oma näivaid mõõtmeid. Pärast vastasseisu hakkab ta üha aeglasemalt ja aeglasemalt nihkuma paremale, seejuures pidevalt kahanedes. Seejärel hakkab ta



Joon. 41. Tehiskaaslaselt jälgitav Kuu tee ja mõõtmete muutumine. Kaaslane liigub ringilisel orbiidil, mille raadius võrdub 55 Maa raadiusega (Kuu nihkumine ja ta mõõtmete muutumine on näidatud erinevas mõõtkavas).

liikuma vasakule, ketta mõõtmed vähenevad endiselt ja vastasseisu asendis on kuuketta läbimõõt kõige väiksem. Jätkates vasakule liikumist hakkab kuuketta näiv läbimõõt pidevalt kasvama.

Joonis 41 näitab, kuidas vastavalt tehiskaaslase liikumisele ümber Maa muutuvad Kuu näiv läbimõõt ja tema asend taevavõlvil. Seejuures oletatakse, et süsteem Maa-Kuu ei liigu ja tehiskaaslase orbiidi raadius on 55 Maa ekvatoriaalset raadiust. Suurema näitlikkuse mõttes on joonisel Kuu liikumine kujutatud mitte pendeldamisena piki sirgjoont, nagu ta tegelikult paistab, vaid pendeldamisena mööda lapikut ellipsit. Niisugusena paistaks Kuu liikumine vaatlejale, kes asub kaaslasel, mille ringilise orbiidi tasand on väikse nurga all kaldu Maa—Kuu keskpunktide ühendusjoone suhtes. Olgu märgitud, et kaaslase liikumisest tingitud Päikese näiv liikumine taevasfääril on samasuguse iseloomuga kui Kuu näiv liikuminegi. Kuid Päikese suurema kauguse tõttu on seda liikumist tunduvalt raskem märgata.

[1] Täpselt võttes ei ole ühenduse korral Kuud üldse näha, sest ta on kadunud Maa ketta taha. Siin räägitakse tema näivatest mõõtmetest Maaga kattumise momendi algul (praktiliselt on need mõõtmed ühesugused).

Aberratsiooni mõju tähtede näivale asukohale. On teada, et vaadeldav tähtede asend taevavõlvil erineb mõnevõrra nende tõelisest asendist. See nähtus on tingitud valguse kiiruse ja Maa tiirlemiskiiruse vastastikusest mõjust ning teda nimetatakse valguse aberratsiooniks. Vaatleme nüüd aberratsiooninähtust, mis esineb taevakehade jälgimisel tehiskaaslaselt. On selge, et kaaslase kiirus Päikese suhtes erineb Maa kiirusest sama taevakeha suhtes ja seepärast on kaaslaselt teostatavate vaatluste puhul ka aberratsioon teistsugune kui Maal.

Tõepoolest, kaaslase kiirus Päikese suhtes on võrdne Maa ja kaaslase orbitaalsete kiiruste geomeetrilise summaga (s. t. ta saadakse neist kiirustest rööpküliku reegli järgi). Järelikult, olenevalt Maa ja kaaslase orbitaalsete kiiruste vahelisest nurgast, aberratsioon kas suureneb või väheneb.

Vaatleme lihtsaimat juhtu, nimelt kui täht asetseb Päikese ja Maa ühendussirgel. Sel juhul on Maalt vaadeldava tähe aberratsioonist tingitud nihkumine maksimaalne ja võrdub 20,48 nurgasekundiga. Tabelis 32 on näidatud, kuivõrd tugevneb see nihkumine sel momendil, kui ekliptika tasandis liikuv kaaslane lõikab Päike—Maa—täht ühendusjoont (Maa ja kaaslase orbitaalsed kiirused liidetakse siis aritmeetiliselt). Nagu me näeme, on tähe nihkumine seda suurem, mida lähemal Maale liigub kaaslane. Nähtus seletub kaaslase suurema lennukiirusega. Kui ringiliste orbiitide korral võib lisanihkumine teoreetiliselt ulatuda kuni 26,6 protsendini, siis elliptiliste orbiitide korral võib ta väärtus küündida kuni 37,7 protsendini.

Nagu juba mainitud, võib tehiskaaslase liikumine ka vähendada aberratsiooninähtust. See vähenemine on maksimaalne siis, kui Maa liikumise suund ümber Päikese ja kaaslase liikumise suund ümber Maa on vastupidised.

Tabel 32

Tähtede asukoha maksimaalne näiv muutumine taevavõlvil olenevalt tehiskaaslase liikumisest Päikese suhtes (valguse aberratsiooni tulemusena)

Kaaslase orbiidi raadius Maa ekvatoriaalsetes raadiustes	Tähe asukoha maksimaalne näiv muutumine nurgasekundites	Mitme protsendi võrra tähe maksimaalne näiv nihkumine, vaadatuna kaaslaselt, on suurem kui vaadatuna Maalt	Kaaslase orbiidi raadius Maa ekvatoriaalsetes raadiustes	Tähe asukoha maksimaalne näiv muutumine nurgasekundites	Mitme protsendi võrra tähe maksimaalne näiv nihkumine, vaadatuna kaaslaselt, on suurem kui vaadatuna Maalt
1	25,92	26,6	5	22,91	11,9
1,5	24,92	21,7	15	21,89	6,9
2,5	23,92	16,8	200	20,86	1,9

Hetkel, kui Maa ja kaaslase orbitaalsed kiirused moodustavad omavahel mingi nurga, on aberratsioonil mingi vahepealne väärtus. Tabelist 33 näeme, kuidas muutub aberratsiooni tõttu Maa-Päike ühendussirgel asuva tähe asend taevasfääril (tähte jälgitakse Maa nullkaaslaselt erinevatel ajahetkedel).

Tabel 33

Aberratsioonist tingitud tähtede maksimaalse nihke muutumine nullkaaslase liikumisel ümber Maa

Nurk ühendusjoonte Maa-kaaslane ja Maa-täht vahel	Tähe näiv nihkumine nurgasekundites	Tähe näiva nihkumise suhe maksimaalsesse nihkumisesse maapinnal asuva vaatleja jaoks (protsentides)	Nurk ühendusjoonte Maa-kaaslane ja Maa-täht vahel	Tähe näiv nihkumine nurgasekundites	Tähe näiva nihkumise suhe maksimaalsesse nihkumisesse maapinnal asuva vaatleja jaoks (protsentides)
0	25,92	126,6	100	19,53	95,4
20	25,60	125,0	120	17,76	86,7
40	24,65	120,4	140	16,31	79,6
60	23,20	113,3	160	15,36	75,0
80	21,42	104,6	180	15,04	73,4
90	20,48	100,0			

Tehiskaaslase pöörlemise mõju taevakehade näivale liikumisele. Seni vaatlesime küsimust, kuidas mõjub taevakehade näivale liikumisele kaaslase orbitaalne liikumine ümber Maa. Oletame nüüd, et asume tehiskaaslase pardal, mis kunstliku raskuse loomise eesmärgil on pandud pöörlema. Missugusena paistab meile sel juhul taevasfääri liikumine?

Kõigepealt näib meile, et taevavõlv koos Maa, Kuu, Päikese ja tähtedega pöörleb ümber kaaslase. Taevasfääri üks täispööre vältab sama kaua kui tehiskaaslase pööre oma telje ümber, s. t. ainult mõni minut või isegi osa minutist.

Hetkedel, kui tehiskaaslase pöörlemistelg on horisontaalne (s. t. risti kaaslase raadiusvektoriga), näib astronautidele, et Maa kord paiskub üle nende peade, kord kaob ära jalgade alla. Kui aga kaaslase pöörlemistelg ühtib meie planeedi pöörlemisteljega[1], siis näib, nagu

[1] Tehiskaaslane ei saa «seista» pooluse kohal, seepärast selline kokkusattumine kestab vaid ühe silmapilgu.

pöörleks Maa ümber oma telje tohutu kiirusega (sadu kordi kiiremini tegelikust). Samasuguse kiirusega tiirlevad ümber kaaslase Päike ja tähed. Maa pöörlemine, olenevalt tehiskaaslase pöörlemisest, võib näida päri- või vastupidisena.

Kui kaaslase pöörlemistelg (nagu teada, kulgeb see läbi tema masskeskme) ei ühti Maa teljega, kuid läbib siiski meie planeedi tsentri, siis näib, et Maa pöörleb mitte oma tõelise telje, vaid kaaslase pöörlemistelje ümber. Astronautidele tundub, et Maa pooluseks on see punkt tema pinnal, kus tehiskaaslane paistab seniidis. Järelikult näib ümber maakera liikuvatele astronautidele see «ebapoolus» rändavana, kuid Maa ühe näiva pöörde jooksul ümber oma telje nihkub ta väga vähesel määral. Kui pooluseline kaaslane liigub näiteks kolme Maa raadiuse kõrgusel, siis tema tiirlemisperiood ümber Maa on 7 tundi 17 minutit, s. o. 437 minutit. Kujutleme, et toorikujulisel tehiskaaslasel läbimõõduga 100 meetrit on pöörlemisega loodud tsentrifugaaljõud, mis on võrdne normaalse raskusjõuga. Selleks peab tema pöörlemisperiood oma telje ümber olema 14,2 sekundit, s. o. 0,237 minutit. Niisiis, selle aja jooksul (see on ühtlasi ka ajavahemik, mis kulub Maal ühe tiiru tegemiseks oma näilise telje ümber) nihkub näiline poolus piki meridiaani ainult $360° \cdot \frac{0{,}237}{437} = 0{,}195°$ võrra. Oleks tulnud arvestada ka Maa ööpäevase pöörlemise mõju, kuid praktiliselt see peaaegu midagi ei muuda, sest selle ajavahemiku jooksul pöördub maakera mitte rohkem kui $360° \cdot \frac{0{,}237}{60 \cdot 24} = 0{,}059°$.

Erijuhul võib Maa näiline poolus jääda liikumatuks. See on võimalik vaid siis, kui me vaatleme Maad statsionaarselt tehiskaaslaselt, mille pöörlemistelg läbib kaaslase masskeskme ja Maa tsentri. Niisuguseks pooluseks võib olla näiteks Keenia mägimassiiv ekvatoriaalses Aafrikas. Väljaspool Maad asuva vaatleja seisukohalt võib sel juhul nii polaarjoone taga asuv Koola poolsaar kui ka Sumatra saar ekvaatoril asetseda ühel ja samal näival «paralleelil».

Nagu näeme, tuleb astronautidel teha teatud pingutusi, selleks et õppida kosmilist navigatsiooni ja kasutada praktilist astronoomiat näiteks kas või kaaslase orbiidi korrigeerimiseks.

3. Mikroatmosfäär ja selle konditsioneerimine

Mõnes suhtes meenutab kosmiline lennuaparaat, eriti aga tehiskaaslane, allveelaeva. Nii siin kui seal peab meeskond elama hermeetilises kabiinis, mis on väliskeskkonnast täielikult isoleeritud. Õhu koostist kabiinis, rõhku, temperatuuri ja niiskust reguleeritakse spetsiaalsete aparaatidega. Kuid kosmilisel laeval, võrreldes allveelaevaga, on teatud eelised. Nimelt on tema kabiinis ja väljaspool kabiini valitsevate rõhkude vahe väiksem kui allveelaeval. Kui kosmilise laeva puhul rõhkude vahe on ainult üks atmosfäär (väljaspool kabiini on rõhk null), siis allveelaeva puhul ulatub see tihti mitme atmosfäärini.

Küsimusel vajaliku rõhu säilitamisest kosmilise aparaadi kabiinis on suur tähtsus. On võimalik, et teatud õhu koostise korral võivad astronaudid normaalselt hingata isegi siis, kui kabiinis valitsev rõhk on alla 1 atmosfääri. Muuseas, mida madalam on rõhk tehiskaaslase kabiinis, seda õhemad võivad olla tema korpuse seinad, seda lihtsam on kabiini ja skafandri konstruktsioon ja seda väiksem on õhu väljavoolamise oht maailmaruumi korpuse ebapiisava hermeetilisuse või meteoori tabamusest tekkinud augu tõttu.

Maa atmosfääris ilmneb hapnikupuudus tavaliselt rõhul, mis vastab 430 millimeetrile elavhõbedasambale (umbes 4,5 km üle merepinna).

Carceau ja Richet (Prantsusmaa) katsed näitasid, et õhurõhu vähenemise korral tuleb suurendada õhuhapniku hulka, vastasel korral võib tekkida lämbumine. Nii näiteks talus katsealune kord (kergelt haiglase oleku tunnustega) sissehingatava segu rõhku 100 mm elavhõbedasammast, kuid segu hapnikusisaldavus oli sel juhul ligikaudu 75 protsenti. Samad uurijad, teostades katseid küülikutega, tulid järeldusele, et inimorganism suudab taluda välisrõhu alanemist kuni 65 millimeetri elavhõbedasambani tingimusel, et hapnikuhulk sissehingatavas gaaside segus oleks 90 protsenti [1]. Kui gaaside rõhk on alla 47 millimeetrit elavhõbedasammast, inimorganism, nagu iga teinegi organism, ei saa eksisteerida isegi puhtas

[1] Toodud näitajatel rõhu ja hapnikuhulga vahekorra kohta on ainult teoreetiline tähtsus, sest vaadeldud tingimustes on saabunud inimorganismi vastupidavuse äärmine piir. Organismi normaalseks funktsioneerimiseks on vajalik hoopis kõrgem rõhk.

hapnikus, sest niisugusel rõhul (vastab rõhule 19 kilomeetri kõrgusel merepinnast) hakkab inimorganismis sisalduv vesi (37° C juures) keema. Niisugune nähtus on hädaohtlik elule, tekivad naha ja rakkude lõhenemised jne. (kessoonitõbi). Peale selle halveneb madalal rõhul kuulmisorganite tegevus, hakkavad valutama hambad (eriti plombeeritud, sest õhumullide siserõhk ei tasakaalustu väliskeskkonna rõhuga). Rõhu tõstmine on vajalik ka auramisprotsessi vähendamiseks keha pinnalt. Küsimuse, missugune rõhu väärtus on optimaalne, saab lahendada ainult katsetuste teel.

Kosmilise laeva kabiini mikroatmosfäär ei tohi koosneda puhtast või peaaegu puhtast hapnikust.

Katsetega on kindlaks tehtud, et puhas hapnik rõhul 190 mm elavhõbedasammast kutsub esile samad füsioloogilised nähtused nagu õhk merepinna kõrgusel. Ent kestval sissehingamisel avaldab puhas hapnik organismile nõrgestavat toimet. Arvatakse, et hapniku partsiaalrõhu [1] kahanemine 150 millimeetri elavhõbedasambani ei põhjusta füsioloogilisi häireid, kui kogurõhk ei lange alla 190 mm elavhõbedasammast. Seepärast on ettepanek luua kosmilise laeva mikroatmosfäär järgmise koostisega: kogurõhk 190 mm, hapniku partsiaalne rõhk 160 mm, veeaurul — 20 mm ja süsihappegaasi partsiaalne rõhk 10 mm elavhõbedasammast (Grant, Ameerika Ühendriigid). Arvatakse, et teiste gaaside olemasolu ei ole inimorganismi normaalseks funktsioneerimiseks vajalik. Kuid see arvamus vajab kontrollimist, seda enam, et viimasel ajal on selgunud lämmastiku mõningane osatähtsus ainevahetusprotsessis.

Tuleb märkida, et hapniku kõrge kontsentratsiooni puhul suureneb tuleoht, toiduained hapenduvad ja riknevad kiiresti; seepärast peab mikroatmosfäär sisaldama teatud koguse ka teisi gaase. Rohkem kui üks kord on arutatud lämmastiku asendamise küsimust kosmilise laeva või tehiskaaslase mikroatmosfääris mõne kergema inertse gaasiga. Sageli tehakse ettepanekuid kasutada kosmilise laeva mikroatmosfääri koostisosana heeliumi, sest see on tunduvalt (7,4 korda) kergem lämmastikust. Ent tegelikult pole heelium selleks otstarbeks kõlblik.

[1] Gaasi partsiaalrõhk segus on rõhk, mis oleks olnud antud gaasil, kui ta üksi oleks täitnud kogu segu ruumala.

Inertse gaasi valikul mikroatmosfääri jaoks on suur tähtsus ka asjaolul, missugusel määral on antud gaas võimeline läbi väikeste avade välja imbuma. See omadus ei olene mitte üksnes rõhust, vaid ka gaasist endast. Oletatakse, et gaasi imbumise kiirus läbi seinte ühenduskohtade allub D'Arcy seadusele, s. t. ta on pöördvõrdeline ruutjuurega gaasi tihedusest. Gaasi kiire väljavool kabiinist põhjustab astronautidel kessoonihaiguse. Nahaaluste villide tekkimise protsess kulgeb seda kiiremini, mida suurem on antud gaasi lahustuvus organismis. Neooni väljaimbumise kiirus on ainult veidi, kuid heeliumil juba tunduvalt suurem kui lämmastikul, argoonil ja krüptoonil seevastu on see imbumise kiirus tunduvalt väiksem.

Tähtis on ka küsimus heli levimiskiiruse mõjust inimkõne selgusele. Sellelt seisukohalt võib inertsete gaaside hulgast ainult argoon asendada lämmastikku mikroatmosfääri koostises.

Oluline on ka inertsete gaaside soojusjuhtivuse küsimus. Asendades lämmastiku heeliumiga, suureneksid soojuskaod.

Uurides küsimust kõigilt eespool mainitud seisukohtadelt, arvab Haviland (Ameerika Ühendriigid), et lämmastik on oma omadustelt parem kõikidest teistest gaasidest ja seepärast peaks kosmilise laeva mikroatmosfäär koosnema hapniku ja lämmastiku segust. Kuid lõplikult lahendatuks küsimust lugeda veel ei saa, on vaja teostada täiendavaid uurimusi.

Oleks otstarbekohane, kui lennul oleks tagavaraks teatud kogus osooni. See hapendava ja desinfitseeriva toimega gaas värskendab õhku, mis hermeetiliselt suletud kabiini puhul on eriti tähtis. Ent püsival kujul vedelat osooni saada on väga raske (vt. lk. 94). Õhku kabiinis saab pidevalt puhastada ka spetsiaalses kondensaatoris, jahutades teda kuni süsihappegaasi veeldumistemperatuurini, s. o. — 78°C. Seejuures eraldub kõigepealt vesi, seejärel ka vedel süsihappegaas. Puhastatud õhule tuleb lisada vajalikus koguses hapnikku ja veeauru, kusjuures veesisaldus värskes õhus peab üldiselt olema väiksem regeneratsiooniaparaati saabuva õhu veesisaldusest. Pärast seda tuleb segu soojendada normaaltemperatuurini.

Suitsetamine tehiskaaslase pardal ei ole soovitav: see toob enesega kaasa mitte üksnes liigse hapnikukulu, vaid raskendab tunduvalt ka õhu puhastamise protsessi. Suit-

setamisel tekkivat suitsu ja toidu valmistamisel eralduvaid gaase saab kondenseerida külmadel pindadel (Green, Kanada).

Kuna õhu konditsioneerimisel tuleb tegelda nii soojendamis- kui jahutamisprotsessidega, siis võimaldab nende otstarbekohane reguleerimine saada tunduvat soojusenergia säästu.

Õhu konditsioneerimist kaaslase kabiinis raskendab asjaolu, et hingamine ja veeauru eritamine inimese poolt toimub väga ebaühtlaselt. Nagu näitasid katsed, võib inimene pingelises töös tunni aja jooksul eritada auru näol kilogrammi vett (langevarjuhüppe korral eritatakse pool kilogrammi veeaure).

Vaevalt on otstarbekohane saata lühiajaliseks kasutamiseks mõeldud tehiskaaslasele rasket regeneratsiooniseadeldist õhu koostise uuendamiseks. Nähtavasti on lihtsam asendada rikutud mikroatmosfäär värskega kabiini «tuulutamise» teel järgmisel viisil. Minnes naaberkabiini (või pannes selga skafandri), avavad astronaudid kraanid, lastes ruumis olnud õhu planeetidevahelisse ruumi. Selline operatsioon on väga lühiajaline, sest õhk väljub kabiinist helikiirusega. Seejärel suletakse kraanid ja kabiin täidetakse värske õhuga. Süsihapet saab mikroatmosfäärist eraldada ka keemilisel teel. Nii näiteks on sukeldunud allveelaevas võimalik absorbeerijatega kõrvaldada tekkinud süsihapet mitme ööpäeva vältel. Seda õhu regenereerimisviisi kasutati ka esimesel biokaaslasel (s. o. teisel nõukogude tehiskaaslasel): erilised ühendid, mis absorbeerisid süsihappe ja liigse veeauru, eritasid loomale hingamiseks vajalikku hapnikku. Seejuures reguleeriti tähendatud keemilisest reaktsioonist osavõtvate ainete kogust automaatselt. Biokaaslase hermeetiline kabiin koos konditsioneeriva seadisega on toodud fotol XVIII.

Vajalikku hapnikuvaru on mugav kaasa võtta vedelal kujul. Sel juhul on reservuaaride kaal ja maht väiksem kui gaasiballoonidel. Paake vedela hapniku hoidmiseks võib konstrueerida Dewari anuma põhimõttel (termosena), mis tagab veeldatud gaaside pikaajalise säilivuse. Hapnikku on Maalt tehiskaaslasele võimalik transportida ka tahkel kujul (vajalik taara on kõige kergem). Hingamiseks võib hapnikuvarusid kaasa võtta naatriumülihapendina, mis neelab süsihappegaasi ja liigset niiskust

ning eritab hapnikku. Veel kohasem oleks selleks otstarbeks kasutada tahket vesinikülihapendit.

Kaalutuse tingimustes puudub tehiskaaslase mikroatmosfääris konvektsiooninähtus (õhuvahetus alumiste ja ülemiste kihtide vahel), mis võib põhjustada lämbumise: õhk ei liigu, moodustuvad süsihappegaasi «kotid», mis muudavad hingamisprotsessi (samuti ka leegi põlemisprotsessi) võimatuks. Sellepärast tuleb kabiinides ventilaatoritega või muude vahenditega pidevalt segada õhku ning samal ajal teostada ka õhu ühesuunalist sundtsirkulatsiooni. Niisugust meetodit kasutatigi teisel nõukogude tehiskaaslasel.

Stratosfäärilendude ajal varustatakse lennukite meeskonnad kunstliku mikroatmosfääriga spetsiaalse aparatuuri abil, mida vastaval täiustamisel võib kasutada ka kaaslase pardal.

4. Heliotehnika tehiskaaslasel

Et säilitada temperatuuri kaaslase sees, võib kasutada kunstlikku kütmist. Seejuures tuleb rakendada abinõusid soojuskadude vältimiseks läbi kabiini seinte, näiteks vooderdades kabiini seinu soojustisoleerivate materjalidega. Vaevalt on aga otstarbekohane kütta kaaslast Maalt kaasavõetud kütusega. Normaalset temperatuuri tehiskaaslase ruumides saab säilitada ka ilma igasuguse kütusekuluta, kasutades soojendamiseks päikesekiirte energiat.

Populaarteaduslikus kirjanduses võib sageli kohata ekslikku ettekujutust «planeetidevahelise ruumi temperatuuri» kohta. Asi on selles, et planeetidevahelist ruumi täitvat mateeriat võib praktiliselt mitte arvestada tema tühise tiheduse tõttu. Järelikult ei ole planeetidevahelise ruumi temperatuuri mõistel mingisugust mõtet, sest see ruum, erinevalt Maa atmosfäärist, ei soojenda ega jahuta.[1]

Õhutühjas ruumis saab soojus kanduda ühelt kehalt teisele ainult kiirgamise teel.

Iga päikesekiirtesse sattunud keha soojeneb või jahtub seni, kuni tema poolt neelatav soojushulk saab võrdseks

[1] Tegelikult on olemas kindla temperatuuriga planeetidevaheline aine, kuid selle keskkonna üliväikese tiheduse tõttu on soojusvahetus temaga tähtsusetu, nii et soojusbilansis ei ole planeetidevahelise aine temperatuuril mingit tähtsust. — *Toim.*

väljakiiratava soojushulgaga, pärast seda jääb keha temperatuur püsima teatud kindlale tasemele — see on niinimetatud tasakaalutemperatuur.

Keha tasakaalutemperatuur oleneb keha ainest, kujust, valgustatava pinna asendist päikesekiirte suhtes ja tema kaugusest Päikeseni. Nii näiteks on tehiskaaslase orbiidil liikuva absoluutselt musta kera temperatuur ligikaudu +3° C (kera pöörleb kiiresti päikesekiirtega ristiseisva telje ümber). Absoluutselt musta silindri temperatuur, kui silindri kõrgus võrdub viie läbimõõduga, kõigub —93° C kuni +13° C vahel, olenevalt silindri asendist päikesekiirte suhtes[1].

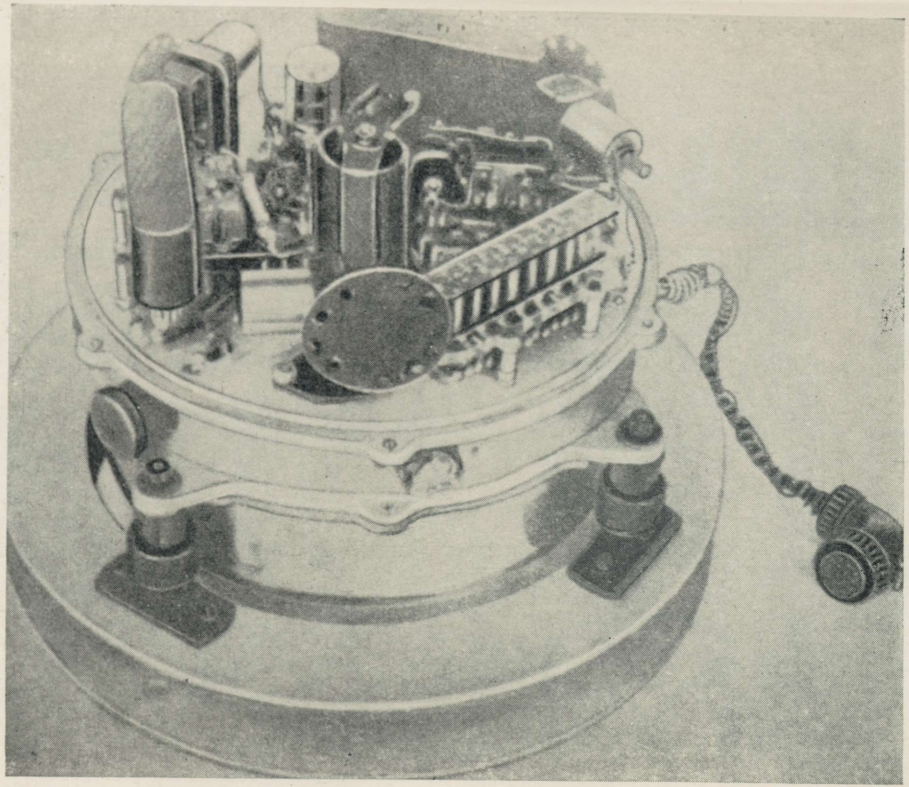
Tehiskaaslase kauguse Päikesest võib lugeda praktiliselt võrdseks Maa kaugusega Päikesest. Viimane muutub aasta jooksul väga vähe: jaanuaris on kaaslase kaugus Päikesest 3,3 protsendi võrra väiksem kui juulis ja päikesekiirguse intensiivsus suureneb ainult 7 protsendi võrra. Et uurida päikesekiirgust, peavad need andmed olema iga ajamomendi jaoks varem täpselt välja arvutatud.

On kerge arvutada, et pooleaastase liikumise jooksul afeelist periheeli läheneb Maa Päikesele keskmiselt 317 meetri võrra sekundis ja järgmise poolaasta jooksul eemaldub temast samasuguse kiirusega. Seepärast peab Maa orbiidil liikuva musta kera temperatuur iga 3,4 sekundi järel suurenema või vähenema ühe miljondiku kraadi võrra.

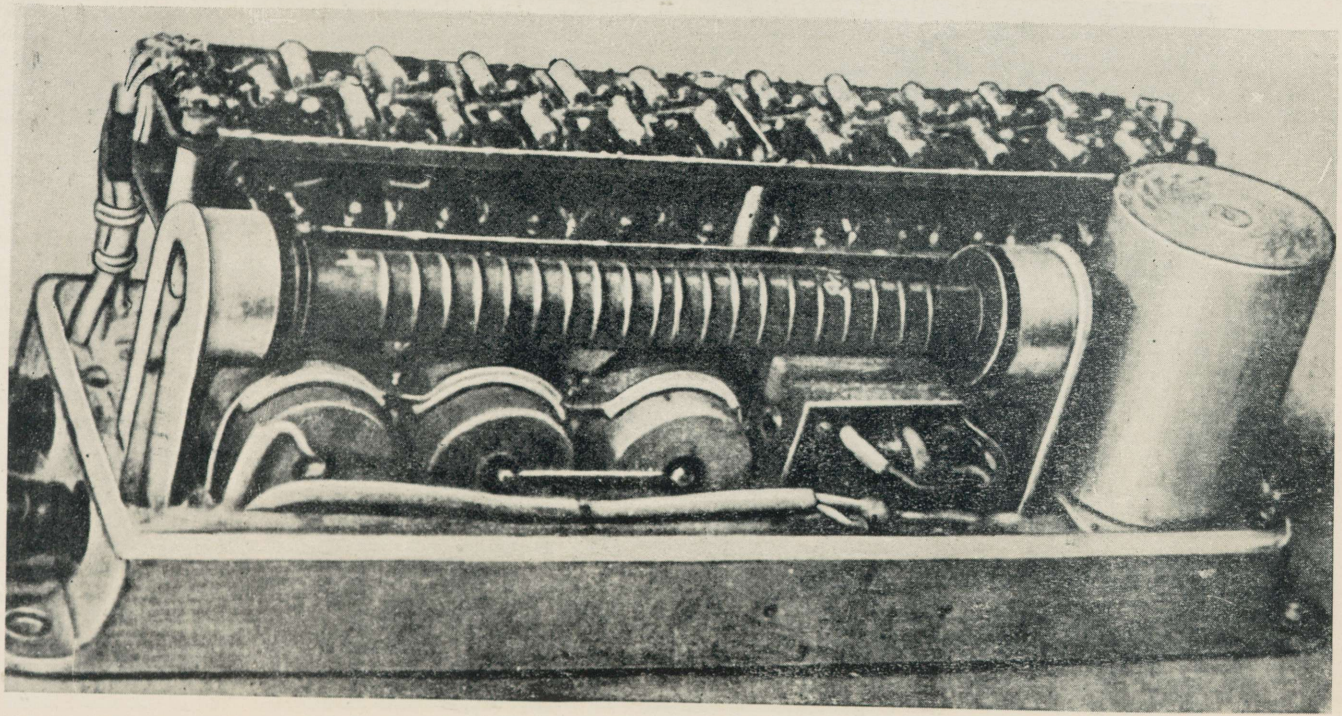
Maa varjus on kaaslase tasakaalutemperatuur tunduvalt madalam kui päikesekiirtes. Kuid tehiskaaslase öö lühiduse tõttu on võimalik, et temperatuur saavutab tasakaaluolukorra alles veidi enne kaaslase väljumist Maa varjust või üldse ei jõua tasakaalustuda. On tunduvalt tõenäolisem, et kaaslane jõuab soojeneda tasakaalutemperatuurini, mis vastab Päikese poolt valgustatuse tingimustele (me teame, et kaaslasel on päev reeglina ööst tunduvalt pikem). Igal juhul peab kaaslase Maa varju kadumise momendil tema temperatuur järsult langema, varjust väljumisel aga tõusma.

Seepärast on isegi esimestel kaaslastel mitmesuguste

[1] Keha poolt saadud soojushulk on võrdeline tema varju pindalaga, mis tekib päikesekiirtega risti asetseval tasandil, ning kiirguse teel kaotatud soojushulk on võrdeline keha täispindalaga. Meie silindri varju maksimaalne väärtus ületab rohkem kui kuus korda minimaalse väärtuse.



Aparatuur päikesekiirguse uurimiseks, mis oli üles seatud teisel nõukogude tehiskaaslasel.



Aparatuur kosmiliste kiirte uurimiseks, mis oli üles seotud teisel nõukogude tehiskaaslasel.

aparaatide normaalseks funktsioneerimiseks (rääkimata juba elusorganismidest, näiteks väikestest loomadest) vajalik niisuguseid järske temperatuurikõikumisi tasandada.

A. G. Karpenko ja M. L. Lidov (Nõukogude Liit) uurisid kaaslase maksimaalse ja minimaalse temperatuuri olenevust kaaslase mõõtmetest, soojusmahtuvusest, pinna optilistest omadustest ja sisemiste soojusallikate võimsusest. Ringilise orbiidi korral jõuti järgmistele tulemustele. Sisemiste soojusallikate puudumisel erineb kaaslase keskmine temperatuur küll üsna vähe nullist, kuid temperatuurikõikumised kaaslasel (päikesekiirtes ja Maa varjus) on väga suured. Muude tingimuste võrdsuse korral osutub temperatuurikõikumine seda väiksemaks, mida suurem on kaaslase soojusmahtuvus. Kui näiteks mingi soojusmahtuvuse väärtuse korral kõiguvad kõrvalekaldumised temperatuuris kaaslasel —25° C kuni +25° C, siis soojusmahtuvuse suurendamisel viis korda jäävad temperatuurikõikumised ±5° C piiridesse. Kaaslase soojusmahtuvust saab suurendada tema massi suurendamisega (see toob kaasa aga vajaduse kasutada võimsamat orbitaalset raketti) või konstruktsioonmaterjalide vastava valikuga (praktiliselt dikteerivad materjali valiku harilikult teised kaalutlused). Kaaslase temperatuurikõikumisi saab vähendada ka kaaslase välispinna peegeldamisvõime tõstmisega. Selline lahendus toob kaasa tehiskaaslase keskmise temperatuuri tõusu.

Tehiskaaslasel võib esineda järsk temperatuuride vahe päikesekiirtes ja varjus oleva külje vahel. Enam-vähem püsivat temperatuuri on võimalik saavutada, pannes kaaslase kiiresti pöörlema ümber raskuskeskme.

Tehiskaaslase ruumides on temperatuuri kerge reguleerida ja seda üsna laiades piirides. Me teame, et absoluutselt must keha neelab päikesekiirguse täielikult, teist värvi kehad peegeldavad seda aga suuremal või vähemal määral tagasi. On küllaldane, kui osa kaaslase välisseinast katta päikesekiiri tugevasti neelava, teine osa hästi peegeldava ümbrisega ja pöörata neid ümbriseid Päikese suhtes vajaduse järgi (parem oleks pöörata ümbriseid koos kaaslasega).

Planeetidevahelise jaama veeldatud gaaside varusid tuleb hoida muidugi täiesti kindlatel madalatel temperatuuridel, samal ajal nõuab inimorganism aga võrdlemisi kõrget temperatuuri. Need vasturääkivad nõuded teevad

planeetidevahelise jaama konstruktsiooni tunduvalt keerulisemaks. Selle ülesande lahendamiseks võib näiteks eraldada vedelkütuse paagid reisijate kabiinist ja hoida neis kunstlikult madalat temperatuuri. Kui päikesepoolsel küljel ei saa vajaliku madala temperatuuri säilitamist tagada soojusisolatsiooniga, siis tuleb paakide sisu segada mehhaaniliselt.

Atmosfäär annab tunduva paranduse päikesekiirgusest tingitud tasakaalutemperatuurile Maa pinnal. Selle paranduse põhjustab konvektsioon, mis viib ära soojust kuumemalt kehalt. Seepärast ei saa igapäevastest kogemustest saadud andmeid keha soojenemise kohta rakendada juhtudel, kui kehad asuvad universumis; mõned kehad, mis soojenevad õhus rohkem kui teised, on õhutühjas ruumis hoopis madalamal temperatuuril.

Päikeseenergiat saab kaaslasel kasutada ka tehnilistel eesmärkidel, eriti mehhaanilise ja elektrienergia tootmiseks. Näiteks võib kaaslasel või selle lähedal üles seada päikese jõul töötava aurumasina, mille katelt soojendab suuremõõtmelise peegliga koondatud päikesekiirte kimp (foto XIX). Väljaspool atmosfääri on auru kerge kondenseerida kaaslase varjusasuval küljel. Märgime, et valgustatud ja varjusoleva külje temperatuuride vahe on tehiskaaslasel tunduvalt suurem kui Maal, tänu sellele on aga kaaslasel suurem ka helioseadise kasutegur.

Käesoleval ajal on maapealsetes tingimustes ühe hobujõulise võimsuse saavutamiseks vajalik helioseadis 17 m^2 pindalaga peegliga. Atmosfääri puudumise tõttu peaks Maa tehiskaaslasel saavutatama mõnevõrra paremaid tulemusi, kuid töötingimused on tehiskaaslasel muidugi võrratult keerulisemad. On hästi teada, et ka Maakeral pole heliotehnika saavutanud veel küllalt häid tulemusi.

Helioseadised on väga rasked. Rakendades uusi meetodeid päikeseenergia elektrienergiaks transformeerimisel, saame võib-olla paremaid tulemusi. Näiteks võib päikeseenergia elektrienergiaks muundamiseks kasutada pooljuhttermopatareisid või siis fotoelektrilisi pooljuhtpatareisid. Esimene tüüp patareisid on tunduvalt raskem teisest, seepärast on võimalik rakendada neid ainult suurtel tehiskaaslastel. Teadlased (V. S. Vavilov, V. M. Malovetskaja, G. H. Galkin, A. P. Landsman jt., Nõukogude Liit) püüavad välja töötada kõrge efektiivsusega ränifoto-

elemente, mida saaks kasutada aparatuuri toitmiseks väikestel tehiskaaslastel.

Praegusel ajal kõigub parimate fotoelektriliste pooljuhtpatareide kasutegur 6 kuni 11 protsendi vahel, kuid teoreetiliselt on võimalik seda kasutegurit suurendada veel 2 korda. Et väljaspool atmosfääri piire on ühele ruutmeetrile risti langeva päikesekiirte voo võimsus 1350 vatti, võib praktiliselt juba praegu saada igalt ruutdetsimeetrilt voolu võimsusega üle ühe vati.

Toome ära ka Stuhlingeri (Ameerika Ühendriigid) arvamuse automaatsete tehiskaaslaste energiaga varustamise küsimuses.

Tehiskaaslasel asuv ränifotoelement asetub automaatselt risti päikesekiirtega. Kuid fotoelektriline voolugeneraator ei saa töötada piiramatult kaua. Kaasajal ei ole teada veel isegi see, kas ta suudab töötada mõni kuugi [1].

Termoelementide patarei tööiga on tunduvalt pikem. Eriline automaatseade hoiab peegli päikesekiirtega risti. Patarei üht otsa soojendatakse koondatud päikesekiirte kimbuga, teist jahutatakse õliradiaatoriga, mis töötab järgmisel põhimõttel: et varjus asetsev 100-kraadise temperatuuriga must keha (radiaator) kiirgaks välja 1 kilovati soojusenergiat, on vajalik 0,93-ruutmeetrise pinnaga radiaatorit. 20-kraadise temperatuuri juures peab aga kiirgav pind olema 2,7 korda suurem, sest kiirgumise intensiivsus kasvab võrdeliselt keha absoluutse temperatuuri neljanda astmega. Jahutusseadme kaal moodustab üle poole generaatorseadise üldkaalust.

Kui kaaslane liigub päikesekiirtes, peab osa toodetud energiast minema akude laadimiseks, mis hakkavad tööle hetkel, kui kaaslane läheb Maa varju.

Termoelemente võib soojendada ka radioaktiivsete elementidega, sest beetalagunemise kineetiline energia muundub osakeste neeldumisel isotoobis ja mahuti seintes soojusenergiaks. Selleks otstarbeks soovitatakse kasutada strontsiumi isotoopi aatomkaaluga 90, mille poolestumisperiood on 20 aastat. Kuid 1 kilogrammi selle isotoobi tootmiseks vajatakse 25 kilogrammi uraani või plutooniumi. Vajaliku toormaterjali kogus väheneb tunduvalt, kasutades strontsiumi aatomkaaluga 89, mille poolestu-

[1] Autori väide pole päris õige: nõukogude kolmandal tehiskaaslasel töötas fotoelektriline generaator üle 1,5 aasta — *Toim.*

misperiood on ainult 53 ööpäeva. Et saada 100-vatise võimsusega voolu, oleks vaja 18,1 kilogrammi strontsiumi aatomkaaluga 90.

Isotoopide kasutamisel on vaja laetud osakeste loendajaid ja teisi radioaktiivse kiirguse suhtes tundlikke aparaate kaitsta gamma- ja röntgenikiirte eest. Kui aparatuuri kaal koos registreerimisseadistega on 27 kilogrammi, raadiosaatjate kaal 14 kilogrammi, siis on fotoelektrilise vooluallikaga tehiskaaslase üldkaal 159 kilogrammi, kuid koos Päikese või isotoopidega soojendatava termopatareiga — ligikaudu 206 kilogrammi. Nende elektrienergiaallikate kasutegur on ligikaudu 5 protsenti, kaal aga 0,7 kuni 1,1 kilogrammi vati kohta. On alust eeldada, et pooljuhtelementide kasutegurit õnnestub tunduvalt tõsta. Fotoelektrilised generaatorid võivad osutuda kasulikemaks elektrimasin-generaatoritest [1].

Kaasajal eelistatakse harilikke galvaani elemente kõigile teistele vooluallikatele, sest nende võimsus ulatub mitmesaja vatini ja tööiga mitme ööpäevani. Parimad galvaani elemendid annavad 0,11 kilovatt-tundi energiat patarei kaalu iga kilogrammi kohta. Seejuures ei anna elavhõbepatareid mitte üksnes kõige tugevamat voolu kaaluühiku kohta, vaid neil on ka pikim tööiga.

Aurumasin generaatoriga, mille võimsus on 100 vatti, oleks väiksema kasuteguriga kui eespool vaadeldud elektrienergiaallikad. Seevastu 20-kilovatise võimsuse juures võiks selle masina kasutegur olla suurem nende allikate efektiivsusest, kusjuures kasutegur tõuseks masina võimsuse kasvamisega.

Suured elamiskõlblikud tehiskaaslased vajavad nähtavasti ka võimsaid elektrijaamu. Planeetidevahelistest jaamadest startivate elektriliste kosmiliste laevade liikumiseks aga (niisuguseid laevu projekteeritakse praegu) oleks vaja kümneid kordi võimsamaid elektritsentraale.

---

[1] Elektrimasin-generaatorites muudetakse soojusenergia esmalt mehhaaniliseks ja alles siis elektrienergiaks. — *Toim.*

5. Mõõteaparatuur ja vaatlus- ning juhtimisseadmed

Teaduslik mõõteaparatuur, navigatsiooni- ning muud seadmed tehiskaaslastel ja transportrakettidel peavad normaalselt funktsioneerima nii kaalutuse kui ka ülekoormuse tingimustes.

Kogu kaaslase varustus allub mitte ainult temperatuuri ja rõhu järskudele kõikumistele, vaid ka rakettmootori tõmbejõust tingitud kiirenduse muutustele.

Et anda tehiskaaslase pardaaparatuuri näitusid edasi Maale, kasutatakse automaat-raadiotelegraafi, mis on analoogiline 1930. aastal väljatöötatud meetodiga raadiosondide jaoks (P. A. Moltšanov, Nõukogude Liit).

Nõukogude esimesel ja teisel tehiskaaslasel oli kummalgi kaks raadiosaatjat, mis töötasid sagedustel 20,005 ja 40,002 megahertsi (lainepikkused olid vastavalt 15 ja 7,5 m). Esimese kaaslase temperatuur ja teised andmed anti Maa peale signaalide ja nendevaheliste pauside pikkuse mõninga muutmise teel.

Teisel kaaslasel kasutati päikesekiirguse uurimiseks foto XX näidatud aparaati. Selles aparaadis on kiirguse vastuvõtjateks kolm üksteise suhtes 120-kraadise nurga all asetsevat fotokordistajat. Erilised automaatselt vahetuvad optilised filtrid, mis on valmistatud õhukestest metall- ja orgaanilistest kelmetest ning teistest spetsiaalsetest optilistest materjalidest, võimaldavad eraldada ja mõõta mitmesuguseid piirkondi Päikese röntgenispektris ja kauges ultravioletses osas asuvaid vesiniku spektrijooni. Päikesele suunatud fotokordistaja elektrilisi signaale võimendas raadiovõimendaja ja seejärel anti need signaalid telemeetrilise süsteemi abil edasi Maale.

Et kaaslane pidevalt muutis oma orientatsiooni Päikese suhtes ja osa ajast viibis koguni Päikesest valgustamata piirkonnas, lülitusid aparaadid toiteallikate kokkuhoiu eesmärgil sisse alles siis, kui päikesevalgus sattus ühele kolmest valgusevastuvõtjast. Aparaadid lülitati sisse automaatsüsteemi abil ja fototakistitega, mida Päike valgustas samaaegselt fotokordistajatega.

Kosmiliste kiirte uurimiseks kasutati nõukogude teisel tehiskaaslasel foto XXI kujutatud aparatuuri.

Kosmilise kiirguse koostisse kuuluvad osakesed registreeritakse selles aparaadis loendajate abil. Elektriliselt laetud osakeste läbiminekul loendajast tekib säde, mis

annab impulsi pooljuhttrioodidega raadiovõimendajale. Viimase ülesandeks on loendada osakeste arvu kosmilises kiirguses ja anda raadio teel signaale, kui on loendatud teatud kindel arv osakesi. Pärast signaali andmist algab jällegi osakeste registreerimine ja kui on loendatud sama arv osakesi, antakse uus signaal. Jagades registreeritud osakeste arvu loendamise kestusega, võib saada loendajat läbinud osakeste arvu sekundi kohta või nn. kosmiliste kiirte intensiivsuse.

Kaaslasel paiknes kaks ühesugust seadist laetud osakeste registreerimiseks, kusjuures mõlema seadise loendajate teljed olid omavahel risti.

Raketi viimase astme korpusele olid üles seatud raadiotelemeetriline aparatuur ning toiteallikad teadusliku- ja mõõteaparatuuri jaoks. Eriliste tundlike elementidega registreeriti temperatuuri katselooma kabiinis ja selle välispinnal, samuti üksikute aparaatide ja konstruktsiooni elementide temperatuuri. Raadiotelemeetriline aparatuur tagas kõigi mõõtmistulemuste edasiandmise Maale (aparatuuri sisselülimine toimus perioodiliselt eriprogrammi alusel).

Rea meditsiinilis-bioloogiliste küsimuste uurimiseks paigutati teise kaaslase katselooma hermeetilisse kabiini aparaadid pulsi- ja hingamissageduse ning arteriaalse rõhu määramiseks, aparaat elektrokardiogrammide võtmiseks, samuti ka tundlikud elemendid rea iseloomustavate parameetrite mõõtmiseks (temperatuur, rõhk).

Elektrostaatiliste väljade mõõtmiseks atmosfääri ülemistes kihtides tegi J. M. Imjanitov (Nõukogude Liit) ettepaneku luua järgmisel põhimõttel töötav aparaat.

Mõõteplaat (vastuvõtuelektrood) asub uuritavas elektrostaatilises väljas, kuid spetsiaalse sisselõigetega varustatud pöörleva elektroodi abil ekraneeritakse ta perioodiliselt sellest väljast. Ekraneerimise tagajärjel tekkiv mõõteplaadi välja muutus põhjustab elektrivoolu tekkimise, mille tugevus on võrdeline mõõdetava elektrivälja pingega. Arvatakse, et seadme võrdlemisi väikeste gabariitide juures (mõõteplaadi pindala on 10 ruutsentimeetrit) voolab vastuvõtuelektroodidelt vahelduvvool tugevusega 0,000001 milliamprit pinge puhul 0,1 millivolti. See pinge võimendatakse lampvõimendajaga ja seejärel mõõdetakse. Nii saab voolu pinge põhjal otsustada elektrostaatilise välja pinge ja tema muutuste üle kaaslase orbiidil.

Positiivsete ioonide kontsentratsiooni mõõtmiseks kaaslase orbiidil tegid K. I. Grinhaus ja M. H. Zelikman (Nõukogude Liit) ettepaneku valmistada aparatuur, milles kasutatakse ühte või mitut positiivsete ioonide püüdjat. Ioonidepüüdjad kujutavad endast sfäärilisi võrke, mis kinnitatakse kaaslase pinnale ekraneerivate torudega. Toru telge mööda on asetatud peenike varras, mis ühendab kaaslase sees olevat aparatuuri sfäärilise võrgu (püüdja) tsentriga. Seega kujutab püüdja endast väikest sfäärilist kollektorit. Läbi võrgu avade satuvad püüdjasse nii positiivsed kui ka negatiivsed ioonid. Kuid viimased lükkab püüdjast tagasi elektriväli, mis tekib tänu sellele, et keskkollektorile antakse teatav pinge (negatiivne) välise sfääri suhtes. Nii kogutakse positiivseid ioone, seejärel mõõdetakse nende kontsentratsioon ja mõõtmiste tulemused antakse raadiotelemeetrilise süsteemi abil edasi Maale.

Peatume lühidalt mõnedel seadmetel, mis on konstrueeritud seni veel välja saatmata ameerika tehiskaaslaste jaoks.

Mikrometeoorkehade tabamuste mõju uurimiseks kavatsetakse paigutada kaaslase kestasse suure elektrilise takistusega nikroomlint[1] paksusega üks kümnetuhandik millimeetrit ja ühendada see elektriahelasse. Sedamööda, kuidas meteoorid lindi läbi «kulutavad», tõuseb selle elektriline takistus, mis maapealsetes vaatlusjaamades peegeldub vastuvõetavate helisignaalide iseloomus.

Õhurõhu langust signaliseeriv seade (juhul kui meteoorkeha on läbi löönud kaaslase korpuse) kaalub koos potentsiomeetriga ainult 43 grammi. Kaaslasele kavatsetakse mahutada ka akustiline seade mikrometeoorkehade tabamuste registreerimiseks. See seade võimendab mikrometeooride löökidega kaasnevaid heliefekte ja seejärel registreerib viimaseid.

Tehiskaaslastele paigutatavad miniatuursed termistorid kujutavad endast tillukesi «liivaterakesi», millest igaühele on külge tinutatud kaks imepeent «vurrukest». Niisuguste termistoritega saab mõõta temperatuuri —90 kuni +150°C. Nendega saab kontrollida, kas ei tõuse temperatuur, vaatamata termilisele isolatsioonile, päikesekiirtes soojeneva kaaslase sisemuses üle pooljuhtide normaalse tööreżiimi piiride (4—50°C).

Maa temperatuuribilansi uurimiseks varustatakse ameerika kaaslased nelja bolomeetriga, millest kolm on kerakujulised. Üks neist on valge, kuid neelab infrapunast kiirgust, teine — absoluutselt must, s. t. neelab nii nähtavaid kui ka nähtamatuid kiiri. Kolmas aga, mille töötas välja Tabori, peegeldab infrapunaseid kiiri, kuid neelab nähtavaid, jäädes seega inimese silma jaoks mustaks. Neljandal bolomeetril on ühel küljel kaitsetõke igasuguse kiirguse

[1] Lint valmistatakse nikroomi aurude kondenseerimisega klaasi pinnale. Nikroom on nikli, kroomi ja raua sulam vähese räni, alumiiniumi ja teiste elementide lisandiga.

vastu. Momendid, kui kaaslane kaob Maa varju või väljub sealt, registreeritakse automaatselt.

Maa magnetvälja mõõdetakse Packardisüsteemi prooton-pretsessioon-magnetomeetriga, mida kasutati juba ka kõrgrakettidel (foto XXII). Kosmiliste kiirte uurimiseks konstrueeriti Geigeri loendaja 14 sentimeetri pikkuse toru kujul.

Päikesekiirte ioniseerimisvõime uurimise seisukohalt huvitab astrofüüsikuid spektri ultravioletses osas asuva Lymeni seeria α-joone intensiivsus (lainepikkus on 1216 ongströmi). Kuidas aga eraldada seda joont? Tehiskaaslaste jaoks on valmistatud lämmastikhapendiga täidetud pisikesed ionisatsioonikambrid (foto XXIII); see gaas ioniseerub 1340 ongströmist lühemate lainete toimel. Kuid päikesekiired saavad kambrisse tungida ainult läbi liitiumflouriidist akna, mis neelab lainepikkused alla 1100 ongströmi. Päikese spektri ultravioletses osas lainepikkuste intervallis 1100—1340 ongströmi domineerivad just lained pikkusega ligikaudu 1216 ongströmi. Ionisatsioonikamber ultravioletse kiirguse intensiivsuse määramiseks on varustatud võimendaja ja mäluseadmega. Foto XXIV on näidatud aparatuur Päikese ultravioletse kiirguse intensiivsuse registreerimiseks tehiskaaslase liikumise vältel. Kaaslase Maa varju kadumise ja varjust väljumise hetkede registreerimiseks on kaaslases fotoelementidega varustatud ketas.

Märgime, et mitmesugusteks vaatlusteks määratud optilised instrumendid võivad kiiresti rikneda läbipaistvate detailide tuhmumise tõttu, kuna neile pidevalt satub mikrometeoore. Seepärast eelistatakse võimaluse korral vaatlusteks kasutada seadmeid, mida rakendatakse näiteks raadioastronoomias. Üldse on raadioseadmetel väga suur tähtsus tehiskaaslase varustuses.

Telemeetriline raadiosaatja «Minitrack», mis kavatsetakse üles seada ühel ameerika tehiskaaslastest, on väliskujult silinder, läbimõõduga 76 millimeetrit, kõrgusega 127 millimeetrit ja kaaluga 370 grammi (foto XXV). Kaaslase 4 antenni asetsevad üksteise suhtes 90° nurga all. Iga antenni pikkus on ligikaudu 1 meeter. Voolu saadakse patareist, mis koosneb seitsmest 1,2-voldisest elavhõbeelemendist, seejuures väljundvõimsus on 20 millivatti, tööiga 350 tundi (kaks nädalat), lainepikkus 3,05 meetrit. Aparaadi tegevusraadius on veidi üle 6400 kilomeetri. Vajalike mõõtmiste teostamiseks peab põhiliselt raken-

dama täiustatud aparatuuri, mida on kasutatud juba ka kõrgrakettidel.

Kümnete kõrgrakettide «V-2» üleslaskmiste jooksul õnnestus 28—60 kanali kaudu saada andmeid erinevatest parameetritest täpsusega kuni ±2 protsenti. Seal kasutati saatjat, mis töötas lainepikkusel 30 sentimeetrit. Võimsuse suurendamisel 3 korda vähenes mõõtmisviga kuni ±1 protsendini (raadioaparaat kaalus 61 kilogrammi). Kõrgraketil «Aerobee» asus 19-kilogrammine 15 kanaliga saatja, mis töötas lainepikkusel 133 sentimeetrit.

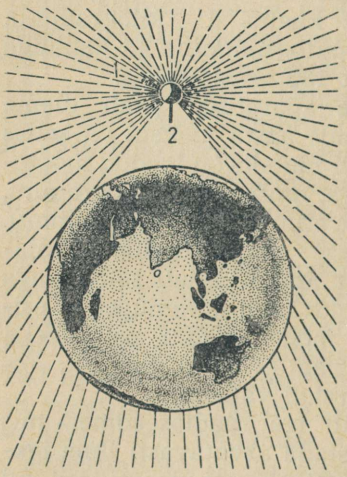
On loomulik, et tehiskaaslase aparatuur peab olema erakordselt kerge. Viimase kümne aasta jooksul on selles osas juba paljugi saavutatud. Nii näiteks on loodud mõõte- ja raadiosaateaparatuur kaaluga umbes 12 kilogrammi, mis asendab «V-2» rasket aparatuuri (907 kilogrammi). Kõik riistade näidud kirjutatakse magnetlindile miniatuurse aparaadi abil. Mitte just ammu vajati selleks aga rasket aparatuuri ja seepärast oldi isegi arvamusel, et esialgu tuleb rahulduda ainult mõne üksiku parameetri üleskirjutamisega, kusjuures sedagi ei tehta pidevalt. Fotol XXVI näeme niisuguse aparaadi väliskuju.

Tööks õhutühjas ruumis võib iga raadioseadme, mis nõuab kõrget vaakuumi, valmistada arvatavasti ilma igasuguse ümbriseta. Pole võimatu, et nii astronoomilised kui ka teised optilised seadmed langevad ruttu rivist välja just klaaspindade erosiooni tõttu. See räägib raadiomeetodite kasutamise poolt. Samuti on võimalik, et primaarsed kosmilised kiired võivad põhjustada kosmilise lennu tehnikas laialtkasutatavate pooljuhtide riknemise. Need kiired võivad tekitada ka uut liiki raadiohäireid. Raadioaparatuuri võib kahjustada ka järsk erinevus tasakaalutemperatuurides kaaslase Päikese poolt valgustatud ja valgustamata külje vahel. Seepärast tuleks termoisoleerimisel rakendada termose põhimõtet.

Madalalt lendava kaaslase orbitaalne kiirus ületab tunduvalt õhumolekulide liikumiskiiruse. Seepärast jätab tehiskaaslane liikumise ajal enese taha «varju» — koonusekujulise ruumi sügava vaakuumiga. Sellesse koonusesse tungivad ainult elektronid ja mõned üksikud õhumolekulid, mille kiirus on tunduvalt suurem kui teistel. Järelikult, kui sellisel tehiskaaslasel atmosfääri ioniseeritud kihtide uurimiseks kasutatava analüsaatori (mass-spektrograafi) sisenemisava on suunatud tahapoole, s. t. sügava

vaakuumiga «varju» piirkonda, siis seade võib üldse mitte töötada või anda ebaõigeid tulemusi (V. G. Istomin, Nõukogude Liit, jt.). Seepärast tuleb otsida võimalusi kaaslase telje hoidmiseks tema liikumise suunas.

Rea teiste uurimuste jaoks, nagu näiteks Maa albeedo või kosmiliste kiirte intensiivsuse mõõtmine, samuti suundantenni kasutamine raadio- ja televisioonisides, on vajalik, et kaaslase pöörlemistelg oleks alati suunatud Maa tsentri poole. Kuna tehiskaaslasel puudub Maa külgetõmbejõud ja seepärast ei saa määrata Maa tsentri asendit loodimise teel, siis soovitas Stuhlinger kasutada maakera ekraneerivat mõju kosmilisele kiirgusele.



Joon. 42. Vertikaalsihi automaatseks määramiseks tehiskaaslasel võib kasutada maakera ekraniseerivat mõju kosmilistele kiirtele. Need kiired satuvad maailmaruumist laetud osakeste loendajasse, kui viimane on asendis *1*, ent ei jõua sinna loendaja asendi *2* korral.

Tehiskaaslasel oleval automaatseadeldisel asub laetud osakeste (s. o. kosmiliste kiirte) loendaja. Eraldame maailmaruumist koonuse, mille tipp asub kaaslasel ja moodustajad on Maa puutujateks. Kui laetud osakeste loendaja asetseb väljaspool seda koonust (asend 1, joonis 42), siis ta registreerib teatud arvu laetud osakesi; kui ta aga asetseb koonuse sees (asend 2, joonis 42), siis osakesi üldse ei registreerita, sest selles asendis varjab Maakera loendaja kanalit kosmiliste kiirte eest. Kui loendaja, mis pöörleb Maa tsentrit läbivas tasapinnas, asetseb koonuse moodustajal, siis vähimagi loendaja telje nihkumise korral registreeritavate osakeste arv kas kasvab järsult või langeb nullini. Nii on kerge leida kahte moodustajat, mis mõlemad asuvad eespool mainitud tasapinnas. Joon aga, mis poolitab moodustajatevahelise nurga (koonuse telg), annabki kohaliku vertikaalsuuna. Kui kaaslase telg kaldub vertikaalsihist kõrvale,

paneb laetud osakeste loendajate süsteem servomootorite abil pöörlema hoorattakesed, mis omakorda viivad kaaslase vajalikku asendisse.

Kui kaaslase telg ei kalduks Maa tsentrist kõrvale üle 10°, siis saaks kaaslasel kasutada 30-kraadise ruuminurgaga suundantenni. Sel juhul kuluks raadiosaadeteks energiat viisteist korda vähem kui hariliku antenni kasutamisel.

Tehiskaaslasel, millel tervikuna pole loodud kunstlikku raskust, võib osutuda vajalikuks tekitada see teatud kindlates kaaslase osades, et saaks sooritada mõningaid katseid. Näiteks puudub kaaslase vaba lennu ajal raskus ionisatsioonikambrites, mida kasutatakse ioniseerivate kiirguste mõõtmiseks. See takistab uduriba moodustumist, kui kambrit läbivad laetud osakesed. Sel juhul võib raskusjõu asendada tsentrifugaaljõuga, mis tekitatakse ionisatsioonikambri pöörlema panemisega ümber telje. Niisugust meetodit kasutatakse juba kaasaegsetes kõrgrakettides. Teiselt poolt peab inimeste lennuks määratud kosmilisi rakette varustama ka ülekoormuse piirajaga, mis ei lase veojõudu kasvada liiga suureks ja kaitseb seega reisijaid lubatust suuremate kiirenduste ohtliku mõju eest. Olenemata sellest peab rakette varustama ka ülekoormuse akustiliste või valgussignaliseerimisseadistega.

Õhurõhu mõõtmiseks raketi ja kaaslase kabiinides peab kasutama aneroidbaromeetrit, sest harilik elavhõbebaromeeter ei sobi selleks otstarbeks. Tõepoolest, aneroidbaromeeter põhineb kõva keha elastsel deformatsioonil, aga see omadus ei sõltu kiirenduse muutustest, millele riist allub. Elavhõbebaromeetris aga tasakaalustatakse elavhõbedasamba kaal õhurõhuga. Seepärast, kuigi õhurõhk raketi kabiinis praktiliselt jääb muutumatuks nii mootori töötamise vältel kui ka lennul väljalülitatud mootoriga, oleneb elavhõbedasamba kaal tunduvalt rakettmootori veojõu suurusest.

Nii näiteks kui raskusjõud raketil suureneb pärast mootori sisselülitamist neli korda, siis õhurõhk raketi kabiinis tasakaalustub elavhõbedasambaga, mis on neli korda lühem normaalsest. See võib vaatleja eksiteele viia. Lennul väljalülitatud mootoriga (raketil või tehiskaaslasel) aga kaotab elavhõbedasammas üldse oma kaalu, seepärast tõuseb ta elavhõbebaromeetri kõige kõrgemasse punkti ja baromeeter ei reageeri enam rõhumuutustele.

Kui õhk voolab tehiskaaslase ruumidest väga aeglaselt välja, võib kabiinide rõhk langeda pikkamööda ja harilik aneroidbaromeeter ei fikseeri seda rõhumuutust. Seepärast võetakse kabiini hermeetilisuse kontrollimiseks kasutusele erilised lekkimiskohtade otsijad. Märgime, et mikroatmosfääri püsiv rõhk ei ole veel garantiiks, et kabiin ei leki, sest samaaegselt voolab kabiini värske õhk. Sellele vaatamata peavad automaatseadised informeerima astronaute rõhu langusest mikroatmosfääris valgus- või helisignaalide abil.

Eriseadis tehiskaaslase pardal peab pidevalt teostama mikroatmosfääri analüüsi, näitama õhu koostist protsentides ja hoiatama võimalike ohtude eest (näiteks süsihappegaasi suure kontsentratsiooni korral).

Kaalukaotuse tõttu lennul väljalülitatud mootoriga ei saa käia pommidega pendelkell. Kuid siin ei piisa pommide asendamisest vedruga. Kui väljalennul rakettmootor arendab suurt kiirendust, võngub pendel sagedamini ja kell hakkab ette käima; pärast mootori väljalülimist aga pendel lakkab üldse võnkumast ja kell jääb seisma. Samuti ei tööta pendelkell ka inertsi mõjul liikuval tehiskaaslasel. Seepärast peab pendli asendama ankruga (balanssiiriga), mille vedru töötab olenemata raketi või kaaslase liikumise tingimustest (niisugune balanssiir on käe- ja taskukelladel).

Kuidas mõõta tehiskaaslasel massi? Riputame kilogrammise vihi vedrukaalu külge. Enne raketi stardimomenti seisab kaaluosuti ühel. Kuid mootori sisselülimise hetkel nihkub osuti järsult paigalt ja näitab nii mitu kilogrammi, mitu korda ülekoormus raketil on suurem normaalkaalust maapinnal. Kui aga kiirendus lõpeb, langeb osuti nullile. Järelikult ei võimalda harilikud vedrukaalud mõõta masse ei tehiskaaslasel ega transpordiraketil. Samuti ei tööta kaalutuse tingimustes ka kangkaalud. Peab kasutama tsentrifugaalkaale, millel vedru kokkusuruv jõud tekib pöörlemisest ja ei olene lennumasina liikumise iseloomust.

Eriline vedrukaalude tüüpi seade on aga ikkagi väga kasulik startiva raketi pardal, kuid hoopis teisel eesmärgil. Mootori töötamise perioodil määrab veojõu poolt tekitatava kiirenduse aktselerograaf. See isekirjutav seadis näitab raketi kiiruse juurdekasvu igas sekundis, kuid ei arvesta Maa raskusjõu mõju. Teisiti öeldes näitab ta seda

kiirendust, mis oleks olnud raketil vabas ruumis (reaktiivse veojõu kiirendus). Aktselerograafi näitudest lähtudes saab arvutada startiva raketi liikumise kiirenduse Maa suhtes (seadis, mis näitaks vahetult selle väärtust, ootab veel leiutajat). Aktselerograafi tööpõhimõte sarnaneb tavaliste vedrukaalude omaga ja nimelt järgmises: riputades raketi külge kinnitatud vedru otsa vabalt teatud massi, osutub vedru väljavenimise suurus võrdeliseks mõõdetava kiirendusega. Aktselerograafi skaala on gradeeritud kiirenduseühikutes. Skaalat saab ehitada ka nii, et ta näitaks, mitu korda on mootori töötamise ajal keha kaal raketil suurem või väiksem tema normaalsest kaalust Maal.

Juba nüüd lastakse välja miniatuurseid aktseleromeetreid kaaluga umbes 85 grammi ülekoormuste jaoks, mis 10—14 korda ületavad normaalse raskusjõu; need töötavad korralikult temperatuuridel —50 kuni +100°C ja taluvad vibratsiooni sagedusega kuni 2000 võnget sekundis (firma «Humphry», Ameerika Ühendriigid).

Kirjeldame nüüd aparatuuri tehiskaaslase pööramiseks ümber tema telje. Niisugust pööramist võib vaja minna paljudel juhtudel. Näiteks võib kaaslase liikumise ajal tekkida vajadus lülida sisse mootor, et parandada stardil tekkinud suuna viga, kompenseerida ettemääratud teest kõrvalekaldumist, minna üle teisele orbiidile jne. Seejuures peab reeglina tehiskaaslast eelnevalt pöörama nii, et anda mootorile teatud kindel suund. Võib osutuda, et kaaslast on vaja pöörata selleks, et teostada mõningaid vaatlusi või et muuta päikesekiirte neelamise intensiivsust kaaslase korpuse temperatuuri reguleerimiseks jne. Lõpuks võib olla vajalik muuta lennumasina orientatsiooni, et saaks suunata antenni mingile kindlale maapealsele jaamale.

Kuidas teostada niisugust pööret?

Tehiskaaslase ümber võib paigutada mõned abidüüsid, mille toime vajalikul momendil annab kaaslasele pöörleva liikumise. Pärast seda, kui düüsid on töö lõpetanud, jätkab kaaslane pöörlemist inertsi mõjul. Kui kosmilise lennuaparaadi asendit on vaja muuta nii, et edaspidi see uus asend säiliks, siis peab varem väljaarvutatud momendil hakkama pidurdama kaaslase pöörlemist. On arusaadav, et niisugune manööverdamine peab olema väga täpne ja on seotud kütusekuluga. Kuid on olemas teine lihtsam ja

ökonoomsem moodus kosmilise laeva või tehiskaaslase orientatsiooni muutmiseks, mille juures üldse ei kulu kütust. See põhineb liikumishulkade jäävuse seadusel. Kui astronaut hakkab tehiskaaslases liikuma ringjoont mööda seinte ääres kindlas suunas, siis pöördub kaaslane vastupidises suunas. Nii saab pöörata lennumasinat mis tahes telje ümber. Et aga inimese mass on tunduvalt väiksem kaaslase massist, siis tuleks tal käia palju kordi ümber kabiini, et kaaslane teeks kas või pisimagi pöörde. Seepärast on palju hõlpsam tekitada kosmilise aparaadi aeglast pöörlemist vajalikus suunas väikese ketta kiire pöörlemisega vastupidises suunas. Niipea kui ketta pöörlemine lakkab, lõpeb viivitamatult ka kaaslase pöörlemine.

Selleks et tehiskaaslast pöörata mis tahes telje ümber, võib kasutada ka kolme ketast (hooratas), mille teljed asetsevad vastastikku risti ja anda neile ketastele erinevaid pöörlemise nurkkiirusi. Kolme ketta asemel võib kasutada ka ühte ketast, mille telg saab pöörduda ükskõik missuguses suunas. Sel juhul tuleb viia ketta telg ühte selle teljega, mille ümber on vaja laeva pöörata, ja pärast seda panna ketas pöörlema suunas, mis on vastupidine kosmilise aparaadi vajaliku pööramissuunaga, seni kuni lennuaparaat võtab nõutava asendi.

Selleks et kaaslane pöörduks kiiremini, peab hooratastel minimaalse kaalu juures olema võimalikult suur inertsmoment ja maksimaalne pöörlemiskiirus.

Tuleb silmas pidada seda, et pöörates aparaati eespool märgitud viisil, güroskoopilist efekti ei esine, sest aparaadi pöördumine ühes suunas nagu «tasakaalustuks» hooratta kiire pöörlemisega vastassuunas (süsteemi liikumishulga üldmoment jääb võrdseks nulliga).

Märgime lõpuks, et mõnede autorite arvamuse järgi oleks kaalu kokkuhoiu seisukohalt kasulikum rida automaatsete aparaatide funktsioone panna tehiskaaslasel asuvale inimesele (Green, Kanada).

VIII PEATÜKK

TEHISKAASLASTE VAATLEMINE JA SIDE MAAGA

1. Kaaslase ja temalt saadetud valgussignaalide nähtavuse tingimused

Nägemine on tundlikem kõigist meie aistingutest. Kuid silma tundlikkus on erinevatel inimestel erinev ja oleneb konkreetsetest tingimustest, nagu näiteks kõrvaliste valgusallikate segav mõju, silma kohanemisvõime jne.

Nagu katsed näitavad, võivad hea nägemisega inimesed, kes on kohanenud öise pimedusega 1—1,5 tunni jooksul (s. t. ta silmatera on vastavalt laienenud), näha kuni kaheksanda tähesuuruse tähti. Normaalne silm näeb aga ainult kuni kuuenda tähesuuruse tähti. Valgusallikas valgustugevusega üks rahvusvaheline (standard-)küünal võib olla nähtav 11 kilomeetri kauguselt kuuenda suuruse tähena (Buisson, Prantsusmaa; Drude, Saksamaa jt.). Kuid siis on silma valgusallikast eraldava õhukihi paksus suurem kui maapealset vaatlejat tehiskaaslasest eraldava efektiivse õhukihi paksus, s. t. atmosfääri paksus eeldusel, et ta on homogeenne ja ta rõhk maapinnale oleks üks atmosfäär (vt. lk. 8—9).

Seniidis asuv Päike valgustab kiirtega risti olevat maapinda valgustustugevusega 10 300 000 luksi (10,3 luumenit 1 cm^2 kohta), kui arvestada valguse neeldumist Maa atmosfääris (Russel, Ameerika Ühendriigid). Pidades silmas, et üks rahvusvaheline küünal saadab välja valgusvoo 4 luumenit, on kerge näha, et päikesekiirte kimp ristlõikepindadega 1,22 cm^2 annab sama valgusvoo nagu üks küünalgi.

Alumiiniumi ja duralumiiniumi peegeldumiskoefitsient on üle 0,8. Järelikult võime poleeritud alumiiniumkuulikest «täiskuu» ajal (s. t. kui tema Päikese poolt valgustatud poolkera on täielikult nähtav) märgata mainitud

kauguselt (11 kilomeetrit) kuuenda tähesuuruse tähena, kui tema ristlõike pindala on 1,22 : 0,8 = 1,52 cm^2 ja läbimõõt 1,39 sentimeetrit.

Mida kaugemal asub kera, seda suurem peab olema tema läbimõõt, et tema pindhelendus ei osutuks väiksemaks. Nii peab näiteks nähtavuse jaoks 1000 kilomeetri kauguselt alumiiniumkera läbimõõt olema 1000 : 11 = 90,9 korda suurem, s. t. võrduma 1,27 meetriga.

Olenevalt vaatlustingimustest võib kerakujulist tehiskaaslast Maalt näha erinevates faasides. Tema nähtavuse kvaliteet oleneb omakorda faasist, mis tal vaatlusmomendil on. Kui näiteks Päikese loojumise ajal kaaslane asetseb horisondil Päikese suhtes vastasküljel, siis paistab ta vaatlejale nagu Kuu täiskuu ajal. Sel juhul on peegeldatava valguse hulk maksimaalne ja nähtavus kõigi teiste tingimuste võrdsuse korral parim.

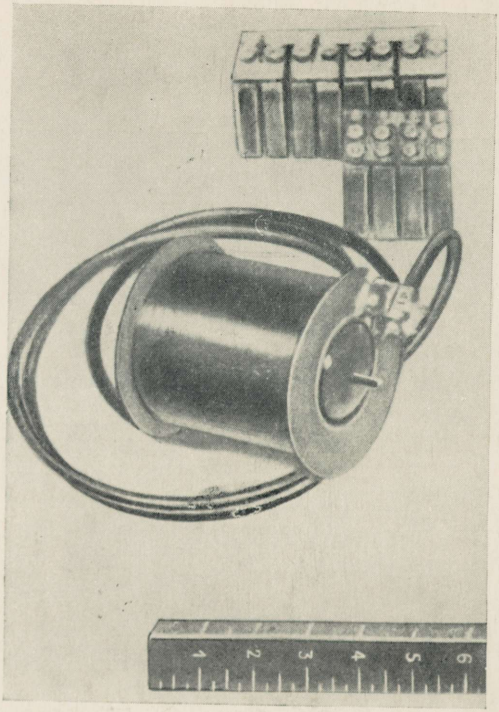
Kui tehiskaaslane asetseb Päikese loojumise ajal seniidis, on ta nähtav veerandfaasis. Peegeldatava valguse hulk on siis kaks korda väiksem ja kaaslase nähtavus halveneb. Et kaaslane peegeldaks samasuguse koguse kiirgusenergiat nagu kera, millest eespool oli juttu, peab ta läbimõõt olema 1,79 meetrit. (Poolringi pindala, mille diameeter on 1,79 meetrit, võrdub 1,27-meetrise läbimõõduga ringi pindalaga.) Selleks et tehiskaaslane oleks nähtav esimese tähesuuruse tähena, peab tema läbimõõt olema kümme korda suurem.

Ordway andmete järgi väljendub poolemeetrise raadiusega tehiskaaslase nähtavus seniidis (kaaslaseks on hästi poleeritud kera) järgmiste arvudega:

lennukõrgus kilomeetrites	322	644	965	1287	1609	1931	2413
tähesuurus	5,7	7,2	8,1	8,7	9,2	9,6	10,1

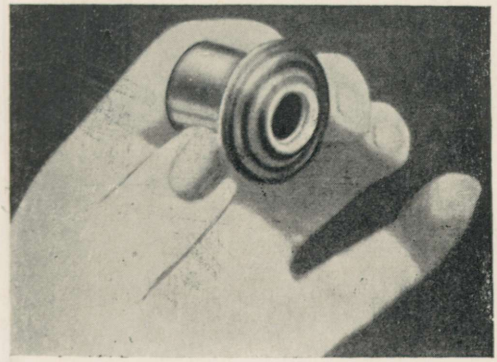
Tehiskaaslase nähtavus ei olene mitte üksnes tema suurusest, peegeldamisvõimest, kaugusest maapinnast jne., vaid ka tema valgustuse kontrastsusest taevafooni suhtes. Seepärast võib niisugust tähte vaadelda ainult koidu ja hämariku ajal, kui kaaslane asub päikesekiirtes, vaatluspunktis maapinnal on aga pime. Nõukogude tehiskaaslast õnnestus sel ajal vaadelda isegi varustamata silmaga. Veeaurud ja atmosfääris hõljuv tolm halvendavad tunduvalt kaaslase nähtavust. Peamine raskus seisneb aga selles, et kaaslase nähtavuse aeg on väga lühike. Mõnikord võib hämariku kestus aga ületada kaaslase tiirlemisperioodi

Foto XXII

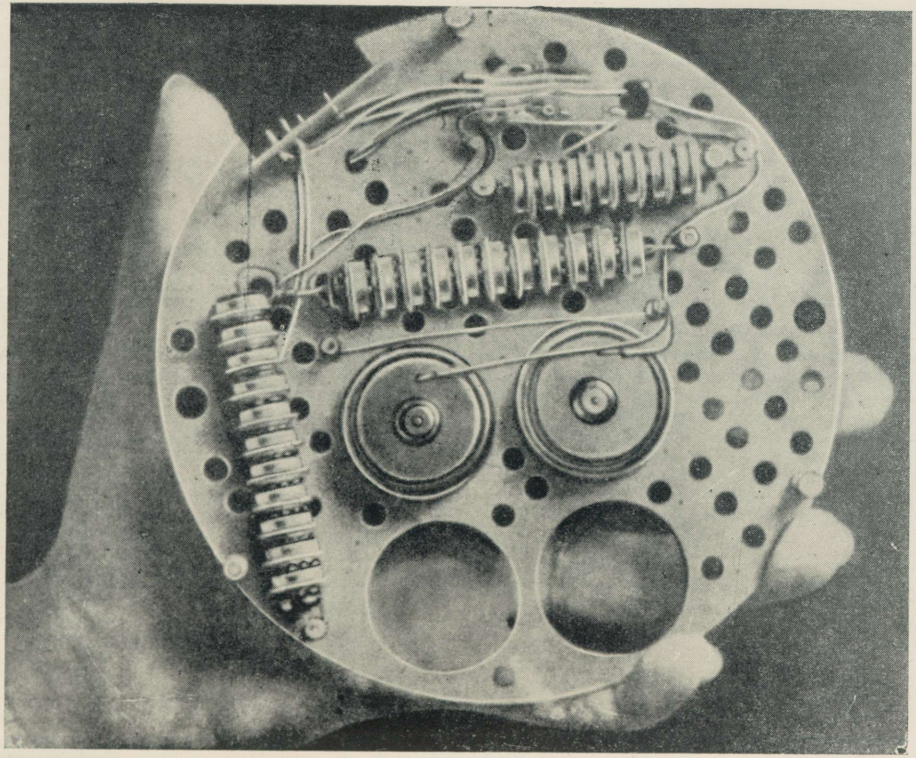


Packardi süsteemi (Ameerika Ühendriigid) magnetomeeter Maa magnetvälja mõõtmiseks tehiskaaslasel. Juurdelisatud joonlaud on gradueeritud tollides.

Foto XXIII



Ionisatsioonikamber Päikese ultravioletse kiirguse intensiivsuse mõõtmiseks (Ameerika Ühendriigid).



Aparatuur Päikese ultravioletse kiirguse intensiivsuse registreerimiseks kaaslase teel (Ameerika Ühendriigid).

vaatleja suhtes, seepärast on võimalik, et mõnel juhul nähakse kaaslast ühe hämariku vältel kaks korda; pärast kaaslase loojumist võib näha ka tema tõusu (vt. lk. 251).

Et kergendada tehiskaaslase jälgimist, võiks tema pinna katta fosforestseeriva ainega. Sama eesmärgi võib saavutada, kui valgustada kaaslast kas kaaslasel enesel või Maal asetsevate helgiheitjatega. Eeldatakse, et heade atmosfääriliste tingimuste korral piisab tehiskaaslase avastamiseks, kui seniithelgiheitjate jaam on varustatud nelja hiidlaternaga summaarse valgustugevusega umbes 4 miljardit küünalt.

Olgu tähendatud, et kui kaaslase raadioaparatuur lakkab töötamast, siis jäävad visuaalsed vaatlused ainsaks vahendiks, mille järgi saab määrata kaaslase trajektoori, sest asukoha teoreetiline määramine Kepleri seaduste järgi võib osutuda ebatäpseks õhutakistuse mõju tõttu kaaslase liikumisele.

Üks viis sidepidamiseks tehiskaaslase ja Maa vahel on valgussignalisatsioon.

Kerge on välja arvutada, et paigutades kaaslasele valgusallika tugevusega umbes 650 küünalt, võime me seda Maalt märgata palja silmaga ühe miljoni ruutkilomeetri suurusel pindalal (kasutades vastavat reflektorit). Meetrise diameetriga teleskoop (näiteks Simeisi observatooriumis) võib kinni püüda signaale valgustugevusega kõigest kolm sajandikku küünalt.

Valgustelegrammide üleandmiseks võib kasutada punktidest ja kriipsudest koosnevaid koode, nagu näiteks morse telegraafi tähestikku.

Valgustelegraafis võib kasutada ka erivärviliste tuledega signaliseerimist. Tehiskaaslasel süüdatud kindla värvusega tuli võiks tähendada näiteks hädasignaali. Seejuures peab arvestama, et üks ja sama silma poolt tajutud valgusenergiakogus kutsub, olenevalt kiirte värvusest, esile hoopis erinevaid aistinguid. Valguse neeldumine atmosfääris oleneb samuti kiirte värvusest: violetsete kiirte jaoks on atmosfääri läbipaistvuse koefitsient 0,6. Läbipaistvuse koefitsiendi väärtus pidevalt kasvab, kui valgus muutub siniseks, roheliseks, kollaseks ja lõpuks punaseks (punase värvuse jaoks on koefitsiendi väärtus üle 0,9) [1]. Peale selle neelavad helgiheitja filtrid (klaasid)

[1] Vaakuumi läbipaistvuse koefitsient on 1.

80—90 protsenti neile langevast valgusvoost. Lõppkokkuvõttes selgub, et valgussignalisatsiooniks kaaslaselt sobivad ainult rohelised, kollased ja oranžid kiired. Avarad perspektiivid on gaashelenduslampide kasutamisel (elavhõbe-, naatrium-, neoon- jne. lambid).

Mõnel juhul võib valgussignalisatsiooniks kasutada ka päikesekiiri peegeldavaid peegleid[1].

2. Lennukõrguse ja orbiidi kaldenurga mõju kaaslase nähtavusele

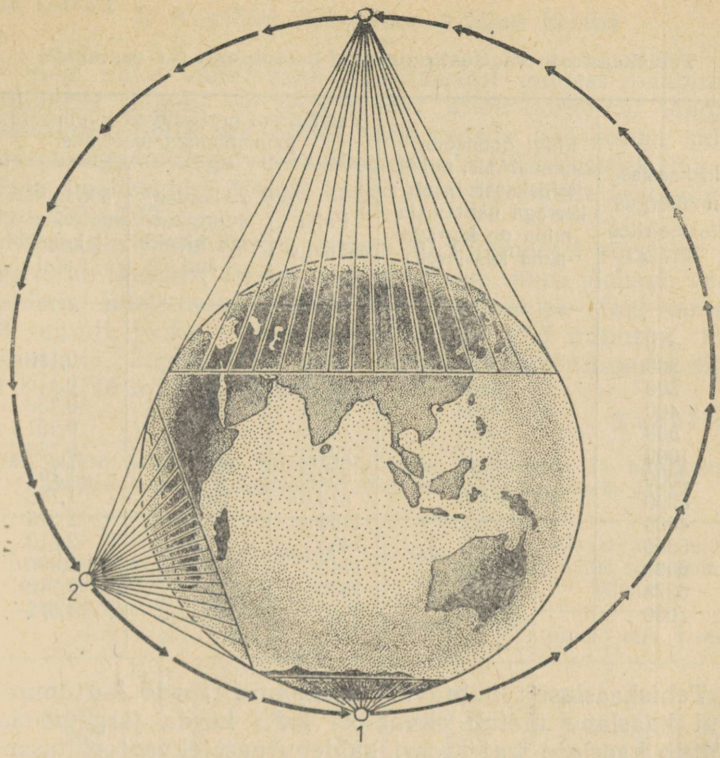
Tehiskaaslase suure lennukõrguse tõttu võib tema liikumist jälgida Maa pinna väga suurelt alalt, kusjuures ka kaaslaselt on näha määratu suur osa Maast.

Mida kõrgemal kaaslane lendab, seda suuremal maapinna osal on ta nähtav (joon. 43). Nii näiteks on 20 kilomeetri kõrgusel lendav kaaslane nähtav antud hetkel territooriumilt raadiusega 1500 kilomeetrit, 1000 kilomeetri kõrguse lennu korral suureneb aga nähtavuse raadius kahekordseks (vt. tabel 34). Tabelis 34 on toodud tehiskaaslase detailide minimaalsed joonmõõtmed, mis on Maalt eraldatavad palja silmaga, 15-kordse suurendusega binokliga ja 500-kordse suurendusega teleskoobiga.

Selleks et ekvaatorilist tehiskaaslast nähtaks Euroopa territooriumilt, peab tema orbiit asuma vähemalt 1948 kilomeetri kõrgusel. Sel juhul on ta nähtav kõige lõunapoolsemast Euroopa punktist (Tarifa neem Pürenee poolsaarel Gibraltari väina ääres). Selleks et kaaslane oleks nähtav Pariisis (kas või horisondilgi), tuleb tema kõrgust tõsta 3312 kilomeetrini, et aga teda võiksid näha Moskva elanikud — 4955 kilomeetrini. Kuivõrd aga London, Brüssel, Haag, Praha, Berliin, Varssavi asetsevad Pariisist põhja ja Moskvast lõuna pool, siis on ekvaatorilised tehiskaaslased neist linnadest nähtavad horisondil ainult tingimusel, kui nende orbiidid asetsevad 3300 kuni 4950 kilomeetri kõrgusel.

Ekvaatorilisi tehiskaaslasi me Maa poolustelt ei näe. Aga kui poolusele saaks ehitada torni kõrgusega 638 meet-

[1] Üksikasjalisemalt vt. A. Šternfeld, Sissejuhatus kosmonautikasse, M.-L., 1937, lk 254—265.



Joon. 43. Maa nähtava kerasegmendi suurenemine tehiskaaslase lennukõrguse kasvamisega. 500 km kõrgusel nähtava kerasegmendi diameeter on 4900 km (*1*), 2000 km kõrgusel 9000 km (*2*), aga 7000 km kõrgusel kasvab nähtava kerasegmendi diameeter juba 13 700 km-ni (*3*).

rit (0,0001 Maa raadiust), siis selle tipust oleks võimalik näha ekvaatorilist kaaslast, mis liigub umbes seitsmekümne Maa raadiuse kõrgusel, s. t. Kuu orbiidi taga. Vaatluspunkti kõrguse suurendamisel kümme korda võiks näha ekvaatorilist kaaslast, mis lendab rohkem kui kolm korda eelmisest madalamal. Kaaslaselt, mis lendab pooluse kohal kolme Maa raadiuse kõrgusel, võiks näha väga madalal, 210 kilomeetri kõrgusel liikuvat ekvaatorilist kaaslast.

Tabel 34

Tehiskaaslaste vaatlustingimused maapinnalt (ja vastupidi)

Tehiskaaslase lennukõrgus kilomeetrites	Ringi diameeter [1] kilomeetrites, millelt tehiskaaslane on korraga nähtav (ja mida on korraga näha kaaslaselt)	Vaatlemisel eraldatavad minimaalsed joonmõõtmed meetrites		
		Palja silmaga	15-kordse suurendusega binokli abil	500-kordse suurendusega teleskoobi abil
0	0	—	—	—
200	3154	58,2	3,88	0,116
300	3838	87,3	5,82	0,175
400	4404	116,4	7,76	0,233
500	4894	145,5	9,70	0,291
1000	6719	291,0	19,4	0,582
2000	8999	582,0	38,8	1,164
3000	10 497	873,0	58,2	1,746
4000	11 595	1164	77,6	2,328
5000	12 447	1455	97,0	2,910
6000	13 132	1745	116,4	3,490
6378	13 358	1855	123,7	3,710
7000	13 698	2036	135,7	4,072

Tehiskaaslaselt nähtavate maapinna ribade kattumine, kui kaaslane ületab ekvaatori kaks korda järgemööda, sõltub kaaslase trajektoori kaldenurgast ekvaatori tasandi suhtes. Mida väiksem on see kaldenurk, seda suurem on kattumine ekvaatori lähedal ja seda väiksem suurematel laiustel. Järelikult, mida väiksem on kaaslase orbiidi kalle ekvaatori suhtes, seda sagedamini on ta nähtav ekvatoriaalsest vööndist ja seda harvemini piirkondades, mis asetsevad ekvaatorist põhja või lõuna pool. Niisiis on ekvaatoriga väikese nurga moodustavas tasapinnas liikuva kaaslase üheks eeliseks see, et üksteisele järgnevate tiirude puhul on juba nähtud paikkondade kattumine palju suurem kui juhul, mil tähendatud nurk on suur.

[1] Täpsemalt, suurringi mööda mõõdetud kera segmendi kaare pikkus, millelt kaaslane on nähtav.

3. Kaaslase nähtavuse ajaline kestus

Aeg, mille vältel saab tehiskaaslast mõnest maapinna punktist jälgida, on seda pikem, mida kõrgemal lendab kaaslane. Selle aja vältel võib pidada kaaslasega sidet valgussignaalidega või raadiosidet ultralühilainetel. (Kaaslase raadiosidest Maaga räägitakse täpsemalt lehekülgedel 238—243.)

Kaaslane, mis tiirleb umbes 30 kilomeetri kõrgusel ja sooritab täistiiru ümber Maa poolteise tunni jooksul, võib pidada sidet mõne kindla vaatluspunktiga Maal ainult 8 minuti jooksul. See aeg suureneb 17,5 minutini, kui kaaslane liigub 1000 km kõrgusel tiirlemisperioodiga 1 tund 45 minutit (tabel 35).

Tabel 35

Võimaliku valgusside, ultralühilainelise raadioside ja nähtavuse ajaline kestus ringilisel orbiidil liikuvate kaaslaste jaoks

Tehiskaaslase lennukõrgus kilomeetrites	Side kestus			Side kestus tiirlemisperioodi suhtes protsentides	Ajavahemik, mille vältel side pole võimalik		
	tundi	min.	sek.		tundi	min.	sek.
0	0	0	0	0	1	24	26
200	0	6	57	7,86	1	21	28
300	0	8	40	9,58	1	21	27
400	0	10	10	10,99	1	22	19
500	0	11	33	12,22	1	22	59
1000	0	17	37	16,77	1	27	25
2000	0	28	33	22,45	1	38	36
3000	0	39	25	26,19	1	51	6
4000	0	50	42	28,92	2	4	35
5000	1	02	30	31,06	2	18	42
6000	1	14	49	32,77	2	33	29
6378	1	19	35	33,33	2	39	12
7000	1	27	40	34,17	2	48	51

4. Refraktsiooni mõju kaaslase nähtavusele

Tehiskaaslase nähtavuskestusele avaldab mõningat mõju refraktsioon, s. t. valguskiirte murdumine Maa atmosfääris. Nagu teada, on selle nähtuse tagajärjel taevakehade näivad asendid kõrgemal oma tegelikust asukohast

taevavõlvil. Seepärast näeb vaatleja taevakeha tõusu varem ja loojumist hiljem kui atmosfääri puudumise korral. Seega suureneb refraktsiooni mõjul tehiskaaslase nähtavuse üldine kestus ja refraktsioon peab mängima tehiskaaslaste vaatlustel tunduvalt suuremat osa kui «harilike» taevakehade puhul.

Vaatleme algul refraktsiooni mõju üle pooluste lendavale kaaslasele, kui vaatleja ise asub ühel poolustest. Seejuures Maa pöörlemise mõju loomulikult ei avaldu. Matemaatiline arvutus näitab, et refraktsiooni tõttu peab kaaslase nähtavuskestus pikenema vähemalt 17 sekundi võrra. Kasv on seda märgatavam, mida kõrgemal liigub kaaslane. Poole Maa raadiuse kõrgusel on vaatlusaja pikenemine pool minutit, poolteise raadiuse kõrgusel 1 minut, 5—6 Maa raadiuse kõrgusel 4—5 minutit, Kuu kaugusel aga juba üle 2 tunni. Edasi kasvab see aeg kaaslase kauguse suurenemisega teoreetiliselt kuni lõpmatuseni (tabel 36).

Tabel 36

Pooluselise tehiskaaslase nähtavusaja suurenemine refraktsiooni mõjul

Orbiidi raadius Maa ekvaatorilistes raadiustes	Nähtavusaja suurenemine		
	tundi	min.	sek.
1,1			19
2			47
3		1	26
5		3	6
10		8	45
20		24	45
30		45	
40	1	10	
50	1	38	
100	4	37	

Vaatleme nüüd, kuidas mõjub refraktsioon ekvaatorilise tehiskaaslase nähtavusele, kui vaatleja ise asub ekvaatoril. Sel juhul peab arvestama ka Maa pöörlemist. Esimesel pilgul võib näida, et selle mõju on tähtsusetu, kuid tegelikult pole asi nii.

Oletame, et tehiskaaslane tiirleb ümber Maa vastassuunas Maa pöörlemisega. Seejuures mõjub refraktsioon

hoopis vähem kui pooluselise kaaslase korral. Nii näiteks, kui kaaslane lendab 5—6 Maa raadiuse kõrgusel, pikeneb kaaslase nähtavusaeg ainult umbes 2 minutit, Kuu kaugusel on see pikenemine aga juba kolmkümmend korda väiksem kui pooluselise kaaslase korral, moodustades 4 minutit 32 sekundit. Kaaslase kauguse edasise suurenemisega kasvab aeglaselt ka refraktsiooni mõju, kuid kaaslase nähtavusvältuse pikenemine ei saa ikkagi ületada 4 minutit 42 sekundit (s. o. teoreetilisel juhul, kui kaaslane asub lõpmatuses).

Hoopis teine on pilt, kui kaaslase liikumise suund ühtib Maa pöörlemise suunaga. Siis on refraktsiooni mõju kaaslase kõigil lennukõrgustel suurem kui mõlemal eelmisel juhul. Nii näiteks kaaslase jaoks, mis liigub poolteise Maa raadiuse kõrgusel, on nähtavusvältuse pikenemine ligikaudu poolteist minutit. Kui kaaslane tiirleb 41 300 kilomeetri kaugusel Maa tsentrist, siis näeksime kaaslase tõusu 1 tunni 12 minuti võrra varem kui atmosfääri puudumise korral. Seega suureneks nähtavusvältus refraktsiooni tõttu 2 tunni 24 minuti võrra. Kui lennukõrgus suureneks veel 800 kilomeetri võrra, siis refraktsiooni tagajärjel pikeneks nähtavusvältus 1 päeva 4 tunni 44 minuti võrra. Edasi suureneb see juurdekasv väga kiiresti, lähenedes (statsionaarse tehiskaaslase puhul) lõpmatusele[1].

Me nägime, et kaaslased, mille orbiit asub statsionaarsest orbiidist kaugemal, näivad vaatlejale liikuvat vastupidiselt nende tõelisele liikumisele. Vastavalt orbiidi raadiuse edasisele suurenemisele väheneb refraktsiooni mõju neile kaaslastele. Kui kuue Maa raadiuse kõrgusel liikuva kaaslase nähtavusvältuse pikenemine refraktsiooni mõjul oleks ligikaudu tund, siis üheksa Maa raadiuse kõrgusel moodustaks see ainult 10 minutit. Edasi refraktsiooni mõju vähenemine jätkuks, nii et lõpmata kaugel asetseval kaaslasel (teoreetiline juht, mis vastab refraktsiooni mõjule tähtede nähtavusele) moodustaks nähtavusvältuse suurenemine 4 minutit 42 sekundit (tabel 37).

Refraktsiooni mõju ekvaatorilise kaaslase nähtavusaja-

[1] Refraktsiooni tõttu on statsionaarne kaaslane pidevalt nähtav mõnes punktis, kus atmosfääri puudumise korral teda kunagi ei näeks.

Tabel 37

Ekvaatorilise kaaslase nähtavusvältuse suurenemine refraktsiooni mõjul

Kaaslase orbiidi raadius Maa ekvaatorilistes raadiustes	Kaaslase nähtavusvältuse suurenemine päripidisel liikumisel		Kaaslase nähtavusvältuse suurenemine vastupidisel liikumisel	
	min.	sek.	min.	sek.
1,1	—	20	—	18
2	—	56	—	40
3	2	4	1	6
5	9	2	1	52
6	29	54	2	11
6,61[1]	lõpmatus		2	21
7	57	46	2	27
8	18	58	2	41
10	10	11	3	4
20	5	49	3	57
30	5	15	4	16
40	5	3	4	25
50	4	57	4	29
100	4	47	4	38

le suureneb, kui vaatleja ei asu ekvaatoril, ja seejuures seda rohkem, mida kaugemal asub vaatleja ekvaatorist. Refraktsioon oleneb samuti ka õhurõhust ja -temperatuurist. Kaaslase nähtavusvältus kasvab õhurõhu tõusu ja temperatuuri langusega.

Ülaltoodud andmed kehtivad atmosfäärirõhul 760 millimeetrit elavhõbedasammast ja temperatuuril 10°C.

5. Valmistumine kaaslase visuaalseteks vaatlusteks

Amatöörvaatlejad võivad tehiskaaslaste jälgimiseks valmistada ise 5—6-kordse suurendusega teleskoobi vaateväljaga 11—12°. Selleks võib kasutada umbes 50-millimeetrise läbimõõduga ja 180 mm fookusekaugusega läätse. Läätse ja okulaari montaažiks võib kasutada 220 millimeetri pikkust alumiiniumtoru. Kui teleskoobi okulaari siseküljele kinnitada 3 mm läbimõõduga viseerniit, siis kergendab see tunduvalt kaaslase ülelennuhetke

[1] Statsionaarne kaaslane.

fikseerimist. Fotol XXVII on näidatud nõukogude standardteleskoop tehiskaaslaste vaatlemiseks.

Sellise teleskoobi iseärasuseks on objektiivi ette 45-kraadise nurga all teleskoobi optilise telje suhtes kinnitatud peegel. Eriti hõlbustab see seniidilähedase piirkonna vaatlusi, kuna ebamugava alt üles vaatamise asemel tuleb teleskoop suunata horisontaalselt. Kui kaaslane ei ole nähtav palja silmaga, siis suunatakse pikksilm juba varem taevaalale, kust on oodata kaaslase läbilendu. Kui ta aga on nähtav ka palja silmaga (nõukogude esimese ja kolmanda tehiskaaslase kanderakett ja teine kaaslane), siis võib kaaslast enne üles otsida palja silmaga ja alles siis teda «kinni püüda» pikksilmaga. Vaatleja fikseerib sekundomeetri abil momendi, kui kaaslane läbib kas viiseerniidi või mõne pikksilma vaateväljas oleva tähe vahetu naabruse. Pärast juba leitakse tähekaartide abil kaaslase asukoha koordinaadid vaatlushetkel. Märgime, et liikumatu pikksilma vaateväljas püsib kaaslane minuti murdosa vältel (kümmekond sekundit). Grupivaatlustel suunatakse pikksilmad nii, et nende vaateväljad osaliselt kattuvad, moodustades sel viisil nn. optilise barjääri tehiskaaslase teele. Selline pikksilmade asetus garanteerib, et vähemalt üks vaatleja registreerib kaaslase läbiminekut.

Võib näida, et tehiskaaslaste vaatlusteks saab edukalt kasutada maailma suurimaid teleskoope, kuid ometi see pole nii. Suure fookusekaugusega (343 sentimeetrit) astrograafis, mida kasutati rahvusvahelise fotograafilise taevaatlase koostamiseks, liiguks kaaslase kujutis kiirusega 10 sentimeetrit sekundis, mis teeks vaatlused võimatuks. Teleskoopides aga, millega mõõdetakse tähtede suurusi nurgasekundi murdosades, liiguks kaaslase kujutis kiirusega kümneid sentimeetreid sekundis.

Samuti on suure fookuskaugusega teleskoopide vaateväli väga väike, mistõttu on vähe tõenäoline, et tehiskaaslane satuks pikksilma vaatevälja. Seepärast tuleb tehiskaaslaste vaatlemiseks kasutada väikese fookuskauguse (50—75 cm), kuid see-eest suure vaateväljaga teleskoope. Sellises teleskoobis liigub kaaslase kujutis kiirusega umbes üks sentimeeter sekundis.

6. Fotografeerimine

Tehiskaaslase vaatlustel kasutatakse laiaulatuslikult ka fotografeerimist. Fotografeerimine võimaldab määrata tehiskaaslase asukoha 9—12-meetrise täpsusega.

Kaaslase kauguse määramine Maa tsentrist täpsusega kuni 10 meetrit on eriti oluline Maa mõõtmete ja kuju täpsustamiseks, samuti ka teisteks mõõtmisteks.

Et määrata kaaslase asukoht täpsusega üks kuni viis nurgasekundit peab aega registreerima kuni 0,001-sekundilise täpsusega. Kui kaaslane läbib apogee, on tema pindhelendus kõigi teiste tingimuste võrdsuse korral minimaalne, kuid ka tema nurkkiirus on sel momendil kõige väiksem, mis mõnevõrra kergendab fotografeerimist. Pöörleva katiku abil võib saada kuni sada võtet sekundis. Kvartskella näitusid saab lindistada täpsusega kuni 0,0001 sekundit. Fotografeerida võib astrograafiga (kardaankinnitus). See võimaldab suunata fotokaamerat igasse taeva piirkonda.

Viimastel aastatel on tugevasti suurenenud fotoplaatide tundlikkus. Kasutades mitmesuguseid täiustusi, saab pildistada kerakujulist kaaslast läbimõõduga 38 sentimeetrit (s. t. poolteist korda väiksemate joonmõõtmetega kui olid esimesel tehiskaaslasel) 1600 kilomeetri kauguselt nagu kümnenda tähesuuruse tähte (Whipple).

Märgime, et fotosid kahest nõukogude tehiskaaslasest ja kanderaketist saadi Pulkovo, Kasahhi NSV Teaduste Akadeemia Astrofüüsika Instituudi, Harkovi Riikliku Ülikooli ja teistes Nõukogude Liidu observatooriumides, samuti ka reas piiritagustes observatooriumides, nagu «Purpurne mägi» (Hiina Rahvavabariik), Edinburgh (Suurbritannia), Potsdam (SDV) jt. See võimaldab täpsustada esimeste kunstlike taevakehade orbiite.

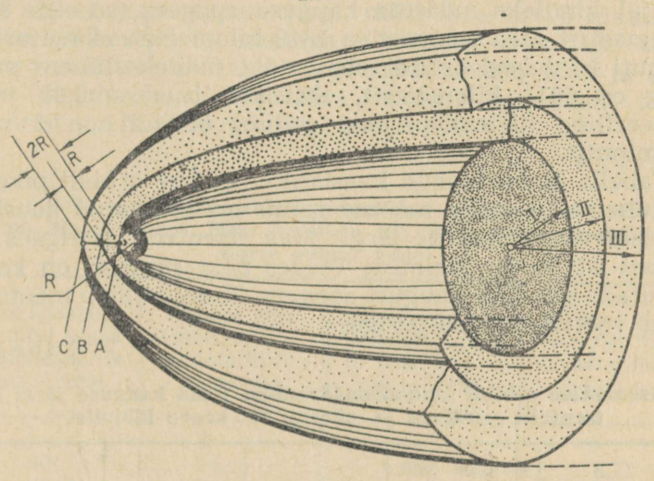
7. Kaaslase orbiidi arvutamine[1]

Tehiskaaslase vaatlemiseks on väga oluline teada tema liikumise koordinaate. Ent piisab, kui määrata kaaslase koordinaadid mõnel ajahetkel, fikseerida samuti tema liikumise kiirus ja suund, et edaspidi oleks võimalik mis

[1] Siin kasutab autor suurusi, mille määramine vaatlustest on küllalt keeruline. — *Toim.*

tahes ajamomendi jaoks ette arvutada tema asukoht ja ennustada, millal ja üle missuguste maakohtade ta tulevikus lendab. On võimalik ka välja selgitada, kas kaaslane ilmub uuesti antud paikkonna kohale, ja kui ilmub, siis nimelt millal. Seejuures eeldatakse, et kaaslase liikumise suunda ja kiirust ei muudeta rakettmootori abil.

Võib juhtuda, et juba märgatud tehiskaaslane läheb hiljem kaduma. Kas saab teda üles leida, kui liikumine



Joon. 44. Kui on teada, et silmist kaotatud tehiskaaslane läbis punkte *A*, *B* või *C* (madalal või 1—2 Maa raadiuse kõrgusel) paralleelselt maapinnaga, siis võib teda otsida paraboloididega I. II, III piiratud ruumi osades.

toimub horisontaalsuunas ja on teada ainult tema lennukõrgus perigee läbimise hetkel?

Pole raske mõista, et piisab, kui otsime kaaslast niisuguse pöördparaboloidi ruumala ulatuses, mille tipp asub perigee märgitud punktis (joon. 44). Kui näiteks on teada, et kadunud tehiskaaslane liikus punktides A, B, või C (kõrgus oli väike või võrdne 1—2 Maa raadiusega) rööbiti maapinnaga, siis tema otsingud võivad piirduda joonisel 44 toodud paraboloididega (I, II, III), mille sees kaaslane tingimata asub. Kui peale selle on teada ka veel kaaslase orbiidi tasand, siis võib kaaslast otsida niisuguse parabooli poolt piiratud pindala piirides, mille haru

mööda ta oleks eemaldunud, kui perigees oleks talle antud kohalik paraboolne kiirus.

Et täielikult kindlaks määrata tehiskaaslase orbiiti, on küllaldane leida tema lennukõrgus perigees ja seejärel kõrgus orbiidi selles punktis, kus ta asub. Olgu näiteks kaaslase lennukõrgus perigees 622 kilomeetrit, aga pärast seda, kui ta joonestas taevasfääril 90° kaare, 1182 kilomeetrit. Matemaatiline arvutus võimaldab nende andmete põhjal kindlaks määrata kauguse apogees (see on 8218 kilomeetrit Maa tsentrist ja 1840 kilomeetrit ekvaatorist), samuti ka teised orbiidi elemendid (näiteks lühem pooltelg on 6911 kilomeetrit, ekstsentrilisus — 0,08 jne.). Sideeriline tiirlemisperiood sellisel orbiidil on 1 tund 50 minutit.

Tabelis 38 on toodud kaaslase elliptilise orbiidi pikema ja lühema pooltelje mõõtmed, mis on arvutatud kaaslase teadaolevate kauguste järgi Maa tsentrist perigees ja pärast 90° kaare läbimist. Teades neid suurusi, on kerge arvutada kaaslase kaugust apogees. Tabelis 38 on mõõtühikuks võetud kaugus perigees.

Tabel 38

Tehiskaaslase orbiidi kindlaksmääramine tema kauguse järgi Maa tsentrist perigees ja pärast 90° kaare läbimist

Kaugus Maa tsentrist perigees	Kaugus Maa tsentrist pärast 90° kaare läbimist	Orbiidi pikem pooltelg	Orbiidi lühem pooltelg	Kaugus Maa tsentrist apogees
1	1,10	1,111	1,105	1,22
1	1,20	1,25	1,22	1,50
1	1,30	1,43	1,36	1,86
1	1,40	1,67	1,53	2,33
1	1,50	2,00	1,73	3,00
1	1,60	2,50	2,00	4,00
1	1,70	3,33	2,38	5,67
1	1,80	5,00	3,00	9,00
1	1,90	10,00	4,36	19,00

Kui pärast 90° kaare läbimist on kaaslase kaugus Maa tsentrist kaks korda suurem kui ta kaugus perigees, siis tähendab see seda, et keha liigub paraboolset orbiiti mööda, s. t. tegemist ei ole kaaslasega, kuna paraboolsel

orbiidil liikuv keha peab lahkuma Maa külgetõmbe mõjusfäärist, et mitte kunagi enam tagasi pöörduda meie planeedi juurde. Tegelikult võib see olla aga kaaslane, mis liigub väga pikaks venitatud ellipsit mööda, sest võrdlemisi suurel kaugusel Maast elliptiline ja paraboolne trajektoor peaaegu ühtivad. Niisuguste kaaslaste puhul võib igal ajahetkel kiiresti kindlaks määrata tema kauguse Maa tsentrist ainult liikumise suuna põhjal, kas või näiteks selle nurga suuruse järgi, mille moodustab liikumise suund päikesekiirte suunaga. Vastavate arvutuste tulemused eeldusel, et kaaslase perigee asetseb Maa ja Päikese ühendussirgel nelja Maa raadiuse kaugusel tema tsentrist, on toodud tabelis 39.

Tabel 39

Väga pikaks venitatud orbiidiga kaaslase kauguse kindlaksmääramine Maast nurga järgi kaaslase liikumise suuna ja päikesekiirte suuna vahel

Nurk kaaslase liikumise suuna ja päikesekiirte suuna vahel	Kaugus Maa tsentrist Maa ekvaatorilistes raadiustes	Nurk kaaslase liikumise suuna ja päikesekiirte suuna vahel	Kaugus Maa tsentrist Maa ekvaatorilistes raadiustes
90°	4,00	40°	8,77
80	4,71	30	10,93
70	5,46	20	14,99
60	6,31	10	26,69
50	7,36		

Kaaslase orbiidi võib kindlaks määrata ka tema lennukõrgust mõõtmata pärast 90° kaare läbimist; selleks piisab, kui fikseerida ainult selle kaare läbimiseks kulunud aeg. Kui selleks kulus näiteks 23 minutit 17 sekundit ja perigee kõrgus moodustas ühe kümnendiku Maa ekvaatorilisest raadiusest, siis, nagu näitab matemaatiline arvutus, on sellise kaaslase sideeriline tiirlemisperiood 2 tundi 29 minutit 17 sekundit, tema orbiidi ekstsentrilisus on 0,3, apogee asetseb 6656 kilomeetri kõrgusel jne.

Juhul kui vaatlejad kaotasid kaaslase silmist, võivad kaaslasele «jahtipidavad» vaatlusjaamad ta mõne päeva jooksul uuesti avastada, kui ta orbiidi elemendid on kas või ligilähedaseltki teada.

8. Raadioside

Kaasaegne raadiotehnika suudab kindlustada raadiosidet tehiskaaslase ja Maa vahel, samuti ka mitmesuguste maailmaruumis liikuvate kaaslaste vahel.

Raadioside eeliseks võrreldes valgussidega on see, et esimest saab teostada igal ajal: siis, kui kaaslane on varjatud pilvede taha, ja ka siis, kui valguskiired kaovad otsese ja hajunud päikesevalguse ookeani. Seepärast võib eeldada, et valgussignalisatsioon sidepidamisvahendina tehiskaaslase ja Maa vahel loovutab oma koha raadiosidele[1]. Kuid mõnel juhul võib valgusside osutuda mugavamaks kui raadioside. Eriti võib valgussignalisatsioon osutuda vajalikuks siis, kui raadiosaatja või vastuvõtja kaaslasel on rivist välja langenud.

Missugune peab olema tehiskaaslasega sidepidamiseks kasutatavate raadiolainete pikkus?

Nagu teada, peegeldavad või neelavad atmosfääri ülemised kihid mõnel määral Maalt väljasaadetud raadiolaineid. Ionosfäär on läbitungimatu ekraan lainetele, mille pikkus ületab 50—100 meetrit. Ionosfääri jõudes raadiolained peegelduvad sellelt ja pöörduvad tagasi maapinnale. Järgnev peegeldumine maakoorelt põhjustab selle protsessi mitmekordset kordumist, mille tagajärjel raadiolained võivad jõuda punktini, mis asetseb saatja suhtes maakeral diametraalselt vastaspunktis. Kuid just see ionosfääri omadus, mis teeb raadioside võimalikuks väga kaugel asuvate maapinna punktide vahel, raskendab sidepidamist kaaslasega. Isegi lühemad lained, pikkusega umbes 40 meetrit, võivad tungida läbi ionosfääri ainult väga piiratud hulgal. Lisaks sõltub ionosfääri läbitavus raadiolainete suhtes tunduvalt nii kellaajast kui ka aastaaegadest.

Et pidada sidet kaaslasega, mis lendab mõne tuhande kilomeetri kõrgusel maapinna kohal, võib kasutada suunamata laineid, aga samuti ultralühilainetest mõnevõrra pikemaid laineid, nagu kahel esimesel tehiskaaslasel.

Suunamata raadiolained nõuavad suurt elektrienergiakulu. Ent aja jooksul, kui õpitakse kasutama vastavat aparatuuri, võib raadiosignaalide saatmiseks läbi atmosfääri kasutada ultralühilainete rangelt suunatud voogu.

---

[1] Seni pole valgussidet praktikas üldse kasutatud, levinud on peamiselt raadioside. — *Toim.*

Kuid ka liiga lühikesed lained pikkusega alla 3 sentimeetri ei sobi sidepidamiseks kosmilise laevaga, sest atmosfääri alumised kihid neelavad need. Eriti tugevasti neelduvad veeaurus ja hajuvad ionosfääris raadiolained pikkusega alla 2 sentimeetri. Seepärast peab raadiosignaalide edasiandmiseks läbi atmosfääri kasutama pikemaid laineid. Nähtavasti on raadiosidet tehiskaaslase ja Maa vahel kõige kergem säilitada suunatud lühilainetega pikkusega ühest kuni mitme meetrini.

Maapealsetes tingimustes on lühilainesaated laialt levinud osaliselt sellepärast, et neil lainepikkustel puuduvad peaaegu täielikult tööstuslikud ja atmosfäärilised häired. Kuid maailmaruumis on palju lühilainelisi kiirgusi teistelt taevakehadelt. Tuleb eeldada, et need kiirgused segavad tunduvalt sidet kosmosega.

Sobivaid lainepikkusi raadioülekanneteks maailmaruumist saab lõplikult kindlaks määrata alles pärast seda, kui on hoolikalt tundma õpitud maailmaruumis pidevalt levivate looduslike raadiolainete diapasoone. Hindamatuid teeneid raadiolainete pikkuse valiku osas tulevaste kaaslaste jaoks annab meile esimese ja teise tehiskaaslase raadiovaatluste tulemuste läbitöötamine.

Ultralühiraadiolainete tegevusraadius piirdub, nagu teada, optilise nähtavuse piirkonnaga. Seepärast on raadioside perioodide kestused tehiskaaslase ja Maa vahel sellistel lainetepikkustel samasugused nagu valgussignalisatsiooni korralgi. Tabelis 35 (lk. 229) on toodud ajad, mille vältel saab mingis vaatluspunktis vastu võtta valgussignaale ja ultralühilainelisi raadiosignaale erinevatel kõrgustel liikuvatelt kaaslastelt. (Muidugi kehtivad samad andmed ka saadete jaoks Maalt kaaslasele.) Peale selle on tabelis näidatud ajad, mille vältel valgusside ja raadioside ultralühilainetel osutuvad võimatuks. Meenutame, et raadiosaateid nõukogude kaaslastelt võeti vastu kaugel väljaspool optilise nähtavuse piire (vt. lk. 251).

K o s m i l i n e r e l e e - r a a d i o s i d e. Maa tehiskaaslasi saab kasutada vahejaamadena relee-raadiosides Maa ja planeetidevaheliste laevade vahel. Antenni saab kaaslasel vastavalt suunata güroskoopide abil väga pika aja kestel ja hoopis täpsemini kui Maa pinnal, sest suhtelise kaalutuse tõttu puudub hõõrdumine hoorattakese laagrites.

Kasutades paraboolseid saate- ja vastuvõtuantenne, kasvab raadiolainete sageduse suurenemisega ka tegevusraa-

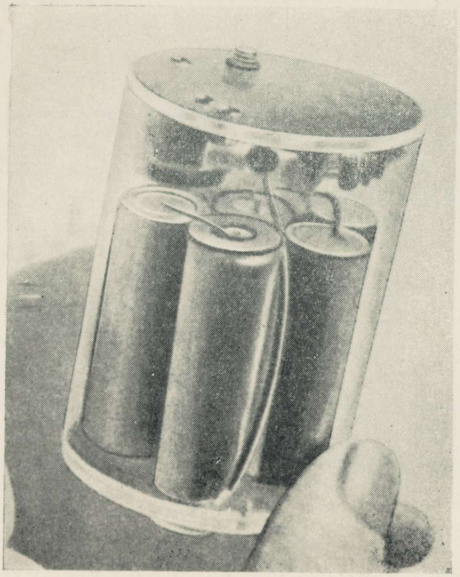
dius. Seepärast peab õhutühjas ruumis liikuvate kaaslaste vahel kasutama raadiosideks kõige lühemaid raadiolaineid. Meenutame, et raadiosignaalide saatmisel Maalt tehiskaaslasele (või vastupidises suunas) on sobivam kasutada meetriseid laineid, sest atmosfääris sisalduv veeaur neelab tugevasti kõrgsageduslikku lainetust.

Kui saateantenn on paraboolse kujuga, aga vastuvõtuantenn isotroopne (suunamata antenn), siis aparatuuri tegevusraadius ei olene raadiolainete pikkusest. Kui aga mõlemad antennid on isotroopsed, siis raadioaparatuuri tegevusraadius sageduse vähenemisega suureneb (Webb, Suurbritannia). Need vahekorrad on õiged õhutühja ruumi jaoks. Ent sageduste valik muutub tunduvalt keerulisemaks, kui raadiolained peavad läbima kogu atmosfääri paksuse.

Mida väiksem on sagedus, seda lihtsam on raadiolaineid saada, kuid seda suuremad peavad olema suundantenni mõõtmed.

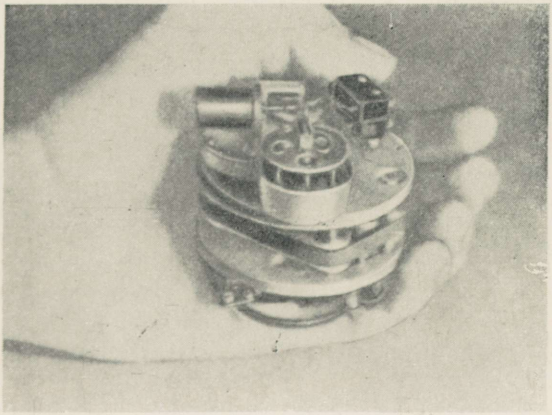
Kui kasutada rakettsondil kõrge tundlikkusega vastuvõtjat ($1:10^{13}$ vatti) suunamata vastuvõtuantenniga ja Maal seada üles 2° avaga raketile suunatud astrosaateantenn, mis vähendab vajalikku võimsust 10 000 korda, siis, et saavutada vastuvõtt ulatusega 480 000 kilomeetrit (see on praktiliselt maksimaalne kaugus tehiskaaslaseni, mis lendab nii ümber Maa kui ka Kuu) sagedusel 500 megahertsi, vajatakse raadiosaatjat võimsusega umbes 1000 vatti. Kui rakettsondil õnnestuks üles seada samasugust suundantenni nagu Maalgi, siis väheneks vajalik võimsus Kuu raadiojaama jaoks 100 vatini. Kuid selleks otstarbeks peaks kasutama suundantenni läbimõõduga üle 24 meetri. Suurendades raadiolainete võnkesagedust 3000 megahertsini, väheneks antenni läbimõõt 4,5 meetrini, kuid see-eest tuleks saadetavat võimsust suurendada 36 korda.

9-meetrise suundantenni ja dipoolantenni korral vastuvõtjaga, mille tundlikkus on $1:10^{13}$ vatti, oleks vajalik võimsus 5 kilovatti. Sel juhul oleksid saate-vastuvõtuaparatuur Maal ja lennumasinal identsed. Otstarbekohane on ikkagi lihtsustada ja kergendada raadioaparatuuri raketil, muutes selle keerulisemaks ja raskemaks maapinnal. Nii näiteks võib suurendada saatevõimsust Maal 100 korda (kuni 500 kilovatini) ja samal ajal niisama palju kordi vähendada raadiovastuvõtja tundlikkust Kuul (see on kuni



Raadiosaatja «Minitrack» (Ameerika Ühendriigid) kujutab endast väliselt 7,6 cm läbimõõduga ja 12,7 cm kõrgust silindrit. Patarei koosneb seitsmest elavhõbeelemendist pingega 1,2 volti.

Foto XXVI



Magnetlindiga seadis kosmiliste kiirte, Päikese ja Maa kiirguse mõõtmistulemuste registreerimiseks (Ameerika Ühendriigid).

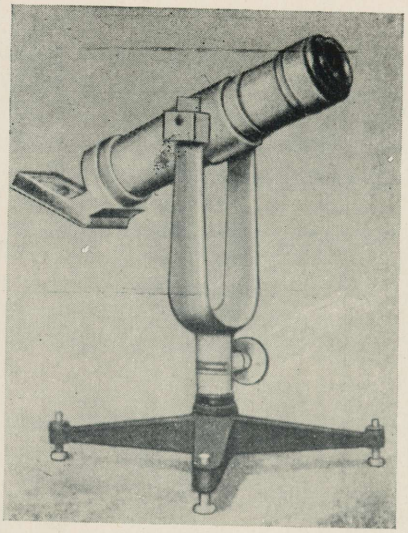
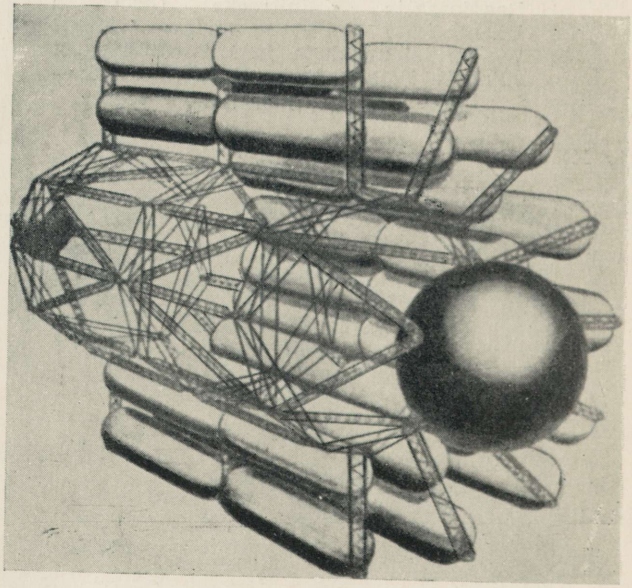


Foto XXVII

Nõukogude standardne optiline pikksilm tehiskaaslaste vaatlemiseks.

Foto XXVIII



Laeva montaaž lennuks ümber Kuu ringilisel orbiidil Maa lähedal. Esiosas — kerakujuline kabiin; taga — masinaosakond rakettmootoriga. Joonisel on näidatud ainult osa kütusepaake, mis on monteeritud laeva keresse (Gatlandi, Kunesch'i ja Dixoni projekti järgi).

$1:10^{11}$ vatini). Raadiosondi saatevõimsust võib vähendada viielt kilovatilt kahele ja vastavalt suurendada raadiovastuvõtja tundlikkust Maal. Kuu uurimiseks määratud raketi kasulik kaal peab olema 226 kuni 453 kilogrammi, millest umbes 23 kilogrammi langeks raadioaparatuurile.

Kolmest-neljast maapealsest raadiojaamast jätkub, et säilitada pidev side ümber Maa ja Kuu tiirleva kosmilise kaaslasega. Äärmisel juhul võib sellise kosmilise sondi liikumise ajal trajektoori passiivsel lõigul rahulduda ainult ühe raadiojaamaga, kuivõrd sel perioodil on võimalik sondi orbiidi elementide järgi ette arvutada tema tõusumomenti ja koordinaate maapealse raadiojaama jaoks, mille suhtes sond Maa pöörlemise tõttu langes horisondi taha.

Kuna kosmilist rakettsondi juhtiv inimene asub Maal, peab maapealset kaugmõõtmis- ja -juhtimisaparatuuri varustama Maa pöörlemist kompenseeriva mehhanismiga (Pruc, Ameerika Ühendriigid).

Raadiosideks ekspeditsioonidega, mis asuvad Kuu pinna Maalt nähtamatul küljel, võiks ülekandejaamana kasutada Maa tehiskaaslast. See asetseks pidevalt Maa ja Kuu ühendussirge pikendusel Kuu taga 64 360 kilomeetri kaugusel Kuust (Clarke). Ent kuivõrd selline kaaslane poleks kunagi nähtav Maa pinnalt, siis peaks kõnesoleval releesideliinil kasutama veel ühte ülekandekaaslast ühes niinimetatud troojapunktidest[1] Kuu orbiidil.

Esimeselt nõukogude tehiskaaslaselt anti raadiosignaale pidevalt edasi. Mõningate eriteadlaste arvamuse järgi peab raadioülekanne väikeselt tehiskaaslaselt toimuma elektrienergia kokkuhoiu mõttes mitte pidevalt, vaid perioodiliselt. Raadiosignaal Maalt lülitab sisse raadiosaatja kaaslasel, mis 1—2 minuti jooksul annab edasi kümnete minutite vältel üleskirjutatud seadiste näidud.

9. Tehiskaaslase liikumise parameetrite raadiokaugmõõtmine

Saate- ja vastuvõtujaamade abil saab suure täpsusega määrata nii tehiskaaslase kaugust Maast kui ka tema kiirust. Nagu uurimused on näidanud, saab kiirust mõõta

[1] Troojapunkti mõistet selgitatakse leheküljel 301.

täpsusega kuni ühe kümnetuhandiku[1], kaugust aga kuni ühe kümnemiljondiku osani mõõdetavast suurusest. On arusaadav, et raadioaltimeetri töökiirus on määratu suur. Kaaslaste ja neile lendavate rakettide radiaalkiiruste määramiseks (s. t. et määrata vaatlejast eemaldumise või temale lähenemise kiirust) saab kasutada Doppleri efekti.[2] Teatavaid kogemusi selles osas saadi juba juhitavate rakettide üleslaskmisel. Orbitaalsete rakettide ja tehiskaaslaste trajektoori korrigeerimiseks ja veel paljudeks teisteks eesmärkideks saab kasutada elektronseadiseid.

Kaaslase avastamiseks ja tema liikumise suuna määramiseks võib rakendada aparatuuri, mis töötab järgmise skeemi põhjal.

Kaks antenni, mis asetsevad teineteisest lainepikkuse kordsel kaugusel, moodustades interferomeetri, võtavad vastu tehiskaaslaselt saadetavaid raadiosignaale. Raadiolainete liitumise tulemusena saadakse signaali mingi kindel summaarne intensiivsus, olenevalt kaaslase asukohast (interferentsinähtus). Kaaslase liikumise tõttu see signaal kord tugevneb, kord nõrgeneb. Näiteks kaaslase jaoks, mis liigub 322 kilomeetri kõrgusel kiirusega 7,62 kilomeetrit sekundis, signaali järkjärgulise tugevnemise nähtus koos järgneva nõrgenemisega korduks iga sekundi järel, juhul kui kaugus interferomeetri kahe antenni vahel oleks 50 korda suurem lainepikkusest. Tsükli kestust saab vähendada kauguse suurendamisega vastuvõtuantennide vahel.

Maapealseid raadiolokatsioonijaamu saab paigutada nii, et vaatlused suuremas või vähemas osas kattuksid. See lubab pidevalt saada usaldatavaid andmeid tehiskaaslase liikumise kohta. Kõik vaatlused peavad toimuma automaatselt, sest seda nõuavad orbitaalse raketi ja kaas-

[1] Kaasaegsed raadioaltimeetrid näitavad kõrgusi kuni 15 kilomeetrit täpsusega 5 meetrit, seejuures ei ületa nende kaal 15 kilogrammi. Raadioaltimeetri tööpõhimõte seisneb aja mõõtmises, mille vältel raadiosignaal jõuab taevakeha pinnani ja sealt tagasi (raadiokaja). Seadis näitab automaatselt sellele ajale vastavat kaugust peegeldavast pinnast (näiteks Maa pinnast).

[2] Kui vilistav vedur meile läheneb, siis näib, et vile heli pidevalt kõrgeneb, aga veduri eemaldumisel heli muutuks nagu madalamaks. Nähtus seletub sellega, et esimesel juhul võnkesagedus kasvab, aga teisel — kahaneb. Nähtust nimetatakse Doppleri efektiks füüsiku nime järgi, kes seda esmakordselt seletas.

lase suured liikumiskiirused. Kõigi vaatluste algmomendiks võib olla orbitaalse raketi start Maa pinnalt.

Niisiis, pideva raadioside säilitamiseks on vaja rida raadiojaamu, mis asetsevad üksteisest teatud kindlal kaugusel. Nende raadiojaamade arv ja paigutus olenevad tehiskaaslase orbiidi iseloomust.

IV rahvusvahelisel astronautika kongressil (1953. a.) esitas Gollay (Ameerika) süsteemi, kuidas saab kosmilisi rakette Maalt raadio abil juhtida. See süsteem näeb ette umbes kahekümne saate-vastuvõtujaama ehitamist Maale, millest kuus oleksid pidevalt ühenduses raketiga.

Raadiovastuvõtujaamade karakteristikud määravad minimaalse jaamade arvu, mis on vajalik tehiskaaslase pidevaks jälgimiseks. Jaamade arvu suurendamine annaks võimaluse mitte üksnes suurendada signaalide võimsust seetõttu, et keskmine kaugus raadiosaatjate ja -vastuvõtjate vahel väheneks, vaid vähendada ka raadiolainete ionosfäärilise refraktsiooni mõju.

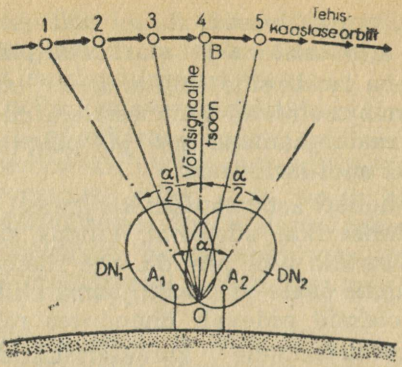
Tööstuslike häirete vältimiseks võib maapealseid vastuvõtujaamu ehitada paikadesse, mis asetsevad kaugel linna tsentritest, tööstusettevõtetest ja elava liiklusega teedest.

10. Kaaslase kulminatsioonimomendi määramine

Suur tähtsus on tehiskaaslase raadiosignaalide üleskirjutamisel magnetlindile, kui neid samaaegselt täiendatakse ka ajamärgenditega. Nende signaalide maksimaalne intensiivsus vastab kaaslase maksimaalsele lähenemisele vastuvõtujaamale.

Ajahetke, kui kaaslane läbib seniidi või punkti, mis on kõige lähemal vastuvõtupunktile, saab määrata ka niinimetatud võrdsignaalse tsooni meetodiga, mis seisneb järgmises.

Punktides A_1 ja A_2 (joon. 45) seatakse üles täiesti ühesugused antennid, mis on vertikaaltelje 0—4 suhtes sümmeetriliste suunatuse diagrammidega DH_1 ja DH_2. Need diagrammid on teineteise suhtes nihutatud nurga α võrra. Hetkel, kui kaaslane ületab parima vastuvõtu suundjoone 1—0, on antenni A_1 poolt vastuvõetud signaali tugevus suurim, kuid antenni A_2 signaali oma tunduvalt väiksem. Sedamööda kuidas kaaslane oma orbiidil edasi liigub punk-



Joon. 45. Kaaslase kulminatsiooni-momendi määramine võrdsignaalse tsooni meetodil.

tidesse 2, 3 jne., langeb signaali tugevus antennis A_1, kuid tõuseb antennis A_2 seni, kuni vertikaaltasapinnast 0—4 ülemineku momendil mõlemate antennide poolt vastuvõetavad signaalid tasakaalustuvad: sel hetkel kaaslane läbib võrdsignaalse tsooni.

Et harjutada selle meetodi rakendamist, teostati välitingimustes katseid lennukile monteeritud raadiosaatjaga (Dubrovin, Nõukogude Liit).

11. Kaaslase korpuse asendi määramine lennul

Kaasaegne tehiskaaslaste jälgimise tehnika võimaldab eksperimentaalsel teel määrata mitte üksnes kaaslase koordinaate igal ajahetkel, vaid ka tema korpuse orientatsiooni Maa või taevavõlvi suhtes. Põhimõtteliselt toimub see samuti nagu raketi asendi määramine lennul. Kui kinnitada fotoelektriline detektor raketile nii, et tema maksimaalse tundlikkuse telg oleks risti raketi pikiteljega, siis on raketi ühe täispöörde jooksul ümber oma telje detektori valgustus vaheldumisi minimaalne ja maksimaalne vastavalt taevavõlvi tumedusele ja maapinna heledusele. Seejuures saab teada ka momendi, kui detektori telg on suunatud piki horisonti. Raketi iga pöörde puhul oma pikitelje ümber võivad päikesekiired sattuda ka neid regist-

reerivale vähemtundlikule fotoelemendile, mis ei reageeri Maalt peegeldunud kiirtele. Võib kasutada registreerivaid seadiseid, mis on tundlikud Kuu või mõne konkreetse tähe kiirgusele, samuti aga ka Maa magnetvälja mõjule. Kõik see võimaldab saada niisuguse arvu parameetreid, mis osutub küllaldaseks raketi korpuse asendi määramiseks. Et kergendada arvutusi, on loodud mehhaaniline mudel koos isemärkijate süsteemiga (Kupperian ja Kreplin, Ameerika Ühendriigid).

Selline meetod annab praktikas rahuldavaid tulemusi, kuigi pilved tunduvalt raskendavad horisondijoone määramist ja seadiste inerts ning aparatuuri ebatäpsused põhjustavad samuti teatud raskusi.

Andmeid raketi pöörlemise kohta pikitelje ümber võib saada ka järgmisel teel.

Selle teljega risti asetsevale tasapinnale monteeritakse kolm fotoaparaati, mis on üksteise suhtes nihutatud 120° võrra. Igale aparaadile kinnitatakse valgusfilter: punane, roheline ja sinine. Kõik kujutised fikseeritakse ühele ja samale filmilindile, mis on tundlik erinevate värvuste suhtes, ja siis, pärast filmi ilmutamist, tehakse eraldi äratõmbed vastavalt esialgsele värvusele. Päikese asukoht horisondi suhtes saadud ülesvõtetel võimaldab määrata raketi orientatsiooni ruumis.

Lõpuks saab kaaslase korpuse asendit lennul määrata ka raadiotehniliste meetoditega. Saatvad varrasantennid võivad näiteks asetseda kiirelt oma telje ümber pöörleva tehiskaaslase «ekvaatori» tasapinnas. Momendil, kui tehiskaaslane eraldub raketi viimasest astmest, tema ekvaatori (ja antennide) tasand läbib harilikult Maa tsentrit, see tähendab, on risti maapinnaga. Kuivõrd see tasand jääb muutumatuks tähtede suhtes, peab tema kalle maapinna suhtes pidevalt muutuma. Kui see tasand osutub paralleelseks maapinnaga, siis märkame kõige tugevamat raadiolainete polarisatsioonitasapinna pöördumist ionosfääris Maa magnetvälja mõjul (Faraday efekt). Vastuvõtu puhtuse seisukohalt ongi see moment kõige kasulikum.

Esmakordselt pärast kaaslase üleslaskmist saabub selline antennide asend siis, kui kaaslane on läbinud veerandi ringilisest orbiidist, pärast seda aga maakera vastaspunktis. Kuid Maa pöörlemise tõttu ja osaliselt ka tema lapikuse mõjul hakkavad need punktid «triivima» maakera pinnal. Kuid ei saa välistada ka võimalust (perioodi-

liste kaaslaste korral), et mõne aja möödumisel saavutavad antennid esialgse asendi mingi kindla maakoha suhtes. Niisiis võib Maal vastuvõetud raadiosignaalide iseloomu järgi otsustada kaaslase ekvaatori tasapinna kalde suuruse üle.

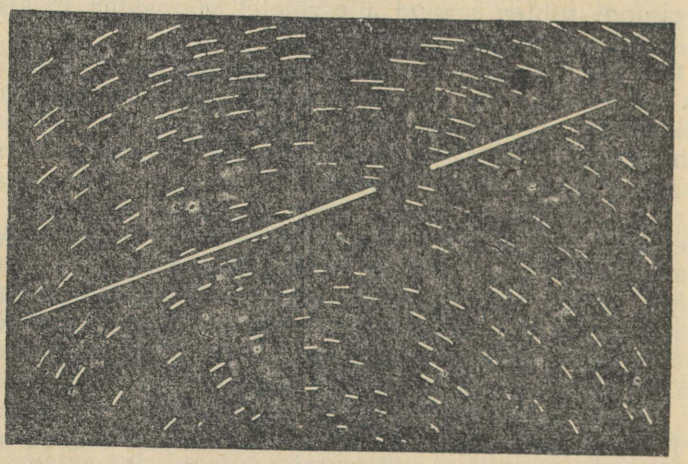
12. Esimese ja teise tehiskaaslase vaatlustest

Tänu sellele, et esimese tehiskaaslase orbiit oli ekvaatori tasandi suhtes kaldu suure nurga all, lendas ta peaaegu üle kõigi maakera kontinentide ja ookeanide, välja arvatud polaarjoontetagused piirkonnad. Kokku oli kaaslane nähtav ligikaudu 90% ulatuses meie planeedi pindalast.

Esimese nõukogude tehiskaaslase ülelendusid registreeriti kõigis maakera punktides (tabel 40).

Palja silmaga vaatlemisel oli kaaslane nähtav viienda-kuuenda suuruse tähena, kanderakett aga kui esimese tähesuuruse täht.

Joonisel 46 on kujutatud kanderaketi poolt pikaajalise säritusega fotoplaadile saadud jälg. Ülesvõttel on näha,



Joon. 46. Jälg, mille jättis kanderakett fotoplaadile pikaaegse ekspositsiooniga (T. P. Kisseljovi foto; Pulkovo observatoorium, 10. oktoobril 1957. a.). Jooniselt näeme, kui palju kiiremini tähtede ööpäevasest liikumisest nihkub taevavõlvil kanderakett (vrd. joonte pikkust).

Tabel 40

Esimese nõukogude tehiskaaslase (1957. a. okt.) esmakordne ilmumisaeg ja -koht

Koht	Kuupäev	Tunnid	Minutid
Addis Abeba	9	08	45
Aleksandria	9	22	37
Aleuudi saarestik	7	14	39
Alma-Ata	5	20	58
Alžiir	9	10	14
Ankara	10	22	37
Antarktis	7	06	—
Arhangelsk	8	03	36
Askinus (Alaska)	10	18	63
Ateena	12	22	36
Ašhabad	8	21	02
Bermuudi saared	7	15	—
Bombay	6	07	03
Boston	7	14	56
Brüssel	10	08	34
Budapest	10	00	18
Buenos Aires	12	01	25
Bukarest	13	06	55
Casablanca (Aafrika)	11	10	11
Cordoba (Hispaania)	10	10	10
Chicago	6	16	32
Colombo	12	17	40
Damaskus	6	08	34
Delhi	8	19	24
Detroit	5	16	30
Djakarta	8	16	01
Dublin	13	08	29
Frunze	6	21	01
Glasgow	10	08	32
Guatemala	8	06	31
Göteborg	10	01	57
Haiti	10	15	04
Hangzhou	11	16	08
Hankou	12	02	10
Hanoi	7	17	43
Havanna	7	16	39
Helsingi	8	01	56
Hirošima	8	16	12
Honolulu	7	11	18
Irkutsk	7	19	28
Istanbul	11	22	35
Jerevan	6	22	36
Johannesburg	10	10	30

Tabel 40 (järg)

Koht	Kuupäev	Tunnid	Minutid
Kabul	6	20	58
Kairo	8	22	35
Kalkuta	5	19	16
Kanaari saared	7	11	48
Karatši	5	20	54
Kiiev	7	00	15
Kopenhaagen	8	01	53
Kuriili saared	9	22	59
Leningrad	6	06	49
Lhasa	12	03	49
Lima (Lõuna-Ameerika)	13	03	09
Lissabon	11	10	09
Liverpool	12	01	50
London	6	10	05
Los Angelos	9	18	15
Madagaskari saar	10	19	08
Madras	6	19	17
Madriid	9	10	12
Manchester	6	10	05
Manila	8	16	07
Marseille	12	00	12
Mehhiko	6	18	16
Melbourne	8	12	38
Minsk	10	00	19
Montreal	8	06	39
Montevideo	6	16	56
Moskva	5	01	56
Mukden	6	17	50
München	10	08	35
Naapoli	14	22	34
New Orleans	9	16	40
New York	7	06	36
Novosibirsk	8	03	41
Odessa	12	06	54
Omsk	10	03	44
Oslo	6	03	27
Ottawa	8	14	57
Palermo	12	08	32
Panama	8	16	45
Pariis	6	10	06
Peking	7	17	49
Petropavlovsk	6	16	16
Phönjan	11	16	10
Quebec (Põhja-Ameerika)	6	14	55

Tabel 40 (järg)

Koht	Kuupäev	Tunnid	Minutid
Ranguun	6	05	28
Reikjavik	12	05	07
Riia	6	01	51
Rio de Janeiro	8	15	18
Rio Grande (Lõuna-Ameerika)	6	16	56
Rooma	6	10	09
Saigon	6	17	40
San Francisco	8	18	12
San Salvador	7	15	14
Sidney	7	12	39
Singapur	11	16	00
Söul	10	16	12
Šanghai	10	16	10
Tallinn	8	06	59
Taškent	7	21	01
Teheran	8	07	01
Tiraana	8	00	13
Tokio	6	16	11
Tripoli (Aafrika)	6	10	10
Tulemaa saared	10	18	42
Ulan-Bator	5	19	23
Uus-Ginea saar	9	14	26
Vancouver	7	18	07
Varssavi	12	06	52
Vilnius	10	06	57
Vladivostok	9	16	15
Washington	5	16	31
Wellington (Uus-Meremaa)	6	11	00

kui palju kiiremini tähtedest (s. o. nende ööpäevases liikumises) kihutab taevavõlvil kanderakett: vastavad kiirused on võrdelised fotoplaadile jäänud joonekeste pikkusega (foto tehti liikumatu astrograafiga). Fotol on ka näha, et kanderakett liigub teatava nurga all tähtede ööpäevase liikumise suuna suhtes. (Ainult vaatleja, kes asus 65. paralleeli lähedal, võis näha kanderaketti ja kaaslast liikumas paralleelselt tähtedega ja seejuures suunas, mis on vastupidine tähtede liikumisele, s. o. itta.)

Kanderaketi jäljes on tehtud katkestus, et määrata raketi ülelennumomenti ja -kestust.

Pärast ühte täistiiru asus esimene tehiskaaslane seniidis mitte esialgse maapinna punkti kohal, vaid samal paralleelil peaaegu 24° lääne pool. (Kui see nihe oleks võrdunud täpselt 24°, siis ühe ööpäeva pärast oleks võinud kaaslast vaadelda samast kohast ja esialgses asendis. Tegelikult aga esinevad väikesed kõrvalekaldumised.) Joonisel 23 oli antud skeem kaaslase ööpäevase seniidist ülemineku kohta. Nagu me näeme, jäävad maa-alade vahele, millest kaaslane üle lendab, vööndid, kus kaaslane iialgi ei ilmu seniiti (sealt saab teda vaadelda horisondi suhtes teatud nurga all). Kuid kaaslase küllalt pika eluea jooksul võib ta ikkagi osutuda seniidis olevaks ka nende paikkondade kohal. Juba kaaslase eksisteerimise esimestel päevadel täheldati tema projektsiooni punktide teatud nihkumist, s. t. teatud muutusi seniidis läbimises, võrreldes eelmiste ööpäevadega. 1957. aasta novembriks oli kaaslane teinud juba niipalju tiire, et kogu maakera kaart oli kirjuks muutunud tema trajektoori projektsioonidest.

Esimese tehiskaaslase liikumist kohe pärast tema üleslaskmist Nõukogude Liidus jälgisid 66 visuaalvaatlusjaama ja 26 raadiovaatlusjaama. Peale selle toimusid vaatlused raadiolokaatorite ja raadiopelengaatorite, astrograafide ja teiste seadistega. Hiljem võtsid tehiskaaslaste visuaalsetest vaatlustest osa ka hüdrometeoroloogia teenistuse aeroloogilised punktid. Viimaste käsutuses on aeroloogilised teodoliidid, mida normaalsetes tingimustes kasutatakse õhupallide jälgimiseks, et määrata tuulte suundi ja kiirusi erinevatel kõrgustel. (Niisugused teodoliidid sobivad tehiskaaslaste liikumise jälgimiseks, sest objektiivi juhtimisel taevavõlvi mis tahes punkti säilib okulaari optilise telje horisontaalne asend.)

Nõukogude kaaslaste liikumist jälgiti ka 30 observatooriumidest teistel maadel, mis võtsid osa rahvusvahelisest geofüüsika aastast.

Kaaslase «varitsemiseks» paiknesid optiliste seadistega varustatud vaatlejad kahte rühma: üks — piki meridiaani, teine — tasapinnas, mis on risti kaaslase näiva orbiidiga. Nii loodi kaks «optilist barjääri».

Tsentraalsest arvutuskeskusest teatati kaaslase ja kanderaketi efemeriidid vaatlusjaamadele telegraafi teel (vähemalt 24 tundi enne vaatlusaega). See kergendas vaat-

lejate tööd: esimeste kunstlike taevakehade otsimisele suunati astronoomilised seadised aegsasti «ootepunktidesse». Viga visuaalsete vaatlustega teostatud nurkade mõõtmisel ei ületanud ühte kraadi. Aega mõõdeti täpsusega kuni 0,1 sekundit.

Kaaslase ühe täistiiru jooksul nihkus vaatluspunkt Maa pinnal Maa ööpäevase pöörlemise tagajärjel 1100—2600 kilomeetri võrra, olenevalt sellest, kas ta asetses 65. paralleelil või ekvaatoril. Kuid juba 200 kilomeetri kõrgusel liikuv kaaslane on nähtav maa-alalt, mille läbimõõt ületab 3000 kilomeetrit. Seepärast sattus kaaslane umbes poolteist tundi pärast loojumist antud kohas uuesti sama vaatleja vaatevälja.

Vaatlused näitasid, et kanderakett pöörles oma massikeset läbiva telje ümber.

Paljud raadioamatöörid maakera erinevates kohtades teostasid esimeste kaaslaste raadiovaatlusi. Tehiskaaslase jaoks valitud lainepikkused (vt. lk. 213) sobisid raadioamatööridele, kellest paljudel pole väga lühikestel lainetel töötavat vastuvõtjat. Kaaslase raadiosaatjad saatsid signaale telegraafiliste joonekestena kestusega umbes 0,3 sekundit, millele järgnes sama pikk paus. Ühe sageduse signaal saadeti teise sageduse pausi ajal.

Vastuvõtujaamade tundlikkus oli 1—3 mikrovolti, s. t. ületas palju kordi esimese klassi raadiovastuvõtjate tundlikkuse. Selleks otstarbeks valmistati spetsiaalsed vastuvõtjad, mis püüdsid signaale, kui väljatugevus vastuvõtuantennil ei ületanud mõnda mikrovolti meetri kohta. Neid vastuvõtjaid toideti vahelduvvooluga ja nad tarvitasid võimsust umbes 60 vatti.

Kaaslase raadiosignaale võeti vastu mitme tuhande kilomeetri kaugusel, erandjuhtudel aga isegi 10 000 ja 15 000 kilomeetri kaugusel.

Pärast kolmenädalast pidevat tööd olid elektrienergiavarud esimesel kaaslasel ammendatud. Kaaslase ja tunduvalt heledama kanderaketi edasisi vaatlusi teostati peaasjalikult visuaalselt.

Et teine kaaslane tiirles kõrgemal kui esimene, osutus suuremaks ka pindala raadius, millelt võis teda jälgida. Kui 900 kilomeetri kõrgusel lendavat kaaslast võib teoreetiliselt vaadelda pindalalt raadiusega 3200 kilomeetrit (mööda suurringi kaart), siis kaaslase kõrguse suurenemisega 1700 kilomeetrini kasvas raadius 4200 kilomeetrini

(tegelikult saab kaaslast jälgida selliselt kauguselt ainult täiustatud astronoomiliste instrumentidega).

Mõnel juhul võis teist kaaslast vaadelda nagu esimese tähesuuruse tähte.

Nagu esimese tehiskaaslase puhulgi, töötas ka teise kaaslase raadiosaatja sagedusel 20,005 megahertsi telegraafirežiimil, kusjuures signaalide pikkus ja paus olid ligikaudu võrdsed (0,3 sekundit). Raadiosaatja sagedusel 40,002 megahertsi töötas pideva saate režiimis. Kaks raadiosaatjat eespool mainitud sagedustel lubasid põhjalikult uurida kaaslaselt saadetavate raadiolainete levimist ja määrata kaaslase orbiidi parameetreid. Seejuures oli tagatud kaaslase signaalide vastuvõtt ionosfääri ükskõik missuguse olukorra juures.

Pärast nädala möödumist lõpetasid kaaslase raadiojaam ja parda-aparatuur vastavalt programmile oma töö. Teise kaaslase liikumise vaatlusi ja prognoose tema edaspidise liikumise kohta tehti optiliste raadiolokatsiooniseadistega, samuti nagu esimese kaaslase ja tema kanderaketi puhulgi.

IX PEATÜKK

LASKUMINE MAALE

1. Laskuvate aparaatide pidurdamise viisid

Kas on võimalik laskuvat tehiskaaslast tervelt Maale tuua ja saada niiviisi kõik automaatseadiste üleskirjutused või on kaaslase hävimine tihedates atmosfäärikihtides paratamatu? Kuidas saaks maandada tehiskaaslase meeskonda? Need on küsimused, mis erutavad uurijaid.

Nähtavasti saab tehiskaaslaselt laskuda Maale spetsiaalse lennuaparaadi abil. Laskumisel on vaja pidurdada aparaadi liikumist. Seda saab teha kas rakettmootori või õhutakistusega.

Kuid pidurdamist rakettmootori veojõu suunamisega, s. o. liikumise suunas väljaheidetud gaasijoa abil (mootori «pära» on pööratud ettepoole), tuleb kasutada ainult siis, kui atmosfääri kasutamine on võimatu.

Tehiskaaslaselt Maale tagasipöördumisel on raketiga laskumine praktiliselt võimatu: läheks vaja määratu kogus kütust, et vähendada laskumise kiirust, ja veel suurem kogus selleks, et viia maandumiseks kasutatav kütus kaaslasele. Tõepoolest, kütusehulk, mis kulub massiühiku kohta, on sama nii raketi kiirendatud liikumise jaoks lendutõusul kui ka aeglustatud liikumise jaoks laskumisel Maale. Seepärast on raketi algmassi suhe (mass enne starti Maalt) tema lõppmassiga pärast maandumist võrdne raketi lõppmassi (mass pärast orbiidile jõudmist) ja algmassi suhte ruuduga.

Et lennuaparaadi pidurdamine atmosfääris õhutakistuse arvel ei nõua mingisugust kütusekulu, võib laskumisaparaadi kaal olla võrdlemisi väike. Niisugusel pidurdamisel on suur tähtsus mitte üksnes laskumisel tehiskaaslaselt, vaid ka ballistiliste rakettide ja kosmiliste laevade maandumisel.

2. Füüsikalised nähtused pidurdamisel atmosfääri abil

Pidurdamisel muutub suur osa maanduva plaaneri kineetilisest energiast soojuseks, mille tagajärjel nii plaaner kui ka teda ümbritsev õhk kuumenevad. Allalaskuva lennuaparaadi pidurdamisel neelatava kineetilise energia hulga üle võib otsustada järgmiste kaalutluste põhjal. Kui nullorbiidil tiirleva tehiskaaslase kogu kineetiline energia muunduks soojuseks, siis saaks kaaslase kaalu iga kilogrammi kohta 74 720 kilokalorit soojust. Muuseas, üks kilogramm vesiniku ja osooni segu (üks kütuseliikidest) eraldab parimal juhul ainult 4330 kilokalorit soojust, s. o. rohkem kui 17 korda vähem. Juhul aga, kui tehiskaaslane liiguks ühe Maa raadiuse kaugusel, siis niisuguse kaaslase mehhaaniline energia (kineetilise ja potentsiaalse energia summa) ületaks täpselt poolteist korda nullorbiidil tiirleva kaaslase energia. Kuid mitte kogu kineetiline energia ei muundu soojuseks: osa sellest kulub keeriste tekitamiseks õhus.

Praegu on kindlaks tehtud, et liikuvat mürsku ümbritseva õhu kõrge temperatuuri juures toimuvad molekulide vahel tugevad põrked, mille tulemusena rikutakse aatomitevahelisi sidemeid molekulis ja molekulid lagunevad (termiline dissotsiatsioon). Selleks kulub teatav hulk soojusenergiat ja arvatavasti kuumeneb plaaner seetõttu vähem.

Aeglasel pidurdamisel on plaaneri kuumenemine üsna väike, kuid järsul pidurdamisel võib plaaner süttida.

Meteoorkehade põlemine, s. t. «langevad tähed», ei ole argumendiks, et ei võiks kasutada õhutakistust kosmilise lennuaparaadi pidurdamiseks. Meteoorkehad liiguvad tavaliselt palju suuremate kiirustega kui plaanerid, mis laskuvad tehiskaaslaselt; pealegi jõuavad meteoorkehad palju kiiremini suhteliselt tihedatesse atmosfäärikihtidesse ja kuna neil ei ole voolujoonelist kuju, siis toimub pidurdumine väga kiiresti. Kuid isegi nende ebasoodsate tingimuste korral põlevad atmosfääris täielikult ära ainult väikesed meteoorkehad (läbimõõduga mõni millimeeter), suuremate meteoorkehade tuuma temperatuur jääb tunduvalt alla 0°C.

Vaatamata sellele ei saa me olla täiesti kindlad, et kosmiline plaaner ei hukku kõrge temperatuuri ja väliste jõudude purustava mõju tõttu. Asi on selles, et meteoorke-

hade põlemise füüsikalist olemust pidurdamise tagajärjel atmosfääris on kahjuks veel vähe uuritud, vaadeldava nähtuse kvantitatiivne külg on täiesti tundmatu ja on võimalik, et nii suurte lennukiiruste juures ilmnevad uued, meile seni veel teadmata asjaolud. Olemasolevad teooriad on üksteisele vasturääkivad ja kaugeltki mitte täiuslikud. Kasutades ka kosmiliste kiiruste puhul samu arvutusmeetodeid, mida rakendatakse tavaliste kiiruste korral, võivad tulemused osutuda täiesti ebaõigeteks.

Märgime, et kehade liikumisel õhus tunduvalt väiksemate kiirustega võib täheldada nähtusi, mis sarnanevad meteoorkehade langemisel esinevatega. Näiteks ühel katsetusel jättis alumiiniummürsk enda taha õhku kuue meetri pikkuse helenduva jälje, kuigi ta kiirus oli ainult 5 kilomeetrit sekundis. Niisugune jälg tekib hõõguvatest alumiiniumiosakestest, mida kiiresti liikuvalt mürsult haarab kaasa paigalolev õhk (mürsu seisukohalt võttes — ülitugev vastutuul). Seejuures kuumenes mürsu pind hoopis tugevamini kui rakettmootori põlemiskamber või elektriahi. Jälje suurus ja heledus sõltuvad materjalist, millest mürsk on valmistatud. Vaatlused näitavad, et terasmürsu puhul on kuumenemine ja osakeste eemaldumine mürsult väiksem kui alumiiniummürsu korral. Veel parem oleks katta mürsk berülliumoksüüdiga, mis juhib halvasti soojust ja neelab sublimatsioonil[1] tohutu hulga soojust (umbes 5900 kilokalorit kilogrammi kohta), kaitstes seega sisemisi osi kuumenemise eest.

Võimalik, et laskumisel kaaslaselt eemaldab ümbritsev õhk hõõguma hakanud metalli- (või keraamika-) osakesed ainult mürsu esiosalt. Kasulikuks võib osutuda ka termoisolatsioon.

Kosmilise aparaadi õhutakistusega pidurdamise tagajärjel tekkiva ülekuumenemise vältimise probleem pole seni veel leidnud ei vajalikku eksperimentaalset ega ka täpset matemaatilist läbitöötamist, kuigi mõningaid katseid selles suunas on juba tehtud. Nii näiteks ehitas firma «Lockheed» (Ameerika Ühendriigid) kolmeastmelise tahkel kütusel töötava raketi, et uurida aerodünaamilisi nähtusi ülikiirete rakettide tungimisel Maa atmosfääri.

Võimalik, et aerodünaamilise kuumenemise mõju on

[1] Sublimatsioon — aine vahetu üleminek tahkest olekust gaasilisse.

esialgu otstarbekohane kontrollida suurtel kõrgustel, kus õhu väikese tiheduse tõttu on see efekt täiesti tühine. Seejärel võib suure kiirusega liikuvat lennuaparaati tuua järk-järgult üha tihedamatesse atmosfäärikihtidesse.

Neid probleeme õpitakse tundma ka teistsuguste meetoditega. Nii näiteks on Ameerika astronautika-alasel nõuandval komiteel aparaat, mis kokkusurutud heeliumi abil tulistab mürske kaliibriga 6,35 millimeetrit kiirusega ligi 3 kilomeetrit sekundis. Atmosfääri normaalrõhu juures kuumenevad need mürsud kuni valge helenduseni ja põlevad siis ära. Praegu ehitatakse niisugust aparaati kolm korda suurema kaliibriga mürskudele, kusjuures lask toimub muutuva rõhuga survekambrisse, s. t. on loodud tingimused, mis valitsevad erinevatel kõrgustel. On andmeid selle kohta, et hermeetilises terastorus on katsemürskudega saavutatud kiirusi ligi 4,5 kilomeetrit sekundis, kusjuures mürske ümbritsevaid voolujoonte spektreid fotografeeriti ekspositsiooniga üks kümnemiljondik sekundit.

Et töötada välja kosmilise plaaneri ohutu maandumise meetod, peab eelnevalt lahendama terve rea küsimusi: missugune osa lennuaparaadi kineetilisest ja potentsiaalsest energiast muundub soojusenergiaks, missugune osa teisteks energialiikideks? Missuguse osa sellest energiast neelab väliskeskkond ja missuguse osa maandatav aparaat?

On küllalt tõenäoline, et temperatuur kosmilise plaaneri kabiinis tõuseb üle 100—200°C. See, muuseas, ei ole väga kohutav; tuletõrjujate jaoks on olemas spetsiaalne riietus soojusisolatsioonimaterjalist, mida jahutatakse veeldatud gaasidega. See riietus kaitseb 250° kuumuse eest ja võimaldab ületada isegi tuleriba. Kuid siiski pole kaasajal veel välja töötatud vajalikke päästevahendeid mitmesuguste avariijuhtude jaoks. Selles osas võib palju õppida lennuväe kogemustest, tehes muidugi vajalikke muudatusi, mis on nõutavad orbitaalsete rakettide suurte kiiruste tõttu.

3. Maandatava kosmilise lennuaparaadi konstruktsiooni iseärasused

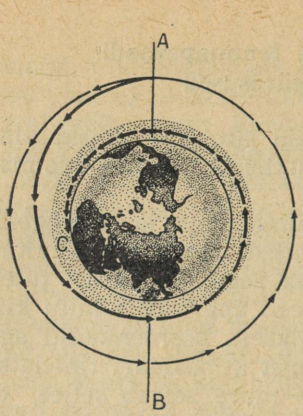
Õeldu põhjal võib teha mõningaid järeldusi tehiskaaslaselt maandatava aparaadi konstruktsiooni ja maandamismetoodika kohta.

Vajadus vältida aparaadi ülekuumenemist ja ülepingeid, samuti ka füsioloogilised kaalutlused nõuavad, et pidurdamine kestaks võimalikult pikka aega. Seepärast tuleb loobuda igasugustest langevarjudest: aparaadi tohutu kiiruse tõttu süttiksid need silmapilkselt, kosmonaudid aga ei taluks liialt tugevat pidurdamist atmosfääri tihedates kihtides. Konstruktorite peamine mure seisab selles, et viia maandamisel õhutakistus minimaalse piirini. Maandamisaparaat peab olema ideaalselt voolujooneline plaaner. Mõningad katsed näitavad, et sama efektiivsusega pidurdamise korral kuumeneb tömp esiosa tunduvalt vähem kui teravikukujuline pea, kuid need järeldused nõuavad veel edaspidiseid uurimusi.

Astronaudid peavad vältima ebaõiget sukeldumist atmosfääri — nimelt et nurk horisondiga poleks liiga suur. Sel juhul võib liiga järsu sukeldumise tagajärjel atmosfääri tihedatesse kihtidesse tekkida elule ohtlik ülekoormus või tugev kokkupõrge Maaga. Seepärast peab aparaadi kiirust vähendama atmosfääri hõredamates kihtides ja väga pika teelõigu ulatuses. See nõuab peaaegu horisontaalset laskumist.

Isegi madalal lendav tehiskaaslane liigub praktiliselt õhuta ruumis. Seepärast peab plaaneri kaaslaselt «ära tõukama» miniatuurse rakettmootori abil võrdlemisi väikese kiirusega vastassuunas orbitaalse liikumisega (joon. 47, punkt A). Sel juhul muutub plaaneri kiirus väiksemaks ringilisest kiirusest ja ta hakkab poolelliptilist orbiiti mööda lähenema maapinnale (joon. 47, poolellips AB). Tihedatesse atmosfäärikihtidesse jõuab plaaner poolelliptilise orbiidi perigees. Kiiruse kahanemisega väheneb ka aparaadi tiibade kandejõud ja selleks, et plaaner ei hakkaks liiga järsku laskuma, peab järk-järgult suurendama tema tiibade pinda.

Plaaner hakkab aeglaselt sukelduma üha tihedamatesse atmosfäärikihtidesse. Laskumine maapinnale võib kesta isegi mõned tunnid. Nii toimub pidurdamine liuglennul järk-järgult, mis hoiab ära aparaadi ülekuumenemise ja



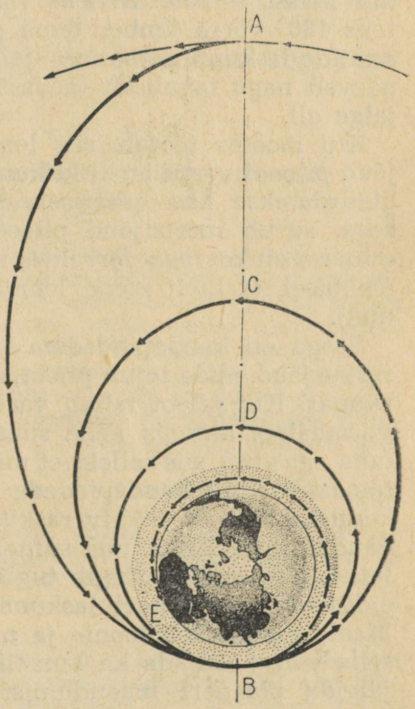
Joon. 47. Laskumine Maale madalal lendavalt tehiskaaslaselt. Punktis *A* plaaner eemaldub kaaslasest ja laskub atmosfääri ülemistesse kihtidesse mööda poolellipsit *AB*. Punktis *B* algab plaaneri pidurdamine atmosfääri poolt. Punktis *C* maandub plaaner väikese kiirusega.

seepärast ei tõuse temperatuur kabiinis liiga kõrgele (vajaduse korral võib plaanerisse ehitada jahutusseadme). Kui kosmilise plaaneri kiirus on lõpuks muutunud väga väikeseks ja ta langeb maapinna lähedal kiirusega umbes 100 kilomeetrit tunnis, siis võib ta maanduda nagu tavaline purilennuk (punkt C, joon. 47). Laskumise viimasel etapil tuleb arvatavasti kasutada lühiajalist rakettmootoriga pidurdamist. Kuhme arvestuste järgi katab aparaat 27 minutiga pidurdamise algmomendist (50 kilomeetri kõrgusel, kus aparaadi kiirus on umbes 8 kilomeetrit sekundis) kuni maandumiseni 7900-kilomeetrise vahemaa.

Muude tingimuste võrdsuse korral on kergem laskuda tehiskaaslaselt, mis liigub Maa pöörlemise suunas, kui kaaslaselt, mis liigub vastassuunas Maa pöörlemisega, sest esimesel juhul on kaaslase kiirus maapinna suhtes väiksem. Sümpoosionil, mis toimus 1956. a. Franklini Instituudis Philadelphias ja mille kavas oli läbi arutada rakettide rahulikel eesmärkidel kasutamise programm, esitas Porter meetodi, millega saab tehiskaaslaselt alla tuua filmi mõõteriistade näitudega. Film juhitakse automaatselt padrunisse, seejärel alustab tööd väike rakett, mis vähendab padruni orbitaalset kiirust 1,5 kilomeetrini sekundis. Langevarjuna kasutatakse õhupalli roostevabast terasest paksusega 0,08 millimeetrit ja läbimõõduga 0,9—1,8 meetrit. Tühi õhupalli kest on viidud kokkupandult tehiskaaslasele, seejärel täidetakse ta automaatselt heeliumiga, mille tagajärjel kest saab õhutakistuse ületamiseks vajaliku vastupidavuse. Et kaitsta kesta aerodünaamilise kuu-

menemise eest, võib teda katta polüpetrafluoretüleeni kihiga. Padrunis asub väike raadiosaatja, mis annab signaale nii laskumise vältel kui ka lühikese perioodi jooksul pärast maandumist. Kui kaaslase kogukaal on 9 kilogrammi, siis on võimalik vigastusteta tuua Maale padrunit filmiga, mis kaalub 450 grammi.

Sel juhul, kui kaaslase ringiline orbiit või orbiidi apogee asetsevad kaugel maapinnast, toimub laskumine tehiskaaslaselt (või laskub kaaslane ise) nähtavasti veidi teisiti (joon. 48). Siis peab aparaat tungima atmosfääri (joonisel punkt B) kiirusega, mis tunduvalt ületab kohaliku ringilise kiiruse. Nii näiteks ületab atmosfääri tungimise kiirus laskumisel statsionaarselt tehiskaaslaselt 10 kilomeetrit sekundis. Et seda ülesannet kergendada, võib pidurdamise operatsiooni jagada mitmeks etapiks (Homan, Saksamaa). Läbides äärmiselt hõredaid atmosfäärikihte, lendab kosmiline plaaner tagasi planeetidevahelisse ruumi. Lennates mööda ellipsit (joon. 48, ellips BCB), tungib aparaat uuesti Maa atmosfääri, mille tagajärjel ta kiirus veelgi väheneb. Seejärel väljub plaaner uuesti atmosfäärist, kuid juba väiksema kiirusega kui sinna tungimisel. Õhuta ruumis viibimise vältel aga plaaneri atmosfääris kuumenenud osad jahtuvad soojuskiirguse tõttu. Ka-



Joon. 48. Laskumine Maale suurel kõrgusel lendavalt kaaslaselt. Punktist *A* eemaldub plaaner kaaslasest ja tungib atmosfääri ülemistesse kihtidesse mööda poolellipsit *AB*. Atmosfäärist väljub plaaner väiksema kiirusega tagasi õhuta ruumi. Pöördudes mööda ellipsit *BCB* Maa atmosfääri, väheneb plaaneri kiirus veel rohkem. Edasi toimub liikumine mööda ellipsit *BDB*. Lõpuks, läbinud spiraali *BE*, maandub plaaner punktis *E*.

sutades mitu korda niisugust järkjärgulist atmosfääri tungimist, on võimalik tunduvalt vähendada aparaadi kiirust, laskmata teda seejuures üle kuumeneda.

Orbitaalse plaaneri pidurdamise praktika võib näidata, et aparaadi kuumenemine ei olegi väga suur. Sel juhul langeb ära vajadus teostada lende väljapoole atmosfääri piire. Maandumist võib siis alustada juba esimesel sukeldumisel Maa atmosfääri. Selleks aga, et hoida plaanerit Maa atmosfääris, peab tema kandepinnad seadma nii, et nende tõstejõud oleks suunatud alla, Maa poole. Inimestele, kes asuvad kosmilise plaaneri pardal, näib taevas olevat nende all, Maa aga pea kohal, kuid sellest hoolimata tunnevad nad end normaalselt, s. t. seisvatena plaaneri põrandal. Samuti näib ka lendurile, kes teeb surmasõlme, et maakera lendab üle tema pea.

Pärast seda, kui kiirus on langenud ringilise kiiruseni, võib laskuda tavalise liuglennuga. Nüüd aga peab plaaneri kandepinnad seadma nii, et nende tõstejõud oleks suunatud Maast eemale. Selleks võib pöörata plaanerit näiteks 180° võrra ümber tema pikitelje. Edaspidine astronautide laskumine toimub «jalgadega allapoole», s. t. nad näevad nagu tavaliselt taevast oma pea kohal, Maad aga jalge all.

Kui mootor töötab, siis lendutõusmisel surub inertsijõud piloodi vastu istet, laskumisel aga, kui lennuaparaati pidurdatakse kas gaasijoareaktsiooniga või õhutakistusega, surub inertsijõud pilooti tema istmest välja, sest esimese olukorraga võrreldes mõjub vastassuunaline jõud (eeldusel, et tooli asend lennuaparaadi suhtes ei muutunud).

Seega on kandepindadeta lennuaparaadi pidurdamisel raskusjõud, mida tajub piloot, suunatud aparaadi liikumise suunas. Kui piloot tahab vaadata ettepoole, hoides pead normaalses asendis keha suhtes (pea pole kallutatud ei taha ega ette), siis selleks et mitte kukkuda, peab ta kõhuli lamama. Kuid kandepindade olemasolu korral on keskkonnatakistusest tekkiv raskusjõud, mida tajuvad astronaudid, liikumise suuna suhtes teatud nurga võrra kallutatud. See asjaolu tingib tugitooli erilise ehituse.

Kosmilise plaaneri laskumise trajektoori võib jälgida Maalt raadiolokatsiooni- ja muude seadmete abil. Peale selle võib kasutada ka kunstlikku «tähesadu», mis lubab jälgida plaaneri maandumist palja silmaga. Niisugust

«sadu» saab tekitada väikeste esemete väljaheitmisega plaanerist hetkel, kui sukeldutakse atmosfääri tihedatesse kihtidesse. Nii näiteks on väljaheidetud mõnegrammine rauatükk Maalt nähtav suure heledusega meteoorina. Isegi nööpnõelapea-suurused esemed paistavad nähtavate meteooridena. Plaaneril liigseks muutunud suuremad esemed, mis sealt välja heidetakse, tekitavad efektseid boliide. Boliidi helendavat jälge piki langemisteed saab jälgida mitme minuti jooksul, mis võimaldab juba täpsemalt määrata ka plaaneri laskumise suunda. Muidugi peavad väljaheidetavate esemete mõõtmed ja raskus olema niisugused, et nad kas täielikult või vähemalt suuremalt osalt atmosfääris ära põleksid, vastasel korral kujutaksid nad hädaohtu inimestele ja ehitustele.

Oskuslikul piloteerimisel saab plaanerit maandada Maa mis tahes punktis vaatamata sellele, missuguses punktis tungis ta atmosfääri. Viimasel laskumise etapil on võimalik plaanerit püüda ülikiire lennukiga, mille peal ta ka maanduks.

On võimalik, et liuglennul saab maandada isegi automaatset tehiskaaslast.

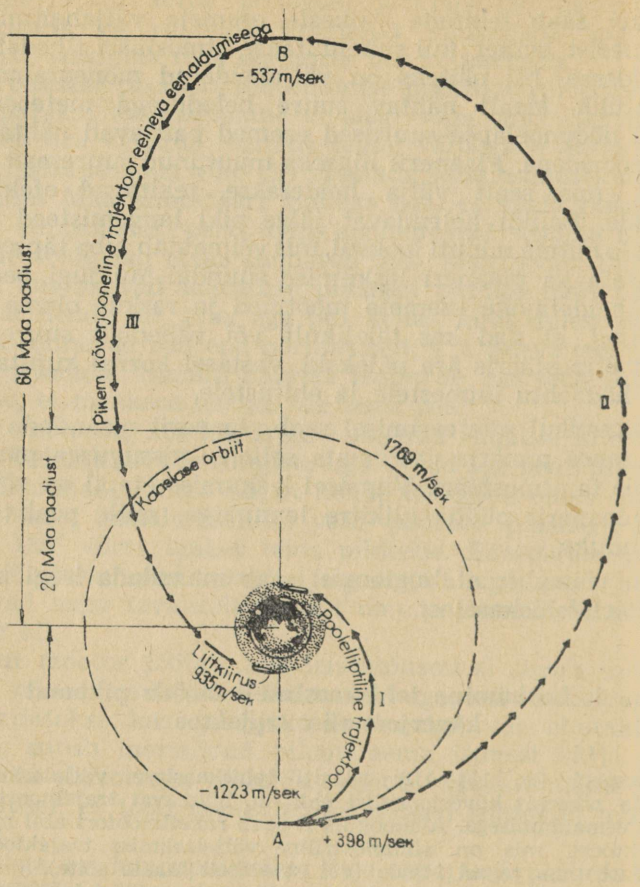
4. Laskumine tehiskaaslaselt mööda pikemat kõverjoonelist trajektoori

Eespool (lk. 114—116) räägiti tehiskaaslase väljalaskmisest mööda pikemat kõverjoonelist ehk nn. hõlmavat trajektoori eelneva eemaldumisega. Analoogiliselt saab rakettmootori abil mööda trajektoori, mis on sümmeetriline väljalaskmise trajektooriga, kaaslast tuua tagasi Maale (või kaaslaselt Maale sõita).[1]

On loomulik, et kui jätta arvestamata atmosfääri takistus, siis on kasulikum laskuda mööda hõlmavat, mitte aga mööda poolelliptilist trajektoori, ja seda samal tingimusel, kui tehiskaaslase väljasaatmisel ringilisele orbiidile, mille raadius ületab 11,9 korda Maa raadiuse.

Alates momendist, kui lennuaparaat jõuab Maa atmosfääri, võib rakettmootori asemel pidurdada õhutakistusega. Sel juhul on kasulikum laskuda tehiskaaslaselt Maale hõlmavat trajektoori mööda isegi juba siis, kui kaaslase ringilise orbiidi raadius on 4,8 Maa raadiust. Võrreldes kaaslase väljalaskmisega mööda poolelliptilist trajektoori, ulatub võit summaarses kiiruses, mis antakse

[1] Kasutatud on tööd: A. Sternfeld «Lennutrajektoorid keskkele taevakehale, kui start toimub kindlalt kepleri orbiidilt», Prantsuse Teaduste Akadeemia ettekanded 12. veebruarist 1934. a.



Joon. 49. Laskudes tehiskaaslaselt mööda ringilennu trajektoori eelneva eemaldumisega, võib tunduvalt vähendada vajalikku kütusehulka.

raketile pidurdamisel, teoreetiliselt 58 protsendini. Kütust hoitakse kokku tunduvalt rohkem.

Võrdleme kahte eespool mainitud tehiskaaslaselt laskumise viisi konkreetse näite varal.

Oletame, et peame laskuma kaaslaselt, mille ringilise orbiidi raadius on 20 Maa raadiust, orbitaalne kiirus aga 1769 meetrit sekundis.

Vaatleme esmalt laskumist Maale mööda poolelliptilist trajektoori, mille perigee asub atmosfääri tihedates kihtides, s. t. maa-

pinna lähedal (joon. 49, kõver I). Üleminekuks niisugusele orbiidile on tarvis kosmilist plaanerit kaaslaselt (punktis A) välja saata vastassuunas orbitaalse liikumisega (kiirusega 1223 meetrit sekundis kaaslase suhtes), s. t. peame plaaneri kiiruse Maa suhtes viima kuni 1769—1223=546 meetrini sekundis.

Plaaneri kiiruse perigees (10 919 meetrit sekundis) hävitab täielikult atmosfääri takistus.

Tsiolkovski valemi järgi on kerge arvutada, et kui gaasid voolavad raketist välja kiirusega 3 meetrit sekundis, vajatakse plaaneri konstruktsiooni 1 kilogrammi allatoomiseks mööda poolelliptilist trajektoori 0,504 kilogrammi kütust.

Vaatame nüüd, missugust kütuse säästu võib saavutada, kui laskuda kaaslaselt mööda pikemat kõverjoonelist trajektoori eelneva eemaldumisega. Selle trajektoori puhul peab äralennul tehiskaaslaselt punktist A plaaneri kiirust Maa suhtes mitte vähendama, nagu eelmisel juhul, vaid suurendama. Kui vaadeldava hõlmava trajektoori apogeeks valida punkt B, mis asetseb 60 Maa raadiuse kaugusel meie planeedi tsentrist, siis peab kosmilise plaaneri äralennukiirus kaaslaselt olema 398 meetrit sekundis (s. o. Maa suhtes 1769+398=2167 meetrit sekundis). Eemaldudes kaaslase orbiidist mööda poolellipsit II, aeglustab plaaner järk-järgult oma liikumist ja jõuab apogeesse B kiirusega 722 meetrit sekundis. Seejärel lülitatakse sisse rakettmootor, mis vähendab aparaadi kiirust 537 meetrini sekundis. Selle tagajärjel alustab plaaner liikumist mööda poolellipsit III, kusjuures kiirus apogees on 722—537=185 meetrit sekundis. Liikudes mööda seda poolellipsit, aparaadi kiirus järk-järgult kasvab ja ta tungib Maa atmosfääri kiirusega 11 097 meetrit sekundis. See on kiirus maapinna lähedal asuvas perigees ja selle kustutab atmosfääri takistus.

Niisiis, summaarne kiirus, mille annab plaanerile rakettmootor laskumisel mööda pikemat kõverjoonelist trajektoori, on 398+537=935 meetrit sekundis. Nende tingimuste korral on kütusehulk, mis kulub laskumiseks mööda valitud trajektoori, 0,366 kilogrammi plaaneri konstruktsiooni iga kilogrammi kohta (eelduseks on jälle, et gaaside väljavoolukiirus raketist on 3 kilomeetrit sekundis).

Lõpptulemusena on võit summaarses kiiruses laskumisel mööda pikemat kõverjoonelist trajektoori 288 meetrit sekundis, s. t. võrreldes vastava suurusega laskumisel mööda poolellipsit — 23,6 protsenti. Võit kütuse kokkuhoius on veidi suurem — 27,4 protsenti.

Märgime, et antud näites on kosmilise plaaneri kiirus hetkel, kui ta tungib Maa atmosfääri mööda pikemat trajektoori, 1,6 protsendi võrra suurem kui laskumisel mööda poolellipsit (11097 meetrit sekundis 10919 asemel, kuid sel asjaolul pole olulist tähtsust, sest nimetatud kiirus hävitatakse ainult õhutakistusega, s. o. ilma kütusekuluta.

X PEATÜKK

PÄIKESESÜSTEEMI KEHADE TEHISKAASLASED

1. Kuu tehiskaaslased

Esimesed tehiskaaslased loodi rahvusvahelise geofüüsika aasta programmi põhjal, et uurida Maad ja teda ümbritsevat ruumi. Ja kui kaaslased sobivad juba meie koduplaneedi tundmaõppimiseks, seda kasulikumateks osutuvad nad niisuguste kaugete taevakehade uurimisel nagu Päike, Kuu ja teised planeedid. Tehiskaaslasi võib kasutada ka planeetidevaheliste jaamadena (vt. lk. 312—326). Seega ei tule planeetidevahelise ruumi vallutamiseks luua üksnes niisuguseid tehiskaaslasi, mis tiirlevad ainult ümber Maa, vaid ka selliseid, mis tiirlevad ümber Kuu ja planeetide.

Planeetidevahelisest jaamast ehk orbitaalselt laevalt väljasaadetud raketid võivad muutuda Kuu tehiskaaslasteks ja neid võib kasutada Kuu pinna üksikasjaliseks uurimiseks. Väga hästi sobiks selleks Kuu kaaslane, mis tiirleks Kuu pooluseid läbivas tasapinnas. Nagu teada, ei muuda kaaslase liikumistasand oma orientatsiooni tähtede suhtes. See asjaolu võimaldab nelja nädala jooksul (see on aeg, mille vältel Kuu teeb täispöörde ümber oma telje) fotografeerida kaaslaselt kogu Päikese poolt valgustatud Kuu pinda. Kuid ka see Kuu poolkera, mida valgustavad Maalt peegeldunud päikesekiired (nn. tuhkvalgus), on väga hästi jälgitav kosmilise laeva pardalt, sest rohekashalli varjundiga valgus on Kuu kaaslasel kümme korda heledam täiskuu valgusest Maal. Kasutades ka seda valgustust. saab fotografeerida kogu Kuu pinda juba kahe nädala jooksul.

Selleks et Päike ja planeedid ei häiriks tehiskaaslase liikumist, peab ta tiirlema Kuu vahetus läheduses, kus praktiliselt mõjub ainult Kuu gravitatsiooniväli.

30 kilomeetri kõrgusel on kaaslase tiirlemisperiood ümber Kuu 1 tund 51 minutit 13 sekundit, 100 kilomeetri kõrgusel suureneb see 6,5 minuti võrra. Mõnesaja kilomeetri kõrgusel lendavate Kuu kaaslaste orbitaalsed kiirused on peaaegu 5 korda väiksemad kui tehiskaaslastel, mis lendavad samadel kõrgustel Maa pinna kohal. See asjaolu kergendab tunduvalt Kuu pinna vaatlusi. 30 kilomeetri kõrguselt võib isegi palja silmaga eraldada Kuu pinnal leiduvaid esemeid mõõtmetega 3,8 kuni 8,7 meetrit (sõltuvalt nägemisteravusest).

Kuid sellele kõrgusele vastava liikumiskiiruse juures (üle 1600 meetri sekundis) ja vaatevälja võrdlemisi väikese läbimõõdu tõttu (umbes 650 kilomeetrit) kaob vaadeldav ese kiiresti silmist. Seepärast on vaatlusteks sobivam kaaslane, mis tiirleb Kuu pinnast suuremal kaugusel, näiteks 150 kilomeetrit. Sel juhul on lennukiirus väiksem, Kuu nähtav pindala aga märgatavalt suurem (diameeter kuni 1400 kilomeetrit) ja Kuu pinnal olevad esemed jääksid vaatleja vaatevälja pikemaks ajaks. Kuid palja silmaga oleks võimalik vaadelda ainult esemeid, mille läbimõõt on 19 kuni 44 meetrit. Ühtlasi märgime, et kuna selline ekspeditsioon kasutab võimsaid optilisi seadmeid, siis saab vaadelda ka kõige pisemaid detaile. Kuu pinna mingi punkt on 30 km kõrgusel liikuvalt kaaslaselt maksimaalselt nähtav umbes 6,4 minutit, 150 kilomeetri kõrguselt aga 15,7 minutit.

Kui osutub tarvilikuks lähemalt tundma õppida mingit Kuu pinna detaili, siis võib väikese kütusekuluga 30 kilomeetri kõrgusel ringilisel orbiidil tiirleva tehiskaaslase üle viia elliptilisele orbiidile, mille periastra[1] asetseb soovitud kõrgusel. Et viia periastrat Kuu pinnani, peab vähendama kiirust ainult 7,14 meetri võrra sekundis. Kuid uurimiseks määratud kohale läheneb tehiskaaslane alles pärast 54 minuti 3 sekundi möödumist, olles enne teinud ringi ümber Kuu ühe poolkera. Seejärel pöördub kaaslane automaatselt tagasi esialgsele lennukõrgusele (30 kilomeetrit), kus kiiruse suurendamine 7,14 meetri võrra sekundis viib kaaslase üle esialgsele ringilisele orbiidile. Üldse nõuab Kuu tehiskaaslase üleminek mingile teisele

[1] Periastraks nimetatakse orbiidi punkti, mis asetseb kõige lähemal taevakehale, mille ümber tiirleb vaadeldav keha.

ringilisele orbiidile (kas kõrgemal või madalamal esialgsest) väga väikesi muutusi kiiruses ja järelikult ka vähest kütusekulu. Näiteks üleminekuks ringilisele nullorbiidile peab periastra läbimisel vähendama kiirust ainult 7 meetri võrra sekundis.

Kui kaaslane satub Kuu varju, saabub temal öö, mis, nagu Maa tehiskaaslase puhulgi, on alati lühem kohalikust päevast. Kui kaaslane liigub 122 kilomeetri kõrgusel Kuu pinna kohal, kestab ta «ööpäev» täpselt 2 tundi. Kõrguse suurenemine 10 km võrra pikendab «ööpäeva» umbes 1 minuti võrra, kõrguse vähenemine 10 km võrra aga sama palju lühendab seda.

Selleks et lühendada aega, mille jooksul saab vaadelda kogu Kuu pinda, pole vaja passiivselt oodata, kuni Kuu teeb poolpöörde (või täispöörde) ümber oma telje. Kui väljalülitatud mootoriga on sooritatud tiir ümber Kuu ja vaadeldud teatud laiusega vööndit, võivad kosmonaudid pooluse ületamisel rakettmootori abil pöörata kaaslase orbiidi tasandit ümber Kuu telje teatud nurga võrra tähtede suhtes. Seega näevad astronaudid kaaslase järgmisel tiirul ümber Kuu täiesti uusi Kuu pinnaosi. Mida kõrgemal liigub kaaslane, seda laiem on nähtav vöönd ja seda harvemini tuleb muuta kaaslase orbiidi tasandit. Nii näiteks peab 10-kilomeetrise lennukõrguse korral orbiidi tasandit pöörama 14 korda, 50-kilomeetrise kõrguse juures aga ainult 6 korda (tabel 41). Sel meetodil võib kahenädalase passiivse ootamise asemel 10 kilomeetri kõrguselt kogu Kuu pinna läbi uurida 1 ööpäeva 3 tunni 20 minutiga, 50 kilomeetri kõrguselt aga peaaegu kaks korda kiiremini. Kuid loomulikult ei ole see odav: esimesel juhul peaks orbiidi tasandi pööramise jaoks kulutama niisama palju kütust, kui vajatakse selleks, et anda raketile kiirus 350 meetrit sekundis, teisel juhul — et anda kiirus 736 meetrit sekundis. Seejuures suunatakse rakettmootori tõmbejõud iga kord nii, et muutuks ainult orbiidi tasandi orientatsioon, Kuu kaaslase orbitaalne kiirus aga jääks endiseks.

Niisugusel meetodil lennates võib teatud osa Kuu pinnast vaadelda isegi kaks, kolm jne. korda. Joonisel 50 on toodud Kuu pinna vaatlemise kiirendatud meetod tehiskaaslaselt, mis lendab Kuu raadiuse kõrgusel. Sel juhul on piisav, kui tehiskaaslase orbiidi tasandit muudetakse kaks korda. Numbrid näitavad, mitu korda võib antud

Tabel 41

Kahe Kuu tehiskaaslase karakteristikud

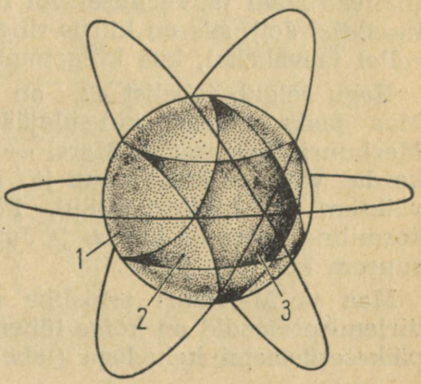
Karakteristikud	Lennukõrgus Kuu pinna kohal kilomeetrites	
	10	50
1. Ringiline kiirus m/sek	1674	1655
2. Ringilise kiiruse suhe ringilisse kiirusesse nullorbiidil protsentides	99,71	98,59
3. Ringilise kiiruse suurenemine lennukõrguse vähenemisel 1 kilomeetri võrra m/sek	0,479	0,463
4. Orbiidi raadius km	1748	1788
5. Orbiidi raadiuse ja Kuu raadiuse suhe protsentides	100,6	102,9
6. Orbiidi pikkus km	10983	11234
7. Nurkkiirus nurgasekundites sekundi kohta	198	191
8. Nurkkiiruse suhe nurkkiirusesse nullorbiidil protsentides	99,1	95,8
9. Tiirlemisperiood	1 t. 49 min. 20 sek	1 t. 53 min. 7 sek.
10. Päeva minimaalne pikkus	58 min. 24 sek.	1 t. 5 min. 5 sek.
11. Päeva pikkuse ja tiirlemisperioodi suhe protsentides	53,4	57,5
12. Öö maksimaalne pikkus	50 min. 56 sek.	48 min. 1 sek.
13. Öö maksimaalse pikkuse ja tiirlemisperioodi suhe protsentides	46,6	42,4
14. Minimaalne orbiidi kaar, mille kaaslane läbib Kuu varjus	192°16′	207°10′
15. Maksimaalne orbiidi kaar, mille kaaslane läbib päikesekiirtes	167°44′	152°50′

Tabel 41 (järg)

Karakteristikud	Lennukõrgus Kuu pinna kohal kilomeetrites	
	10	50
16. Kaaslase poolt taevavõlvil joonistatud kaar Kuu orbiidi tasapinnas viibiva vaatleja seisukohalt (kaare keskpunkt on orbiidi tsentris)	12°16′	27°10′
17. Tehiskaaslaselt nähtava segmendi kaare pikkus Kuul mööda suurringi km	372	824
18. Nähtava kerasegmendi pinna ja Kuu pinna suhe protsentides	0,286	1,393
19. Kuu pinnal oleva punkti nähtavuse maksimaalne kestus	3 min. 42 sek.	8 min. 32 sek.
20. 15-kordse suurendusega binoklis eraldatavate esemete minimaalsed joonmõõtmed m		
a) keskmise nägemise puhul	2,91	14,54
b) terava nägemise puhul	2,26	6,30
21. Vaba langemise kiirendus tehiskaaslase orbiidil m/sek^2	1,60	1,53
22. Eelmise suuruse suhe vaba langemise kiirendusse Kuu pinnal protsentides	98,9	94,5
23. Kuu täielikuks vaatlemiseks vajalik orbiidi tasapinna pöörete minimaalne arv	15	7
24. Nurk orbiidi tasapinna üksteisele järgnevate asendite vahel	12°0′	25°42′
25. Vaatlustega kaetav minimaalne kaar	0°16′	1°28′

Tabel 41 (järg)

Karakteristikud	Lennukõrgus Kuu pinna kohal	
	10	50
26. Orbiidi tasandi pööramiseks vajalik kiirus m/sek.	350	736
27. Summaarne kiirus, mis on vajalik orbiidi tasandi kõigi pööramiste sooritamiseks m/sek	4900	4418
28. Minimaalne aeg, mis kulub kogu Kuu pinna vaatlemiseks	1 ööp. 3 t. 20 min.	14 t. 57 min.
29. Vaadeldava pinna ja Kuu pinna suhe protsentides	160	169
30. Äralennukiirus Kuu tehiskaaslaselt Kuule m/sek.	3	12
31. Kuule maandumise kiirus m/sek	1681	1691
32. Summaarne kiirus tehiskaaslaselt Kuule laskumisel m/sek	1684	1703
33. Lennu kestus tehiskaaslaselt Kuule	53 min. 30 sek.	54 min. 31 sek.



Joon. 50. Kuu pinna vaatlemise kiirendatud meetod. Teinud tiiru ümber Kuu, muudavad kosmonaudid pooluse kohal kaaslase orbiidi tasapinda. Numbritega on märgitud, mitu korda võib kaaslaselt vaadelda pinda orbiidi tasapinna kahekordsel muutmisel, kui kaaslane liigub Kuu raadiuse kaugusel Kuu pinnast.

pinnaosa kaaslaselt vaadelda ühekordsel ümberlennul igal orbiidil.

1957. a. Roomas peetud astronautika kongressil väljendati arvamust, et Kuu tehiskaaslased luuakse varem, kui saadetakse välja esimene «asustatud» Maa tehiskaaslane.

2. Planeetide ja Päikese tehiskaaslased

Nagu eespool mainiti, on planeetidevaheliste lendude seisukohalt suur tähtsus teiste päikesesüsteemi kehade ümber tiirlevatel tehiskaaslastel. Niisuguste kaaslaste orbitaalsed kiirused ja tiirlemisperioodid on väga mitmekesised. Ühelt poolt iseloomustavad need suurused raskusi, mis on seotud kaaslaste väljalaskmisega, teiselt poolt näitavad aga kaaslaste sobivust vaatlusjaamadena.

Võrdleme Maa nullorbiidil tiirleva kaaslase ringilist kiirust ja sideerilist tiirlemisperioodi teiste planeetide ja Päikese nullorbiitidel tiirlevate kaaslaste vastavate suurustega.

Kui erinevate taevakehade pinnal valitseks ühesuurune külgetõmbejõud (mis on enam-vähem kehtiv näiteks Maa, Uraani ja Neptuuni, samuti aga ka Jupiteri teise ja kolmanda kaaslase — Europa ja Ganymedese — kohta), siis on ringiline kiirus suurem sellel vaadeldavatest taevakehadest, mille mõõtmed on suuremad. Teiselt poolt juhul, kui kahel taevakehal on ühesugused mõõtmed (näiteks Maal ja Veenusel või Kuul ja Jupiteri esimesel kaaslasel Jol), siis on kiirus ringilisel nullorbiidil suurem sellel taevakehal, kus külgetõmbejõud on suurem.

Nagu selgub tabelist 42, on esimene kosmiline kiirus Maa jaoks suurem kui ülejäänud kolme planeedi — Merkuuri, Veenuse ja Marsi — jaoks. Kuid see on kaks korda väiksem kui Uraani ja Neptuuni, ja viis korda väiksem kui Jupiteri puhul. Päikese puhul on esimene kosmiline kiirus 55 korda, ja Jupiteri puhul üle 10 korra suurem kui Maa jaoks.

Maa ja Merkuuri tehislike nullkaaslaste sideerilised tiirlemisperioodid on kõige lühemad, võrreldes kõigi teiste päikesesüsteemi kehadega (tabel 43). Veenuse ja Marsi

Tabel 42

Kiirused ringilisel nullorbiidil planeetide ja Päikese jaoks ning paraboolsed kiirused nende taevakehade pinnal

Taevakeha nimetus	Kiirus ringilisel nullorbiidil	Paraboolne kiirus taevakeha pinnal km/sek	Nende kiiruste suhe vastavate kiirustega Maa jaoks
Päike	437,535	618,753	55,300
Merkuur	3,028	4,282	0,383
Veenus	7,319	10,351	0,925
Maa	7,912	11,189	1,000
Marss	3,562	5,038	0,450
Jupiter	42,205	59,686	5,334
Saturn	25,100	35,495	3,172
Uraan	15,308	21,648	1,935
Neptuun	15,129	22,810	2,039

Tabel 43

Planeetide ja Päikese pinna lähedal liikuvate kaaslaste sideerilised tiirlemisperioodid

Taevakeha nimetus	Kaaslase sideeriline tiirlemisperiood		Selle perioodi ja Maa nullkaaslase sideerilise tiirlemisperioodi suhe
	tundi	min.	
Päike	2	46	1,98
Merkuur	1	24	1,00
Veenus	1	27	1,04
Maa	1	24	1,00
Marss	1	40	1,19
Jupiter	2	57	2,11
Saturn	3	45	2,68
Uraan	2	50	1,90
Neptuun	2	62	2,02

jaoks on see periood veidi suurem kui Maa puhul, Päikese, Uraani, Neptuuni ja Jupiteri jaoks aga peaaegu kaks korda suurem. Kõige pikem sideeriline tiirlemisperiood (kolm korda suurem kui Maa kaaslasel) on Saturni kunstlikul nullkaaslasel.

Millega seletada sideeriliste tiirlemisperioodide pikkuste erinevusi üksikute planeetide puhul? Võib näida, et taevakeha pinna lähedal liikuva tehiskaaslase tiirlemisperiood sõltub eranditult antud taevakeha keskmisest tihedusest. Mida väiksem on tihedus, seda pikem on tiirlemisperiood, sest viimane on pöördvõrdelises sõltuvuses ruutjuurega tihedusest. Kui näiteks mingi taevakeha tihedus on neli korda väiksem Maa tihedusest (ligikaudu niisugune tihedus on Päikesel, Jupiteril, Uraanil ja Neptuunil), siis selle taevakeha kaaslase tiirlemisperiood pinna lähedal on kaks korda pikem Maa kaaslase omast. Üheksa korda suurema tiheduse korral kahaneb tiirlemisperiood kolm korda j. n. e.

Päikesesüsteemi planeete võib nende keskmise tiheduse põhjal jagada põhiliselt kahte rühma, millest kummaski on tihedused omavahel üsna lähedased. Esimesse rühma kuuluvad Merkuur, Veenus, Marss ja arvatavasti ka Pluuto, teise — Päike, Jupiter, Saturn, Uraan ja Neptuun, kusjuures Saturni tihedus on kaks korda väiksem Päikese tihedusest. Nullkaaslase tiirlemisperiood on päikesesüsteemis kõige suurem Saturni puhul.

Niisiis on Merkuuri ja Maa pinna lähedal (need on planeedid, mille tihedus on enam-vähem ühesugune) tiirlevate kaaslaste perioodid peaaegu võrdsed, vaatamata sellele, et Merkuuri läbimõõt on 2,63 korda väiksem Maa omast. Kuu pinna lähedal tiirleva tehiskaaslase tiirlemisperiood on suurem meie planeedi pinna lähedal tiirleva kaaslase perioodist, vaatamata sellele, et Kuu on Maast väiksem nii mõõtmetelt kui ka tiheduselt.

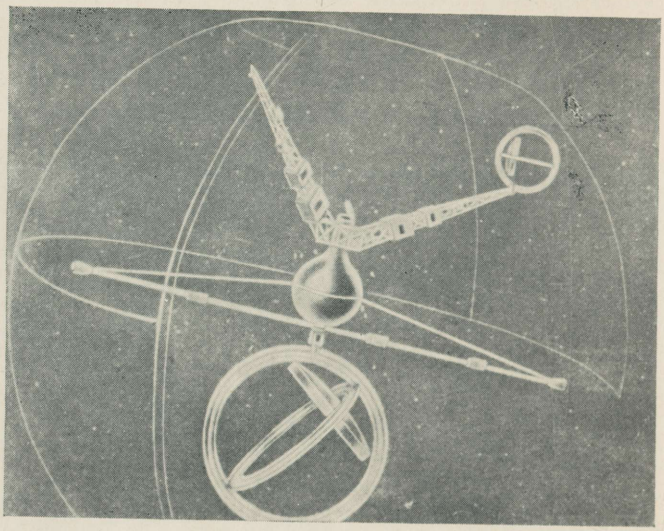
Märgime, et seni ei teata veel Merkuuri tihedust. Ameerika astronoomi S. Newcombe'i (1835—1909 a.) arvamuse järgi on Merkuuri tihedus ligikaudu võrdne Maa tihedusega. Kuid vene astronoomi O. A. Backlundi arvestuste kohaselt on see poolteist korda väiksem meie planeedi tihedusest. Küsimuse lahendaks Merkuuri tehiskaaslase loomine. Kaaslase tiirlemisperioodi põhjal saaks määrata planeedi tiheduse (looduslikku kaaslast Merkuuril ei ole).

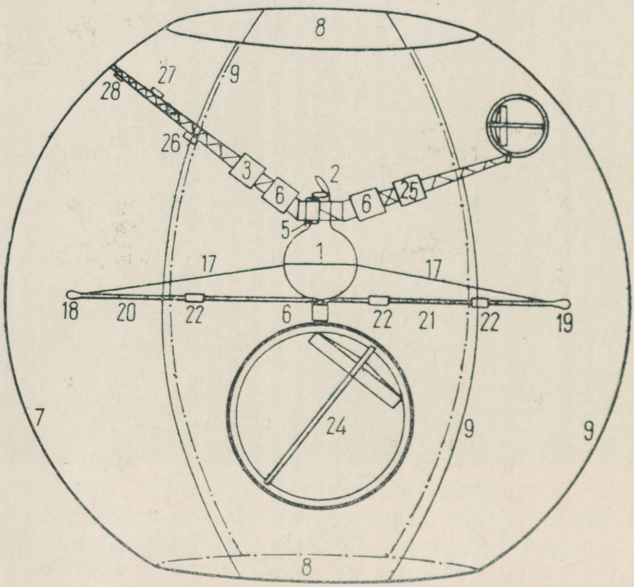
Nagu on näha tabelist 43 peab Päikese nullkaaslane (õigemini — nullplaneet) sooritama täistiiru ümber Päi-



Vaade Maa pinnale 255 km kõrguselt. Kombineeritud võte tehti automaatselt raketilt «Viking» XI.

Foto XXX





Tehiskaaslane Oberthi projekti järgi:

1 — töökoda; *2* — õhutambur; *3* ja *23* — laud; *4* — ehitise õlg; *5* — päikesekiirte peegeldaja õhutamburilt; *6* — prahihoidla; *7*, *8*, *9* —«valvepommide» kinnitustraadid; *17* — pingutustrossid; *18*, *19* — eluruumid; *20*, *21* — sidekanal; *22* — liftkabiin; *24*, *25* — vaatlusteleskoobid; *26*, *27*, *28* — erlotstarbelised ruumid.

kese 2 tunni ja 46 minutiga. Teiste sõnadega, niisugune on aasta pikkus sellel kaaslasel. Kui orbiidi raadius oleks 100 astronoomilist ühikut[1], kestaks tehisplaneedi aasta tuhat, aga kümme korda suurema raadiuse juures — 31623 maapealset aastat[2].

Tabelis 44 on toodud planeetide ja Päikese statsionaarsete kaaslaste karakteristikud.

Tabel 44

Planeetide ja Päikese statsionaarsete kaaslaste karakteristikud

Taevakehad	Täheööpäevad[3] ja kaaslase sideeriline tiirlemisperiood			Kaaslase orbiidi raadius antud taevakeha raadiustes	Kaaslase orbiidi raadius tuhandetes kilomeetrites
	ööp.	tundi	min.		
Päike	25,38			36,45	25,350
Merkuur	87,97			131,5	318,4
Veenus		68		2,802	17,08
Maa		23	56	6,614	42,19
Marss		24	37	6,020	20,42
Jupiter		9	50	2,231	159,2
Saturn		10	15	1,952	117,9
Uraan		10	49	2,425	60,25
Neptuun		15	40	3,014	79,87

Planeetide tehiskaaslased nagu Maa kaaslasedki ei saa tiirelda mis tahes kaugustel oma kesksest taevakehast. Liikudes suurel kaugusel oma planeedist, võivad nad sattuda Päikese võimsa gravitatsioonivälja mõju alla. Ka olemasolevad looduslikud kaaslased võivad mõnel määral moonutada tehiskaaslaste trajektoore, erandjuhtudel aga neid isegi haarata.

[1] Astronoomiliseks ühikuks loetakse keskmist Maa kaugust Päikesest (149,5 miljonit kilomeetrit).

[2] Nagu teada, on olemas hiidtähti, mis koosnevad erakordselt hõredast ainest: nende tihedused on ühest tuhandikust kuni ühe saja miljondiku osani Päikese tihedusest. Kaaslaste tiirlemisperioodid nende tähtede pinna lähedal oleksid vahemikus 4 ööpäevast kuni 3 aastani. Vastupidi, nn. valgetel kääbustähtedel on tihedus 7000 korda suurem Päikese tihedusest ja kääbuse pinna lähedal tiirleva tehiskaaslase periood oleks ainult 1 minut.

[3] Jupiteri ja Saturni jaoks on täheööpäevad toodud ekvaatoril asuvate punktide jaoks, sest nende planeetide pind ei võta tervikuna osa ööpäevasest pöörlemisest.

Tabelis 45 on ära toodud planeetide külgetõmbejõu mõjusfääride raadiused Tisserandi järgi (Prantsusmaa). Torkab kohe silma, et Marsil, mille mass on kaks korda väiksem Veenuse massist, on samasugune külgetõmbejõu mõjusfäär kui Veenuselgi. Uraanil aga, kuigi ta on peaaegu 22 korda Jupiterist väiksem, on külgetõmbe mõjusfäär veidi suurem Jupiteri külgetõmbe sfäärist. See on tingitud asjaolust, et Marss asetseb Päikesest kaugemal kui Veenus, Uraan aga kaugemal kui Jupiter ja seepärast on Päikese külgetõmbejõud Marsi (või Uraani) lähedal märgatavalt väiksem kui Veenuse (või Jupiteri) lähedal.

Tabel 45

Planeetide külgetõmbejõu mõjusfäärid (Tisserandi järgi)

Planeedi nimetus	Külgetõmbejõu mõjusfääri raadius astronoomilistes ühikutes	Külgetõmbejõu mõjusfääri raadius miljonites kilomeetrites	Planeedi nimetus	Külgetõmbejõu mõjusfääri raadius astronoomilistes ühikutes	Külgetõmbejõu mõjusfääri raadius miljonites kilomeetrites
Merkuur	0,001	0,15	Jupiter	0,322	48,1
Veenus	0,004	0,6	Saturn	0,363	54,3
Maa	0,006	0,9	Uraan	0,339	50,7
Marss	0,004	0,6	Neptuun	0,576	86,1

Mis puutub tehisplaneetide väljalaskmisse, siis praegu eelistatakse lasta neid poolelliptilist trajektoori mööda. Seoses sellega juhime lugejate tähelepanu mõningatele iseärasustele, millega puutume kokku, kui tehisplaneete lastakse välja niisugusel viisil.

Eespool nägime, et tehiskaaslase väljalaskmiseks poolellipsit mööda näiteks 15 Maa raadiuse kõrgusele (arvates Maa tsentrist) vajatakse väiksemat summaarset kiirust kui kaaslase laskmisel mitu korda suuremale kõrgusele. Analoogilist pilti võib täheldada ka tehisplaneetide väljalaskmisel.

Loomulikult nõuab Maalt saadetava kaaslase laskmine Jupiteri orbiidile orbiidi kauguse tõttu suuremat summaarset kiirust kui tehisplaneedi väljasaatmine Marsi orbiidile. Kuid siiski nõuab tehisplaneedi loomine, mis liiguks suuremate mõõtmetega ringilist orbiiti mööda kui Saturni orbiit, väiksemat summaarset kiirust kui planeedi saatmine Saturni orbiidile.

Tabelis 46 on toodud üksikasjalisemad andmed.

Oletame, et lasksime Maalt mööda poolellipsit välja rakettsondi, mis peab muutuma Saturni orbiidil tiirlevaks tehisplaneediks. Kuid avarii tõttu stardil tekib kütusekadu ja kiirus väheneb 400 meetri

Tabel 46

Tehisplaneetide väljasaatmine mööda poolelliptilist trajektoori

	Saturn	Uraan	Neptuun	Pluuto
Keskmine kaugus Päikesest astronoomilistes ühikutes	9,54	19,19	30,07	39,46
Äralennukiirus Maa pinnalt km/sek	15,213	15,897	16,164	16,279
Raketile antud lisakiirus orbiidile saabumise momendil km/sek	5,441	4,661	4,054	3,685
Raketile antud summaarne kiirus tema muutmiseks tehisplaneediks km/sek	20,654	20,558	20,218	19,964
Kui palju on summaarne kiirus väiksem vastavast kiirusest Saturni orbiidile saatmisel km/sek	—	0,096	0,436	0,690

võrra sekundis. Vastavalt Maalt antud raadiokäsule hakkavad pumbad andma põlemiskambrisse kütust, mis on määratud kiiruse suurendamiseks hetkel, kui rakett jõuab Saturni orbiidile. Tulemuseks on mitte ainult kiirusekao kompenseerimine, vaid projekteeritud Maalt äralennu kiiruse — 15,21 km/sek — asemel arendab rakett kiirust, mis on sellest suurem 0,95 km/sek võrra. Seetõttu ületab ta Uraani orbiidi, mis on kaks korda kaugemal kui Saturni orbiit, ja jõuab Neptuuni orbiidile, mille raadius on üle kolme korra suurem Saturni orbiidi raadiusest. Sel hetkel lülitati automaatselt sisse rakettmootor. Peaaegu kogu järelejäänud kütus, mis oli määratud lisatõukeks üleminekul Saturni orbiidile, on ära kulutatud ja rakett muutub tehisplaneediks, mis liigub mööda Neptuuni orbiiti. Nagu näeme, on tehisplaneedi väljasaatmiseks Neptuuni orbiidile vaja vähem kütust kui planeedi loomiseks, mis liigub mööda tunduvalt lähemal asetsevat Saturni orbiiti.

3. Komeetide tehiskaaslased

Suurt huvi pakuvad kindlasti tehiskaaslased, mis ehitatakse komeetide uurimiseks.

Komeedid koosnevad tavaliselt gaasuduga ümbritsetud tuumast — komeedi peast — ja pikast sabast. Erandina võib esineda mitme pea või mitme sabaga komeete. Tuum kujutab endast suuremate või väiksemate tahkete kehade

kogumit, mida ümbritseb tunduvalt tihedam tolmukest kui see, millest koosneb saba.

Päikesele lähenemisel tõmbub komeedi pea kokku, tema saba aga pikeneb. Viimane on niivõrd hõre, et kosmiline laev ei tunneks sellest läbi lennates mingisugust takistust. «Nähtav eimiski» — nii iseloomustavad astronoomid komeedi saba.

Komeedid on äärmiselt «lühiealised» kehad. Igakordsel lähenemisel Päikesele aurab komeedi peast ära tohutu hulk gaasi, millest moodustub saba. Hiljem see gaas hajub maailmaruumi. Seepärast ka iga järgmisel lähenemisel Päikesele komeedi saba heledus väheneb ja lõpuks ta kaob hoopis. Kõik komeedid, mille sabad tihti helendavad taeva mustal sametil, on sündinud viimastel sajanditel ja aastatuhandetel.

Komeetide ehituses, tekkimises ja hävimises on palju seletamatuid küsimusi, mida võiks lahendada, vaadeldes komeeti lähedalt kas või ühe tema tiiru kestel ümber Päikese. Kindlasti sooritavad astronaudid kunagi niisuguse ekspeditsiooni.

Maalt saab komeete vaadelda ainult siis, kui nad asuvad Päikese lähedal. Astronaudid aga võivad jälgida kõiki komeediga toimuvaid muudatusi isegi siis, kui ta on maksimaalsel kaugusel Päikesest, nad võivad jälgida tema sabas ja peas toimuvate muutuste kõiki staadiume.

Praegu on veel vara rääkida astronautide maabumisest suurtele ainepankadele, mida võib leiduda komeedi peas. Lähenemine komeedi peale võib olla ohtlik kosmilisele laevale, sest tõenäosus põrkuda meteooridega on väga suur. Seepärast võib rääkida ainult komeedi saatmisest teatud ohutus kauguses. Kui kosmilise laeva ja komeedi kiirused on võrdsustunud, lülitatakse rakettmootor välja ja astronaudid järgnevad taevakehale niisugusel kaugusel, mis on sobiv vaatlusteks.

Kõige parem oleks tundma õppida komeedi tuuma siis, kui muudaksime raketi tema tehiskaaslaseks. Komeedi väikese külgetõmbejõu mõjul tiirleks niisugune kaaslane ümber tuuma väga aeglaselt, see asjaolu aga soodustaks vaatlusi. Tehiskaaslane võiks liikuda isegi komeedi peas, kohtamata praktiliselt mingisugust keskkonnatakistust (kui mitte arvestada eespool mainitud põrkumisohtu meteooridega).

Meile teadaolevaist komeetidest on kõige suuremaks nii

mõõtmete kui ka massi poolest 1818. a. vaadeldud komeet. Tema tuuma läbimõõt oli 20 kilomeetrit, mass aga $2 \cdot 10^{13}$ tonni. Niisuguse komeedi tuuma lähedal liikuva tehiskaaslase kiirus oleks 10 meetrit sekundis (ligikaudne reisirongi kiirus). Neil tingimustel kuluks komeedi vaatlemiseks ühe tuuma ümber tiirlemise perioodi vältel 1 tund 45 minutit. (Komeedi tuuma fotografeerimiseks peaks muidugi valima teatud sobiva lennukõrguse.)

Kui osutuks, et komeedi tuum pöörleb ümber oma telje (see aga pole veel teada), siis võiks lennul mööda eespool mainitud orbiiti vaadelda tehiskaaslaselt tuuma igast küljest. Vastasel korral võib pärast kaaslase iga (või pärast mitut) tiiru rakettmootori abil pöörata kaaslase orbiidi tasandit. Seejuures oleks iga komeedi tuuma vaatlemiseks sooritatava tiiru jaoks tarvis kütusehulka, mille abil saaks anda raketile kiiruse 31 m/sek.

Et uurida tuuma ümbritsevat komeedi pead, võiks rakett teha «hüppe» teatud kõrgusele ja üle minna niisugusele elliptilisele orbiidile, kus tiirlemisperiood oleks näiteks mõni ööpäev või mõni nädal. Selle manöövri sooritamiseks piisaks, kui anda tehiskaaslasele lisakiirus alla 5 m/sek.

4. Orbitaalsed laevad

Nagu juba eespool mainiti, ei hakka kõik tehiskaaslased tiirlema ümber Maa tema vahetus läheduses. Teoreetilised arvutused näitavad, et võib luua ka niisuguseid kaaslasi ja planeete (s. o. Päikese kunstlikke kaaslasi), mis võivad väljavenitatud elliptilistel orbiitidel (korrigeerides muidugi vastavalt orbiiti rakettmootori abil, et likvideerida teiste taevakehade häirivat mõju) regulaarselt kurseerida maailmaruumis liiklusvahenditena. Nad liiguvad oma obriitidel nagu planeedid ja nende kaaslased, möödudes seejuures perioodiliselt Maast.

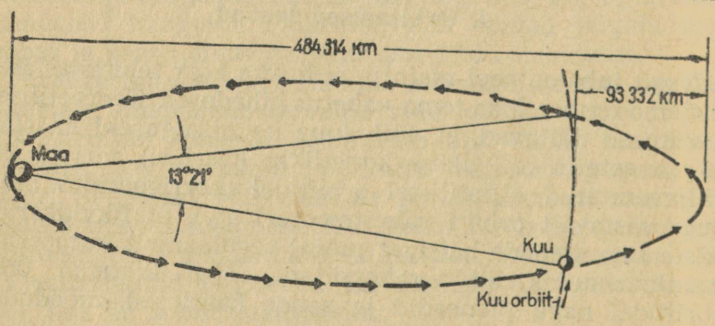
Nimetame niisuguseid tehislikke taevakehi orbitaalseteks laevadeks, sest neid saab kasutada kosmiliseks sideks. Näiteks võib Maalt Kuule suunduv ekspeditsioon kasutada orbitaalset laeva kui vahepealset maandumispaika. Lennates väiksel raketil niisuguse laevani, istuvad astronaudid sellele ümber ja sõidavad edasi. Kuule lähenemisel asuvad reisijad uuesti väikesesse raketti, et jõuda Kuu pinnale.

Orbitaalsetele laevadele ehitatakse eluruumid, tööko-

jad, observatooriumid. Siin on astronautidel kõik vajalik edaspidiseks lennuks.

Räägime esialgu neist orbitaalsetest laevadest, mis üheaegselt lendavad ümber Maa ja Kuu (joon. XXVIII). Need laevad liiguvad regulaarselt mööda orbiite, mis hõlmavad Maad ja Kuud. Laeva orbiidi võib arvestada nii, et pärast iga sideerilise kuu möödumist (s. o. ajavahemik, mille jooksul Kuu on teinud täistiiru ümber Maa ja saabub tagasi endisse asendisse kinnistähtede suhtes) lendaks laev Maalt nähtamatu Kuu poolkera kohal. Kui näiteks orbiidi suur telg oleks 484 318 kilomeetrit, siis orbitaalne laev sooritaks selle ajaga tähtede suhtes kaks tiiru, kui Kuu teeb ühe täistiiru ümber Maa. Trajektoori võib projekteerida ka niisuguse arvestusega, et tehiskaaslane läbiks Kuu orbiidi soovitaval kaugusel tema pinnast. Maalt või planeetidevahelisest jaamast, mis tiirleb väikesel kõrgusel, saab ära lennata [1] (kiirusega veidi üle 3 km/sek) niisugusel hetkel, et orbitaalne laev läbiks Kuu orbiidi mingi punkti enne, kui sinna punkti jõuab Kuu. Nii võivad vaatlejad väikeselt kauguselt uurida laia vööndit meie eest varjatud Kuu poolkeral (joon. 51).

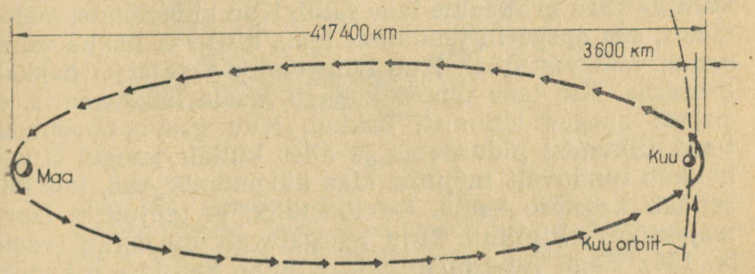
Kui niisuguse orbitaalse laeva kõrgus perigees Maa ekvaatori kohal on 200 kilomeetrit, siis kestab tema lend



Joon. 51. Niisugune orbitaalse laeva trajektoor võimaldab vaadelda meile nähtamatut Kuu poolkera. Uurijad kohtuvad Kuuga iga sideerilise kuu möödumisel.

[1] Siin ja ka edaspidi, kui tuleb juttu startimisest planeetidevahelisest jaamast, tehakse arvutused eeldusel, et kaaslane liigub ringilisel orbiidil 200 kilomeetri kõrgusel sellele kõrgusele vastava kiirusega — 7791 m/sek.

Kuuni 3 ööpäeva 3 tundi 20 minutit. Pärast Kuu orbiidi läbimist kaugeneb laev Kuust veel 93 337 kilomeetri võrra ja hakkab siis Maa poole tagasi liikuma ning 7 ööpäeva 9 tunni 11 minuti möödumisel läbib ta uuesti Kuu orbiidi $13^0\,21'$ kaugusel esimesest lõikepunktist. Orbitaalne laev tuleb Maa juurde tagasi mööda lapikut ellipsit, mille väiksem telg on 112 120 kilomeetrit, teeb ühe tiiru «tühjalt», kohtamata Kuud, ja 27 ööpäeva 7 tunni 43 minuti pärast kordub kogu tsükkel uuesti. Vahe on ainult selles, et nüüd on Kuu faas vaatlemiseks teistsugune. Niisugusel laeval lendavad astronaudid ühe aasta jooksul kolmteist (vahel aga isegi neliteist) korda Kuu lähedusse. Seejuures on



Joon. 52. Niisugust trajektoori pidi möödub orbitaalne laev Kuust 3600 kilomeetri kauguselt. Kuid see toimub ainult üks kord kahe sideerilise kuu jooksul; selle aja kestel möödub laev aga 5 korda Maast.

Kuu faas iga kord erinev. Iga kahe nädala tagant on astronautidel võimalus orbitaalselt laevalt laskuda Maale. Samal ajal võib Maalt laevale üle anda mitmesuguseid veoseid, eriti aga toiduaineid.

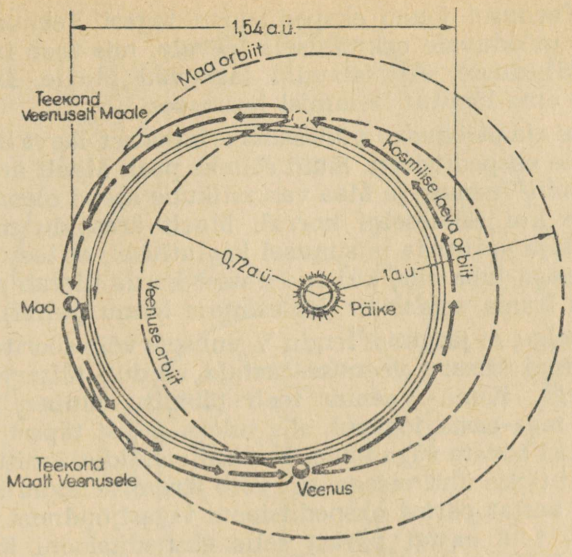
Kuid niisugusel orbitaalsel laeval on ka oma puudus: ta eemaldub Kuust ülemäära kaugele ja möödub temast väga suure kiirusega. Sellelt seisukohalt eelistatakse orbitaalset laeva, mis liigub mööda teistsugust orbiiti. Niisugune laev möödub Kuust 3600 kilomeetri kauguselt ja seda hetkel, kui ta läbib oma orbiidi punkti, mis asub Maast kõige kaugemal (joon. 52). Sellisel orbitaalsel laeval on aga teine puudus: ta möödub Kuu lähedalt vaid 1 kord kahe kuu jooksul, kuigi sama aja vältel sõidab ta ümber Maa 5 korda.

Maalt nähtava Kuu poolkera uurimiseks võrdlemisi väikeselt kõrguselt saab välja lasta kaaslase, mis teeb kuus kolm tiiru ümber Maa. Perigeest, mis asub 200 kilomeetri kõrgusel Maa kohal, lendaks niisugune kaaslane 363 026 kilomeetri kaugusel asuva apogeeni 4 päeva 13 tunni 17 minutiga. Kuu orbiidi ekstsentrilisuse tõttu võib niisugune orbitaalne laev lennata Kuule väga lähedale.

Kuu orbitaalsete laevade trajektoorid on toodud joon. 51. ja 52. Kuid nii näevad need välja siis, kui laev sõidab «tühjalt», kohtamata oma teekonnal Kuud. Apogeele lähenemisel nende kiirus järk-järgult langeb ja apogees on ta 150—200 meetrit sekundis. Pärast apogee läbimist hakkab laeva kiirus uuesti kasvama. Kui aga pärast ühte või mitut «tühja» tiiru orbitaalne laev satub Kuu külgetõmbe mõjusfääri, siis apogeeni jõudmisel tema kiirus ei hakka vähenema, vaid vastupidi, Kuu külgetõmbe tagajärjel hakkab kasvama. Kui laev uuesti hakkab Maale lähenema, s. o. pärast apogee läbimist, hakkab Kuu gravitatsiooniväli tema liikumist pidurdama ja alles küllalt kaugel Kuust hakkab tunduvalt mõjuma Maa külgetõmbejõud, mis kiirendab kaaslase lendu. On loomulik, et seejuures laeva trajektoori elliptiline kuju märgatavalt moondub (vaata lk. 136). Nagu juba mainitud, mõjutab kaaslase liikumist mõningal määral ka Maa lapikus. Tulemusena nihkuvad orbiidi perigee ja apogee ning muutub orbiidi tasandi orientatsioon. Mõju avaldab ka Kuu liikumise korrapäratus (kõrvalekaldumised Kepleri seadustest). Kõige selle tulemusena võib orbitaalne laev, mis mitme kuu kestel möödus Kuust üsna viimase pinna lähedalt, mõne aja pärast Kuuga isegi kokku põrgata. Seepärast on vaja rakettmootoriga pidevalt korrigeerida orbitaalsete laevade trajektoore (vt. lk. 136—137).

Vaatleme nüüd selliseid orbitaalseid laevu, mis võivad tehisplaneetidena liikuda ümber Päikese. Niisuguste tehisplaneetide orbiidid erinevad loomulike planeetide omast suure ekstsentrilisuse tõttu: orbitaalsete laevade kaugus Päikesest muutub väga suurtes piirides ja seepärast võivad nad olla sidepidamisvahendiks planeetidega.

Vaatleme ühte orbitaalse laeva trajektoori võimalikku varianti (laev liigub marsruudil Maa — Veenus, joon. 53). Orbitaalne laev, mille pardal asub ekspeditsioon Veenuse uurimiseks, tõuseb lendu Maa pinnalt või planeetidevahelisest jaamast (kiirusega veidi üle 4 kilomeetri sekun-



Joon. 53. Orbitaalsed laevad võivad liikuda ka ümber Päikese. Joonisel on toodud üks orbitaalse laeva trajektoori võimalikest variantidest, marsruudil Maa — Veenus.

dis) ja jõuab projekteeritud orbiidile, mis puudutab Maa orbiiti. 81 ööpäeva pärast jõuab laev Veenuse lähedusse. Kosmilise plaaneri abil maandub dessant planeedile, laev aga, liikudes edasi mööda oma orbiiti, läheneb Päikesele 0,54 astronoomilise ühiku kaugusele ja jõuab tagasi lähtepunkti Maa orbiidil 8 kuu pärast. Selle aja jooksul ei jõua Maa veel nimetatud punkti. Kui järgmise 8 kuu pärast orbitaalne laev tuleb uuesti tagasi väljalennupunkti, ei kohta ta seal jällegi Maad, sest viimane läbis punkti neli kuud varem. Ja alles kaks aastat peale väljalendu, olles teinud kolm täistiiru ümber Päikese, kohtab orbitaalne laev Maad.

Vahepeal uurib ekspeditsioon Veenust umbes poolteist aastat ja valmistub äralennuks varem ettearvutatud momendil, kui orbitaalne laev läheneb uuesti Veenusele. Vaadeldud juhul viibib ekspeditsioon Veenusel 162 päeva vähem kui kaks aastat, s. o. aeg, mis kulub lennuks planeedile ja sealt tagasi. Niisiis, 568 päeva pärast maandu-

mist Veenusel jõuab ekspeditsioon tagasi Veenuse lähedusest mööduvale orbitaalsele laevale, mis toob ta uuesti Maa lähedusse. Astronaudid laskuvad Maale, laev aga jätkab oma lõputut liikumist kosmoses.

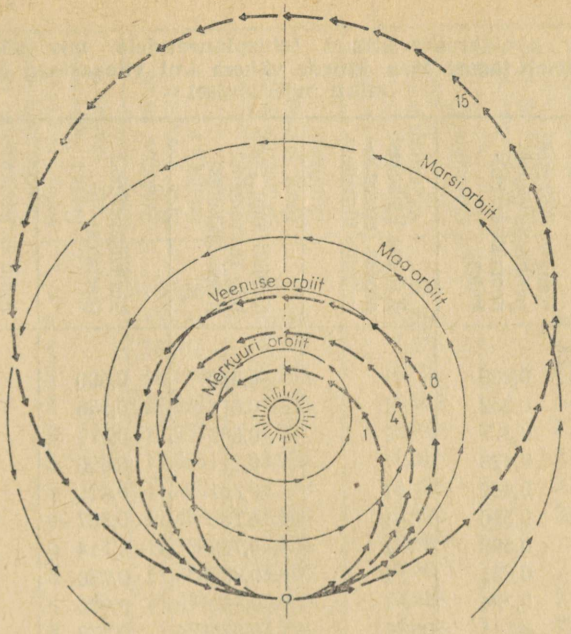
Mõne aja möödudes võib sama orbitaalset laeva kasutada ka teine ekspeditsioon. Kuid selleks peab Maalt äralennumomendil Veenuse ja Maa vastastikune asend olema samasugune kui esimeselgi korral. Maalt ärasõidu momendi võib välja arvutada niisugusel kaalutlusel, et laev kohtub Veenusega juba siis, kui ta esimest korda ületab planeedi orbiidi (sama eeldasime ka esimese lennu puhul).

On selge, et järgmist lendu Veenusele võib sooritada siis, kui mingi täisarv veenuse-aastaid võrdub täisarvu maa-aastatega. Kuna Veenus teeb täistiiru ümber Päikese 0,6152 maa-aasta jooksul, siis tuleks sellist täpset kokkusattumist oodata väga kaua. Ent kui rahulduda mitte absoluutselt täpse ühtimisega, siis võib järgmise lennu teostada juba 6 aastat pärast ekspeditsiooni tagasijõudmist Veenuselt, s. t. 8 aastat pärast selle ekspeditsiooni äralendu Maalt. Selle 8 maa-aasta jooksul teeb Veenus 13 täistiiru ümber Päikese ja tema asend Maa suhtes on peaaegu täpselt endine [1]: lahkuminek on ainult ligikaudu üks kraad mööda Maa orbiidi kaart. Seda lahkuminekut on kerge tasandada trajektoori vastava korrigeerimisega. Meie uue ekspeditsiooni «tööplaan» on muidugi samasugune nagu esimesel ekspeditsioonilgi.

Siin on jutustatud tehiskaaslastel ja tehisplaneetidel teostatavate kosmiliste lendude mõningatest variantidest. Muidugi on võimalikud ka teistsugused orbitaalsete laevade trajektoorid, millega uuritakse planeetidevahelist ruumi. Joonisel 54 on toodud mõned tehisplaneetide marsruudid, mis automaatselt pöörduvad tagasi Maa lähedusse ühe (1), kahe (15) ja kolme aasta (4 ja 8) möödumisel.

Meie arvestuste järgi on orbitaalsete laevade jaoks 24 elliptilist trajektoori, mis paiknevad Maa orbiidi sees, ulatudes kuni Päikeseni. Neil trajektooridel liikuvad orbitaalsed laevad mööduvad meie planeedi ligidalt ajavahemike jooksul, mis väljenduvad aastate täisarvuga 1 kuni 5. Peale eespool nimetatute on samas piirkonnas veel 39 orbiiti, millel liikuv laev möödub Maast iga 6, 7, 8, 9 ja

[1] Aasta Veenusel kestab ligikaudu 8/13 maa-aastat (8/13=0,6154)



Joon. 54. Orbitaalsete laevade — tehisplaneetide marsruudid, mis automaatselt pöörduvad tagasi Maale ühe aasta (orbiit 1), kahe aasta (orbiit 15) ja kolme aasta (orbiit 4 ja 8) möödumisel (orbiitide numbrid vastavad tabelile 47).

10 aasta pärast. Planeetidevahelise ruumi uurimiseks Maa ja Jupiteri orbiitide vahelisel alal on 27 trajektoori, mis väljuvad meie planeedi orbiidist.

Tabelis 47 on toodud mõningate orbitaalsete laevade karakteristikud, mis jõuavad tagasi Maa juurde 1 kuni 5 aasta möödudes. Maa orbiidi sees tiirlevate orbitaalsete laevade puhul piirdutakse siin ainult nende orbiitidega (numbrid 1—10), mis ei lähene Päikesele rohkem kui 0,260 astronoomilise ühiku kaugusele.

Orbiitide põhikarakteristikud tehisplaneetidele, mis pöörduvad perioodiliselt tagasi Maa juurde vähem kui viieaastase ajavahemiku möödumisel

Orbiidi nr.	Kaugus Päikesest periheelis (astronoomilistes ühikutes)	Kaugus Päikesest afeelis (astronoomilistes ühikutes)	Orbiidi suur poolteljg (astronoomilistes ühikutes)	Tiirlemisperiood (aastates)	Kahe järjestikuse Maaga kohtumise vahel läbitud ellipsite arv
1	0,260	1	0,630	0,500	2
2	0,352	1	0,676	0,556	9
3	0,377	1	0,689	0,571	7
4	0,423	1	0,711	0,600	5
5	0,462	1	0,731	0,625	8
6	0,526	1	0,763	0,667	3
7	0,598	1	0,799	0,714	7
8	0,651	1	0,825	0,750	4
9	0,724	1	0,862	0,800	5
10	0,711	1	0,886	0,833	6
11	1	1,321	1,160	1,250	4
12	1	1,423	1,211	1,333	3
13	1	1,621	1,310	1,500	2
14	1	1,811	1,406	1,667	3
15	1	2,175	1,587	2,000	1
16	1	2,684	1,842	2,500	2
17	1	3,160	2,080	3,000	1
18	1	4,040	2,520	4,000	1
19	1	4,848	2,924	5,000	1

Tabel 47 (järg)

Orbiidi nr.	Ajavahemik, mis möödus kahe teineteisele järgneva Maaga kohtumise vahel (aastates)	Äralennu kiirus Maa pooluselt (km/sek)	Äralennukiirus planeetidevahelisest jaamast (km/sek)	Äralennukiirus Päikese suhtes väljaspool Maa külgetõmbejõu mõjusfääri (km/sek)	Planeetidevahelisest jaamast startiva raketi alg- ja lõppmassi suhe gaaside väljavoolukiiruse 4 km/sek puhul
1	1	15,458	7,529	10,646	6,568
2	5	13,944	6,000	8,296	4,482
3	4	13,617	5,670	7,735	4,727
4	3	13,119	5,166	6,820	3,638
5	5	12,761	4,803	6,102	3,323
6	2	12,291	4,327	5,047	2,950
7	5	11,904	3,934	4,013	2,674
8	3	11,693	3,719	3,333	2,534
9	4	11,481	3,506	2,492	2,402
10	5	11,383	3,405	1,990	2,343
11	5	11,383	3,405	1,991	2,343
12	4	11,481	3,506	2,493	2,402
13	3	11,694	3,721	3,338	2,535
14	5	11,908	3,938	4,024	2,676
15	2	12,311	4,338	5,075	2,958
16	5	12,791	4,834	6,165	3,348
17	3	13,174	5,299	6,923	3,755
18	4	13,723	5,778	7,929	4,240
19	5	14,104	6,162	8,562	4,667

XI PEATÜKK

TEHISKAASLASTE KASUTAMINE

1. Lendavad observatooriumid ja laboratooriumid

Tehiskaaslane ühendab endas nii õhupallide kui ka rakettide omadusi, s. t. kaaslased suudavad püsida Maa kohal pikema ajavahemiku vältel ja võivad tõusta väga kõrgele. Ühe õnnestunud väljenduse järgi kujutab tehiskaaslane endast kaualendavat raketti. Samal ajal kui kõrgrakettide abil teostatavad uurimused on piiratud nii ajas (mõned minutid) kui ka ruumis, võib tehiskaaslaste abil uurida väga suuri ruumipiirkondi pikema ajavahemiku vältel.

Eelkõige saab tehiskaaslasi kasutada lendavate observatooriumidena maapinna vaatlemiseks. Kaaslasele võib paigutada täpseid aparaate, mis automaatselt teostavad atmosfääri ülakihtides ja maailmaruumis toimuvate mitmesuguste loodusnähtuste vaatlusi. Tulemused registreeritakse automaatselt ja antakse raadio teel üle Maale. Meie teadmised maailmaruumist rikastuksid paljude andmetega, mida ei saaks kõrgrakettidega väljasaadetud aparaatide abil.

Maakera ja tema pinna uurimine. Rääkides tehiskaaslase nähtavuse tingimustest Maal, tõime ära ka kaaslase üksikosade minimaalseid joonmõõtmeid, mis on nähtavad vaatlemisel palja silma, binokli ja teleskoobiga (vt. tabel 34). Loomulikult saadakse täpsuses samasugused vahekorrad maapinna vaatlemisel kaaslaselt. Nii näiteks on 200 kilomeetri kõrgusel lendavalt tehiskaaslaselt 15-kordse suurendusega binokli abil näha maapealseid objekte läbimõõduga 4 meetrit. Kuid kaaslase kiire liikumise tõttu on vaja kujutusi fikseerida spetsiaalse mehhanismiga. Väga raske on eraldada ka horisondil asuvaid

maapinna detaile. Seega on nähtavuse raadius kaaslase pardalt vaatlemisel tegelikult tunduvalt väiksem, kui on antud tabelis 34.

Tehiskaaslaselt näeb inimene esmakordselt maakera vabalt ruumis «rippumas». Ent seda, kuidas Maa paistab kaaslase lennu kõrguselt, tänapäeval me juba teame. Üks fotodest kujutab endast kõrgraketi abil saadud Maa pinna teatud osa ülesvõtet. Ülesvõte on kokku monteeritud kahest eraldi fotost, millest üks on võetud 255 ja teine 222 kilomeetri kõrguselt (ülesvõtted taandati ühisele mõõtkavale ja sobitati kokku ühiste punktide järgi). Et fotografeerimine toimus peaaegu läbi kogu atmosfääri paksuse, kasutati infrapunast filtrit. Ülesvõtetel on suure täpsusega näha maapinna mitmesuguseid detaile, pilvi, horisondilähedane atmosfäärikiht, Maa kumerus. Umbes samasugust pilti näeb vaatleja orbitaalselt observatooriumilt.

Praeguse ajani on väga täpne kaardistamine läbi viidud ainult 7% kohta kogu maismaa pinnast. Tehiskaaslaselt võib ilma erilise vaevata fotoülesvõtete abil kaardistada raskesti ligipääsetavaid maastikke ja täpsustada vananenud kaarte (kaardid vananevad seoses lennuväljade, teede, tammide jne. ehitamisega). Tõsi, selleks on vaja kaaslaselt vigastamatult maandada fotomaterjal, kuid praegu ei ole veel selge, kuidas seda ülesannet võiks lahendada.

Kaaslase lennukõrguse suurenemisega väheneb kogu maakera kaardistamiseks vajalik aerofotode hulk. Mõne tuhande kilomeetri kõrgusel liikuvalt kaaslaselt võib kogu Maa pinna pildistada päevavalguses vähem kui 24 tunni jooksul.

Tõsi küll, suured maapinna alad on alati kaetud pilvedega, kuid sel juhul võib fotografeerida nähtamatute infrapunaste kiirtega, aga samuti ka raadiolokatsiooniliste seadmete abil. Isegi siis, kui pilved täielikult puuduvad ja taevas on päris selge, on õhk ikkagi väga hägune. Sellest hoolimata on tehiskaaslaselt tehtud maapinna fotod väga täpsed, sest atmosfäärist tingitud moonutused, mis esinevad teleskoobiga vaatlemisel, praktiliselt ei avaldu. See meenutab trükiteksti lugemist läbi vahapaberi: teksti on kerge lugeda, kui vahapaber on asetatud tihedalt vastu teksti, kuid paigutades vahapaberi vahetult silmade ette, tähtede kontuurid nagu sulaksid ühte ja haihtuk-

sid (Braun). Märgime aga, et kosmilised kiired ja röntgenikiired väljaspool atmosfääri muudavad fotografeerimise tehiskaaslaselt keeruliseks, kuna tavalised kassetid ei taga, et fotoplaadid enneaegselt ei rikne.

Maa (või Kuu) tehiskaaslastele paigutatud televisioonisaatjad võivad vaatlusjaamadele edasi anda nii lihtsaid kui ka stereoskoopilisi kujutusi kaaslase orbiidi kõrguselt nähtavast Maa (või Kuu) pinnast. Stereoskoopiliste kujutuste saamiseks peab tehiskaaslaste väikeste mõõtmete tõttu mõlemad saatekaamerad paigutama kahele kaaslasele, mille kaugus liikumise vältel jääb ligikaudu samaks. Muidugi võib stereofotosid maapinnast saada ka ühe kaaslase abil, kasutades ülesvõtteid, mis on tehtud ühe kaameraga erinevatel ajamomentidel.

Tehiskaaslase abil saab mõõta ka Maa albeedot[1]. Viimane kõigub väga suurtes piirides peamiselt Maa pilvkatte muutlikkuse tõttu. Tehiskaaslaselt määratakse albeedo suurus mitmesugustele geograafilistele laiustele ja erinevatele aastaaegadele.

Mõned spetsialistid arvavad, et isegi minimaalsete mõõtmetega tehiskaaslaste täpsed vaatlused võimaldavad läbi viia mitmesuguseid mõõtmisi, näiteks maakera (eriti veeväljade) triangulatsiooni[2] ja kontinentidevaheliste kauguste mõõtmisi. Nii näiteks võib tehiskaaslaste abil mõõta Atlandi ookeani laiuse 30-meetrise täpsusega (Levitt, Ameerika Ühendriigid).

Seega aitab tehiskaaslane lõplikult tõestada või ümber lükata hüpoteesi kontinentide suhtelisest nihkumisest.

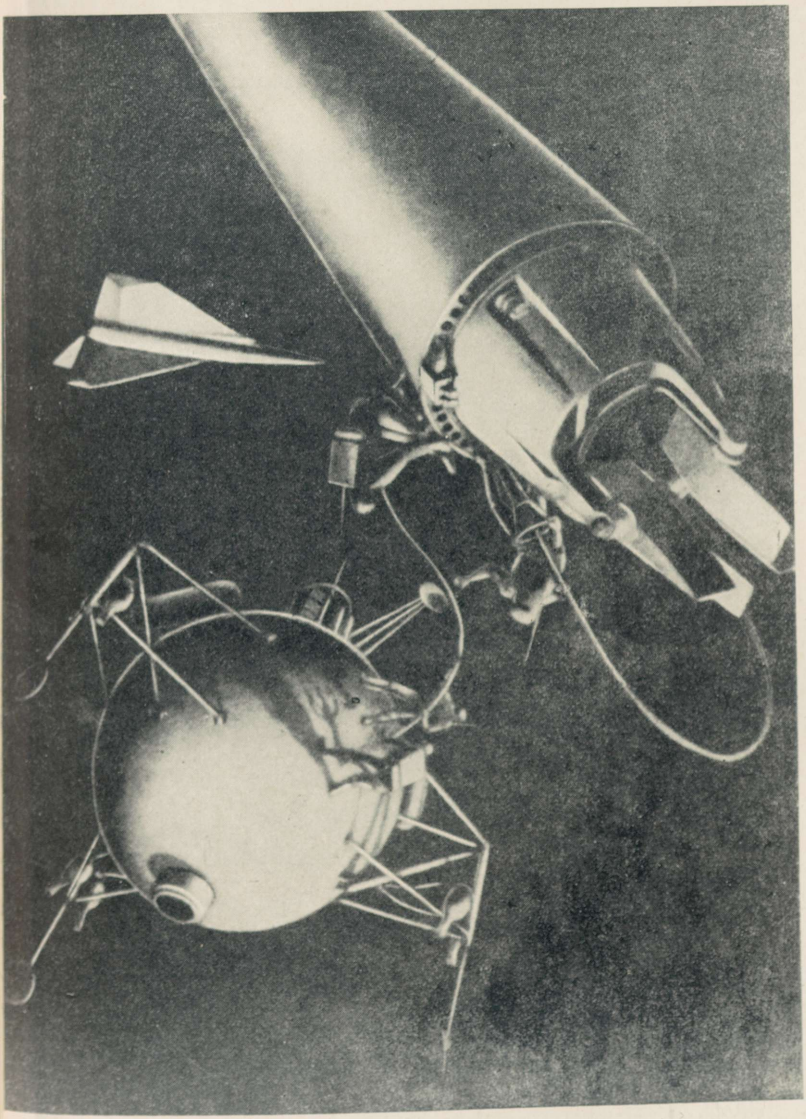
Kaaslaste liikumise jälgimine lubab avastada gravitatsioonilisi anomaaliaid (raskusjõu suuruse kõrvalekaldumine normaalsest), mille põhjustavad ebaühtlused maakoore ehituses. See looks võimaluse avastada nafta ja teiste maapõuevarade asukohti.

Eeldatakse, et tehiskaaslase liikumise anomaaliate põhjal õnnestub täpsustada isegi Maa ellipsoidi kolmanda telje asetust ja mõõtmeid. Maa «ristisuunaline» lapikus, s. t. Maa ekvaatori lapikus, on äärmiselt väike (palju väiksem poolustesuunalisest lapikusest) ja seda pole siiani

---

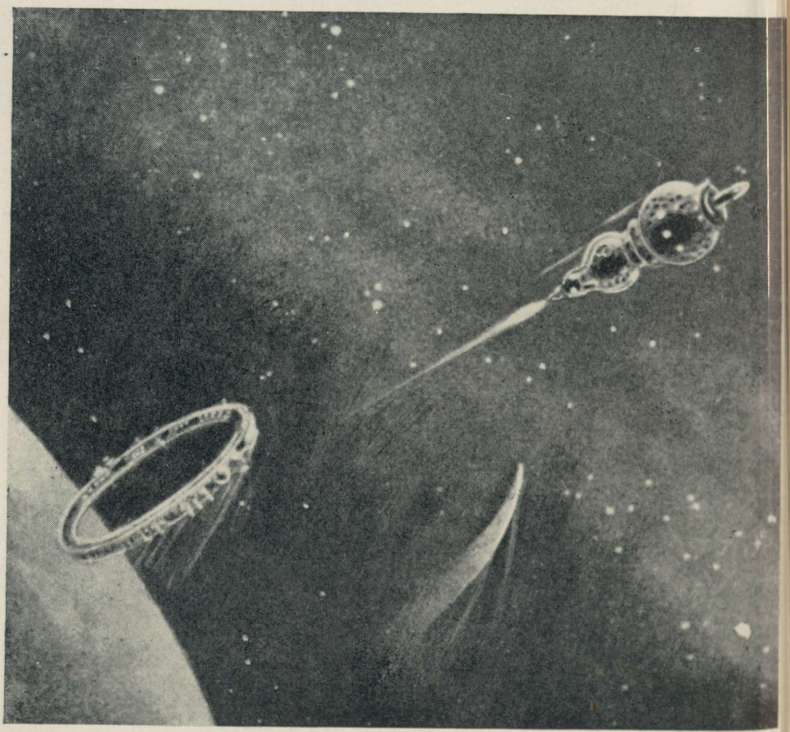
[1] Albeedo on arv, mis näitab, kui suure osa Päikeselt saadavast valgusest peegeldab planeet (või kaaslane).

[2] Triangulatsiooniks nimetatakse maapinna mõõtmise meetodit kolmnurkade võrgu ehitamise teel.



Ümber Maa tiirlev automaatrakett, mida varustatakse kütusega enne lendu Kuule (Clarki järgi).

Foto XXXII



Kosmiline laev lendab maailmaruumi Maa tehiskaaslaselt (A. Sternfeldi järgi N. Koltšitski).

mõõdetud kuigi suure täpsusega. Hoopis kergem on määrata Maa lapikuse täpset suurust piki pöörlemistelge. Kuid selleks on vajalikud paljude kaaslaste liikumise pikaajalised vaatlused. Kaaslaste orbiitide tasandid on kallutatud erinevate nurkade all ekvaatori tasapinna suhtes (J. M. Jatsunski, Nõukogude Liit).

On teada, et ookeanipinna depressioonid (veeväljade tegeliku taseme alanemine, võrreldes teoreetilisega) ulatuvad kuni mõnesaja meetrini. Samuti on alust oletada, et ka Maa kuju pidevalt muutub. Kõiki neid muutusi võib jälgida tehiskaaslastelt.

Kuigi polaarlennuvägi jälgib pidevalt jää liikumist arktilistes meredes ja metsatuletõrje vaatlejad patrullivad lennukitel metsamassiivide kohal, on siiski märgatavalt efektiivsem teostada neid vaatlusi tehiskaaslastelt. Spetsiaalsed aparaadid teatavad laevadele jääummikutest. Kõik enam-vähem suuremad jäämäed «võetakse arvele» ja enam ei toimu nende kokkupõrkeid laevadega, mis põhjustaksid viimaste hukkumise. Orbitaalsed observatooriumid teatavad Maale taiga sügavuses tekkinud metsatulekahjudest, ära näidates, kus asetseb tulekahjukolle.

Avaldatakse arvamust, et edaspidi saab tehiskaaslase abil sooritada okeanograafilisi, glatsioloogilisi (jää-) ja seismoloogilisi (maakoore võnkumiste) uurimisi. Glatsioloogid näiteks loodavad, et vaatlused tehiskaaslaselt kinnitavad hüpoteesi Maa kliima järkjärgulise muutumise kohta pehmenemise suunas ja sellega seoses olevast planeedi jääkatte sulamisest. Kaasajal on üks protsent Maa veemassiividest tahkes olekus (jää), ja see katab 1/10 kogu Maa pinnast. Kuid on võimalik, et lähemas või kaugemas tulevikus muutuvad laevatatavateks ka jäämered ja jää sulamisel tekkiv vesi tõstab maailmaookeani tasapinda, uputades mõningad praegustest sadamatest.

Maapinnal viibides pole võimalik lahendada küsimust, kas meie planeet koos atmosfääriga on elektriliselt laetud või neutraalne taevakeha. Seda saab välja selgitada aga tehiskaaslase abil, mis lendab väljaspool meie planeedi atmosfääri piire. Samal ajal võib kaaslaselt mõõta ka Maa radiatsiooni.

A t m o s f ä ä r i u u r i m i n e. Enne kui vaadelda atmosfääri uurimist tehiskaaslaste abil, peatume teistel meetoditel, mida kasutatakse selleks otstarbeks.

Atmosfääri võib uurida nii otseselt kui ka kaudselt. Otseseks maapinnalähedaste õhukihtide uurimiseks kasutatakse lennukeid, aerostaate, kerasonde ja isegi tuulelohesid; seejuures rakendatakse tihti isekirjutavaid aparaate, mis registreerivad õhutemperatuuri, -rõhku ja -niiskust erinevatel kõrgustel jne.

Kaasaegsed kõrgraketid tungivad läbi atmosfääri, läbides kihid, mis moodustavad üle 99 protsendi kogu atmosfääri massist. Raketid toovad andmeid mitte üksnes stratosfääri, vaid ka ionosfääri omadustest. Niisuguste rakettide abil määratakse õhutemperatuuri, -rõhku ja -tihedust suurtel kõrgustel, võetakse proove keemiliseks analüüsiks, uuritakse päikesekiirgust ja kosmilisi kiiri. Kõrgraketid annavad rikkalikku materjali tehiskaaslaste projekteerimiseks, mis liiguvad sageli madalamal kaasaja rakettide poolt saavutatud maksimaalsetest kõrgustest.

Madalate atmosfääriliste rõhkude mõõtmiseks kõrgrakettide abil kasutatakse Pirani (Saksamaa) manomeetreid, mille töö aluseks on gaasi soojusjuhtivuse sõltuvus gaasi rõhust. Peale selle kasutatakse vaakuumtehnikas rakendatavaid inertsivabu alfatrone. Need aparaadid võimaldavad 200 kilomeetri kõrgusel mõõta rõhku, mis vastab ühe kümnemiljondiku millimeetri pikkusele elavhõbedasambale. Mõnikord määratakse õhutihedust kera abil, mis heidetakse raketist välja suurel kõrgusel ja mis seejärel langeb vabalt. Praktiliselt kasutatakse umbes 20-sentimeetrise diameetriga kera. See on varustatud aktseleromeetriga ja raadiosaatjaga, mis teatud ajavahemikkude järel annab edasi telemõõtmisteks vajalikke signaale. Tavaliselt heidetakse kera välja trajektoori tõusval harul kõrgustel üle 50 kilomeetri. Tuule kiirust 20—70 kilomeetri kõrgusel määratakse näiteks raketist väljaheidetud lehtalumiiniumist ribade raadiolokatsioonilise jälgimise teel. Atmosfääri temperatuuri ja rõhku (samuti ka tuule kiirust) võib määrata helilainete registreerimisega maapealsetes jaamades, kusjuures heli tekitasid lõhkevad granaadid, mis teatud kõrgustel heideti raketist välja.

Täiendavat materjali atmosfääri temperatuurirežiimi uurimiseks annab ka «vaikuse tsoonide» iseloomu ja jaotuse jälgimine. «Vaikuse tsoonid» maapinnal tekivad häälelainete murdumise tõttu. Häälelaineid võib näiteks tekitada 30—50 km kõrgusel liikuvate rakettide abil (väikesed plahvatused jne.). Ka Päikese (ja tähtede) kiirguse spektraalanalüüs võib anda andmeid atmosfääri ülemiste kihtide spektraalse koosseisu kohta. Nimelt neeldub osa päikesekiirgusest atmosfääris gaaside molekulides ja aatomites, mille tagajärjel tekivad Päikese spektris tumedad

neeldumisjooned, nn. telluursed jooned[1]. Nende asukoha järgi võib hinnata läbitud õhukihtide koostist. Need telluursed jooned on seda tugevamad, mida paksem on kiirte poolt läbitud õhukiht (seniidis oleva Päikese korral on jooned nõrgad; kui Päike asub aga horisondile ligemal, on ka jooned tugevamad).

Atmosfääri vaatlused eha ja koidu ajal võimaldavad näha Päikese poolt valgustatud õhukihte kõrgustel kuni 75 kilomeetrit. Meteoorid ja virmalised, raadiolained ja helilained annavad teateid veel kõrgemal asuvatest kihtidest. Kaudsete meetodite abil õnnestus määrata õhutihedust kuni 220 kilomeetri kõrguseni.

Lõpuks võib teoreetiliselt välja arvutada mitmesuguste gaaside protsentuaalset hulka ionosfääris kõrgusel, mida lennuaparaadid seni veel pole saavutanud, kui on teada madalamal asetseva kihi koostis.

Kuni viimase ajani võis neid atmosfäärikihte, mis asusid kõrgemal kui 40 kilomeetrit, uurida vaid kaudsete meetoditega. Pole midagi imestada, et mõnikord osutusid saadud tulemused vasturääkivateks. Nii näiteks oletasid mõned teadlased, tuginedes virmaliste spektroskoopilistele uurimustele ja meteoriitide spektri vaatlustele, et 120—600 kilomeetri kõrgusel peab eksisteerima kiht tahkest lämmastikust üliväikeste osakeste näol. Teised teadlased kummutasid selle väite, tõestades, et analoogilise spektri annab heeliumi ja hapniku segu, milles toimub elektrilahendus. Atmosfääri ülemiste kihtide uurimine rakettide abil näitas, et hüpotees tahke lämmastiku kihi olemasolust on väär.

Niisiis näeme, et meie teadmised atmosfääri ülemistest kihtidest ei ole veel täielikud ja nõuavad põhjalikumat süvenemist; mitmed andmed, mis täna paistavad usaldusväärsetena, võivad edaspidisel eksperimentaalsel kontrollimisel osutuda ebatäpseteks. Kõigi nende küsimuste lahendamiseks hakatakse kasutama tehiskaaslasi. Rida õpetlasi on võtnud ülesandeks mõõta atmosfääri ülemiste kihtide rõhku ja tihedust Maa tehiskaaslaste abil. On välja töötatud gaasi ionisatsioonil põhinevad meetodid, millega saab mõõta rõhku kuni miljondikuni milli-

[1] Enamik tumedaid jooni Päikese (või tähe) spektris — Fraunhoferi jooned — on põhjustatud neeldumisest Päikese (või tähe) atmosfääris.

meetrikõrgusest elavhõbedasamba rõhust. Seejuures on võimalik määrata ka gaasi tihedust (B. C. Danilin, A. I. Repnev, E. G. Švidkovski jt., Nõukogude Liit).

Tehiskaaslaste abil saab kaudsel teel määrata ka atmosfääri ülemiste kihtide tihedust. Selleks piisab, kui kas visuaalselt või raadiolokaatoriga jälgida niisuguse tehiskaaslase liikumist, millel pole ühtki mõõduriista. Kui kaaslane on välja lastud elliptilisele orbiidile, mille perigee asub atmosfääri ülemistes kihtides, siis hakkab õhutakistuse mõjul kaaslase orbiidi apogee pidevalt alanema. Peale kindla arvu tiirude sooritamist muutub trajektoor ringiliseks; seejärel hakkab kaaslane mööda spiraali kiiresti langema Maa pinnale. Jälgides niisuguse kaaslase orbiidi elementide muutusi, saame täpselt määrata tema liikumise pidurdamise astme. Teades kaaslase massi, mõõtmeid ja kuju, võib välja arvutada kaaslase esiosale mõjuva takistuse suuruse ja lõpuks nende andmete põhjal määrata õhutiheduse. Kaaslase orbitaalse kiiruse kõikumised lubavad teha oletusi molekulide jaotuse kohta tema liikumisteel. Nõukogude tehiskaaslaste (ja kanderaketi) liikumise kohta saadud andmete läbitöötamine aitab täpsustada meie ettekujutusi atmosfääri ehitusest. Arvatavasti sobib selleks otstarbeks kasutada omapärase konstruktsiooniga täispuhutud pallikujulist tehiskaaslast, mille heidab välja kaaslane või orbitaalne rakett. Niisuguse kaaslase liikumine osutuks õhutakistuse suhtes hoopis tundlikumaks just sellepärast, et väiksema massi juures on tal ruumala märgatavalt suurem.

Tehiskaaslased abistavad ka meteoroloogilistel vaatlustel. Isegi mandritel, mis hõlmavad vähem kui 30% kogu maakera pinnast, tuntakse puudust meteoroloogiajaamadest: kümned tuhanded niisugused jaamad ei suuda luua täielikku pilti Maa pilvkattest mitte üksnes maakera tohutute veeväljade, vaid isegi mandrite kohal.

Analoogiliselt sellele, kuidas automaataparatuuriga varustatud meteoroloogilised jaamad võimaldavad mõõta mitmesuguseid meteoroloogilisi andmeid teatavast kaugusest, saab ka tehiskaaslaste abil määrata õhutemperatuuri, -rõhku ja -tihedust erinevatel kõrgustel. Näiteks madalalt lendava mootoriga varustatud pooluselise kaaslasega saab kiiresti määrata atmosfääri oleku parameetreid suurel kõrgusel piki meridiaani (väikestest kõrvalekaldumistest meridiaani tasapinnast vt. lk. 50—59).

Kaaslane võib perioodiliselt välja paisata naatriumiaure, mis päikesekiirtes tugevasti helendavad (Singer, Ameerika Ühendriigid). Naatriumijälje levimise põhjal võib otsustada atmosfääri ülemiste kihtide temperatuuri üle, naatriumipilve kuju muutused aga annavad aluse tuule kiiruse määramiseks antud kõrgusel. Kaaslastega saab jälgida pilvede levikut ja liikumist, iseloomustada Maa pilvkatet, määrata soojade ja külmade õhumasside piire ja tormide levimist.

Öeldust näeme, kui suur tähtsus on tehiskaaslastel ilmastiku õiges prognoosis.

Peab aga märkima, et mõne spetsialisti arvates on suurte pilvemasside liikumise määramine kõrguselt, kus tiirleb tehiskaaslane, ikkagi raske, sest mandrite kontuurid, mida peame teadma, pole läbi pilvede eraldatavad ja on raske kindlaks teha, kui palju on pilvemassid edasi nihkunud ja kuidas on muutunud nende mõõtmed kaaslase ühe tiiru kestel. Meteoroloogiliste vaatluste teostamine tehiskaaslastelt on seotud teatud raskustega ka veel sellepärast, et kaaslane võib lennata mingisuguse konkreetse territooriumi kohal ühel ja samal ajamomendil ainult tähe-, mitte aga keskmise päikeseööpäeva järgi.

On kindlaks tehtud, et Maa atmosfäär suurtel kõrgustel helendub. Päeval ei ole taevavõlv isegi 120 kilomeetri kõrgusel tume, vaid sel kõrgusel moodustab taeva helendumine 4% vastavast suurusest merepinnal seniidis. Taeva helendumine ei lakka ka öösel, sest päeval dissotsioneerunud hapniku, lämmastiku ja muude gaaside molekulid taastuvad, eraldades seejuures teatud hulga energiat. Meie planeedi ümber tiirleva kaaslase pardalt saab uurida Maa atmosfääri omakiirgust sõltuvalt aastaajast ja geograafilistest koordinaatidest.

Tehiskaaslane võimaldab üksikasjaliselt uurida nn. Maa gaassaba, s. o. atmosfääri kõige ülemiste kihtide väljavenitatud osa, mis asetseb Päikesele peaaegu vastassuunalisel Maa poolel.

Saksa FV teadlase Fausti arvates saab tehiskaaslasega kontrollida hüpoteesi selle kohta, et atmosfäärihapnik on päikesekiirte mõjul keemilisteks koostiselementideks lagunenud veeaur, kusjuures vesinik lendub molekulide võrdlemisi suure liikumiskiiruse tõttu maailmaruumi, hapnik aga jääb Maale.

Tehiskaaslastega võib tundma õppida atmosfääri ioni-

satsiooni (ioonide ja elektronide jaotust) erinevatel kõrgustel. Sel küsimusel on aga suur tähtsus raadioside tingimuste prognoosimisel.

Et kaugus kaaslase ja maapealse vastuvõtja vahel pidevalt muutub, s. o. neid eraldava õhukihi paksus kas suureneb või väheneb, muutub ka ioonide hulk saatja ja vastuvõtja vahel. Vastavalt sellele muutub ka raadiosignaalide iseloom, mis saadakse tehiskaaslaselt tema erinevates asendites vastuvõtujaama suhtes, see aga võimaldab otsustada ionosfääri olukorra üle.

Päikese tegevuse aktiivsuse ja sellega seotud ultravioletse kiirguse suurenemise perioodidel (nagu näiteks rahvusvahelise geofüüsika aasta jooksul) neelavad atmosfääri ülemised kihid tugevasti raadiolaineid. Niisuguste nähtuste tundmaõppimiseks võib ära kasutada tehiskaaslasi, eriti aga siis, kui esinevad tugevad magnetilised tormid ja heledad virmalised.

Maa magnetvälja uurimine. Meie planeedi magnetvälja on küllalt hästi uuritud maapinna läheduses ja saadud uurimistulemusi kasutatakse juba ammust ajast meresõidul, lennuasjanduses, geodeesias ja muudel aladel. Maa magnetväli koosneb alalisest väljast, mille loovad Maa sisemuses olevad allikad, ja vahelduvast väljast, mille tekitavad ionosfääris ja planeetidevahelises ruumis tsirkuleerivad elektrivoolud. Maa magnetvälja sujuvad perioodilised kõikumised on ööpäevased, 27-päevased (seoses Päikese pöörlemisega ümber oma telje), aastased ja 11-aastased (vastavalt Päikese tegevuse perioodile). Maa magnetvälja muutused on mõningates piirkondades teravalt iseloomulikud. Esineb ka Maa magnetvälja tugevuse järske kõikumisi (magnetilised tormid). Oletatakse, et Maa magnetväli kallutab kõrvale ümber Maa liikuvaid laetud osakesi. Teiselt poolt arvatakse, et Päikeselt saabunud laetud osakeste tungimine atmosfääri põhjustab Maa magnetvälja häireid.

Tehiskaaslastega, eriti nendega, mis liiguvad elliptilistel orbiitidel, saab teostada kolmemõõtmelist magnetilist mõõdistamist Maad ümbritsevas ruumis, õppida tundma magnetiliste anomaaliate põhjusi (anomaaliad avalduvad Maa magnetvälja horisontaalse ja vertikaalse komponendi tugevuse kõrvalekaldumises antud maakoha keskmistest, nn. normaalsetest väärtustest), uurida väga suur-

tel kõrgustel tekkivate elektrivoolude mõju Maa magnetväljale, õppida tundma mõju, mida avaldab kosmiliste kiirte intensiivsuse muutumine magnetitormide kulgemisele ja muud. Maa magnetvälja uurimisel tehiskaaslaste abil on nii teaduslik kui ka praktiline tähtsus. Näiteks aitavad need uurimised avastada maapõuevarade leiukohti ja määrata nende varusid.

Mikrometeooride ja «kosmilise tolmu» uurimine. Oletatakse, et mõnel määral mõjutavad ionosfääri seisundit ja seega ka raadiolainete levimist mikrometeoorid. Atmosfääri ülakihtidesse tungiv meteoorne aine tingib suurel määral ionosfääri sporaadilise (ebaühtlase) kihi E ja helkivate ööpilvede tekkimise, samuti ka atmosfääri helendumise. On arvamusi, mille järgi atmosfääri tunginud mikrometeooride hulga ja sademete hulga vahel valitseb otsene seos.

Seni uuriti mikrometeoore vahetult vaid mõningate eksperimentaalrakettide abil. Andmeid saadi meteoorkehadega kokkupõrkamisel tekkinud jälgedest poleeritud metallplaatidel, mis koos kõrgrakettidega saadeti atmosfääri hõrendatud kihtidesse. Ragin, mis tekkis mikrometeoorkehade kokkupõrkamisel raketiga, võeti vastu rakettisse monteeritud kristallmikrofoni abil ja anti edasi Maale. Kuid veelgi väiksemaid meteoore (mõõtmetega umbes üks mikron) pole siiani siiski õnnestunud uurida.

Mikrometeooride loendajana osutus kõige tundlikumaks aparaat, mis koosneb äärmiselt õhukese alumiiniumkihiga (1/12 500 millimeetrit) kaetud pleksiklaasist koonusest ja fotokordistajast. Kui mikrometeoor satub vastuvõtukoonusele, tekib sähvatus, mille registreerib kordistaja.

Peab märkima, et suurte kosmiliste alfaosakeste sattumist mikrometeooride loendajasse ei registreerita, sest need loendajad on «läbipaistvad» niisugustele kiirtele (aparaatide vastuvõtumembraanid lasevad neid vabalt läbi).

Tehiskaaslaste abil saab kindlaks määrata mikrometeooride jaotust, aga samuti ka nende impulsside ja elektrilaengute muutusi sõltuvalt geograafilisest laiusest.

Kuigi raskeks ülesandeks pole ka meteoori löögienergia uurimine. Palju keerulisem on ta massi ja kiiruse määramine. Meteoorkeha kineetiline energia võib olla

ühesuurune väikese massi ja suure kiiruse ning suure massi ja väikese kiirusega keha puhul.

Meteoorkehade löökide tagajärjel hakkab tehiskaaslase poleeritud pind pikkamööda tuhmuma. See nähtus võib osutuda väga oluliseks mikrometeoorkehade iseärasuste tundmaõppimisel. Samuti võib kaaslase välisvooderduse katta radioaktiivse ainega ja telemõõtmiste teel määrata vooderduse radioaktiivsuse järkjärgulist vähenemist. See aitab kindlaks teha meteoorse tolmu ja mikrometeoorkehade poolt maha pühitud radioaktiivse aine hulka.

Tehiskaaslase võib muuta täiesti hermeetiliseks ja täita enne üleslaskmist rõhu all oleva gaasiga. See annab kaaslasele vajaliku tugevuse üleslaskmisel tekkiva suure ülekoormuse suhtes. Kui lennul väljalülitatud mootoriga gaasi rõhk langeb, osutab see kaudselt avausele, mille on tekitanud meteoorkeha kaaslase vooderdusse. Avariita sõidu kestus viitab meteoorkehadega kokkupõrkamise võimalikule sagedusele, rõhu langemine aja funktsioonina aga meteoori suurusele ja liikumiskiirusele.

Tehiskaaslaselt on meteoorid nähtavad mitte taeva, vaid öisesse pimedusse vajunud Maa foonil. Võib-olla laiendavad niisugused uued meteooride vaatlemistingimused ka nende uurimisvõimalusi. Kaaslaselt võiks koguda näidiseid meteoorse tolmu kohta ja välja selgitada selle mõju ilmastikule (Wecksler, Ameerika Ühendriigid).

Tehiskaaslasi võib kasutada ka «kosmilise tolmu» tundmaõppimiseks, mis tekib aine pihustumisel planeetidevahelises ruumis, kui meteoorid põrkavad kokku väikeste planeetidega (V. G. Fessenkov). Ainult Päikese läheduses ei ole kosmilist tolmu, sest päikesekiirte mõjul tolm aurustub. Seda nähtust vaadeldakse täielike päikesevarjutuste ajal. Päikesevalgust hajutavat kosmilist tolmu täheldatakse sodiaagi tähtkujude piirkonnas. Mõnikord õnnestub seda avastada isegi Maa pinnal (kõige rohkem langeb seda tolmu Maale augustis). Märgime, et kuigi planeetidevahelise tolmu osakesed on mõõtmetelt suuremad kui tähtedevahelise tolmu osakesed («kosmiline suits»), praktiliselt ei takista nad tehiskaaslase liikumist.

Suurt huvi pakub planeetidevahelise tolmu kontsentratsiooni uurimine Maa orbiidi piirkonnas otseste meeto-

ditega tehiskaaslaste abil. Mitmete autorite poolt teostatud uurimised (S. M. Poloskov, T. N. Nazarova, Nõukogude Liit) näitavad, kui mitteusaldatavad on meile teadaolevad andmed. Nii näiteks peavad ühed uurijad planeetidevahelise tolmu tihedust võrdseks 0,005 grammiga kuupkilomeetri kohta, samal ajal kui teised arvavad selle olevat 500 000 korda väiksema.

Kaaslaselt võib alla visata kindla kuju ja koostisega kunstlikke meteoorkehi, et saada andmeid nii looduslike meteooride kui ka kosmiliste laevade pidurdamise tingimuste kohta atmosfääri abil. 200 kuni 1000 kilomeetri kõrgusel liikuvatelt tehiskaaslastelt peaks välja laskma meteoorkeha kiirusega 50—250 meetrit sekundis vastupidises suunas tehiskaaslase liikumisega. Niisugune keha tungiks atmosfääri kiirusega umbes 8 kilomeetrit sekundis. Pealegi on väga oluline, et nii saadakse iga üksiku juhu kohta teada mitte üksnes meteoorkeha sissetungimise kiirus atmosfääri, vaid ka tema trajektoor väljalaskmise momendist kuni tungimiseni õhkkonda. Kõigist neist andmetest, samuti ka meteoorkehade väljalaskmise momendist, informeeritakse aegsasti maapealseid observatooriume. Juba korduvalt on tehtud katseid registreerida fotograafiliselt kõrgrakettidelt välja saadetud metallist kerade — kunstlike meteooride — trajektoore.

Astronoomilised vaatlused. Nagu teada, takistab atmosfäär väga nõrkade taevaobjektide fotografeerimist öösel ja teeb täiesti võimatuks tähistaeva vaatlemise päeval. Kuid tehiskaaslase lennukõrgusel ei moonuta atmosfäär enam astronoomilisi vaatlusi.

Mingisuguse tumeda keha, näiteks tehiskaaslase varjus asetsevas ruumiosas väljaspool atmosfääri valitseb täielik pimedus, kus selgesti on nähtavad mittevilkuvad tähed. See asjaolu loob eriti soodsad tingimused astronoomilisteks vaatlusteks. Mittevilkuvaid tähti on tunduvalt kergem vaadelda ja fotografeerida. Niisugustes tingimustes saab planeetide ja nende kaaslaste fotosid üksköik missuguse suurendusega, sel ajal kui maapealsetes observatooriumides tekitab tuhandekordne suurendus raskusi atmosfääri poolt esile kutsutud optiliste «keeriste» tõttu. Peale selle ei sõltu astronoomilised vaatlused tehiskaaslasel ilmastikust.

Väljaspool atmosfääri piire on kergem uurida virmalisi

ja sodiaagivalgust[1], sest atmosfääri kõrgemate kihtide helendumine ei moonuta nende nähtuste normaalset pilti. Tehiskaaslase pardalt saab määrata ka metagalaktika heledust, millel rea õpetlaste arvamise järgi (V. L. Ginsburg, Nõukogude Liit; Baum, Ameerika Ühendriigid) on suur tähtsus kosmoloogias.

Märgatavalt laienevad ka raadioastronoomia võimalused, sest raadiolained maailmaruumist, mis ei jõua maapinnani, võib kinni püüda enne nende tungimist atmosfääri.

Samal ajal kui Päikese nähtav kiirgus on peaaegu alati ühesugune, kõigub tema ultravioletne kiirgus suurtes piirides. Selles suhtes meenutab Päike muutlikku tähte. Ja kuna maapinnale jõuavad päikesekiired lainepikkusega mitte alla 3000 ongströmi, siis juba 100 kilomeetri kõrgusel võib avastada fotograafilisel teel Päikese röntgenikiiri lainepikkusega 0,06 kuni 20 ongströmi. Päikese kiirgusspektri erinevus maapinnal ja väljaspool atmosfääri näitab lainete diapasooni, mis neelduvad Maa atmosfääris.

Väljaspool atmosfääri saadud päikesespektris on avastatud rauale, magneesiumile ja kaltsiumile vastavaid jooni. Kuid need uurimised on veel üsna algstaadiumis. Tehiskaaslane aitaks palju sügavamalt läheneda sellele probleemile.

Kuna klaas absorbeerib suurema osa ultravioletsest spektrist, siis ei registreeri kõrgrakettidele paigutatud tavalised spektrograafid päikesekiirgust lainepikkusega alla 2300 ongströmi. Asendades klaasi ainega, mis laseb läbi rohkem ultravioletseid kiiri (fluorliitium), sai registreerida Päikese spektrit lainepikkusega kuni 1000 ongströmi. Laineid pikkusega kuni 1700 ongströmi võib fikseerida juba 30 kilomeetri kõrgusel. Päikese ultravioletse ja röntgenikiirguse uurimiseks saab edukalt kasutada Geigeri footonite loendajat või valgustundlikke plaate sobivate filtritega.

Viimastel aastatel õnnestus kõrgrakettide abil, mis viibisid atmosfääri ülemistes kihtides ainult mõne minuti vältel, kindlaks teha, et solaarkonstant, s. t. päikesekiirguse intensiivsus, väljaspool Maa atmosfääri on umbes

[1] Sodiaagivalgust võib vaadelda nõrgalt helenduva koonusena öise taeva foonil teatud aastaajal enne Päikese tõusu või loojumist sodiaagi tähtkujude piirkonnas, s. t. piki ekliptikat.

3 protsendi võrra suurem, kui seda arvati seni, ja on võrdne 2 kaloriga minutis ruutsentimeetri kohta. Päikesekiirguse pidev määramine tehiskaaslasel ülesseatud aparatuuriga ja saadavate andmete kõrvutamine Maa kiirgusega lubab perioodiliselt koostada kiirgusenergia bilanssi meie planeedi jaoks ja välja selgitada mitmesuguste kiirguste intensiivsuse langemise ja tõusu põhjusi. Päikese ultravioletset kiirgust võib kaudselt tundma õppida ionosfääri seisundi muutuste järgi. Tehiskaaslase abil saab aga vahetult määrata Päikese tegevuse ja atmosfääri ionisatsiooni vahelist seost.

Päikese lühilainelise ultravioletse kiirguse uurimiseks oli ühel nõukogude tehiskaaslastest üles seatud aparatuur, mida kirjeldasid oma artiklis S. L. Mandelštam ja A. I. Jefremov. Röntgenikiirguse vastuvõtjale asetatakse ketas filtrite komplektiga, mis kujutab endast mitmesuguse paksusega berülliumist, alumiiniumist ja polüetüleenist linte. Filtrite vahetamist teostatakse erilise mehhanismi abil. Vastuvõtja signaalid saabuvad raadiotehnilisse summeerimisseadisesse, mis on ühendatud raadiotelemeetrilise saatesüsteemiga. Aparaadi lülitab sisse automaat, mida juhitakse kahe fototakistiga.

Tehiskaaslasega võib uurida ka kosmilisi kiiri ruumis väljaspool atmosfääri (et näiteks määrata liitiumi, berülliumi, boori jt. aatomite tuumade olemasolu kosmilistes kiirtes).

Nõukogude õpetlased (S. N. Vernov, V. L. Ginsburg, L. V. Kurnossova, L. A. Razorenov, M. I. Fradkin) töötavad primaarse kosmilise kiirguse uurimisel peamiselt Tšerenkovi loendajatega. Niisuguste loendajate töö aluseks on nn. Vavilov-Tšerenkovi efekt, s. o. nähtus, kus laetud osake tekitab läbipaistvas materjalis nõrga kiirguse, mis liigub selles aines valguse kiirusest suurema kiirusega.

Suur tähtsus on kosmilise kiirguse ja selle kiirguse poolt tekitatud ionisatsiooni muutumise uurimisel sõltuvalt ajast, kõrgusest ja geograafilistest koordinaatidest. Selleks otstarbeks on välja töötatud eriline aparatuur, mis põhiliselt koosneb laetud osakeste loendajast ja ionisatsioonikambrist (J. T. Logatšev, A. E. Tšudakov, J. G. Šafer, Nõukogude Liit).

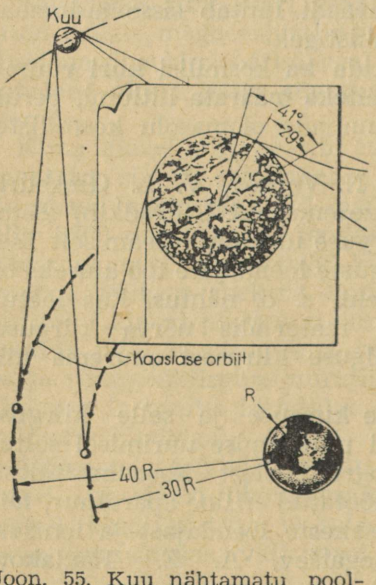
Märgime, et teiselt nõukogude tehiskaaslaselt saadud andmete läbitöötamine kosmiliste kiirte kohta näitas, et

osakeste arv kosmilises kiirguses sõltub geomagnetilisest laiusest (laius magnetipooluste suhtes).

Whipple'i arvates võiks maavälises observatooriumis üles seada «teleskoobi», mis on tundlik kogu elektromagnetilise spektri ulatuses, s. o. 1 ongströmist kuni 10 000 kilomeetrini.

Mõned õpetlased (Canney, Ordway jt.) soovitavad maaväliseid observatooriume paigutada nn. lagraanži punktidesse. Need on punktid, kus keha jääb konstantsele kaugusele Maast ja Kuust, vaatamata viimaste liikumisele ja külgetõmbele. Juba 1772. a. tõestas kuulus prantsuse matemaatik Lagrange (muidugi mõtlemata tehiskaaslastele), et lagraanži punktid asuvad Kuu orbiidil (temast ees- ja tagapool) võrdsel kaugusel Kuust ja Maast (iga punkt koos Maaga ja Kuuga moodustab võrdhaarse kolmnurga tipu).

On väljendatud arvamust, et uue hiiglasuure observatooriumi ehitamise asemel Maal, mis sarnaneks umbes Mount Palomari observatooriumiga Ameerika Ühendriikides, on parem selleks otstarbeks ehitada tehiskaaslane. Niisuguse lendava observatooriumi ehitamine oleks odavam ja seilega õnnestuks tõenäoliselt teha palju tähtsamaid avastusi.



Joon. 55. Kuu nähtamatu poolkera nähtavuse suurenemine tehiskaaslase ringilise orbiidi raadiuse kasvamisega.

Tulevikus varustatakse tehiskaaslased elektronseadmetega koos televisioonisaatjatega, mis võimaldab Maal viibivail vaatlejail «vaadelda» taevast tehiskaaslasele paigutatud teleskoobiga (Criqui, Prantsusmaa).

Tehiskaaslased, mis liiguvad suurtel ringilistel orbiitidel Kuu orbiidist seespool, võimaldavad vaadelda ja tundma õppida teatud osa Kuu poolkerast, mida me Maalt ei näe. Seda poolkera saab

vaadelda momendil, kui kaaslane asetseb kaugel Maa — Kuu ühendussirgest (joon. 55.). Tehiskaaslasel asuvale vaatlejale avaneb sel hetkel lisavöönd, mis on seda laiem, mida suurem on Maa kaaslase orbiidi raadius. (Analoogilist nähtust paneme tähele ka igapäevases elus: möödudes sammastega portikusest, näeme osaliselt sammaste tagakülge.) See efekt ilmneb isegi Kuu vaatlemisel maakera eri punktidest. Ühel ja samal ajahetkel näevad maakera erinevates kohtades viibivad vaatlejad Kuu poolkera mõnevõrra erinevalt teisest. Kujutleme kolme niisugust vaatlejat. Üks näeb Kuud seniidis, teine — horisondil ja kolmas, kes asub teise vaatleja suhtes maakera vastasküljel, — samuti horisondil. Kuid need, kes näevad Kuud horisondil, näevad veidi Kuu tagakülge: üks vasakult, teine paremalt. Võrreldes esimese vaatlejaga, esineb teise puhul hälve 42 nurgasekundit. Nagu näeme tabelist 48, on tehiskaaslase jaoks, mille orbiidi raadius on 5 korda suurem Maa raadiusest, Kuu teisel küljel avaneva vööndi laius juba 4°31′, kui aga Maa tehiskaaslane liiguks mööda ringilist orbiiti, mis puudutab Kuu Maalt nähtavat pinda (tegelikult on selline

Tabel 48

Kuu välise poolkera (Maa suhtes) nähtavuse laienemine sõltuvalt tehiskaaslase ringilise orbiidi raadiuse kasvamisest

Orbiidi raadius Maa ekvatoriaalsetes raadiustes	Kuu välise poolkera äärmine nähtav paralleel, lugedes nullparalleeliks Maalt nähtavat Kuu ketta piirjoont	Orbiidi raadius Maa ekvatoriaalsetes raadiustes	Kuu välise poolkera äärmine nähtav paralleel, lugedes nullparalleeliks Maalt nähtavat Kuu ketta piirjoont
1	42″	50	55°36′
5	4°30′	55	65°15′
10	9°17′	58	73°19′
15	14°8′	59	77°2′
20	19°6′	59,5	79°21′
30	29°33′	59,994	84°33′
40	41°14′		

orbiit arvatavasti teostamatu), siis avaneks vaatlejale peaaegu kogu Kuu tagakülg (vt. tabeli 48 viimane rida). Tema pilgu eest jääks varjule ainult 331-kilomeetrise läbimõõduga ring, mis moodustab vähem kui 0,23 protsenti Kuu pinnast, kuid Kuu libratsiooni [1] tõttu saaks teoreetiliselt ka seda valget täppi uurida. Me ütleme «teoreetiliselt» sellepärast, et see osa Kuu pinnast asetseks täiesti horisondil ja seda oleks raske vaadelda. Märgime, et need Kuu alad, mis Maalt paistavad Kuu pinna nähtava osa horisondil (s. t. on nagu «profiilis» vaatleja suhtes) ja on sellepärast halvasti vaadeldavad, pöörduksid libratsioonide nähtuse tõttu suuremal või vähemal määral «näoga» tehiskaaslasel asuva vaatleja poole.

Üldise relatiivsusteooria kontrollimine. Loodetakse, et tehiskaaslaste abil saab eksperimentaalselt kontrollida üldist relatiivsusteooriat. Selles osas võib nimetada kolme liiki katseid.

Kooskõlas üldise relatiivsusteooriaga mõjub gravitatsiooniväli footonitele (valguseosakestele). Valguse liikumisel graviteeriva keha suunas kasvab footoni energia, eemaldumisel peab footon tegema tööd gravitatsioonijõu ületamiseks (väljumistöö), seega tema energia väheneb. Järelikult suureneb või väheneb ka elektromagnetiliste võngete sagedus (see on valguskiirte või raadiolainete sagedus).

Erijuhul, kui Maal võetakse vastu valguskiiri (või raadiolaineid) tehiskaaslaselt, nende sagedus suureneb. See juures on sageduse muutumise efekt seda tugevam, mida kõrgemal asub kaaslase orbiit. Et nende suuruste vahel ei ole võrdelist sõltuvust, siis pole mingit vajadust, et kaaslane, millega sooritatakse eksperiment, asetseks väga kaugel Maast.

Näiteks on piisav, et kaaslane liiguks Maa raadiusega võrdsel kõrgusel. Siis saadakse pool sellest elektromagnetiliste lainete sageduse muutusest, mida võiks oodata teoreetilisel juhul raadiosignaalide andmisel lõpmatusest. Raadiolainete vastuvõtmisel statsionaarselt kaaslaselt, mida just kavatsetaksegi kasutada retranslatsioonijaamana, oleks vaadeldav sageduse suurenemine 84,9%, võr-

[1] Libratsiooniks nimetatakse Kuu ketta võnkuvaid liikumisi, mida osaliselt tingib Kuu orbiidi ekstsentrilisus, samuti aga ka mõned teised põhjused.

reldes maksimaalsega. Tabelist 49 näeme, kuidas peaksid suurenema tehiskaaslastelt väljasaadetavate valgus- või raadiolainete sagedused olenevalt kaaslaste lennukõrgusest.

Tabel 49

Tehiskaaslaselt saadetavate valgus- ja raadiolainete sageduse suhteline suurenemine spektraaljoonte gravitatiivse nihkumise tõttu Maa pinnal

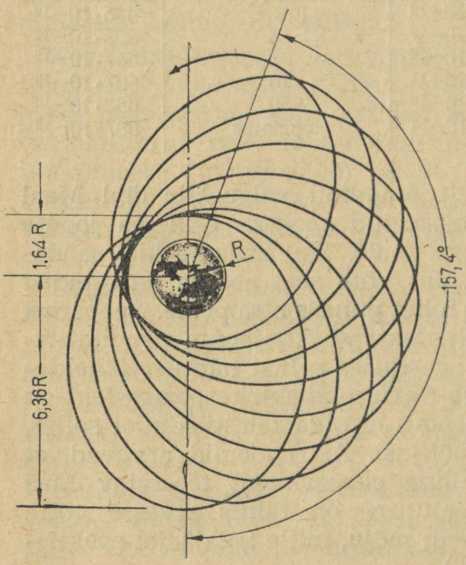
Kaugus Maa tsentrist kuni kaaslaseni Maa raadiustes	Sageduse suhteline suurenemine	Kaugus Maa tsentrist kuni kaaslaseni Maa raadiustes	Sageduse suhteline suurenemine
1	0	2,5	$406 \cdot 10^{-12}$
1,1	$63 \cdot 10^{-12}$	3	$465 \cdot 10^{-12}$
1,2	$116 \cdot 10^{-12}$	4	$523 \cdot 10^{-12}$
1,3	$161 \cdot 10^{-12}$	5	$557 \cdot 10^{-12}$
1,5	$232 \cdot 10^{-12}$	10	$627 \cdot 10^{-12}$
1,7	$287 \cdot 10^{-12}$	50	$683 \cdot 10^{-12}$
2	$348 \cdot 10^{-12}$	lõpmatus	$697 \cdot 10^{-12}$

Kui juhtida kaaslaselt saadetud valguskiir läbi Maal asuva prisma, siis peab saadud spektris esinema joonte nihe spektri violetse otsa poole. Kui aga see kiir saadetakse Maalt kaaslasele, siis võib seal oodata vastupidist nähtust — spektrijoonte nihet punase otsa poole. Seepärast nimetatakse kirjeldatud efekti spektrijoonte gravitatiivseks nihkumiseks. Kuigi looduses sellist nähtust täheldatakse (näiteks Päikese ja Siiriuse spektrites, kus efekt on ligikaudu 30 korda suurem), ei olda täiesti kindel selles, et nähtusel pole teisi põhjusi. Astronoomid arvavad, et palju puhtamalt on selline eksperiment teostatav Maa tehiskaaslaste abil. (Seejuures on tähtis arvesse võtta Doppleri efekti moonutavat mõju, mille tagajärjel spektrijooned samuti nihkuvad.)

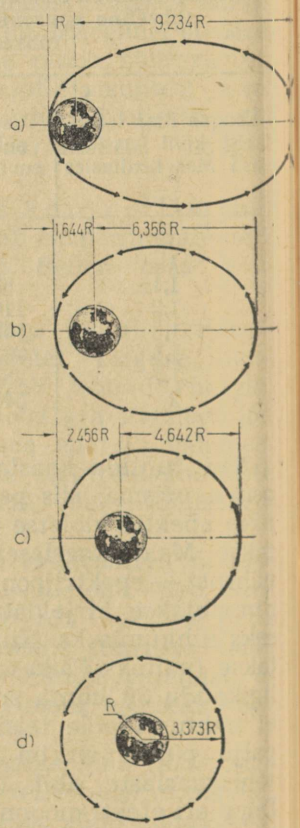
Teine võimalik katse on järgmine. Vastavalt relatiivsusteooriale oleneb mingis kehas toimuvate protsesside kestus selle keha liikumise kiirusest. Erijuhul peab tehiskaaslasel asuv kell seda rohkem maha jääma, mida suurem on kaaslase kiirus. Kuid isegi atmosfääri piiri lähedal (umbes 2000 kilomeetri kõrgusel) liikuval kaaslasel moodustaks niisugune kella käigu aeglustumine ainult tuhandiku osa

sekundist 3 kuu kohta. Winterbergi (Saksamaa) arvates oleks seda võimalik kontrollida nn. aatomikella abil.

Vaatleme kolmandat võimalikku katset. Vastavalt üldisest relatiivsusteooriast tulenevale täpsustatud gravitatsiooniseadusele nihkuvad planeetide ja nende kaaslaste periheelid pidevalt, ehkki väga aeglaselt, taevakehade liikumise suunas. Päikesesüsteemi kehadest on niisugune orbiidi pikema telje liikumine kõige suurem Merkuuril, moodustades 42,6 nurgasekundit saja aasta kohta. Rela-



Joon. 56. Kui tehiskaaslane, mis liigub joonisel toodud parameetritega ellipsit mööda, teeb pool miljardit tiiru, siis vastavalt relatiivsusteooriale nihkuvad tema apogee ja perigee 157,4°. Merkuuri perigee nihkumine sama suure nurga võrra nõuaks kaks korda rohkem aega.



Joon. 57. Maa tehiskaaslaste erinevad orbiidid, mille kasutamisel vajalike vaatluste aeg on 2 korda lühem kui Merkuuri vaatlemisel.

tiivsusteooria seletab küllaltki hästi seda liikumist (Einsteini poolt tuletatud valemid annavad Merkuuri periheeli nihke suuruseks 43,03 nurgasekundit). Seda järeldust saaks samuti kontrollida, jälgides Maa tehiskaaslase liikumist. Merkuuriga võrreldes on siinjuures see eelis, et kaaslase orbiidi telje pööre mingisuguse nurga võrra toimub tunduvalt lühema ajaga kui Merkuuri orbiidi telje pööre sama nurga võrra (joon. 56).

Joonisel 57 on näidatud Maa mõnede tehiskaaslaste orbiidid, mille puhul etteantud periheeli nihe teostub 2 korda kiiremini kui Merkuuri korral. Ring joonisel 57, *g* kujutab endast teoreetilist juhust, millele liginevad üha väheneva lapikusega ellipsid, mis annavad samasuguse perigee nihke ajaühikus, nagu orbiidid joonistel 57 *a*, *b*, *c*.

Kaaslase orbiidi pikema telje jääva pikkuse korral on vaadeldav nähtus seda märgatavam, mida lähemal Maa pinnale asub perigee. Teisest küljest, perigee jääva kauguse korral tugevneb see nähtus orbiidi pikema telje vähenemisega. Kõik räägib selle poolt, et katsete teostamisel oleks soovitav kasutada kaaslasi, mille orbiit asub võimalikult lähedal maapinnale. Arvutused näitavad, et sel juhul periheeli nihkumine toimub enam kui 40 korda kiiremini kui Merkuuri puhul. Ent õhutakistus ei lase teostada niisugust katselist kontrolli.

Kui 2000 kilomeetri kõrgusel puudub õhk (kaasaegne seisukoht), saaks seal vaadelda sama suurt periheeli nihet, milleks Merkuuri puhul kuluks 20 aastat. Kõrgustel 4900 või 8500 kilomeetrit lüheneks vaatlusteks kuluv aeg, võrreldes Merkuuri vaatlustega, vastavalt 10 või 5 korda.

Bioloogilised uurimised. Tehiskaaslane pakub huvi just sellepärast, et aitab tundma õppida, missugused on võimalused sooritada planeetidevahelisi lende inimestega. Tema abil võib uurida kaalutuse mõju füsioloogilistele ja psüühilistele protsessidele, samuti kosmiliste, päikese- ja teiste kiirguste toimet elusorganismidele, mida ei kaitse Maa atmosfäär. Nagu eespool räägiti, viidi niisugused katsed läbi teisel nõukogude tehiskaaslasel.

On avaldatud arvamust, et mõningaid südamehaigusi oleks soovitav arstida tehiskaaslasel kaalutuse tingimustes (Clarke). Kuid sõidul niisugusesse «sanatooriumisse» peab haige äralennul paratamatult taluma suurt ülekoormust.

Tehiskaaslasel saab kontrollida K. E. Tsiolkovski ole-

tust, et kaalutuse tingimustes taimed ja loomad, alates kõige lihtsamatest ja lõpetades kõige keerulisematega, kasvavad ja arenevad palju kiiremini kui raskuse olemasolu korral.

Tehiskaaslaste kasutamine sõjalistel eesmärkidel. Maa tehiskaaslaste ehitamine ja kasutamine ei huvita mitte üksnes õpetlasi ja tehnikuid, vaid ka poliitikategelasi. Ameerika Ühendriikide ja teiste kapitalistlike riikide teatud ringkonnad arvavad, et kosmilise lennu programmid peab välja töötama kooskõlas rakettlennukite, kaugjuhitavate mürskude jms. sõjaliseks otstarbeks kasutamisega. Esimene etapp sellel teel peab lõppema termokeemiliste rakettidega varustatud tehiskaaslaste ehitamisega.

Et tehiskaaslase mõõtmed võivad olla minimaalsed ja seega oleks ta nii päeval kui ka öösel nähtamatu, saaks teda kasutada sõjaliseks luureks vaenlase territooriumil. Oleks võimalik avastada ettevalmistusi aatomirelva katsetamiseks, vaenlase sõjalaevastiku asupaiku, tehaste ehitamist jne.

IV rahvusvahelisel astronautika kongressil (1953. a.) tehtud ettekandes esitas ameerika spetsialist Stehling sõjaliseks luureks kasutatava Maa tehiskaaslase projekti. Niisugune kaaslane liiguks 800 kilomeetri kõrgusel Maa pinnast, mis lubaks avastada sõjalisi objekte läbimõõduga 550 meetrit. Kuid optilised vaatlusmeetodid ei rahulda Stehlingit, vaatamata optiliste riistade suhtelisele kergusele ja suurele lahutusvõimele. Projekti autor arvab, et paigutades tehiskaaslasele elusa luuraja, siis, vaatamata vajadusele varustada teda toidu, vee ja hapnikuga, osutub kaaslase stardikaal väiksemaks. Mõnevõrra keerulisem on luuraja tagasitoomine Maale nende raskuste tõttu, mis on seotud lennuaparaadi kaitsmisega ülemäärase kuumenemise eest atmosfääri läbimisel.

Braun arvab samuti, et tehiskaaslast saab varustada optiliste seadistega nende maade vaatlemiseks, mis pole kättesaadavad õhuluurele. Oletatakse, et tehiskaaslaselt võib märgata isegi lennuki õhkutõusmist lennukite emalaevalt. Kuid vaenlase territooriumi pidevaks jälgimiseks läheks vaja tervet seeriat kaaslasi. Tehiskaaslaselt saaks ka võrratu täpsusega pommitada. Seega oleks kaaslasel suur sõjaline tähtsus nii luures kui ka pommitamises, seda enam, et orbiidi vastava valiku korral võib ta 24 tunni

jooksul lennata üle kogu maakera. Järelikult on kogu Maa pind nii tehiskaaslasel ülesseatud fotoaparaadi objektiivi sihiku ees kui ka surmatoovate pommide tegevusraadiuses.

Selles küsimuses väljendus Braun palju konkreetsemalt ameerika sõjaspetsialistide teisel kongressil 1956. a. Tema sõnade järgi saab tehiskaaslaselt erakordse täpsusega pommitada vaenlase objekte. Pommitamiseks määratud juhitav mürsk heidetakse 1730 kilomeetri kõrgusel tiirlevalt kaaslaselt välja rakettmootori abil kiirusega umbes 400 meetrit sekundis. Kaaslasel asuvad vaatlejad jälgivad pidevalt mürsku, mis liigub nende ligidal, sest kaaslase lennukestus poolringi mööda on ainult veidi suurem mürsu lennukestusest tema apogeest perigeesse. Mürsu väljaheitmise momenti arvestatakse nii, et kui mürsk jõuab perigeesse, avaneb kaaslasel asuvale vaatlejale pommitamisobjekt optilises või raadiolokatsioonteleskoobis. Hiljem paraneb mitte ainult objekti, vaid ka mürsu nähtavus: praktiliselt õhuta ruumis liikuv tehiskaaslane jõuab varsti mürsule järele, sest viimasele mõjub õhutakistus, ja edasi liigub kaaslane juba otse mürsu kohal. See võimaldab juhtida mürsku täpsusega, mida ei ole võimalik saavutada juhtimisel Maalt. Tehiskaaslaselt saab mürsku täpselt juhtida ka lendava objekti pihta, kusjuures objekti hea nähtavuse korral pole vajadust määrata isegi selle koordinaate.

Brauni arvamuse järgi võib tehiskaaslasi kasutada relvastatud jõudude, laevade ja lennukite koondamise, uute teede ja hoonete ehitamise jälgimiseks ning paljudeks muudeks vaatlusteks. (Braun nähtavasti loodab uutele saavutustele aerofototehnikas, mis senini ei ole veel niisuguse täiuslikkuse astmeni jõudnud.)

1957. aasta algul San-Diegos (Ameerika-Ühendriigid) toimunud astronautika-alasel sümpoosionil avaldati ameerika õhujõudude eriteadlaste poolt arvamist, et on olemas juba küllalt võimsaid rakette niisuguse kaaslase üleslaskmiseks, mis tiirleks pidevalt ümber Maa ja võiks edasi anda Maal asuvatele vastuvõtujaamadele registreeritud sõjalise iseloomuga valgus- või soojusplahvatusi. Tehiskaaslane võib avastada ülikaugete rakettide koordinaadid ja nende stardimomendi vaenlase territooriumilt. See suurendab tunduvalt ajavahemikku, mis on vajalik, et võtta kasutusele rakettide tegevust neutraliseerivad abinõud. Häired, mida tekitab tehiskaaslasele paigutatud

raadiosaatja, võib nurja ajada vaenlase katse juhtida oma mürske teleraadioaparatuuri abil.

Kuid need, kes pooldavad kaaslaste kasutamist pommivedajatena, peavad silmas pidama, et niisugust kaaslast on ehitada raske ja tabada kerge. Kui kaaslane põrkub tema sihis väljasaadetud mürsuga isegi sel hetkel, kui viimane silmapilguks peatus (lennu kõrgeimas punktis), siis purustaks mürsk ikkagi kaaslase korpuse, sest kaaslase suhteline kiirus mürsu või selle killuga põrkumisel (kui mürsk plahvatas) ületab mitu korda kahurimürsu tabamiskiiruse.

Need, kes soovivad tehiskaaslast kasutada sõjalistel eesmärkidel, peavad kaaslast tabamatuks tema suure kiiruse ja seniitrakettkahurite mitteküllaldase lasketäpsuse pärast. Kuid kaaslase orbiidile saadetud šrapnelltüüpi mürsud, mis liiguvad kaaslasele vastassuunas kaaslasega, võiksid kindlasti hävitada kaaslase, olenemata mürskude väljalaskmise hetkest. Sõjalise eesmärgiga väljasaadetud tehiskaaslase vastu suunatud mürske saaks varustada orbiite korrigeerivate seadistega (Canney, Ordway).

Me siiski usume kindlasti, et meil ei tule alla tulistada sõjalistel eesmärkidel tiirlevaid tehiskaaslasi, kuna maailma avalik arvamus takistab isegi nende ehitamist. Seoses sellega ei ole ülearune märkida, et Romano (Itaalia) ettekanne VII rahvusvahelisel astronautika kongressil (Roomas, 1956. a.) sõjalisteks eesmärkideks kasutatavate suurte tehiskaaslaste maskeerimise võimalustest ei leidnud heakskiitu osavõtjate poolt, sest Rahvusvaheline Astronautika Föderatsioon (vt. lk. 329—333) pooldab ainult astronautika rahulikku kasutamist.

Muud tehiskaaslaste kasutamisvõimalused. Üheks alaks, kus tehiskaaslaste loomine mängib tähtsat osa, on raadio- ja teleside.

On teada, et televisioonisaateid saab edasi anda suurtele kaugustele maapinnal olevate raadioreleeliinide abil, mis tingib retranslatsioonijaamade väga suure arvu. Kuid ultralühilainete retranslatsiooniks suurtele kaugustele (eriti televisioonisaadetes) saab kasutada tehiskaaslasi. Tõsi, aparatuuri keerulisuse ja võimsate elektrienergia allikate vajaduse tõttu on niisugune tehiskaaslaste kasutamine esialgu võimatu, kuid on tõenäoline, et edaspidi osutuvad tehiskaaslased kasulikeks televisioonisaadete edasiandmisel ühelt mandrilt teisele jne. Pierce'i (Ameerika

Ühendriigid) arvates peab olema kerakujulise statsionaarse tehiskaaslase läbimõõt, kui teda kasutatakse ultralühilainete retranslatsiooniks, 300 meetrit. Kolmest releejaamast piisaks, et säilitada sidet 90 protsendil maapinnast. Ultralühilainete retranslatsiooniks soovitatakse kolme statsionaarse kaaslase asemel kasutada nelja, mis liiguksid tunduvalt madalamal.

On võimalik, et tehiskaaslaste efemeriide hakatakse kasutama meresõidus ja lennuasjanduses laeva või lennuki koordinaatide määramisel. Tõepoolest, raadiovastuvõtja ja tehiskaaslase vahelise kauguse muutumisega muutub ka vastuvõetavate raadiolainete sagedus. Peale selle muutub ka signaalide intensiivsus. Nende andmete ja olemasolevate efemeriidide põhjal esitas Lorenz (Ameerika) laevade ja lennukite koordinaatide määramise meetodi. Selle ülesande lahendamiseks vajatakse kolme pooluselist kaaslast. Need tiirleksid väikestel kõrgustel tasapindadel, mis lõikuvad võrdsete nurkade all (60°). 0,6-meetrise läbimõõduga kaaslastel peab olema kaheksa 20-sentimeetrist antenni. Pool kilogrammi strontsium-90 koos ütriumi isotoobiga on küllaldane, et toita raadiosaatjat 20 aasta jooksul.

Laevade võrdlemisi väikese tegevusraadiusega raadiojaamad võiksid Maaga sidet pidada tehiskaaslase abil, mis iga päev ilmuks horisondi kohale. Märgime, et selge ilmaga võib luua niisugust sidet ka valgussignaalide abil. Viimased läbivad atmosfääri palju hõlpsamini siis, kui nad on suunatud otse üles, sest valguskiirte tee läbi neelava keskkonna on siis lühem.

Kaaslase pardal on uurijate käsutuses kõrgvaakuum, mida maapealsetes tingimustes on väga raske tekitada. See võimaldab sooritada rea katseid, mis nõuavad kõrgemat vaakuumi, kui see on saavutatav maapealsetes laboratooriumides. Lõpuks on kaaslasel kerge luua madalat temperatuuri, et uurida ülijuhtivust ja viia läbi teisi taolisi eksperimente.

Tehiskaaslasega saab määrata rea parameetreid, mis pakuvad huvi gaaside dünaamikas, ja mida pole võimalik määrata aerodünaamilistes torudes õhuvoo liiga väikese kiiruse tõttu (ka mitte kõige võimsamates seda liiki seadmetes).

On võimalik, et kaalutuse tingimustes kasvavad kristallid tehiskaaslasel kiiremini ja muutub isegi nende struktuur. Nii rikastuks piesoelektriliste kristallide sortiment (Canney, Ordway).

Tehiskaaslaste kasutamise teostatavate projektide kõrval tõstetakse esile ka ebareaalseid. Nii näiteks on tehtud ettepanek paigaldada tehiskaaslaste lähedale tohutu suuri peegleid, mis peegeldaksid päikesekiiri Maale. Seda liiki peeglid peaksid soojendama maakera alasid, sulatama jää ning muutma Arktika ja Antarktika kliimat, ühesõnaga, otseselt (või kaudselt) mõjuma klimaatilistele tingimustele Maal. Oberth kirjutab: «Et aga niisugusel peeglil võiks, kahjuks, olla ka suur strateegiline tähtsus (selle abil võib õhku lasta sõjatehaseid, luua tuulepööriseid ja äikest, hävitada jalaväge ja toiduainetevoore, põletada terveid linnu ja üldse tekitada suurimat kahju), ei puudu võimalus, et lähemas tulevikus mõni kultuurmaadest otsustab selle leiutise ellu rakendada, seda enam, et valdav osa ettevõttesse paigutatud kapitalist võib kanda protsente ka rahuolukorras.» «Kosmiliste peeglite ehitamiseks peab maailmaruumi transportima valtsimispingid (!). Sinna veetud naatriumisulam tuleb valtsida kuni ühe viiesajandiku millimeetri paksuseni (!) ja katta varjus olev külg vastava massiga, et hoida naatriumpeegli temperatuuri tasemel, kus peegel on küllalt elastne ja vastupidav. Peeglid monteeritakse šarniirselt määratu suurde naatriumtraadist armatuuri. Peegli elemente suunatakse eemalt elektrienergia abil. Kõige selle juures peab kogu ehituse iga hektar koos vastava kinnitusseadme ja vaatluskambriga kaaluma mitte üle 100 kilogrammi, s. t. ta kaal pinnaühiku kohta on ligi viis korda väiksem kui kirjutuspaberil! Selle projekti ebareaalsus nähtub juba faktist, et heliotehnika pole isegi sadu kordi raskemate peeglitega saavutanud maapinnal veel erilist edu, ja siin ei ähvarda ehitist meteoorid ega meteoorne tolm, nii nagu see on kosmiliste peeglite puhul.

On avaldatud veelgi absurdsemat arvamust, et tehiskaaslased, peegeldades päikesekiiri kosmilisse ruumi, võivad ekraneerida troopilisi tsoone liiga tugeva päikesekiirguse eest.

Reaalsemaks võib osutuda projekt kosmiliste peeglite kasutamisest suurte linnade valgustamiseks, sest sel juhul võib peegli pind olla miljoneid kordi väiksem kui eelmisel juhul. Kerge on näiteks arvutada, et kui rahulduda valgustusega, mida annab täiskuu, on 20-kilomeetrise läbimõõduga linna valgustamiseks küllaldane, kui kaaslasele paigutada 30-meetrise läbimõõduga peegel.

Orbiitide valik erinevateks uurimisülesanneteks. Nagu näha, võib tehiskaaslasi rakendada väga erinevaks otstarbeks. Ent mitmesuguste nähtuste tundmaõppimiseks tuleb arvatavasti kasutada kaaslasi, mis liiguvad spetsiaalselt valitud orbiitidel. On näiteks selge, et ekvaatorilised kaaslased ei sobi virmaliste vaatlemiseks või jääolude uurimiseks polaarjoone taga.

Erilise rakenduse leiavad muutliku kõrgusega tehiskaaslased. Need elliptilisi orbiite mööda liikuvad kaaslased kord tõusevad ionosfääri hõredamatesse kihtidesse, kord laskuvad õhu tihedamatesse kihtidesse. See võimaldab teostada vaatlusi erinevatel kõrgustel ja täita meie teadmistes olevaid lünki päikesekiirguse, molekulaarse hapniku ja lämmastiku dissotsiatsiooni kohta erinevatel kõrgustel, osooni jaotusest, Maa magnetväljast, tormidest ionosfääris jms. Nii näiteks ei tea me veel päikesespektri lühimat lainepikkust erinevatel kõrgustel ja veel vähem on uuritud laetud osakeste jaotust olenevalt kõrgusest. (Nende osakeste jaotusele maakera pinna eri punktides mõjub muuseas Maa telje kalle ekliptika tasapinna suhtes.) Lõunapoolkeral on vähe maismaad ja palju vett. Seepärast on huvitav valida tehiskaaslase orbiit nii, et ta viibiks kauem põhja- ja vähem lõunapoolkera kohal. Seda võib saavutada, kui pikendada orbiidi põhjapoolset osa ja vähendada kaaslase liikumiskiirust selles piirkonnas. Teiste sõnadega, on vajalik, et kaaslane liiguks elliptilisel orbiidil perigeega lõunapooluse kohal. Seejuures, mida kõrgem on orbiidi apogee, seda lühem on ülelennuaeg üle lõuna- ja pikem üle põhjapoolkera.

Perspektiivid. Paljud loetletud probleemidest nõuavad veel väga pikaajalist uurimistööd. Ei ole kahtlust, et tehiskaaslaste abil avastatakse hiljem nähtusi, mille olemasolu me praegu ei kujuta isegi ette.

Kõigi probleemide ammendav uurimine nõuab nähtavasti palju aastaid. Seepärast kasutatakse esimesi tehiskaaslasi kitsama küsimusteringi tundmaõppimiseks.

Muuseas, kolmanda rahvusvahelise geofüüsika aasta jooksul üleslastud kaaslasi kasutati järgmiste teemadega seoses olevate küsimuste lahendamiseks: a) õhutihedus suurtel kõrgustel, b) Maa kuju ja maakoore ehitus, c) kauguse mõõtmine maapinna teatud punktide vahel, d) Päikese ultravioletne kiirgus, e) kosmilised kiired, f) meteoorne tolm ja meteoorkehad, g) kaaslase, eriti tema kor-

puse temperatuur liikumise ajal atmosfääri tihedates kihtides, h) Maa magnetväli, i) ionisatsioon ja atmosfääri koostis piki kaaslase orbiiti, j) erinevate sagedustega raadiolainete levik.

On loomulik, et tehiskaaslasega teostatakse ainult niisuguseid spetsiaalseid uurimisi, mida mingil muul teel teha ei saa. Kasutades automaatset kaaslast, võib mõne päevaga koguda rohkem andmeid kui maakera eri kohtadest kümnete aastate jooksul üleslastud kõrgrakettide abil.

2. Tehiskaaslane planeetidevahelise jaamana

Planeetidevahelise jaama ülesanne. Astronautikas on tehiskaaslaste kasutamisel planeetidevahelise jaamadena äärmiselt suur tähtsus. Et jõuda lähimate taevakehadeni — Kuuni, Veenuseni, Marsini —, peab kosmiline laev arendama kiirust 11,1—11,6 kilomeetrit sekundis, s. o. üle kolmekümne korra suuremat kiirust, kui on helikiirus. Niisuguse laeva ehitamine on kaasaegse tehnika võimaluste piiril. Et kergendada seda ülesannet, soovitas K. E. Tsiolkovski kasutada Maa tehiskaaslast omapärase vahejaamana ja jaotada seega kosmiline reis üksikuteks etappideks.

Maapealsetes tingimustes täiendavad laevad ja vedurid jaamades ning sadamates söe ja vee varusid, lennukid tankivad lennuväljadel bensiini, reisijad täiendavad omi toiduainete varusid. Seejuures lisatakse mõnikord rongi koosseisu juurde teine vedur, üks lennuk asendatakse teisega. Lennul maailmaruumi on planeetidevahelisel jaamal samasugused ülesanded. Selline jaam võiks olla trampliiniks inimese tungimisel kaugemale maailmaruumi. Siin võivad kosmonaudid varuda kõike, mis on vajalik kosmilise reisi jätkamiseks ja lõpuleviimiseks: kütust, mida rakett ei saanud maapinnalt startides kaasa võtta, varustust, toiduaineid jne.

Toetudes planeetidevahelisele jaamale kui baasile, võivad astronaudid õhutühjas ruumis meie planeedi ligidal läbi teha laeva juhtimise keerulise praktika, omandada kosmilise kiiruse pidurdamise oskuse laskumisel planeerival lennul.

Planeetidevaheline jaam aitab määrata ka paljusid and-

meid, mis on vajalikud kosmilise laeva ja plaaneri ratsionaalseima konstruktsiooni leidmiseks.

Kosmilist laeva, aga samuti vajalikku varustust reisi lõppeesmärgi saavutamiseks, võib sellesse vahejaama transportida eelnevalt, üksikute osade kaupa. See kergendab kosmilise laeva konstruktsiooni, sest kui kaaslane tõuseb platvormilt lendu, vajatakse tunduvalt väiksemat kütusevaru kui äralennul Maalt.

Sellise vahejaama põhiliseks eeliseks on tema liikuvus. Tänu sellele säilitavad raketid vahejaamas maandumisel oma kiiruse ja kasutavad selle ära teekonna jätkamiseks lendutõusul.

Seega, erinevalt inimestest, kes maapinnal reisides peatuvad vahejaamades, kindlustaksid planeetidevahelises jaamas maanduvad kosmonaudid mitte üksnes läbitud tee, vaid ka saavutatud kiiruse. Nii näiteks asudes teele Maa tehiskaaslaselt Kuule, Veenusele, Marsile peab rakett arendama kiirust 3,1 kuni 3,6 kilomeetrit sekundis 11,1—11,6 kilomeetri asemel sekundis (kui ta stardiks Maalt), sest jaama oma kiirus oli juba ligikaudu 8 kilomeetrit sekundis. See tähendab, et rakett, mis suudaks tõusta maapinnalt 1000 kilomeetri kõrgusele, võiks jõuda Veenuseni või Marsini, kui ta stardiks planeetidevahelisest jaamast.

Mõned autorid soovitavad kasutada lennuks Kuule või planeetidele vahejaamana statsionaarset tehiskaaslast. Kuid viimasel on väga suur puudus: ta on väga kaugel Maast ja temani jõudmiseks läheks vaja liiga suurt väljalennu- ja maandumiskiirust [1] (summaarselt oleks kiirus suurem kui see, mis on vajalik lennuks ümber Kuu). Kuid suuremad kiirused nõuavad ühtlasi ka keerulisema ehitusega raketti.

Planeetidevaheline jaam, erinevalt statsionaarsest kaaslasest, peab tiirlema väikesel kõrgusel maapinna kohal või lendama mõnes oma orbiidi lõigus Maa lähedale. Niisugune kaaslane, liikudes elliptilisel orbiidil, mille apogee asub küllalt kaugel, võib täita planeetidevahelise jaama ülesannet keerulisemate reiside jaoks kui need, mida saab sooritada, tõustes õhku maalähedasel ringilisel orbiidil tiirlevalt tehiskaaslaselt. Asi on selles, et mida kaugemal

[1] Maandumiskiiruseks nimetatakse kiirust, millega väljalülitatud mootoriga liikuv rakett jõuab tehiskaaslase juurde.

asetseb apogee, seda suurem on kaaslase kiirus perigees, ja äralend «elliptilisest» planeetidevahelisest jaamast peab võimalust mööda toimuma sel hetkel, kui kaaslase kiirus on maksimaalne, s. o. siis, kui ta läbib perigee. Tõsi, et lasta välja kaaslast, mille apogee asub kaugel maapinnast, vajatakse väljalennuks veel võimsamat raketti, kuid see-eest võib lennu teise etapi jaoks (äralennuks planeetidevaheliselt jaamalt) määratud laeva konstruktsioon olla lihtsam.

Suurel kõrgusel (tuhanded kilomeetrid) mööda ringilist orbiiti liikuva planeetidevahelise jaama kasutamine, nagu seda arvavad Braun jt., ei ole kasulik. Koormatud abiraketi tõusmine niisugusele kõrgusele ei tekita mitte üksnes täiendavaid raskusi lendudel Maalt kaaslasele, vaid nõuab ka suuremat summaarset kiirust iga kilogrammi kasuliku koormuse transportimiseks Kuule või planeetidele. Meie arvates oleks võimalik saavutada tunduvat kütuse kokkuhoidu, kui startida võimalikult madalal asuva perigeega elliptilisel orbiidil tiirlevast planeetidevahelisest jaamast. Planeetidevaheline reis peatusega ringilisel orbiidil suurel kaugusel tiirlevas planeetidevahelises jaamas nõuab suuremat kütusekulu kui peatumisega madalal lendavas jaamas.

On ettepanek, et teel Kuule või planeetidele astronaudid peatuksid mitte ühes planeetidevahelises jaamas, vaid terves reas marsruudil asuvates jaamades. Nii näiteks esitas Pirquet (Austria) umbes 1928. a. projekti lasta üles kaks planeetidevahelist jaama konstantsetele kõrgustele ligikaudu 750 ja 5000 kilomeetrit ja tiirlemisperioodidega vastavalt 100 ja 200 minutit. Kolmas tehiskaaslane, liikudes elliptilisel orbiidil, mis on puutujaks eelmisele, oleks omamoodi laevaks reisijate ja veoste transportimiseks sisemisest planeetidevahelisest jaamast välimisse.

Kuid planeetidevaheline jaam ei ole paratamatult vajalik lüli lendamisel Kuule ja planeetidele. Kosmiline reis võib toimuda ilma peatumiseta planeetidevahelises jaamas. Rakett tõuseb õhku maapinnalt ja arendab kiirust ligikaudu 8 kilomeetrit sekundis. 200—300 kilomeetri kõrgusel muutub ta ajutiseks tehiskaaslaseks. Abiraketid toovad sellele raketile järk-järgult järele täiendavat varustust ja kütust, mis on vajalikud lennu jätkamiseks. Pärast kütuse saamist asub planeetidevaheline rakett teele kavatsetud eesmärgi poole. See lahendus pakub

huvi meteooride ohu vähendamise seisukohalt, sest ajutine tehiskaaslane satub meteoorivoolu ainult lühikeseks ajavahemikuks.

Vastavalt teistele ettepanekutele (Carter, Suurbritannia) on selle asemel, et ehitada planeetidevahelisi jaamu, kasulik lasta ringilisele või elliptilisele orbiidile paake kütusega, millest kosmilised raketid võivad täiendavalt tankida. See võimaldab tunduvalt lihtsustada Maalt planeetidevahelisse ruumi suunduvate rakettide ehitust.

Märgime, et tehiskaaslase kasutamine planeetidevahelise jaamana või, mis on põhimõtteliselt sama, kosmilise laeva muutmine ajutiseks Maa kaaslaseks, on nähtavasti rakendatav ainult kosmiliste lendude tehnika arengu algetapil. Tuleviku võimsad aatomilaevad ei pea tõenäoliselt teel Kuule või planeetidele üle minema ringilisele orbiidile ja saama toetust Maalt. On võimalik, et tunduvalt lihtsamaks osutub saata väikesi juhitavaid liitrakette Kuule ja planeetidele vahetult maapinnalt.

Äralend tehiskaaslaselt maailmaruumi. Suuremas osas planeetidevaheliste lendude projektidest on ette nähtud, et planeetidevahelises jaamas istuvad kosmonaudid ümber laeva, mis on kokku monteeritud jaama töökodades Maalt järelesaadetud osadest. Selle kosmilise laeva varustamiseks võib kasutada mootoreid, samuti ka teisi planeetidevahelisse jaama saabunud rakettide osi.

Lennutingimused tehiskaaslaselt planeetidevahelisse ruumi erinevad tunduvalt neist, mis valitsevad lennul Maalt kaaslasele. Seepärast peab nendeks lendudeks määratud rakettidel olema erinev konstruktsioon.

Kosmilisel laeval, mis on määratud lennuks Maalt tehiskaaslasele, peab olema voolujooneline kuju, sest tal tuleb läbida kogu atmosfäär. Laeval peab olema võimas mootor, mis suudaks anda talle kiiruse ligikaudu 8 kilomeetrit sekundis, ja järelikult ka suhteliselt suurt kütusetagavara mootori toitmiseks. Kosmiline laev, mis lendab kaaslaselt planeetidevahelisse ruumi, võib olla ka mittevoolujoonelise kujuga, sest planeetidevahelises ruumis puudub keskkonnatakistus. Tänu sellele võib kütusepaake valmistada kerakujulistena, mis vähendab antud mahu juures nende kaalu.

Kosmilise laeva konstruktsiooni mõnes variandis võib planeetidevaheline jaam olla vajalik ka tagasitulekul: siin

istub meeskond ümber kosmilisele plaanerile, mille abil maandutakse.

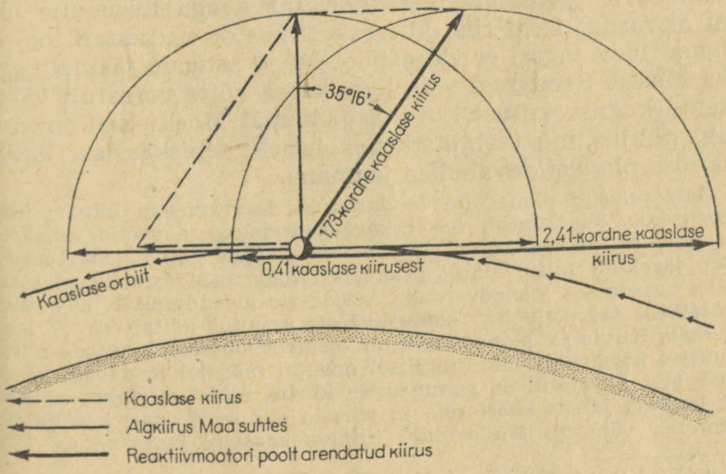
Mõne projekti kohaselt lendab Maalt planeetidevahelisse jaama saabunud rakett ise edasi maailmaruumi. Planeetidevahelises jaamas vabastatakse ta voolujoonelisest kestast. Pole vaja enam õhkstabilisaatoreid ja -roole: kui planeetidevahelises ruumis tekib vajadus muuta lennu suunda, paisatakse raketist vajalikus suunas välja gaasijuga. Pärast kütuse tankimist planeetidevahelises jaamas jätkab rakett teekonda.

Pooluste kohal lendavad kaaslased sobivad vaatlusteks, kuid reeglina ei kõlba planeetidevahelisteks jaamadeks. On vajalik, et planeetidevaheline jaam liiguks samas tasandis, millel liigub meie planeet ümber Päikese (nn. ekliptika tasand; ligikaudu samas tasandis liiguvad ka meie päikesesüsteemi kõik ülejäänud planeedid). Ainult sel juhul võib planeetidevahelisest jaamast lahkuva kosmilise laeva liikumise suund olla enam-vähem paralleelne Maa liikumise suunaga mööda tema orbiiti. See küsimus on aga väga oluline äralennul jaamast maailmaruumi, sest Maa orbitaalne kiirus liitub siis laeva kiirusega lendutõusul, aidates viimasel ületada Maa ja Päikese külgetõmbejõudu. Kuid Maa telg on ekliptika tasandi suhtes kaldu ligikaudu 67° nurga all, nii et kahe vahelduvat tüüpi orbiidi tasandid (pooluseline kaaslane ja ligikaudu ekliptika tasapinnal asetseva orbiidiga kaaslane) moodustavad omavahel võrdlemisi suure nurga.

On selge, et täiesti mõttetu on kosmilise laeva start tehiskaaslaselt mingi nurga all viimase orbitaalse kiirusega, sest sel juhul ei kasutataks küllaldaselt kaaslase liikumiskiirust (Jiang, Hiina RV). Oletame näiteks, et lendutõus toimus 45° nurga all ringilisel orbiidil liikuva planeetidevahelise jaama liikumise suuna suhtes (s. o. trajektoori puutuja suuna suhtes). Sel juhul on lennuks Kuule mööda nn. poolelliptilist trajektoori vaja arendada kiirust 7722 meetrit sekundis, samal ajal kui äralennul kaaslase ringilise orbiidi puutuja suunas (s. o. liikumise suunas antud hetkel) piisaks kiirusest 3129 meetrit sekundis. Tähendame muuseas, et äralennul puutuja suunas oleks kiirus 7722 meetrit sekundis küllaldane, et jõuda Saturnile.

Liikugu rakett nagu kaaslanegi ringilisel orbiidil ümber mõne taevakeha (Maa, Päike, Kuu, planeedid), kusjuures

eeldatakse, et see taevakeha on isoleeritud teistest taevakehadest, s. o. ta asetseb neist nii suures kauguses, et nende külgetõmbejõu mõju üldse ei avaldu. On selge, et kiirus, mida peab arendama see rakett enda lahtirebimiseks taevakeha külgetõmbejõu mõjusfäärist, on erinev olenevalt sellest, millises suunas kavatsetakse sellest taevakehast eemalduda. Tõepoolest, rakett peab arendama lisakiirust, mis liitub raketi ringilise kiirusega rööpküliku reegli järgi. Niisiis, selleks et eemaldada raketti lõpmatusse taevakeha tsentrit läbivat sirgjoont mööda, on vajalik anda talle täiendav kiirus, mis on suunatud vertikaalsuuna suhtes 35°16′ nurga all vastupidi liikumise suunale orbiidil ja 1,73 korda suurem kui ringiline kiirus (joon. 58.). Kui me tahame anda raketile paraboolse kiiruse, mille suund ühtib liikumise suunaga orbiidil, piisab, kui talle juurde anda täiendav kiirus väärtusega 0,41 ringilisest kiirusest. Juhul aga, kui tahame raketile anda paraboolse kiiruse, mis on vastassuunaline taevakeha liikumisega, peab lisakiirus 2,41 korda ületama ringilise kiiruse. Kaks viimati mainitud kiirust vastavad minimaalsele ja maksimaalsele kiirusele nende hulgast, mida



Joon. 58. Kiirus, mida peab arendama planeetidevaheliselt jaamalt startiv rakett, et end lahti rebida Maa külgetõmbejõu mõjusfäärist, sõltub sellest, missuguses suunas eemaldutakse Maast. Joonisel on toodud 3 üksikjuhtu ja kiiruste liitmise üldine printsiip.

on vaja arendada stardil ringilisel orbiidil liikuvast planeetidevaheliselt jaamalt, et eri suundades eemalduda planeedi raskusjõu mõjusfäärist. Seejuures on maksimaalne kiirus peaaegu 6 korda suurem minimaalsest.

Rakett, mis on vabas ruumis, suudab arendada kiirust veidi üle 9 kilomeetri sekundis ja võib kergesti lennata Maalt tehiskaaslaseni. Äralennu korral tehiskaaslaselt võib niisugune rakett jõuda mitte üksnes mis tahes planeedini, vaid ka jäädavalt lahkuda meie päikesesüsteemist.

Mida rohkem kütust viib kaasa planeetidevahelisest jaamast lahkuv rakett, seda suuremaks, loomulikult, kujuneb arendatav lõppkiirus [1]. Seejuures on stardil tehiskaaslaselt vaja tunduvalt väiksema võimsusega raketti kui äralennul maapinnalt. Tõepoolest, maapinnalt startimisel peab veojõud olema suurem raketi kaalust, lendutõusul tehiskaaslaselt pole seda tingimust vaja silmas pidada. Isegi palju väiksema veojõu korral kui raketi kaal Maal võib rakett saavutada vajaliku kiiruse. Maalt äralennul kulub suur osa mootori energiast mitte kasulikule tööle Maa raskusjõu võitmiseks, vaid ka niinimetatud gravitatsioonilistele kadudele. Muuseas, kui mootor lakkab töötamast, kukub rakett tagasi Maale. Planeetidevaheliselt jaamalt äralendavat laeva aga niisugune oht ei ähvarda: isegi siis, kui rakettmootor katkestab töö, ei lange laev tagasi ei väljaspool Maad asuvale jaamale ega ka Maale. Seepärast võib laev kaasa võtta võrratult väiksema koguse kütust kui stardi korral Maalt. See on veel üks põhjus, mis teeb otstarbekohaseks tehiskaaslase kasutamise planeetidevahelise jaamana.

Mis puutub planeedile lendamiseks tarvismineva kütuse üldkogusesse, siis osutub see ikkagi suuremaks planeetidevahelises jaamas peatumise korral kui vahetult Maa pinnalt startimisel. See järeldub mitte ainult praktilise iseloomuga asjaoludest (näiteks vajadusest manööverdada kaaslasele maandumisel jne.), vaid põhiliselt teoreetilistest kaalutlustest. Arvutus näitab ka, et lendudeks Kuule ja planeetidele on otstarbekohasem kasutada mitte suurtel kõrgustel, vaid ringilisel orbiidil madalal lendavaid kaaslasi, sest sel juhul on summaarne kiirus, mida vajatakse selleks, et lennata Maalt kaaslasele ja siiruda siis sealt edasi kosmilisele lennule, väiksem. Nullorbiidil liikuva kaaslase jaoks on see kii-

[1] Äralennul Maalt ei ole see alati nii: sel ajal kui äralennul planeetidevaheliselt jaamalt annab täiendav kiirus alati positiivseid tulemusi, võib tulemus Maalt startides gravitatsiooniliste kadude tõttu osutuda ka negatiivseks (väiksem kiirus ja kõrgus: vt. lk. 124).

rus 11,19 kilomeetrit sekundis (see on tegelikult paraboolne nullkiirus, s. t. paraboolne kiirus maapinna lähedal). Kui aga kosmiline rakett peab vabanema Maa külgetõmbejõu mõjusfäärist, arendades kohalikku paraboolset kiirust pärast peatust 637,8 kilomeetri (0,1 Maa raadiuse) kõrgusel liikuvas planeetidevahelises jaamas, siis selleks vajalik minimaalne summaarne kiirus, mis tuleb anda raketile igasuguste kadude puudumisel, on juba 11,39 kilomeetrit sekundis, kuid planeetidevahelise jaama jaoks, mis asetseb 6378 kilomeetri (Maa raadiuse) kõrgusel, kasvab see juba 12,01 kilomeetrini sekundis. Asi muutub veel halvemaks, kui tõsta planeetidevahelise jaama kõrgust 2—3 korda. Kuigi kosmilise «platvormi» lennukõrguse edasisel suurenemisel hakkab vaadeldav summaarne kiirus vähenema, jääb see siiski suuremaks paraboolsest kiirusest.

Öeldu muutub arusaadavamaks, kui vaadelda tabelit 50, milles minimaalsed summaarsed kiirused, millest me räägisime, on toodud kord-korralt kasvavate orbiitide mõõtmete järgi. Märgime, et teoreetiliselt vajalik minimaalne summaarne kiirus, mis kulub kosmilise laeva vabastamiseks Maa külgetõmbejõu mõjusfäärist (tabeli neljas veerg), võrdub planeetidevahelise jaama enda orbiidile viimiseks vajaliku minimaalse kiiruse (teine veerg) ja planeetidevaheliselt jaamalt äralennukiiruse (kolmas veerg) summaga.

Tabel 50

Teoreetiliselt vajalik minimaalne summaarne kiirus vahepeatuse korral planeetidevahelises jaamas, mis kulub raketi lahtirebimiseks Maa külgetõmbejõu mõjusfäärist

Planeetidevahelise jaama orbiidi raadius Maa raadiustes	Teoreetiliselt vajalik minimaalne kiirus, mis kulub planeetidevahelise jaama viimiseks orbiidile (km/sek)	Äralennukiirus planeetidevaheliselt jaamalt (km/sek)	Teoreetiliselt vajalik minimaalne summaarne kiirus, mis kulub raketi väljaviimiseks Maa külgetõmbejõu mõjusfäärist (km/sek)	Sama kiiruse suhe paraboolse kiirusega protsentides
1	7,912	3,277	11,189	100,0
1,1	8,264	3,125	11,389	101,8
1,3	8,778	2,885	11,663	104,2
1,5	9,136	2,676	11,812	105,6
1,7	9,403	2,514	11,917	106,5
2	9,690	2,317	12,007	107,3
2,5	10,008	2,073	12,081	108,0
4	10,467	1,892	12,106	108,2
7	10,782	1,239	12,021	107,4
10	10,906	1,036	11,942	106,7
30	11,096	0,598	11,694	104,5
50	11,133	0,463	11,596	103,6

Pilt on teistsugune, kui püstitame nõude, et rakett, mis stardib planeetidevaheliselt jaamalt, mitte ainult ei vabaneks Maa külgetõmbejõu mõjusfäärist, vaid jõuaks ka mõne teise planeedini. Nüüd peab rakett arendama suuremat kiirust kui eelmisel juhul. Vaatleme näiteks lendu Merkuurile mööda poolelliptilist trajektoori. Maandumine toimub hetkel, kui planeet asub Päikesest 0,37 astronoomilise ühiku kaugusel. Nagu näitab arvutus, tuleks maapinna ligidal arendada kiirust 13,70 kilomeetrit sekundis, mis ületab 1,732 korda paraboolse kiiruse. Paraboolset kiirust kasutatakse astronoomias tihti kiiruse mõõtühikuna. (Näitena valisime me meelega lennu, mis nõuab suuremat algkiirust kui lennud Maa naaberplaneetidele Veenusele ja Marsile, sest vaadeldud juhul paistavad planeetidevaheliste jaamade iseloomulikud omadused selgemini välja.) Tabelist 51 on näha, et jaamalt äralennanud raketi kiirus Maa suhtes on pärast mootori väljalülimist seda väiksem, mida väiksem on jaama orbiidi raadius.

Tabel 51

Minimaalne summaarne kiirus, mis on teoreetiliselt vajalik Merkuurini jõudmiseks vahepeatuse korral planeetidevahelises jaamas ja selle kiiruse olenevus jaama orbiidi raadiusest

Planeetidevahelise jaama orbiidi raadius Maa raadiustes	Raketi äralennu kiirus planeetidevaheliselt jaamalt Maa[1] suhtes	Planeetidevaheliselt jaamalt äralennu kiirus jaama[1] suhtes	Minimaalne summaarne kiirus, mis on teoreetiliselt vajalik Merkuurini jõudmiseks vahepeatuse korral planeetidevahelises jaamas	Eelmise suuruse suhe vajaliku kiirusega äralennu korral maapinnalt
1	1,732	0,732	1,732	100,0
1,1	1,679	0,726	1,770	102,2
1,3	1,593	0,716	1,825	105,4
1,5	1,528	0,712	1,867	107,8
1,7	1,475	0,708	1,896	109,5
2	1,414	0,707	1,932	111,5
2,5	1,342	0,710	1,975	114,0
4	1,225	0,725	2,048	118,2
7	1,131	0,753	2,116	122,2
10	1,095	0,779	2,157	124,5
30	1,033	0,850	2,252	130,0
50	1,020	0,879	2,286	132,0

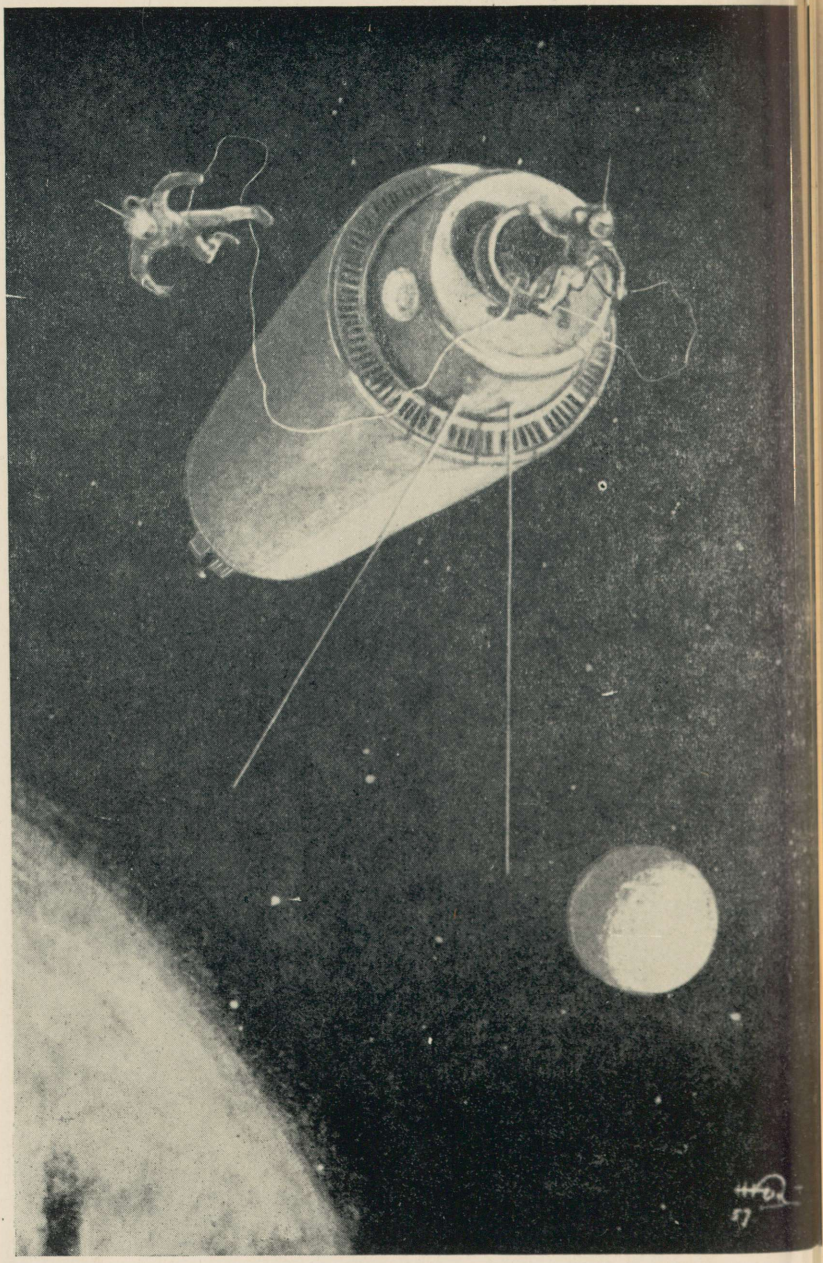
Kuid planeetidevaheliselt jaamalt äralennukiirus jaama enese suhtes kaaslase orbiidi kasvamisega algul väheneb nagu eelmisel

[1] Kiirusühikuks on võetud kiirus 7912 meetrit sekundis.



Orbitaalse raketi start (kunstnik N. Koltšitski joonis).

Foto XXXIV



Planeetidevahelise jaama esimesed elemendid orbiidil (A. Šternfeldi järgi kunstnik N. Koltšitski).

juhulgi (tabel 50), seejärel aga suureneb. See on tingitud Maa ja Päikese gravitatsiooniväljade vastastikusest mõjust: Päikese külgetõmbejõudu me varem üldse ei arvestanud. Lõppkokkuvõttes aga minimaalne summaarne kiirus, mis on teoreetiliselt vajalik Merkuurini jõudmiseks, vahepeatuse korral planeetidevahelises jaamas, jaama orbiidi raadiuse kasvamisega pidevalt suureneb, kuid ei ületa maksimaalset väärtust, nagu see esines siis, kui me nõudsime raketilt ainult paraboolse kiiruse saavutamist (tabel 51).

Märgime, et lendutõusmisel tehiskaaslaselt on füüsikalised tingimused kosmilise laeva pardal hoopis teistsugused kui väljalennul Maalt. Nii näiteks võivad astronaudid ilma pingutuseta seista, vabalt liikuda. Nende kaal, mille põhjustab ainult väikese võimsusega rakettmootori veojõud, on tähtsusetu.

Esitame konkreetse projekti tehiskaaslase kasutamisest planeetidevahelise jaamana.

Brauni poolt 1952. a. esitatud kompleksse projekti järgi asuvad 1730 kilomeetri kõrgusel liikuvalt kaaslaselt (vt. lk. 147—149) mööda poolelliptilist trajektoori Marsi suunas teele 10 laeva kogumeeskonnaga 70 inimest (arvutused on tehtud Marsi keskmise kauguse jaoks Maast). 260 päeva pärast, kui laevad on afeelis (Päikesest kõige kaugemal olevas trajektoori punktis), satuvad nad Marsi külgetõmbejõu mõjusfääri; pidurduvad rakettmootorite abil ja muutuvad selle planeedi tehiskaaslasteks. Osa meeskonnast laskub kolme väikese maandumisaparaadiga liuglennul Marsile, aga seejärel pöörduvad kahe raketiga sealt kaaslasele tagasi. Kaks aastat ja 239 ööpäeva pärast väljalennuhetke Maalt saabub ekspeditsioon 7 raketil tagasi meie planeedile, peatudes eelnevalt planeetidevahelises jaamas. Maandumine toimub kosmilistel plaaneritel. Tagasitulek Maale nagu lend Marsilegi teostub mööda poolelliptilist trajektoori ja kestab 260 ööpäeva. Kirjeldatud ekspeditsiooni ettevalmistamiseks tehiskaaslasele on vaja transportida Maalt 37 200 tonni varustust 950 orbitaalse transportraketi abil.

1956. a. esitas sama autor Marsi-ekspeditsiooni vähem grandioosse variandi. Sinna- ja tagasilennu trajektoorid, samuti ka kaaslase orbiidi põhiparameetrid jäävad siin endisteks, kuid planeetidevahelisse jaama transporditakse kümme korda väiksem laadung, kui oli ette nähtud esimeses projektis. Juhul kui orbitaalsed transportraketid (väiksemad kui eelmises projektis) väljuvad Maa tehis-

kaaslasele iga 12 tunni järel, siis kuluks 400 lennuks ligikaudu 7 kuud.

Ekspeditsiooni koosseisu kuulub 12 astronauti. Toiduainete päevane ratsioon inimese kohta oleks 1,20 kilogrammi, hapniku hulk — 1,24 kilogrammi, joogivett — 2,0 kilogrammi. Sellest veekogusest aurab iga päev 1,5 kilogrammi mikroatmosfääri.

Pärast selle vee eraldamist mikroatmosfäärist spetsiaalse seadise abil kasutatakse seda tarbeveena (pesemiseks jne.). Pärast starti planeetidevahelisest jaamast vähendatakse ekspeditsioonist osavõtvate laevade üldarv kaheni, kusjuures üks neist kujutab endast automaatselt juhitavat veoraketti, mis ei pöördu tagasi Maale. Iga laeva algkaal on 1700 tonni, millest 1246 tonni langeb kütuse arvele, ja igaüks neist on varustatud 12 kolmekümnetonnise veojõuga rakettmootoriga. Seega on mootorite üldine veojõud (360 tonni) peaaegu 5 korda väiksem raketi stardikaalust, mille tagajärjel äralennuhetkel planeetidevahelisest jaamast tajutakse viis korda väiksemat raskusjõudu kui maapinnal. Raketi kiirus, mis stardimomendil võrdus planeetidevahelise jaama enese kiirusega (s. o. 7,07 kilomeetrit sekundis) viiakse järk-järgult 9,64 kilomeetrini sekundis. Selle aja jooksul (mootori töötamise aeg) suureneb raketi kaugus Maa tsentrist 1730 kilomeetrilt 3170 kilomeetrini. Sedamööda kuidas kulutatakse kütust, laeva pardal tajutav raskusjõud pidevalt suureneb ja mootori töö lõppemisel moodustab peaaegu 4/5 normaalsest kaalust maapinnal. Edasi liigub laev kuni Marsini väljalülitatud mootoriga ja astronaudid viibivad kaalutuse olukorras.

Jõudes Marsi lähedusse, muutuvad kosmilised raketid (nagu eelmises projektiski) selle planeedi tehiskaaslasteks. Kuna äralennul Maa kaaslaselt iga laeva mass suure kütusekulu tagajärjel tunduvalt väheneb, langeb Marsile lähenemisel ära vajadus 12 mootori üheaegse töötamise järele ja on küllaldane käivitada ainult 6 mootorit. Pärast üleminekut ringilisele orbiidile on iga raketi kaal 198 tonni. Ühelt Marsi kaaslaseks muutunud laevalt laskuvad 9 astronauti plaaneri abil planeedi pinnale, 3 ülejäänut aga jäävad baaskaaslasele. Plaaneri kaalu hinnatakse baasist eraldumise momendil 161 tonnile, millest 11 tonni moodustab kaaslaselt plaaneri äraheitmiseks kuluv kütus. See plaaner sukeldub 155 kilomeetri kaugusel Marsi pin-

nast viimase atmosfääri. Kõik majapidamisvahendid ja teadusliku aparatuuri jätavad astronaudid Marsile ning transportraketi ringilisele orbiidile, viies enesega tagasiminekul kaasa ainult Marsil kogutud teaduslikud materjalid, mille kaalu hinnatakse 5 tonnile. Stardihetkel tagasisõiduks ringiliselt orbiidilt ümber Marsi kaalub 12 astronaudiga laev 215,4 tonni. Ülejäänud kütusest kulub 117,3 tonni üleminekuks Marssi ja Maad ühendavale poolelliptilisele orbiidile ja 46,6 tonni — üleminekuks ringilisele orbiidile ümber Maa raadiusega 90 000 kilomeetrit[1]. Pärast mootori lõplikku väljalülitamist, kui on ära kulutatud kogu kütus, moodustab raketi kuivkaal[2], kaasa arvatud kasulik koormus, ligikaudu 35 tonni. Niisiis moodustab ringilisele orbiidile ümber Maa üleläinud raketi kaal umbes 2% planeetidevahelisest jaamast startinud raketi algkaalust.

3. Looduslike planeetidevaheliste jaamade probleem

Astronautika-alases kirjanduses leidub väiteid Kuu kasutamise võimalusest planeetidevahelise jaamana. Kuid Kuu ei sobi selleks eesmärgiks: ta asetseb liiga kaugel Maast. Pealegi on ta mass ja järelikult ka külgetõmbejõud võrdlemisi suured: algul peaks palju kütust kulutama planeetidevahelise laeva pidurdamiseks laskumisel Kuu pinnale ja hiljem ka lendutõusmiseks. Siirdugu ekspeditsioon näiteks Marsile. Arvutused näitavad, et kasutades ümberistumisjaamana Maast mitte väga kaugel asetsevat tehiskaaslast, tuleb keskmisel laeval lennul Maalt jaama ja jaamast Marsile üldkokkuvõttes arendada väiksemat summaarset kiirust (ja järelikult kulutada ka vähem kütust), kui ainult üheks lennuks Kuule. Kuu kasutamisel planeetidevahelise jaamana oleks teatud mõte ainult sel juhul, kui seal leiduks eriti kõrgeväärtuslikku kütust ja ehitusmaterjale.

Seega on planeetidevahelise vahejaamana tehiskaaslasel, võrreldes Kuuga, rida eeliseid. Esiteks saab teda paigutada küllalt lähedale Maale, mis võimaldab sooritada

[1] Loomulikult võib tagasisaabuvat kosmilist laeva viia ka samale ringorbiidile, kust ta välja lasti (s. o. 1730 km kõrgusele maapinnast).

[2] Raketi kuivkaaluks nimetatakse vedelkütusel töötava raketi kaalu ilma kütuseta.

lende sinna ja tagasi hoopis kiiremini ja väiksema kütusekuluga. Teiseks, külgetõmbejõu puudumine tehiskaaslasel võimaldab kokku hoida selle kütusehulga, mis oleks tulnud kulutada maandumiseks Kuule ja hiljem tema pinnalt lendutõusmiseks.

Kuid kas pole Maal teist Kuud või isegi mitut looduslikku kaaslast, mis asetseksid Maale lähemal kui ainuke meile teadaolev kaaslane Kuu? Võib-olla on need jäänud kuni käesoleva ajani avastamatuks. On ju mõnel planeedil mitte üks, vaid mitu kaaslast. Näiteks on Jupiteril 12, Saturnil aga 9 kaaslast. Paljudel teiste planeetide kaaslastel on mõõtmed üsna väikesed: Marsi kaaslaste Phobose ja Deimose läbimõõdud on vastavalt 14 ja 8 kilomeetrit, kuid mõnede teiste kaaslaste läbimõõte pole nende väiksuse tõttu õnnestunud isegi määrata. Maa teine looduslik kaaslane, isegi kui ta on üsna väike, oleks tõsiseks abiks inimese tungimisel maailmaruumi. Ühe või mitme niisuguse kaaslase avastamine kergendaks tunduvalt lendamist Kuule ja planeetidele, sest tehiskaaslase ehitamine muutuks ülearuseks. Looduslikule kaaslasele oleks võrdlemisi kerge ehitada lendavat observatooriumi ja planeetidevahelist jaama.

On selge, et kui niisuguseid kaaslasi ka leidub, siis on nad päris väikesed ja neid avastada on väga raske. Suure liikumiskiiruse tõttu ei taba nii väikest kaaslast hariliku teleskoobiga, eriti kui ta asetseb Maa lähedal. Veel enam, kui niisugune taevakeha on Maale küllalt lähedal, siis liiga lühikese ekspositsiooniaja tõttu ei jäta ta jälge isegi fotoplaadile. Peale selle, niisugune kaaslane, sattudes Maa varju, ei helendu ja seepärast saaks teda vaadelda ainult väga lühikese ajavahemiku vältel. Astronoomid oletavad, et niisugust kaaslast on võib-olla kunagi isegi nähtud, kuid teda võidi pidada meteooriks. Viimastel aastatel väljatöötatud raadioastronoomia meetodid meteooride uurimiseks võivad kaasa aidata ka selle ülesande lahendamiseks. Sellealaseid vaatlusi teostatakse näiteks New Mexico meteoriitika instituudis (Ameerika Ühendriigid) Tombaugh' juhtimisel, kes 1930. aastal avastas planeet Pluuto.

Maa looduslike kaaslaste avastamiseks «kammiti» Lowelli observatooriumis Ameerikas taevas kolme aasta vältel läbi spetsiaalse teleskoobi abil. Pärast seda seati 1955. a. sama teleskoop üles peaaegu ekvaatoril asuvasse

Quito linna (Ekuador), kus hoolsad otsingud jätkuvad veel tänapäevalgi.

Viimasel ajal väljatöötatud meetodid ja aparatuur tehiskaaslaste jälgimiseks võimaldavad lõplikult lahendada Maa teiste looduslike kaaslaste olemasolu küsimuse.

On selge, et kui ka avastatakse uusi kuusid, siis asetsevad nad väljaspool atmosfääri piire. Vastasel korral oleksid nad ammugi langenud maapinnale või õhutakistuse tõttu ära põlenud.

1957. a. Varssavis toimunud raketitehnika- ja astronautika-alasel konverentsil tegid Geissler ja Pańkov (Poola) ettepaneku muuta asteroid Hermes Maa kaaslaseks. Hermes on väikeplaneet, mille orbiit asub Päikesest ainult 29% võrra kaugemal kui Maa orbiit ja mis läheneb mõnikord meie planeedile 600 000 kilomeetri kaugusele — see vahemaa on ainult poolteist korda suurem kui kaugus Kuuni. Ettepaneku autorid arvavad, et termotuumaenergia kasutamine võimaldab panna mitmed asteroidid tiirlema ümber Maa eesmärgiga kasutada neid peamiselt planeetidevaheliste jaamadena.

Astronautikale pakuvad suurt huvi ka päikesesüsteemi teiste kehade looduslikud planeetidevahelised jaamad. Nii näiteks eelnevad nähtavasti lennul Marsile enne laskumist tema pinnale luurelennud ümber planeedi (analoogiliseks kujuneb tõenäoliselt olukord ka lennul Kuule). Selleks muudetakse rakettlaevad ajutiselt Marsi kaaslasteks. Tõepoolest, maandumine planeedil koos järgneva lendutõusuga on esialgu seotud määratu suurte raskustega, seda enam, et tagasisõiduks vajalik kütus tuleb Maalt kaasa vedada.

Planeetidevahelised raketid võivad laskuda ka Marsi kaaslastele Phobosele ja Deimosele, millelt saab teostada Marsi pinna kestvaid uurimisi. Deimos asetseb 23 000 kilomeetri kaugusel Marsist, s. o. 17 korda lähemal kui Kuu Maale, ja Phobos tiirleb ainult 9000 kilomeetri kõrgusel Marsi pinna kohal. Mõlemad kaaslased liiguvad väga kiiresti ümber planeedi. Phobos teostab ühe tiiru ligikaudu 8 tunniga, Deimos — 30 tunniga. Nende taevakehade mõõtmed ja massid on väikesed, külgetõmbejõud tühine, seepärast on laskumine nendele taevakehadele ja hiljem neilt lendutõusmine kergem ülesanne kui Marsi enese külastamine.

Kuid Phobose ja Deimose kasutamine looduslike pla-

neetidevaheliste jaamadena on küllaltki ohtlik, sest nende pind on nähtavasti lõhenenud ja ebatasane ning seetõttu võib pinnakate osutuda väga ebasobivaks maandumisel (Canney, Ordway).

4. Planeetidevaheliste lendude ajastu koidikul

Unistus kunstliku taevakeha loomisest on teostunud. Nõukogude inimesed, toetudes taevakehade liikumise seadustele ja kasutades kaasaegse teaduse ning tehnika kõiki võimalusi, ehitasid ja lasksid välja Maa esimese tehiskaaslase. Inimkond astus planeetidevaheliste lendude ajastusse.

Loodusseadused soodustavad astronautika arengut. Erinevalt lennuasjandusest, kus uued kõrgusrekordid nõuavad suhteliselt üha suuremaid ja suuremaid jõupingutusi ning on piiratud atmosfääri ulatusega, ei ole astronautikas raketi poolt saavutatav maksimaalne kõrgus millegagi piiratud ning järkjärguline raketi kiiruse suurendamine mingi kindla suuruse võrra viib raketi «lage» üha kaugemale. Tänu sellele on näiteks mõnesaja kilomeetri kõrgusel tiirlevalt planeetidevaheliselt jaamalt küllaldane anda raketile kiirus 3—4 kilomeetrit sekundis (see on üle kahe korra väiksem orbitaalse raketi poolt arendatud summaarsest kiirusest), et ta jõuaks Kuu ja lähimate planeetideni. Seepärast võib automaatrakette saata lähimatele taevakehadele juba meie päevil.

Juba esimene tehiskaaslane näitas, et meteooride oht pole ülesaamatu takistus astronautidele. Teine tõestas, et kaaslase korpus neelab peaaegu täielikult Päikese kahjuliku ultravioletse kiirguse, takistades seega selle toimet elusorganismile (mis puutub kosmiliste kiirguste poolt ähvardavasse ohtu, siis see küsimus jääb seni veel lahtiseks).

Teise kaaslase üleslaskmisega saadud kogemused lubavad loota, et tehiskaaslasel võib lennata ka inimene. Sellest sammust lahutab meid nähtavasti veel küllaltki pikk ajavahemik. Enne kui saata kosmosesse inimest, on nõutav täielik garantii, et on kindlustatud inimese kahjustusteta tagasipöördumine Maale. Niisuguste suurte kiiruste pidurdamine, nagu on raketil tagasitulekul, nõuab aga täiendavaid uurimisi. Selle küsimuse lahendamisel töötavad

spetsialistid kõige erinevamatelt teaduse ja tehnika aladelt.

Astronautika edasine areng avab inimkonna ees üha uusi ja uusi universumi saladusi.

Tehiskaaslaste ehitamine puudutab ka rahvusvahelise õiguse ja poliitika küsimusi. Kuid pole kahtlust, et kui õnnestub lõpetada relvastuse võidujooks, kui kogu inimkonna energia, kõik ühiskonna materiaalsed ja intellektuaalsed ressursid suunatakse mitte hävitusvahendite loomiseks ja sõja ettevalmistamiseks, vaid inimkonna hüvanguks, siis saab lahendada kõiki vaieldavaid küsimusi kosmiliste lendude alal. Siis avanevad ka astronautikale suurepärased võimalused.

Astronautika võib ja peab saama üheks lüliks rahvusvahelise koostöö kindlustamisel.

5. Astronautika ideede levimine

Astronautilised ühingud ja nende tegevus. Kosmiliste lendude idee on väga populaarne kõigis maailma maades.

Meie maal tekkisid juba 1924. aastal ringid ja ühingud, mis seadsid eesmärgiks reaktiivliikumise probleemide uurimise ja kõigi sellest teadusharust huvitatute jõupingutuste ühendamise. 1931. aastal organiseeriti Moskvas ja Leningradis grupid reaktiivmootorite tundmaõppimiseks. Nende gruppide tegevus seisnes peamiselt rakettide konstruktsiooniliste küsimuste lahendamises ja reaktiivliikumise küsimuste teoreetilises läbitöötamises. 1935. kuni 1938. aastani Moskvas ilmunud kogumikes «Реактивное движение» («Reaktiivliikumine») ja «Ракетная техника» («Raketitehnika») valgustati ka astronautika-alaseid küsimusi.

1954. aastal loodi V. P. Tškalovi nimelise Nõukogude Liidu Keskaeroklubi juurde astronautika sektsioon, mille eesmärgiks oli kaasa aidata planeetidevaheliste lendude teostamisele rahulikel eesmärkidel. Samal aastal moodustati Nõukogude Liidu Teaduste Akadeemia Astronoomilise Nõukogu juures ametkondadevaheline komisjon planeetidevahelise liikluse alal. Paljusid küsimusi, mille lahendamisest oleneb astronautika edasine areng, uuritakse ka Moskva, Leningradi, Kiievi, Harkovi ja teiste linnade kõr-

gemates õppeasutustes organiseeritud astronautikaringides.

Universumi Uurimise Ühing Saksamaal asutati 1927. aastal. Kolme aasta jooksul (kuni 1929. aasta lõpuni) andis ühing perioodiliselt välja ajakirja «Die Rakete» planeetidevahelise liikluse küsimuste alalt. Hitlerlaste võimuletulekuga ühing likvideeriti. Selle ühingu poolt sooritatud eksperimentaalsed tööd lõppesid sõjaraketi «V-2» loomisega mida hiljem kasutati ka teaduslikeks uurimisteks.

1948. aastal asutati Lääne-Saksamaal vana nimetuse all uus ühing, millel juba 1956. aastal oli 1000 liiget. Alates 1950. aastast annab ühing välja igas kvartalis ilmuvat ajakirja «Weltraumfahrt» («Lend maailmaruumi») ja kogumikke astronautika probleemidest.

Prantsusmaal organiseeriti 1928. aastal astronoomilise ühingu juurde astronautika komitee, mis tegutses kuni Teise maailmasõjani. Pärast sõda asutatud Prantsuse astronautika ühing andis välja mitu numbrit ajakirja «L'astronef» («Kosmiline laev»), korraldas astronautikaalaseid näitusi, loenguid jne.

Ameerika Planeetidevaheline Ühing asutati New Yorgis 1930. aastal. 1934. aastal nimetati see ühing ümber Ameerika Raketiühinguks. Selle ühingu poolt ehitatud vedelkütuseraketi esimesed lennukatsed toimusid 1933. aastal. 1956. aasta andmetel oli ühingul ligikaudu 4000 liiget ja ühing on seega suurimaks maailmas. Alates 1936. aastast annab ühing välja (vaheaegadega) ajakirja raketitehnika ja astronautika alalt. Ameerika Raketiühingu raamides töötas Kosmilise Lennu Küsimuste Komitee, millel muuseas oli tähtis osa esimeste tööde organiseerimisel Ameerikas Maa tehiskaaslase projekti loomisel.

Peale keskühingu on Ameerikas veel mitu raketi- ja astronautikaühingut, 1956. aasta andmete järgi üldkokkuvõttes mõnesaja liikmega. Mõnel neist ühingutest, nagu näiteks Pennsylvania ühingul, on stende vadelkütuseraketide katsetamiseks. Teistel (Philadelphia Raketiühing) on polügoonid, kus katsetatakse püssirohurakette.

Austria Raketiühing, mis asutati 1931. aastal Innsbruckis, alustas uuesti oma tegevust 1950. aastal (1956. aastal oli seal ligikaudu 150 liiget). Enne seda, 1926. kuni 1930. aastani tegutses Viinis Kõrguste Uurimise Ühing.

Inglise Planeetidevaheline Ühing, mis asutati 1933. aastal Liverpoolis, viidi 1937. aastal üle Londonisse. Sõja

ajal oli Inglise väikeste astronautiliste gruppide tegevus raskendatud ja osaliselt katkenud. Suure kuulsuse on võitnud ühingu poolt väljaantav «Britannia Planeetidevahelise Ühingu ajakiri». Kuni 1957. aastani ilmus üle 70 ajakirjanumbri. 1956. aastal oli ühingul üle 2800 liikme.

1956. aastal asutatud Poola Astronautika Ühing on teaduslik ühing 400 liikmega. Ühingul on ka populariseerimissektsioon ja ta koosseisu kuulub 4 perifeeriaosakonda. 1956. aastast alates käsitletakse astronautika küsimusi spetsialistide grupi poolt ka Poola Teaduste Akadeemia süsteemis. Mõnes kõrgemas õppeasutuses peetakse loenguid astronautika üksikute harude kohta.

Astronautilisi või raketiühinguid on veel Jaapanis (768 liiget), Argentiinas (600 l.), Itaalias (270 l.), Brasiilias (213 l.), Hollandis (180 l.), Jugoslaavias (120 l.), Hispaanias (120 l.), Rootsis (108 l.), Lõuna-Aafrika Liidus (99 l.), Prantsusmaal (72 l.), Norras (70 l.), Egiptuses (63 l.), Šveitsis (63 l.), Tšiilis (50 l.), Taanis (45 l.),[1] samuti ka Austraalias, Iisraelis, Kanadas ja Tšehhoslovakkias. 1956. aastal olid organiseerimisstaadiumis astronautilised ühingud Kreekas, Mehhikos ja Türgis.

Rahvusvahelised astronautika kongressid ja Rahvusvaheline Astronautika Föderatsioon. Esimene rahvusvaheline astronautika kongress toimus 1950. aastal Pariisis. Sellest võtsid osa kaheksa maa astronautilised ühingud (Austria, Inglismaa, Argentiina, SFV, Taani, Hispaania, Prantsusmaa, Šveits). Kongressil peeti rida loenguid ja tehti ettevalmistustöid Rahvusvahelise Astronautika Föderatsiooni organiseerimiseks.

Teisel rahvusvahelisel astronautika kongressil, mis toimus aasta hiljem Londonis, esindasid delegaadid viitteist ühingut kümnelt maalt, sealhulgas Itaaliast, Ameerika Ühendriikidest ja Rootsist, kes ei võtnud osa esimesest kongressist.

Kongressi töö oli pühendatud teaduslikele probleemidele ja propagandaküsimustele. Loodi Rahvusvaheline Astronautika Föderatsioon keskusega Badenis (Šveits), esialgu umbes 4400 liikmega. Rahvusvahelise Astronautika Föderatsiooni esimeheks valiti E. Sänger, sekretäriks I. Stemmer.

---

[1] Andmed liikmete arvu kohta pärinevad 1956. aastast.

Rahvusvaheline Astronautika Föderatsioon seab endale ülesande kaasa aidata tehnilistele ja teaduslikele uurimustele astronautika valdkonnas rahulikul eesmärgil; teostada arvamuste vahetamist föderatsiooni liikmete vahel; informeerida ühiskonda ajakirjanduse, raadio ja kino kaudu astronautika võimalustest ja perspektiividest; võidelda utoopiliste ja sensatsiooniliste väljaannete vastu planeetidevahelistest lendudest.

Kolmandal rahvusvahelisel astronautika kongressil, mis toimus 1952. aastal Stuttgartis (SFV), kuulati aruannet katsetest meeskonnaga varustatud raketthävitajate vertikaalse stardi kohta, ettekandeid aistingutest kaalutuse tingimustes, kiirgustest maailmaruumis, kosmiliste lendude keemilistest, ökonoomilistest ja juriidilistest probleemidest jne. Kokku tehti neljateistkümne riigi delegaatide poolt 26 ettekannet.

Neljanda rahvusvahelise astronautika kongressi ajal, mis toimus 1953. aastal Zürichis, töötasid järgmised komiteed: 1) komitee kosmiliste laevade orbiitide juhtimise ja kontrolli küsimustes, 2) komitee rakettide ja kütuse küsimustes, 3) kosmilise navigatsiooni komitee ja komitee aatomienergia probleemide küsimustes. Kongressist võttis osa üle kahesaja teadlase üheksateistkümnelt maalt; peeti üle 33 ettekande, milles valgustati tehiskaaslaste ehitamise, kütuse ja ehitusmaterjalide valiku küsimusi kosmiliste laevade jaoks, probleeme kütuse ümbervalamisest lennul, päikeseenergia kasutamisest planeetidevahelises ruumis, planeetidevahelise raadiolokatsiooni ja aparaadiehituse küsimusi, arutati ka trajektoori arvutamise meetodeid, orienteerumist kaalutuse tingimustes, laeva poolt läbitud tee ülesmärkimise viise, arvutusmasinate ehitamist kasutamiseks astronautikas, katsete tulemusi raskuse suurenemise ja puudumise mõju kohta loomadele ja inimestele jm. Kongressil tõsteti üles küsimus teoreetiliste ja praktiliste tööde koordineerimise vajadusest astronautika ja raketitehnika valdkonnas, eriti küsimus koostööst astronautiliste ja raketiühingute vahel.

Viiendast rahvusvahelisest astronautika kongressist, mis toimus Innsbruckis (Austria) 1954. aastal, võtsid osa 18 ühingut, mille koosseisus oli ligikaudu 8000 liiget. Rahvusvahelise Astronautika Föderatsiooni liikmeteks võeti vastu Brasiilia, Egiptus ja Jaapan.

Kongressil peeti ligi 30 ettekannet rakettide ja kosmi-

liste laevade mootoritest, kosmiliste, eriti mitmeastmeliste rakettide konstruktsioonist, rakettide juhtimisest õhus ja õhuta ruumis, kosmilise lennu bioloogiast, planeetidevahelisest õigusest jt.

Otsustati välja anda Rahvusvahelise Astronautika Föderatsiooni ametlik häälekandja «Astronautica acta» (hakkas ilmuma 1955. aastal) ja kirjastada rida töid.

Kuues rahvusvaheline astronautika kongress toimus Kopenhaagenis (Taani) 1955. aastal. Kongress oli põhiliselt pühendatud Maa tehiskaaslase loomisega seoses olevate küsimuste arutamisele. Vaatlejatena viibisid kongressil Nõukogude Liidu poolt L. I. Sedov ja K. F. Ogorodnikov.

Seitsmes kongress, mis toimus Roomas 1956. aastal, organiseeriti Rahvusvahelise Astronautika Föderatsiooni ülesandel Itaalia Raketiühingu poolt. Kongressist võttis osa 400 delegaati — astronautiliste ühingute ja teaduslike uurimisinstituutide liiget, samuti ka suurte, peamiselt Ameerika tööstusringkondade esindajat.

Istungid toimusid Kongresside Palees, 15 kilomeetri kaugusel Roomast, kus teiste eksponaatide hulgas oli välja pandud rakett «Aerobee». Kõiki ettekandeid transleeriti samaaegselt neljas keeles. Iga päev demonstreeriti värvilisi filme raketiinstituutide tööst, katsealuste loomade käitumisest jms. Ekraanil demonstreeriti ka lennukikabiini koos piloodiga vaba langemise ajal.

Kongressi esimene tööpäev oli pühendatud Maa tehiskaaslase üleslaskmise küsimustele (Robotti, Romano, Itaalia, jt. ettekanded). Ameeriklased Klemperer ja Bayler käsitlesid oma ettekannetes tehiskaaslaste libratsiooni. Nike (USA) avaldas teadaande maakera lapikuse mõjust tehiskaaslase orbiidile. Singer (USA) esitas tehiskaaslase tasakaalutemperatuuri arvutamismeetodi. Rida ettekandeid oli pühendatud põlemise ja raketikütuse küsimustele. Simons (New Mexico, Ameerika) rääkis mitmeaastaste uurimuste tulemustest kosmiliste kiirte ja kaalutuse mõjust kõrgrakettidel üleslastud väikeloomadele. Rakettlendude füsiopatoloogiast rääkis ka Lomonaco (Itaalia). Romick (Ameerika Ühendriigid) esitas suure asustatud tehiskaaslase projekti. Bookheim (Ameerika Ühendriigid) tegi ettekande Kuu tehiskaaslase teooriast. Whipple (Ameerika Ühendriigid) pühendas oma ettekande rahvusvaheliste kollektiivide organiseerimisele tehiskaaslaste vaatlusteks (hiljem see küsimus

kooskõlastati New Delhis Rahvusvahelise Astronautika Föderatsiooni ja rahvusvahelise geofüüsika aasta organiseerimiskomitee esindajate vahel). Grocco (Itaalia) tegi ettekande aastase maandumiseta lennu võimaluste kohta Marsi ja Veenuse orbiidiga lõikuval elliptilisel trajektooril. Poola astronautilise ühingu esimees Zarankiewicz pidas matemaatilise iseloomuga loengu. Üks vanimaid poola astronoome Gadomski esitas tema poolt väljatöötatud kalendrid kosmiliste laevade, Kuu, Marsi ja Veenuse jaoks. Cocca (Argentiina) ja Haley (Ameerika Ühendriigid) käsitlesid astronautikaga seoses olevaid õiguslikke küsimusi. Seejuures kriipsutati alla, et õhuõigust ei saa laiendada atmosfäärivälisele ruumile. Üldse peeti kongressil 45 ettekannet. Veerand ettekantud loengutest puudutas vahetult Maa tehiskaaslastega seotud probleeme.

Rahvusvahelisse Astronautika Föderatsiooni võeti vastu Nõukogude Liit, Poola Rahvavabariik ja samuti ka uuesti (teistkordselt) organiseeritud Prantsuse Astronautika Ühing. Seega olid 1956. a. födratsiooni liikmeteks 24 astronautilist ühingut 21 maalt, kokku 12 000 liikmega. Rahvusvahelise Astronautika Föderatsiooni esimeheks valiti juba kahel korral esimeheks olnud Durand (Ameerika Ühendriigid) asemele Britannia Planeetidevahelise Ühingu esimees Shepherd, peasekretäriks aga Šveitsi Astronautika Ühingu esimees Stemmer.

Kaheksas rahvusvaheline astronautika kongress toimus 1957. aasta oktoobris Barcelonas (Hispaania). Üheksas kongress viidi läbi Amsterdamis (Holland) 1958. aastal.

K o n g r e s s i d j a k o n v e r e n t s i d. Tähtsat osa astronautika arengus etendavad ka eri maades kokkukutsutavad kongressid ja konverentsid raketiasjanduse, atmosfääri ülemiste kihtide uurimise, mitmesuguste astronoomiliste ja astrofüüsikaliste küsimuste alal paljude maade spetsialistide osavõtul. Näiteks toimus 1956. aasta algul Freudenstadtis (SFV) rahvusvaheline konverents reaktiivliikumise füüsika alal. Sama aasta suvel toimus Roomas raketitehnika spetsialistide rahvusvaheline nõupidamine. Veidi varem esitati Ann-Harbouris (Michigani osariik, Ameerika Ühendriigid) rakettide abil Atmosfääri Uurimise Komitee kümnendal aastakonverentsil umbes 40 ettekannet tehiskaaslaste kasutamise võimalustest. Oxfordis (Inglismaa) toimus Londoni Kuningliku Ühingu (Royal Society) protežeerimisel konverents atmosfääri

ülakihtide uurimise küsimustes eriti tehiskaaslaste abil. 1956. aastal organiseeriti New Yorgis Raadioinseneride Instituudi ja teiste asutuste poolt sümpoosione, mis olid pühendatud tehiskaaslastele. Samal aastal toimus Franklini Instituudis Philadelphias (Ameerika Ühendriigid) sümpoosion Maa tehiskaaslaste kasutamisest teadusliku uurimise eesmärkidel.

1956. aastal toimus Pariisis rahvusvaheline kongress rakettide ja juhitavate mürskude alal. 1957. aasta mais toimus Varssavis konverents raketitehnika ja astronautika alal.

1957. a. septembris viis Nõukogude Liidu Teaduste Akadeemia Moskvas läbi teaduslik-tehnilise konverentsi, mis oli pühendatud K. E. Tsiolkovski idee arengule reaktiivliikumise teooria ja praktika ning kosmilise ruumi tundmaõppimise alal. Konverentsil kuulati ära kümme ettekannet, sealhulgas loomade lennust raketil atmosfääri kõrgematesse kihtidesse, Maa tehiskaaslase eksisteerimise aja määramisest ja kaaslaselt Maale laskumise tingimuste uurimisest.

6. Kellele kuulub väljaspool atmosfääri olev ruum

Üheks kosmiliste lendude ajastu sümptoomiks on õigusteaduse uusima haru esimeste «võrsete» — ruumiõiguse — tekkimine. Sellele on pühendatud paljud artiklid, raamatud ja dissertatsioonid; mõnes riigis peetakse sel alal loenguid.

Rahvusvahelise Õhuõiguse Instituudis Montrealis (Kanada) loetakse vastavat erikursust, mis kujutab endast õppekava ühte osa. On juriste, kes juba varakult püüavad kaitsta teatud ringkondade «õigust» planeetidevahelisele ruumile, Kuule või naaberplaneetidele. Teised, vastupidi, juhinduvad rahuarmastuse ja humaansuse kaalutlustest. Juba rohkem kui veerand sajandit tagasi kirjutas saksa autor Mandel raamatu pealkirjaga «Ruumiõigus». Rahvusvahelistel astronautika kongressidel arutati kosmiliste lendude õiguslikke küsimusi Ameerika Raketiühingu esimehe Haley, Ühinenud Rahvaste Organisatsiooni peasekretäri asetäitja Schachteri ja teiste poolt. 1956. aasta aprillis pühendas Ameerika Rahvusvahelise Õiguse Ühing eriistungi atmosfäärivälise ruumi küsimustele.

Juba ülikaugete ja kõrgrakettide katsetamisel tuleb kokku puutuda mitmesuguste riikide suveräänsete õiguste küsimustega nende kaasaegse määrangu järgi.

Astronautika areng tõstab loomulikult esile riikide suveräänsuse küsimuse nende territooriumi kohal asetseva ruumi suhtes.

Rahvusvaheline õhuõigus lähtub riigi täieliku suveräänsuse tunnustamise põhiteesist õhuruumi suhtes riigile alluva territooriumi kohal. Paljud juristid arvavad, et ehkki see õigus ei saa olla printsipiaalseks aluseks planeetidevahelise ruumi õigusele, võib ta abiks olla selle põhimõtete väljatöötamisele.

Mõned tehiskaaslaste lendulaskmisel tekkida võivad juriidilised ja poliitilised komplikatsioonid saavad selgemaks järgmiste näidete varal.

Oletame näiteks, et Kanada otsustas tehiskaaslase lendu lasta Granti maalt. Kas tal on selleks õigus? Kui lähtuda õhuõigusest, siis tingimata on. Kuid Granti maa asetseb ülalpool 80-ndat paralleeli, ja kuidas ka kaaslast sellelt territooriumilt üles lasta, lõikab ta kindlasti ekvaatorit ja lendab ümber lõunapoolkera kuni Antarktiseni välja. Sel juhul võib iga maa, mille kohalt tehiskaaslane üle lendab, lugeda selle fakti tema «suveräänsuse rikkumiseks». Kuid kas võib see maa Kanadal keelata kaaslase üleslaskmist oma territooriumilt?

Sellised ekvaatori piirkonnas asuvad maad, nagu Indoneesia, Brasiilia, Kolumbia ja teised, võiksid ehitada kaaslasi, mis ripuksid «liikumatult» nende territooriumi kohal (statsionaarne tehiskaaslane).

Vastavalt kehtivatele rahvusvahelise õiguse normidele ei saa keegi keelata näiteks Ekuadoril niisuguse kaaslase ehitamist ekvaatori kohal veidi põhja pool Quitot (Ekuadori pealinn). Kuid sama rahvusvahelise õiguse alusel võivad sellised maad, nagu Mehhiko, Boliivia, Brasiilia ja mõned teised, protesteerida: kogu nende maade territoorium on nähtav kaaslase pardal asuvale vaatlejale, sest kaaslane liigub ju kümnete tuhandete kilomeetrite kõrgusel!

Seega põrkavad juristid kokku seni veel lahendamata küsimustega. Sellepärast ei tule imestada, et juristide arvamused maailmaruumi kasutamise küsimusi reguleerivate õigusnormide kohta on kaasajal järsult erinevad. Mõned välismaised spetsialistid tõstavad esile «ruumiva-

baduse» teesi (Meyer, SFV). Horseford (Suurbritannia) on arvamisel, et õiguslikust vaatepunktist tuleb atmosfäärivälist ruumi võrdsustada avamerega, millel võivad sõita laevad eri lippude all. Teised pooldavad kosmiliste aparaatide liikumisvabaduse piiramist (Cooper, Argentiina). Crocco pooldab arvamust, et riigi suveräänsust õhuruumi suhtes tuleb piirata teatud kõrgusega, millest kaugemal on ruum vaba kosmiliseks navigatsiooniks, niisama nagu ookeanid on vabad transkontinentaalseks liikluseks (tehiskaaslased ise aga kuuluvad riigile, riikide grupile või rahvusvahelisele eraettevõttele, kes need välja saatis).

Põhiline raskus, millele põrkuvad juristid, seisab küsimuses, millise kõrguseni temale alluva territooriumi pinna kohal on riik õigustatud oma võimu kasutama? Ehkki ruumis ei saa olla nähtavaid demarkatsioonipiire, võivad riigi ülemisi piire reguleerivad seadusandlikud aktid lähtuda Maa külgetõmbejõu piirkonna või atmosfääri ülakihtide omadustest, mida saab täpselt määratleda. Näiteks tõstetakse esile selliseid tunnuseid nagu taeva sinine värvus, mis on veel nähtav tehiskaaslase liikumise kõrguselt (Creuil, Prantsusmaa) või autori enese poolt mitteküllaldase selgusega määratletud «maksimaalne kaugus, millelt keha veel langeb antud riigi territooriumile» (Cooper).

Vaatamata kõigile neile juriidilistele raskustele astronautika muidugi areneb. Ent kui me ei võta kasutusele vastavaid abinõusid, võib see areng loendamatute hüvede kõrval tuua ka määratuid purustusi.

Orbitaalsete rakettide katsetamine, samuti ka muud üritused astronautika valdkonnas peavad mõnede juristide arvates olema allutatud rahvusvahelisele kontrollile. Vaja on ka kindlaks määrata tehiskaaslaste liikumise režiim.

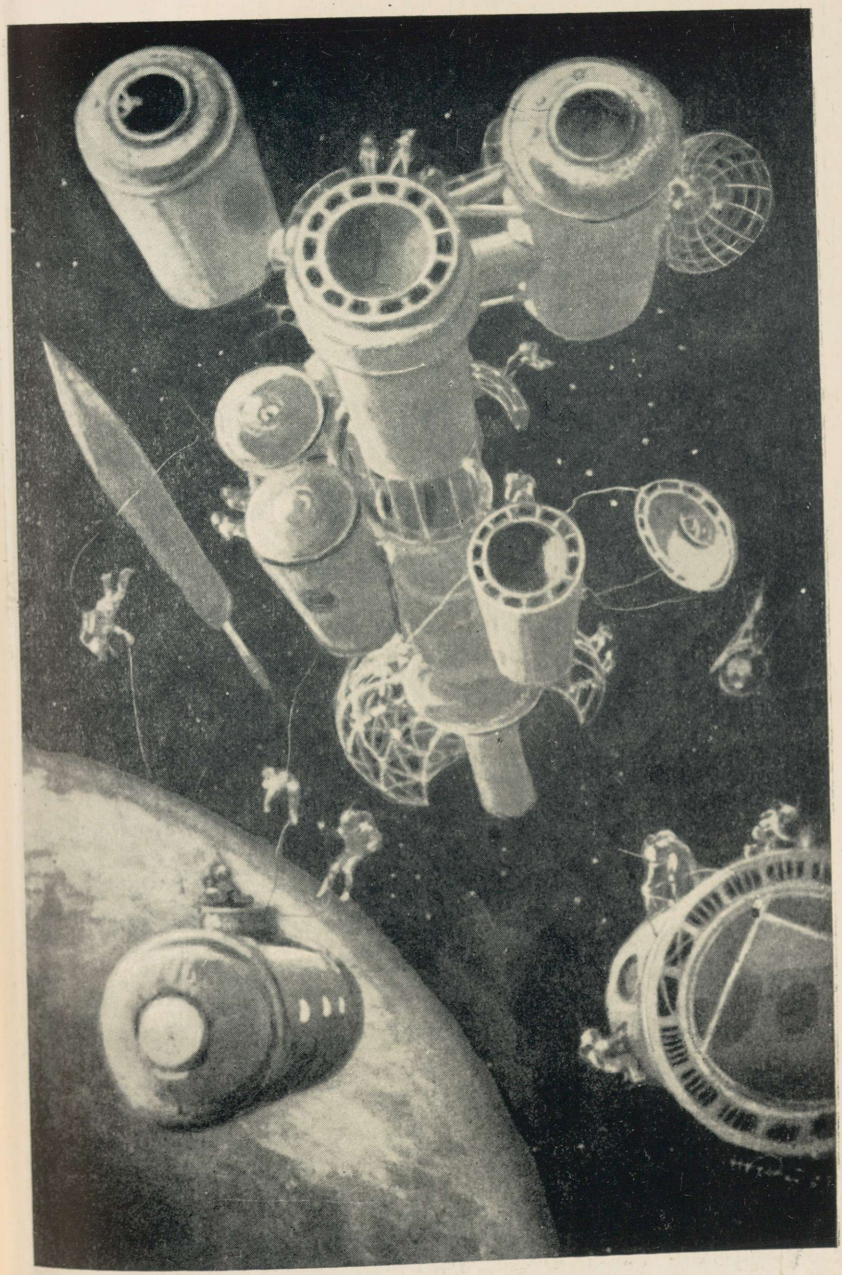
Rahvusvaheliste normide väljatöötamisega astronautika ja ülikaugete rakettide katsetamise valdkonnas peaks Briti Astronoomilise Ühingu liikme Chesteri arvates tegelema Ühinenud Rahvaste Organisatsioon, sest vaevalt annavad läbirääkimised harilikul diplomaatilisel teel positiivseid tulemusi.

Chester tõstab esile järgmisi küsimusi:

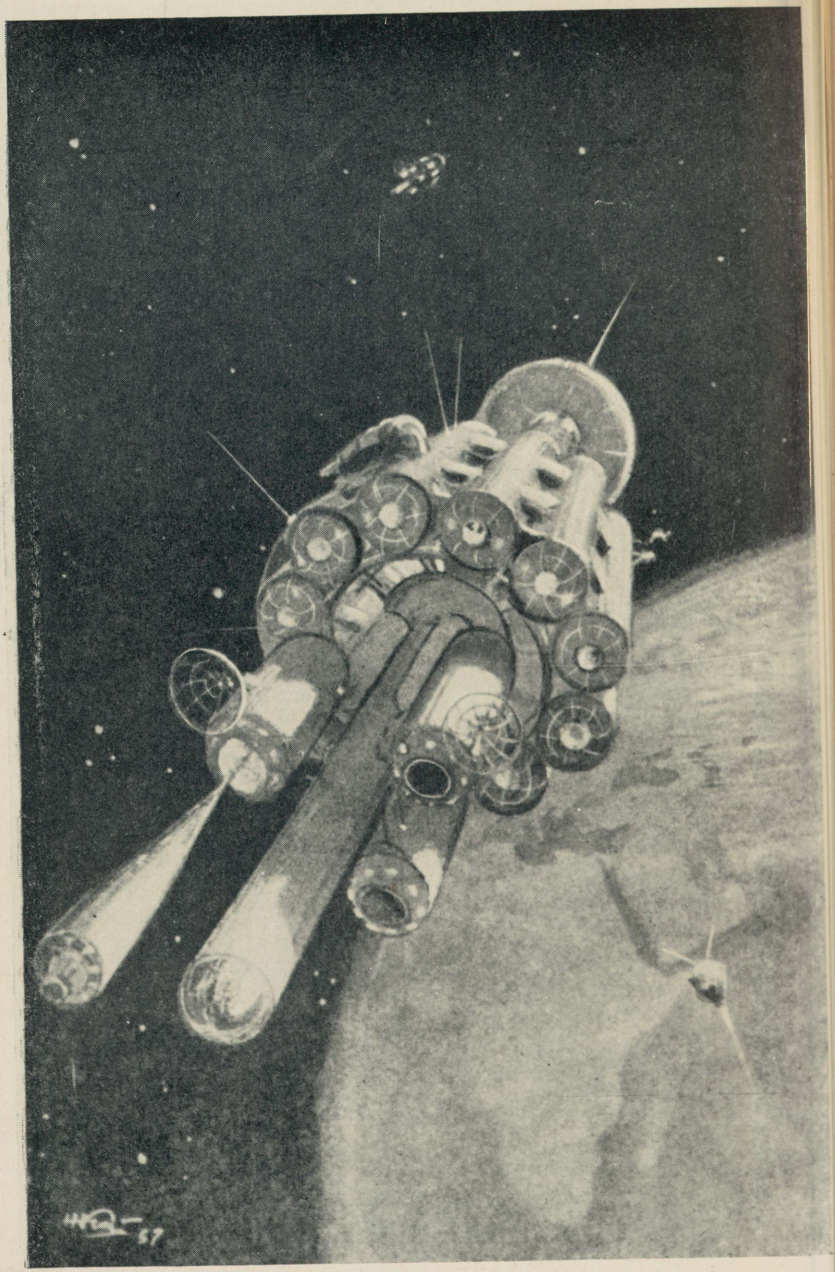
a) ÜRO komisjoni asutamine teaduslike uurimiste koordineerimiseks astronautika valdkonnas; b) informatsiooni vahetamine õpetlaste ja tehnikute vahel; c) rahvusvaheliste ürituste vabadus ja erainitsiatiivi piiramine astronautika valdkonnas; d) katsetuste kontroll ja koordineerimine,

kaasa arvatud valitud marsruutide, kiiruste, aja, lendutõusu ja laskumise jne. programm; e) objektide lendutõusu, lennu ja laskumisega seoses olevate õnnetusjuhtumite arvu piiramise meetodid (nii näiteks on võimalik piirata katselennu trassi ühelt pooluselt teisele veeruumiga ja teatud territooriumidega, võtta kasutusele kaitseseadmeid radioaktiivse nakatumise vastu, ehitada maandumisplatsid jääga kaetud paikades jne.); f) keeld varustada lennuaparaate iga liiki lahinguvarustusega, astronautiliste objektide sõjalisteks eesmärkideks kasutamise keeld või vähemalt selle piiramine; g) sanktsioonide rakendamine astronautika rahuliku kasutamise kokkulepet rikkuvate riikide vastu.

On täiesti selge, et neid küsimusi, vaatamata nende keerulisusele, saab lahendada lepinguosaliste poolt heatahtliku suhtumise korral ja tingimusel, et tehiskaaslasi kasutatakse ainult rahulikel teaduslikel eesmärkidel.



Planeetidevahelise jaama monteerimine (A. Šternfeldi järgi kunstnik N. Koltšitski).



Planeetidevaheline jaam (A. Šternfeldi järgi kunstnik N. Koltšitski).

XII PEATÜKK

PLANEETIDEVAHELISE RUUMI VALLUTAMINE

I. LÜHIANDMED ESIMESEST KAHEKSATEISTKÜMNEST TEHISKAASLASEST

1. Nõukogude tehiskaaslased

Kahe esimese nõukogude tehiskaaslase vaatlemine andis uusi andmeid, mida me lühidalt allpool refereerime. Samuti jutustame astronautikaajastu kahe esimese aasta suursaavutusest — kolmandast nõukogude tehiskaaslasest.

Esimene nõukogude tehiskaaslane (1957 α [2]) kujutas endast teatavasti omapärast kolmikobjekti, sest ta koosnes kolmest päikesekiiri peegeldavast osast: kanderaketist, kaaslasest endast ja koonusekujulisest kaitsekuplist. Esimesena hävis sellest kolmikust pärast 52-ööpäevast liikumist kaitsekoonus. Oma eluea viimasel ööl oli ta arvatavasti Soome ja Eesti kohal nähtav meteoorina, mille saba pikkus oli 8 kraadi (s. o. 15 korda suurem kui Kuu näiv diameeter). Nagu arvatakse, hävis kaitsekoonus 1957. a. 25. novembri õhtutundidel Nõukogude Liidu lääneosa kohal.

Laskudes aja jooksul madalamale, muutus esimese kaaslase kanderakett nullinda tähesuurusega objektiks ja oli õhtu- ja hommikutundidel suurepäraselt nähtav ka palja silmaga. Paljud observatooriumid ja amatöörastronoomid tegid temast maakera erinevates kohtades sadu fotosid. Kanderaketi 869., 871. ja 872. ülelennu ajal registreeriti

[1] Koostatud 1959. a. detsembris.

[2] Tehiskaaslasi tähistatakse nende väljasaatmise aasta ja järjekorranumbriga. Järjekorranumbrina kasutatakse kreeka tähestiku tähti, α (alfa) on kreeka tähestiku esimene täht ja 1957 — kaaslase väljalaskmise aasta.

Jodrell Banki observatooriumis (Inglismaa) 76-meetrise läbimõõduga raadioteleskoobi abil tema lennukõrguse järsk kahanemine. Ameerika mandril märgati kanderaketti viimast korda 30. novembril 1958. a. kell 19.11. Washingtoni aja järgi Palo Alto (Kalifornia) kohal. Rakett liikus sel ajal 175 kilomeetri kõrgusel kagu suunas ja oli heleduselt nõrgem 6. suurusjärgu tähest. Ameeriklaste arvates tegi kanderakett siis oma 897. tiiru, kusjuures tema tiirlemisperiood oli vähenenud 88,2 minutini.

Maa esimese tehiskaaslase kanderaketi vaatlusandmetest selgus, et 1957. a. novembrikuu viimase ööpäeva lõpul hakkas tiirlemisperiood tunduvalt lühenema ja rakett hakkas langema. Eriti intensiivselt kahanes kanderaketi kõrgus 1. detsembril teeosal, mis läbib Irkutski piirkonda, Tšukotka poolsaart, Alaskat ja kulgeb edasi piki Ameerika läänerannikut. Siis algas kanderaketi langemine tihedamatesse õhukihtidesse, tema põlemine ja hävimine. On võimalik, et ta jäänused langesid Alaska territooriumile ja Põhja-Ameerika läänerannikule.

Seega eksisteeris esimese kaaslase kanderakett, mille tiirlemisperiood oli algul 96,17 minutit ja apogee kõrgus 947 kilomeetrit, Maa kaaslasena umbes 58 ööpäeva ja läbis selle aja jooksul 39 miljonit kilomeetrit. See vahemaa võrdub Maa ja Veenuse vahelise vähima kaugusega.

Erinevalt kanderaketist oli kaaslast ennast väga raske vaadelda. Isegi kaameratega, mis olid spetsiaalselt määratud «Vanguard» tüüpi kaaslaste fotografeerimiseks, ei õnnestunud jälgida nõukogude tehiskaaslast, olgugi et see oli veidi suurem kui ameeriklaste poolt planeeritud kaaslane.

Esimene Maa tehiskaaslane eksisteeris taevakehana 94 ööpäeva. Selle aja jooksul sooritas ta 1440 tiiru ümber Maa ja läbis 60 miljonit kilomeetrit (Maa ja Marsi vaheline vähim kaugus). Vaatlusandmete ja kaaslase trajektoori arvutuste põhjal tehti kindlaks, et 4. jaanuaril 1958. a. langes Maa esimene tehiskaaslane tihedatesse atmosfäärikihtidesse ja hävis. Kaaslase laskumist tihedatesse õhukihtidesse ja tema ärapõlemist vahetult ei registreeritud.

Nagu teada, viidi Nõukogude Liidus kuu aega pärast esimese kaaslase väljasaatmist orbiidile veel teine kaaslane (1957 β), mis kaalus pool tonni ja tõusis apogees kaks korda kõrgemale kui esimene kaaslane.

Teise nõukogude tehiskaaslase heledus oli umbes sama

suur nagu esimese kaaslase kanderaketi oma. Kuid pöörlemise tõttu oma masskeset läbiva telje ümber muutus pidevalt Maa suunas valgust peegeldava pinna kuju ja suurus. Seetõttu muutus perioodiliselt ka kaaslase heledus.

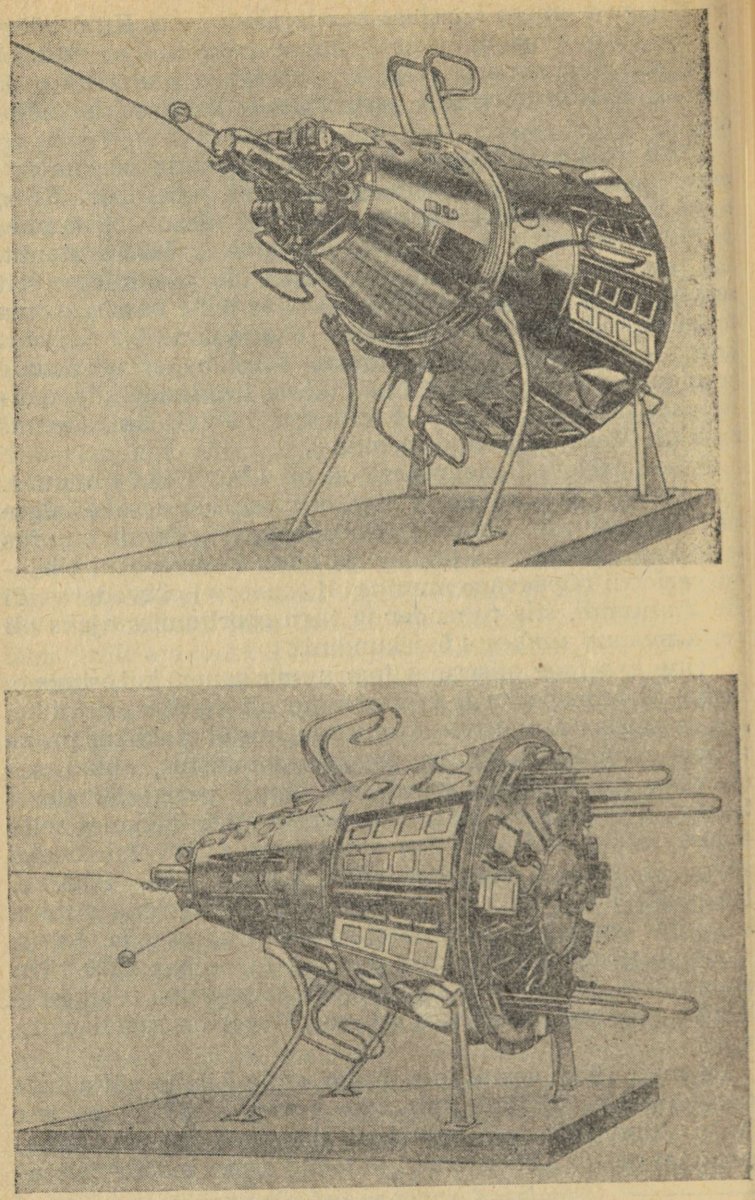
Teise kaaslase perigee kõrgus oli ligikaudu võrdne esimese kaaslase perigee algkõrgusega (vt. tabel 52)[1]. Kuna teise kaaslase orbiidi suure pooltelje pikkus oli umbes 14 700 kilomeetrit ja tema tiirlemisperiood 6222 sekundit, siis tema keskmine orbitaalne kiirus oli 7,41 kilomeetrit sekundis. 13. jaanuaril 1958. a. sooritas teine kaaslane oma tuhandendat tiiru, olles selleks ajaks läbinud 2,2 miljonit kilomeetrit rohkem kui esimene kaaslane sama tiirude arvu jooksul. Kaaslane oli katnud 45,4 miljonit kilomeetrit, see ületab kauguse Veenuseni hetkel, kui Veenus möödub Maast (alumine ühendus).

Teise kaaslase tiirlemisperiood oli 1 tund 43,74 minutit. See ületab 7,57 minuti võrra esimese kaaslase esialgse tiirlemisperioodi. Esimese 70 ööpäeva jooksul muutus teise kaaslase periood umbes 3,9 minuti võrra. Kui tiirlemisperioodi ööpäevane muutus oli esimestel päevadel veidi üle 2 sekundi, siis tuhandenda tiiru sooritamise ajaks oli see kasvanud umbes 4,5 sekundini.

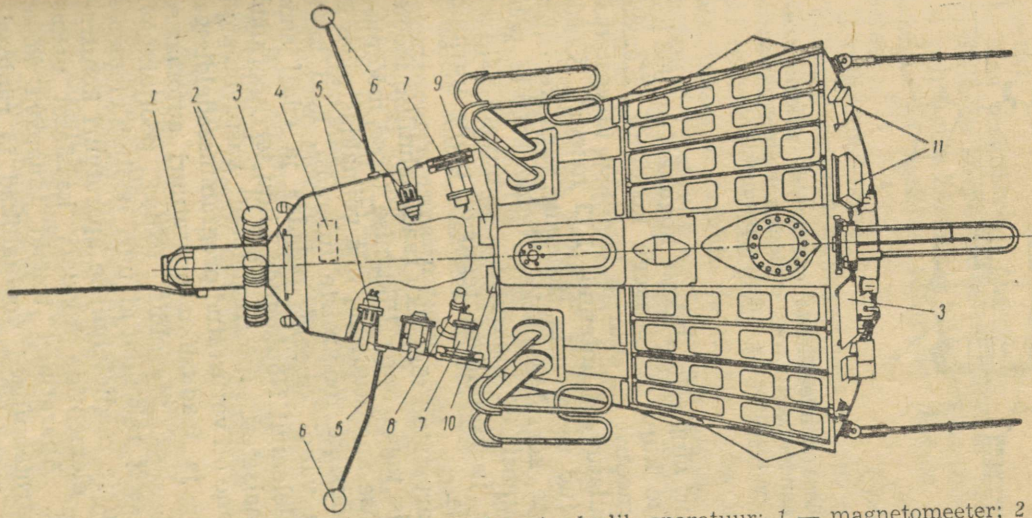
Teine kaaslane püsis maailmaruumis kauem kui esimene. Tema tiirlemisperioodi kahanemine oli võrdlemisi väike, sest ta tõusis niisugustele kõrgustele, kus õhutakistus praktiliselt puudub. Märgatav keskkonnatakistus, ehkki see oli väga väike, mõjus kaaslasele ainult perigeelähedasel teeosal. Tuhandenda tiiru sooritamise ajaks kahanes selle teguri mõjul maksimaalne lennukõrgus 370 kilomeetri võrra ja osutus võrdseks 1300 kilomeetriga. 1958. a. 14. aprilli hommikul, oma eluea 163. päeval, langes teine kaaslane madalamatesse atmosfäärikihtidesse ja hävis. Kuue ja poole kuu jooksul sooritas ta umbes 2370 tiiru ümber Maa, läbides üle saja miljoni kilomeetri. (Päikesele lähima planeedi, Merkuuri kaugus Maast on sageli väiksem.)

15. mail 1958. aastal lasti Nõukogude Liidus välja kolmas kaaslane (1958 δ), mis oma karakteristikute poolest ületab tunduvalt oma eelkäijad (joonised 59—61). Kaaslase kaal on 1327 kilogrammi ja temal asuva mõõte- ja tea-

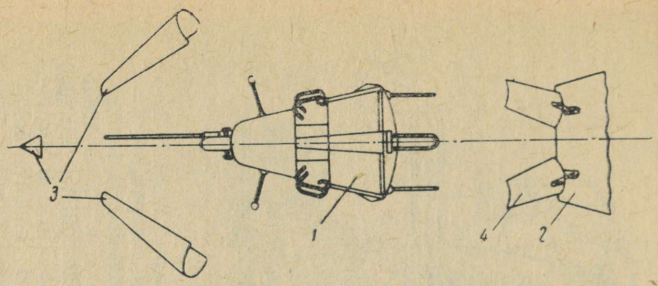
[1] Siin räägitakse orbiidi algandmetest. — *Toim.*



Joon. 59. Kolmas nõukogude tehiskaaslane.



Joon. 60. Kolmanda nõukogude tehiskaaslase teaduslik aparatuur: *1* — magnetomeeter; *2* — fotokordistaja Päikese korpuskulaarse kiirguse registreerimiseks; *3* — päikesepatarei; *4* — aparaat kosmilistes kiirtes esinevate footonite registreerimiseks; *5* — magnetiline ja ionisatsioonmanomeeter; *6* — ioonidepüüdjad; *7* — elektrostaatiline fluksmeeter, s. o. aparaat magnetilise induktsiooni mõõtmiseks; *8* — mass-spektromeeter; *9* — kosmilistes kiirtes esinevate raskete tuumade registreerija; *10* — riist primaarsete kosmiliste kiirte intensiivsuse mõõtmiseks; *11* — mikrometeooride loendaja. Teadusliku aparatuuri elektronblokid, telemõõtesüsteemid, programmseade ja elektrokeemilised vooluallikad asuvad kaaslase sees.



Joon. 61. Kaaslase kanderaketist eraldumise skeem: *1* — kaaslane; *2* — kanderakett; *3* — eralduva kaitsekoonuse osad; *4* — kaaslase ja raketi ühenduskilbid.

dusliku aparatuuri ning toiteallikate kogukaal on 968 kilogrammi. Kaaslase kuju oli peaaegu kooniline. Kaaslase pikkus oli 3,57 meetrit ja suurim läbimõõt (arvestamata kaaslasest väljaulatuvaid antenne) 1,73 meetrit. Kaaslasele oli üles seatud terve rida süsteeme väga keeruliste teaduslike katsete korraldamiseks. Nende katsete põhieesmärgiks oli atmosfääri ülakihtides toimuvate nähtuste tundmaõppimine ja kosmiliste tegurite mõju uurimine neile protsessidele.

Kaaslane oli varustatud täiusliku raadiotehnilise mõõteaparatuuriga, mis tagas tema liikumise täpse mõõtmise, raadiotelemeetrilise aparatuuriga, mis võimaldas pidevalt registreerida teaduslike mõõtmiste tulemusi, neid kaaslase kogu lennu vältel «meeles pidada» ja edasi anda Maale kaaslase ülelennul Nõukogude Liidu territooriumil asuvatest spetsiaalsetest informatsiooni vastuvõtvatest jaamadest. Kaaslane oli varustatud programmseadeldisega, mis tagas mõõte- ja teadusliku aparatuuri automaatse funktsioneerimise. See seadeldis töötas pooljuhtidel. Samuti oli laialdaselt rakendatud uusi pooljuhtelemente mõõte-, teadusliku ja raadiotehnilise aparatuuri konstrueerimisel. Nende elementide koguarv kaaslasel ulatus mitme tuhandeni. Aparatuuri toitsid tänapäva kõige täiuslikumad elektrotehnilised vooluallikad ja ränipooljuhtpatareid, mis muutsid päikeseenergiat elektrienergiaks.

Kaaslasele oli paigutatud aparaadid, mille eesmärgiks oli uurida:

1) õhurõhku ja -koostist kõrgetes atmosfäärikihtides;
2) positiivsete ioonide kontsentratsiooni;
3) kaaslase elektrilaengu suurust ja Maa elektrivälja tugevust;
4) Maa magnetvälja tugevust;
5) Päikese korpuskulaarse kiirguse intensiivsust;
6) primaarse kosmilise kiirguse koostist ja varieerumist, footonite ja raskete tuumade jaotust kosmilistes kiirtes;
7) mikrometeoore;
8) temperatuuri kaaslase sees ja pinnal.

Kolmanda kaaslase vaatlusvahendeid ja vaatlemise metoodikat oli tunduvalt täiustatud. Kaaslane oli varustatud mitme raadiosaatjaga, mis võimaldasid jälgida kaaslase liikumist orbiidil ja mõõta tema koordinaate. Neid mõõtmisi teostavad spetsiaalselt selleks loodud teadusliikud jaamad, mis olid varustatud paljude raadiotehniliste seadmetega.

Kaaslase koordinaadid, mida mõõdetakse raadiolokatsiooniseadistega, seotakse automaatselt ühtse astronoomilise ajaga. Seejärel antakse need andmed spetsiaalsete sideliinide kaudu edasi koordineerivasse arvutuskeskusesse. Mitmete jaamade poolt saadud mõõtmisandmed suunatakse selles keskuses automaatselt edasi kiire toimega elektronarvutusmasinatesse, mis töötavad need läbi ja arvutavad orbiidi põhilised parameetrid. Saadud tulemuste põhjal arvutatakse ette kaaslase edasine liikumine ja koostatakse tema efemeriidid.[1] Niisugune keerukas, paljudest elektron-, raadiotehnilistest ja muudest seadmetest koosnev mõõtesüsteem määrab kiiresti kaaslase koordinaadid ja tema orbiidi parameetrid täpsusega, mis tunduvalt ületab esimeste kaaslaste liikumise mõõtmise täpsuse.

Et maailma teadusliku avalikkuse laiu ringkondi kaasa tõmmata kolmanda nõukogude tehiskaaslase vaatlemisele, on kaaslasele paigutatud suure võimsusega raadiosaatja, mis sagedusel 20,005 megahertsi annab pidevalt telegraafisignaale kestusega 150—300 millisekundit.

Kolmas nõukogude kaaslane viidi orbiidile, mille apogee kõrgus on 1880 kilomeetrit. Tema esialgne tiirlemis-

[1] Efemeriidid — andmed, mis määravad kaaslase või planeedi asukoha taevasfääril antud ajahetkel. — *Toim.*

periood oli 105,95 minutit. Pärast väljasaatmist sooritas ta ööpäeva jooksul 13,59 tiiru ümber Maa. Kolmas kaaslane eksisteeris kauem kui eelmised — 692 päeva. Ta hävis 6. aprillil 1960. a., olles sooritanud 100 037 tiiru ümber Maa.

Tunduvalt lühem oli selle kaaslase kanderaketi eluiga. 27. novembril 1958. a. oli tema apogee kõrgus juba 480 kilomeetrit, olles seega algkõrgusega võrreldes kahanenud 1400 kilomeetri võrra. Kanderaketi tiirlemisperiood oli siis juba mitte üle 91 minuti 15 sekundi ja vähenes 15 sekundit ööpäeva kohta, lähenedes üha kiiremas tempos minimaalsele väärtusele (kaaslase enda apogee oli sel ajal 1575 kilomeetri kõrgusel ja tema tiirlemisperiood võrdus 102,8 minutiga). Nädal aega hiljem (3. detsembril 1958), oma eluea 202-ndal päeval, kadus kanderakett taevavõlvilt.

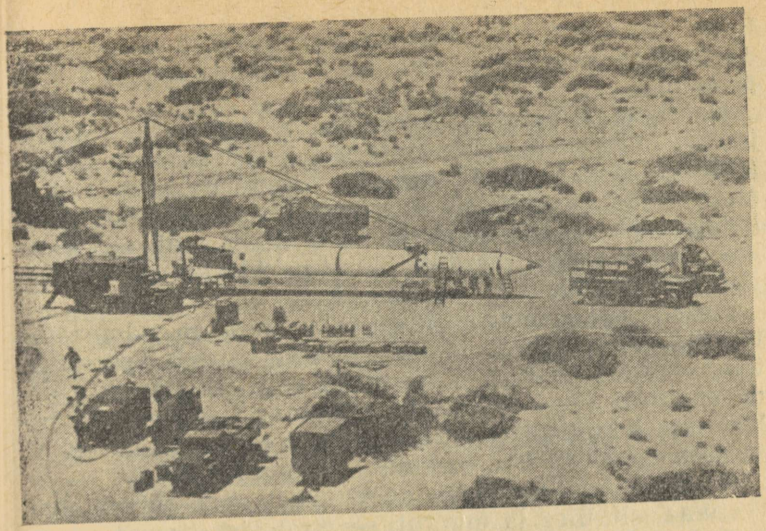
2. Ameerika tehiskaaslased

1958. a. 31. jaanuari õhtul ameerika aja järgi (s. o. 1. veebruari esimestel tundidel euroopa aja järgi) viidi orbiidile esimene ameerika Maa tehiskaaslane «Explorer» I (1958 *a*). Kaaslane lasti välja neljaastmelise orbitaalse raketi «Jupiter-C» abil (konstruktor Braun).

Orbitaalse raketi suurim diameeter oli 1,78 meetrit ja kogukõrgus 20,9 meetrit. Stardiastme kõrgus võrdus 17,1 meetriga ja raketi stardikaal oli 29,5 tonni.

Orbitaalse raketi esimene aste kujutab endast õhk- ja süsigrafiit-stabilisaatoritega varustatud ballistilise raketi «Redstone» täiustatud varianti (joon. 62). Ta on varustatud suhteliselt kergemate kütusepaakide ja võimsama mootoriga, mis arendab veojõudu 34 tonni (mõningate andmete järgi 35,4 tonni). Raketis kasutatakse põletusainena hüdiini ja hapendajana vedelat hapnikku. Põletusaine hüdiin kujutab endast hüdrasiini baasil loodud erilist ühendit, mis leiutati alles 1957. a. Tema kasutamisel kasvab mootori veojõud 12 protsendi võrra.

Raketi teine aste koosneb 11 tahkel kütusel töötavast raketist, mis on paigutatud ringjoont mööda. Iga raketi kõrgus on 1,37 meetrit ja diameeter 15,2 sentimeetrit. Need raketid kujutavad endast Kalifornia Tehnoloogilise Instituudi rakettmootorite laboratooriumi poolt loodud armeeraketi «Sergeant» vähendatud variante.



Joon. 62. Rakett «Redstone».

Kolmas aste koosneb kolmest kolmnurga tippudesse paigutatud «Sergeant» tüüpi raketist ja neljas aste ühest raketist «Sergeant», mille pikkust on lühendatud 1,21 meetrini.

Kui kas või ainult üks «rakettidekimbu» rakett ei süttiks või langeks rivist välja, siis kalduks orbitaalne liitrakett kursist kõrvale ja hakkaks ruumis korrapäratult liikuma. Ebasoovitavatele tagajärgedele viiks ka süttimise hilinemine, üksikute rakettide enneaegne süttimine või rakettide põlemise lõppemine erinevatel aegadel. Ühte ja samasse astmesse kuuluvate rakettide töö kooskõlastamiseks pannakse juba enne starti kõik astmed elektrimootori ja kettülekande abil pöörlema orbitaalse raketi pikitelje ümber. Pöörlemine kestab raketi kogu liikumise vältel. Nii saavutatakse raketi veojõu suuna stabiilsus. Pöörlemise kiirus ulatub kuni 750 pöördeni minutis.

Tehiskaaslane «Explorer» I on koonusekujulise otsaga silinder läbimõõduga 15,2 sentimeetrit ja pikkusega 2,03 meetrit. Kaaslase kogukaal on umbes 14 kilogrammi. Ta kujutab endast orbitaalse raketi neljandat astet (kaal 5,75 kilogrammi), mille külge on kinnitatud 90 cm pikkune konteiner. Sellesse on paigutatud raadiosaatja ja

teised aparaadid (konteineri kogukaal on 8,22 kilogrammi). Aparaatide kaal võrdub umbes 5 ja kesta kaal 3,4 kilogrammiga.

Kaaslane on varustatud sise- ja välistemperatuurimõõtjatega, mikrometeooride langemist registreerivate mikrofonidega ja kahe raadiosaatjaga. Kosmiliste kiirte registreerimiseks kasutatakse kaaslasel Geigeri-Mülleri tüüpi laetud osakeste loendajat. Kuna loendaja asub aga kaaslase sees, siis registreerib ta ainult neid laetud osakesi, mis jõuavad tungida läbi kaaslase kesta.

Kaaslase ja samuti ka kogu raketi kest on valmistatud terasest. Klaasvillast isolatsioonikiht kaitseb aparatuuri temperatuuri järskude kõikumiste eest. (Esialgsete mõõtmisandmete järgi kõikus temperatuur kaaslase silindrilises osas 0 kuni 35° C, selle koonilises esiosas 5 kuni 40° C, ja kaaslase kesta temperatuur —25 kuni +25° C.)

Kaaslane lasti üles trajektoori mööda, mis kulgeb algul vertikaalselt üles ja muutub seejärel järk-järgult paralleelseks maapinnaga. 80 kilomeetri kõrgusel eemaldati raketi esimene aste. «Redstone'i» mootori töötamise aeg oli 155 sekundit. Teine aste hakkas töötama 483 kilomeetri kõrgusel peale seda, kui rakett oli jõudnud maksimaalse kõrguseni ja kiirendas koos ülejäänud kahe astmega raketti kiiruseni 8047 meetrit sekundis. Raketi viimase astme töö lõppemisel oli tema kiiruse suuna suurimaks lubatavaks kõrvalekaldeks horisontaalsuunast 4°. Tegelik kaldenurk oli 0°, 81.

Kaaslase orbiidi algpunkti koordinaadid olid 25°,84 põhjalaiust ja 73°,61 läänepikkust. Orbiidile jõudmiseks kulus kaaslasel 7 minutit ja 5 sekundit. Selle tehiskaaslase orbiit on väljaspool kõigi varem väljalastud kaaslaste orbiitidest (vt. tabel 52 raamatu lõpus).

Raketi stardiaste oli varustatud raadio teel korrigeeritava güroskoopilise juhtimissüsteemiga. Gaasroolid töötasid suruõhu abil. Raketi teisi astmeid juhiti maapealsetest komandopunktidest. Raketi lendu jälgivatest vaatlusjaamadest saadud andmete põhjal tegid elektronarvutusmasinad välkkiirelt kindlaks raketi koordinaadid ning kiiruse suuna ja suuruse. Nende andmete järgi määrati ajahetk, kui tegevusse pidi astuma järjekordne püssirohurakett.

Tehiskaaslast vaatlevad kümmekond ameerika observatooriumi ja kakssada visuaalse vaatluse punkti. Samuti

jälgivad kaaslast «Explorer» I kümme «Minitrack» süsteemi raadiolokatsioonijaama, mis kujutavad endast projekti «Vanguard» ühte osa. Peale selle kasutatakse täiustatud raadiosüsteemi «Microloc», mis võimaldab pidada vastastikust raadiosidet Maa ja kaaslase vahel.

Raadiosignaale anti edasi telemeetrilise süsteemi 8 kanali kaudu sagedusel 108,03 megahertsi saatjaga, mille väljundvõimsus on 60 millivatti, ja lainel sagedusega 108,00 megahertsi saatjaga, mille väljundvõimsus on 10 millivatti. Võimsama saatja signaale võtsid vastu isegi raadioamatöörid. Nende signaalide perioodiline katkemine oli ootamatuseks raadioamatööridele. Andmed kosmiliste kiirte ja teiste suuruste kohta saabusid ainult teatavate ajavahemike järel.

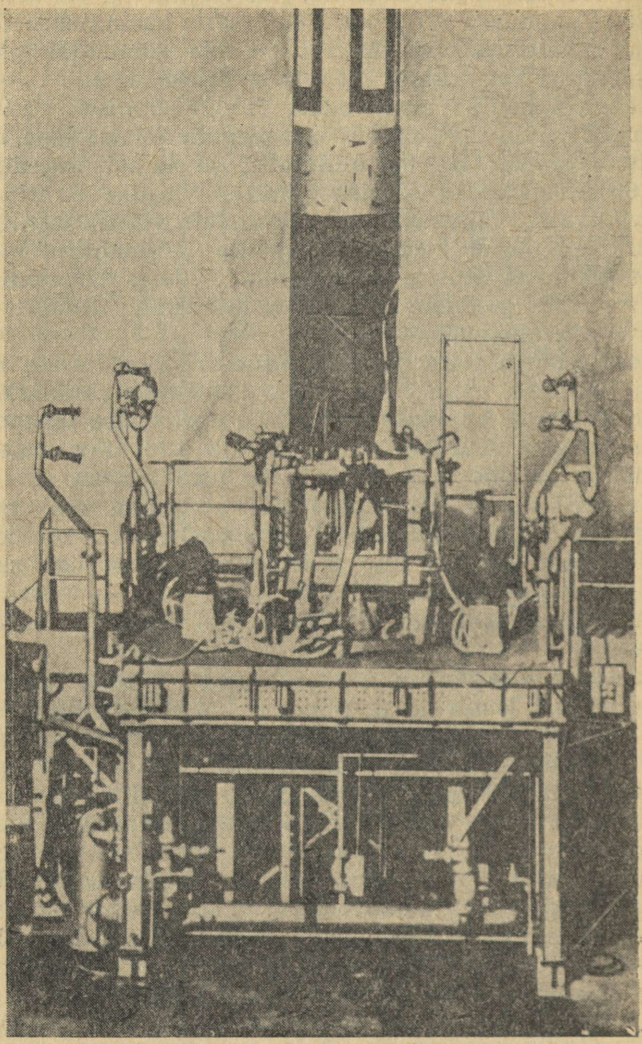
Raadiosaatja toiteallikaks olid elavhõbepatareid, mida kuni viimase momendini enne kaaslase väljalaskmist jahutati kuiva lumega (tahke CO_2) spetsiaalse maapealse süsteemi abil. Kumbki saatja kaalub 0,23 kilogrammi ja kumbki elavhõbepatareide paar 0,68 kilogrammi.

Vastuvõtujaam «Microloc» paistab silma erakordselt kõrge tundlikkuse poolest: ta võib vastu võtta raadiosignaale, mida saadab ühe millivatise võimsusega saatja 32 000 kilomeetri kauguselt.

Arvatakse, et kaaslase «Explorer» I eluiga on 3—5 aastat.

Kaaslane «Explorer» I, samuti nagu 9 teist ameerika tehiskaaslast, lasti välja õhujõudude katsebaasist «Patrick», mis asub Florida poolsaare idarannikul Canaverali neemel. Stardiväljaku koordinaatideks on 28° 28′ põhjalaiust ja 80° 33′ läänepikkust. See baas valiti esiteks sellepärast, et ta on kõige lõunapoolsem Ameerika Ühendriikide territooriumil asuvatest ameerika baasidest. Seetõttu on siin maapinna ööpäevase pöörlemise kiirus kõige suurem (395 meetriga sekundis, s. o. 85% vastavast kiirusest ekvaatoril). Teiseks pakub Atlandi ookeani lauge kallas selles kohas avarii korral eeliseid raketi hävimise või allakukkumise kindlakstegemise seisukohalt.

17. märtsil 1958. a. lasti välja teine ameerika kaaslane «Vanguard» I (1958 β) (joon. 63; foto XXXVIII). Kolmeastmeline rakett, mis viis kaaslase orbiidile, oli läbimõõduga 1,14 meetrit ja pikkusega 21,9 meetrit ning meenutas oma kujult pliiatsit. Raketi esimeses astmes kasutati põletusainena segu, millest valdava osa moodustas etüül-



Joon. 63. Raketi «Vanguard» stardilaud.

piiritus, ja hapendajana vedelat hapnikku. Raketi keskmine aste töötas hüdrasiini ja lämmastikhappega ning lõppaste — tahke kütusega. Esimeses astmes kasutati kütuse etteandmiseks pumpade süsteemi, keskmises aga gaasiballoone (kokkusurutud heeliumi ja kõrge rõhuga aure, mis saadakse vesinikülihapendi lagunemisel). Raketi stardikaal oli 10,25 tonni ja esimese astme veojõud 12,7 tonni. Raketi teise astme mootor arendas veojõudu 3,4 tonni.

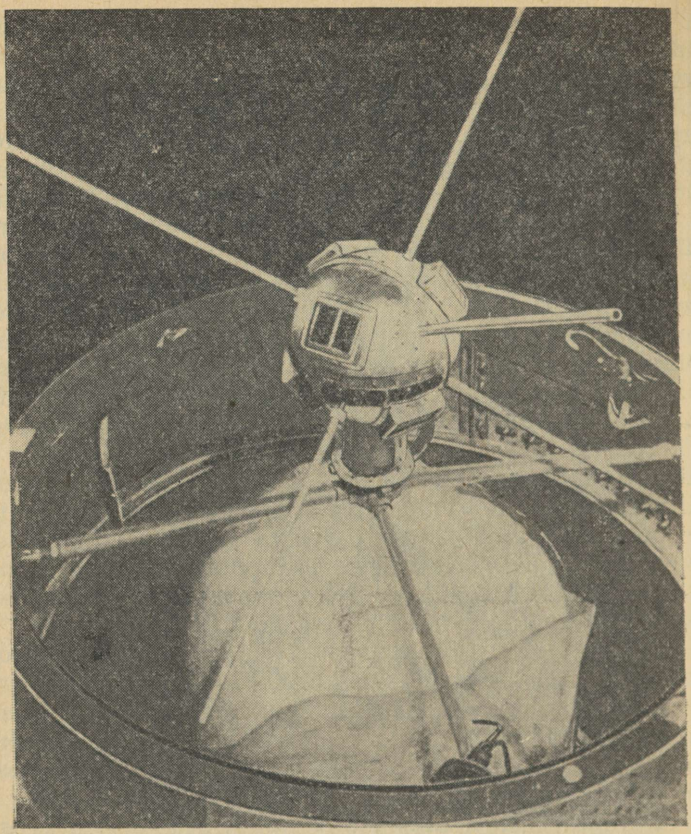
Raketi kahte esimest astet juhiti autopilootide abil. Lõppastme sirgjoonelise liikumise stabiilsuse kindlustas güroskoopiline efekt: rakett pandi pikitelje ümber pöörlema. Selleks kasutati kahte miniatuurset tahkel kütusel töötavat ekstsentrilist raketti. Et tagada aga lõppastme mootori normaalne töö, eemaldati temast enne raketi süütamist kahe miniatuurse pidurdusraketi abil liitraketi keskmine aste.

Raketi lõppastmest paisati spetsiaalse vedrumehhanismi abil välja kaaslane «Vanguard» I. Kaaslane oli kerakujuline, läbimõõduga 16,25 sentimeetrit ja kaalus 1,80 kilogrammi (joon. 64). Eriteadlaste ülitäpne töö võimaldas nii väikese kaaluga kaaslasesse paigutada kaks raadiosaatjat, kaks päikesepatareid ja kaks registreerimisseadeldist.

Orbitaalse raketi «Vanguard» I suureks puuduseks on tema väike stardikiirendus — kõigest kaks meetrit sekundis sekundi kohta. Nendes tingimustes võib mootori veojõu väiksemgi kahanemine ning vähegi tugevam tuulepuhang põhjustada katastroofi. Pealegi on nii väikese veojõu korral gravitatsioonilised kaod väga suured.

Raketi stardiaste töötas 145 sekundit, saavutas kõrguse 61 kilomeetrit ja andis raketile kiiruse 1,2 kilomeetrit sekundis. Teine aste viis kiiruse 4 kilomeetrini sekundis. Sel hetkel oli stardist möödunud 226 sekundit ja rakett asus 225 kilomeetri kõrgusel. 639 sekundit pärast väljalendu, kui rakett oli saavutanud maksimaalse kõrguse — 1600 kilomeetrit — ja tema kiirus oli muutunud horisontaalseks, eemaldati automaatselt teine aste kolmandast. Kiirus oli nüüd kõigest 3,8 kilomeetrit sekundis, sest inertsiaalse tõusu ajal, kui keskmine aste oli välja lülitatud, kiirus järk-järgult kahanes.

Iseseisva taevakehana läks «Vanguard» I orbiidile punktis, mille koordinaadid on 23° põhjalaiust ja 65° läänepikkust. «Vanguard» I tiirlemisperiood on 134,2 minutit. Nii perigee kui ka apogee kõrgus ületab tundu-



Joon. 64. Tehiskaaslane «Vanguard» I.

valt teiste kaaslaste vastavad andmed, võrdudes vastavalt 650 ja 3968 kilomeetriga. Seetõttu on «Vanguard» I eluiga pikem kui teistel kaaslastel. Ta tiirleb oma orbiidil veel praegugi ja oletatakse, et ta eksisteerib üle 200 aasta.

Kaaslane on varustatud kahe raadiosaatjaga. Üks neist töötab elavhõbepatareiga ja on arvestatud kahenädalaseks saateks. Tema signaalide võimsus on 10 millivatti sagedusel 108,00 megahertsi. Teine saatja, mille võimsus on 5 millivatti, saadab signaale sagedusel 108,03 megahertsi. See aparaat töötab 6 päikesepatarei abil, mis paiknevad

kaaslase sfäärilisel pinnal võrdsetel kaugustel üksteisest. Iga patarei koosneb 18 järjestikku ühendatud elemendist. Element koosneb kahest plaadist, mille mõõtmed on 5×20 mm. Kahe plaadi kogupaksus on 1/16 millimeetrit, kusjuures pealmine plaat on tunduvalt õhem alumisest.

Päikesepatareid töötavad muidugi ainult siis, kui kaaslane ei asu Maa varjus.

Raadiosignaalide saatmiseks on kaaslasel kuus vardakujulist antenni. Need on risti kaaslase sfäärilise pinnaga ja paiknevad üksteisest võrdsetel kaugustel.

Kolmas ameerika kaaslane «Explorer» III (1958 γ) lasti välja 26. märtsil 1958. a. orbitaalse raketi abil, mis sarnaneb raketiga «Jupiter-C», mida kasutati kaaslase «Explorer» I orbiidile viimiseks.

Kolmandale ameerika kaaslasele oli paigutatud kaks samasugust raadiosaatjat nagu kaaslasele «Explorer» I. Antennina kasutati kaaslase silindrilist kesta, mis oli jagatud kahte ossa klaaskiust valmistatud rõngakujulise isolaatori abil (seega kujutas kaaslase kest endast elektrilist dipooli). See lahendus on lihtsam kui väljaulatuvate antennide laialiviimine kaaslase jõudmisel orbiidile.

Ameerika kolmanda kaaslase silmapaistvaks osaks on laetud osakeste loendaja mäluseadis. Selle magnetilise lindistamisseade läbimõõt on 62 millimeetrit ja ta kaalub 0,22 kilogrammi. 92 sentimeetri pikkune ja 0,025 millimeetri paksune magnetlint on valmistatud fosforit sisaldavast pronksist ja kaetud koobaltikihiga. Lindi liikumiskiirus on 4,5 millimeetrit minutis. Lindi edasinihutamiseks ja samaaegseks spiraalvedru üleskeeramiseks kulub võimsust 20 millivatti. Magnetlindil registreeritakse mitte iga impulss, mille tekitab kosmiliste kiirte sattumine Geigeri-Mülleri loendajasse, vaid ainult iga 128. impulss. Seega märgitakse lindile kõigest mõni impulss minutis.

Seadis, mis saadab lindile ülesmärgitu raadio teel Maale, lülitatakse sisse pärast kaaslase tõusu (s. t. pärast seda, kui kaaslane on sooritanud tiiru ümber Maa) maapinnal asuvast vastuvõtujaamast antava raadiosignaali abil. Saadud käsu vastuvõtmiseks on kaaslasel spetsiaalne raadiovastuvõtja. Selle käsu põhjal annab magnetiline lindistamisseadis kuue sekundi jooksul raadio teel maapinnale andmed, mis on saadud kaaslase peaaegu kahetunnise tiirlemisperioodi vältel. Seejärel keritakse magnetlint vedru abil uuesti algseisu ja ühtlasi kustutatakse eelne-

vad märkmed. Samale lindile hakatakse uuesti aja funktsioonina registreerima kosmiliste kiirte poolt tekitatud impulsse. Suure võimsusega antakse edasi ainult andmed kosmiliste kiirte kohta, kuna ülejäänud mõõtmistulemused antakse väikese võimsusega perioodiliselt edasi siis, kui kaaslane lendab üle spetsiaalsete vastuvõtujaamade.

Juba pärast kaaslase esimest tiiru võtsid tema signaale vastu Ameerika Ühendriikide lääneranniku asuvad raadiojaamad. Tehti kindlaks, et tema apogee kõrgus oli 2810 kilomeetrit ja perigee kõrgus 195 kilomeetrit. Nagu me näeme, asus tema perigee teiste kaaslaste perigeedest madalamal, mis oligi selle kaaslase lühikese eluea põhjuseks. 27. juunil 1958. a. põles «Explorer» III ära. Ta viibis kosmilises ruumis 62 ööpäeva.

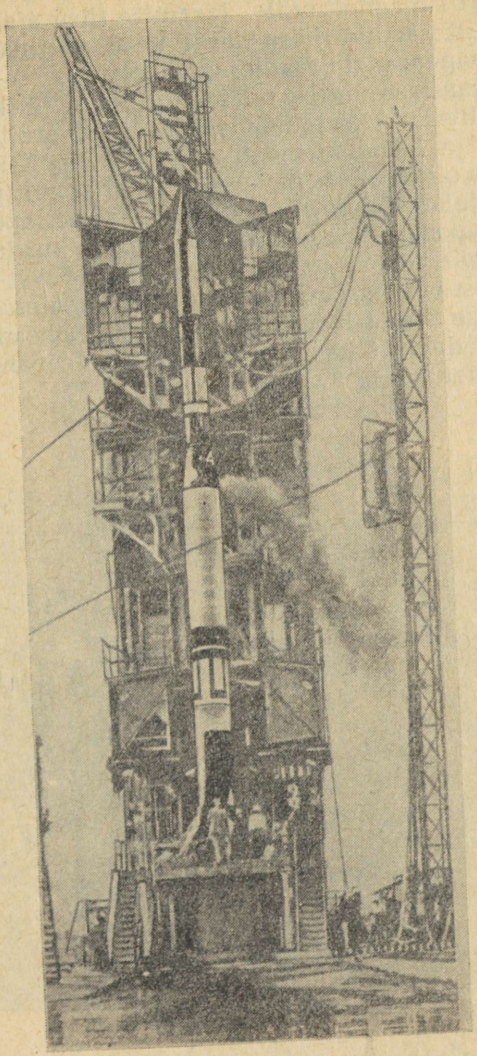
26. juulil 1958. a. väljalastud ameerika tehiskaaslase «Explorer» IV perigee oli 67 kilomeetri võrra kõrgemal kui «Explorer» III oma. Olgugi et tema apogee asus peaaegu 600 kilomeetri võrra madalamal, ületas «Explorer» IV eluiga mitu korda (7,3 korda) oma eelkäija eluea. Kujult oli neljas kaaslane analoogiline eelmise «Exploreriga», kuid tema kaal oli veidi suurem (17,4 kilogrammi).

Kaaslasel oli kaks Geigeri-Mülleri tüüpi laetud osakeste loendajat. Üks loendajatest oli ekraneeritud poole sentimeetri paksuse seatinakestaga, mis neelas röntgenikiiri ja suure energiaga kosmilisi osakesi.

Kuna kaaslastele «Explorer» I ja II ülesseatud laetud osakeste loendajad muutusid intensiivse kiirguse tõttu töötamiskõlbmatuks, siis oli kaaslane «Explorer» IV varustatud neist võimsama ekraneerimata loendajaga, mis võis registreerida 1500 korda intensiivsemat kiirgust. Neutraalsete osakeste (neutronite ja footonite) täiendavaks registreerimiseks oli kaaslasel kaks stsintillatsioonloendajat.

Pärast viitteistkümmet raketi «Atlas» katsestarti viidi orbiidile tehiskaaslane «Atlas-SCORE». «Atlas» oli eritüüpi kaheastmeline rakett: ta kujutas endast põhiliselt üheastmelist raketti, mis oli varustatud kahe samaaegselt töötava ning pärast töötamist eemaldatava stardikiirendajaga. Stardikiirendajad paiknesid raketi külgedel. Nad olid kinnitatud raketi kesta alumise koonilise osa külge.

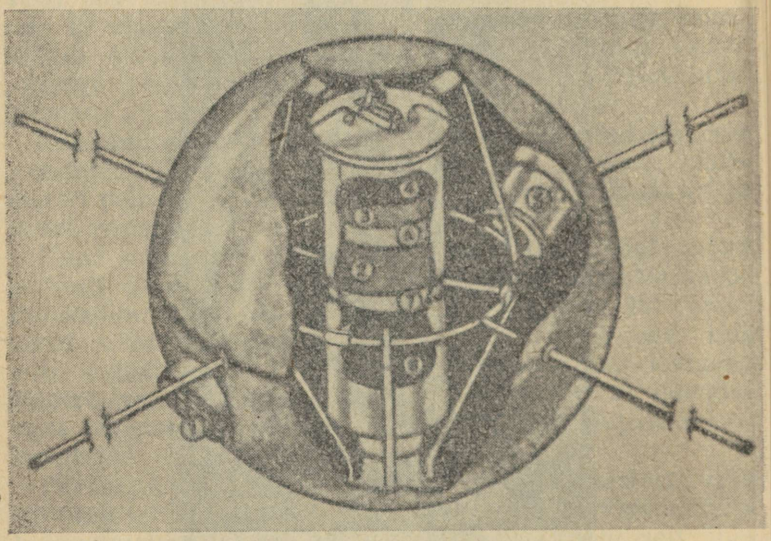
«Atlas-SCORE'i» väljalaskmise eesmärgiks oli korraldada sidesignaalide retransleerimiskatseid tehiskaaslase



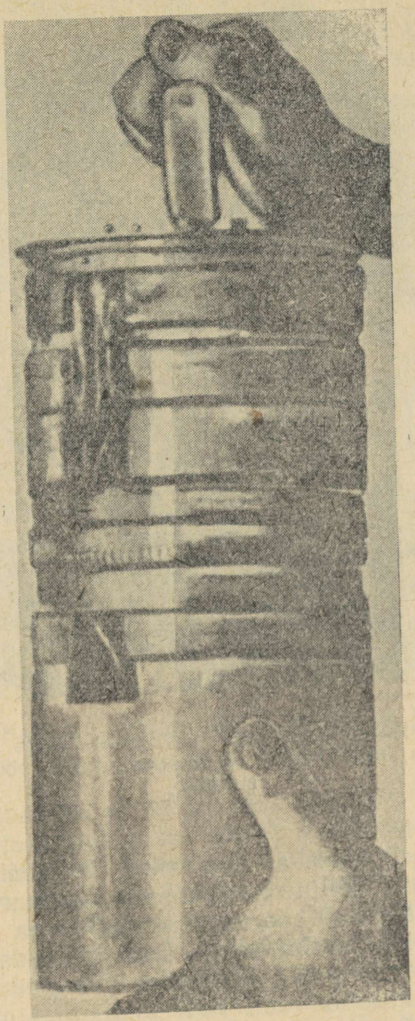
Joon. 65. Kanderakett «Vanguard» enne tehiskaaslase «Vanguard» II väljasaatmist 17. veebruaril 1959. a.

abil. Ühe tiiru sooritamise ajal anti nelja minuti jooksul kuue raadiokanali kaudu kaaslasele üle 1600 sõna, mis registreeriti magnetlindile. Järgmise tiiru ajal andis kaaslane Maalt saadud käsu järgi need vastuvõetud teated tagasi maapealsetele raadiojaamadele.

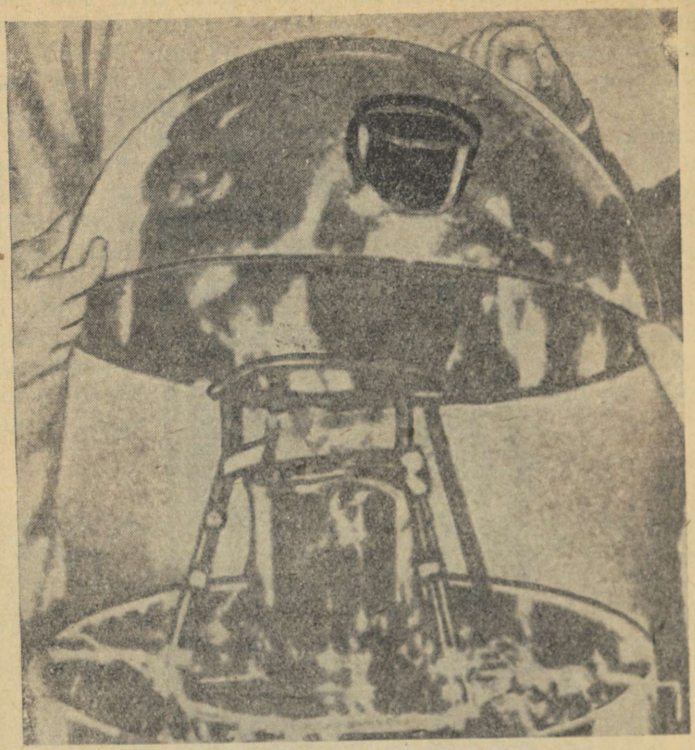
Selle kaaslase eluiga oli kõige lühem üheksa orbiidile viidud tehiskaaslase eluigadest: ta liikus orbiidil veidi üle ühe kuu ja hävis 21. jaanuaril 1959. a. Kiire hävimise põhjuseks oli perigee ja apogee madal asend (perigee asus veidi madalamal «Explorer» III perigeest, apogee oli aga viimase apogeest peaaegu kaks korda madalamal). On huvitav märkida, et selle kaaslase helenduvat «saba», mis tekkis seoses tema langemisega madalamatesse atmosfäärikihtidesse ja süttimisega Vaikse Ookeani lääneosa kohal, vaadeldi Guami saarelt ning Jaapani ja Havai saarte vahel kurseerivatelt laevadelt.



Joon. 66. Tehiskaaslase «Vanguard» II teadusliku aparatuuri paigutuse skeem: *1* — fotoelemendi kaitseekraan; *2* — lindistamisseadis; *3* — Maalt saadud käskude raadiovastuvõtja; *4* — meteoroloogiliste andmete saatja; *5* — fotoelement; *6* — andmete kodeerimisseadis; *7* — saatja; *8* — elavhõbepatareid.



Joon. 67. Kaaslase «Vanguard» II konteiner teadusliku aparatuuriga.

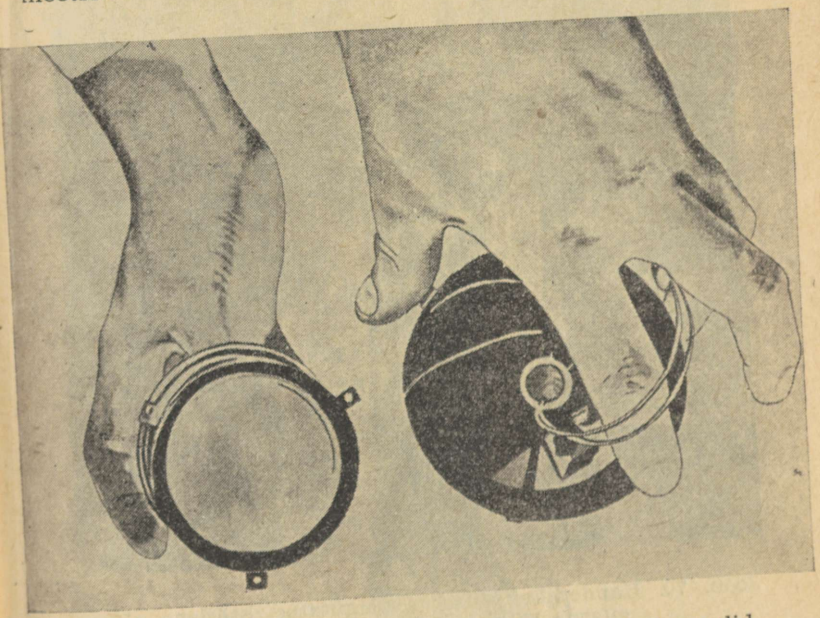


Joon. 68. Kaaslase «Vanguard» II sfäärilise kesta kokkumonteerimine ja aparatuuri tasakaalustamine pöörlemistelje suhtes.

17. veebruaril 1959. a. Ameerika Ühendriikides väljalastud «Meteoroloogiline kaaslane» («Vanguard» II) (joon. 65—70) oli määratud maakera troopika- ja parasvööndi pilvkatte pildistamiseks ning kujutise edasiandmiseks Maale (vt. tabel 52 § 38). Võrreldes «Vanguard» I-ga olid tema lennuomadused veidi halvemad, mis on peamiselt tingitud selle kaaslase suuremast kaalust.

Ameerika seitsmes tehiskaaslane «Discoverer» I lasti välja 28. veebruaril 1959. a. (joon. 71). Erinevalt varem väljasaadetud kaaslastest startis «Discoverer» I mitte Ameerika Ühendriikide ida-, vaid läänerannikult, Vaikse ookeani kaldal asuvast Vandenbergi baasist (Kalifornia).

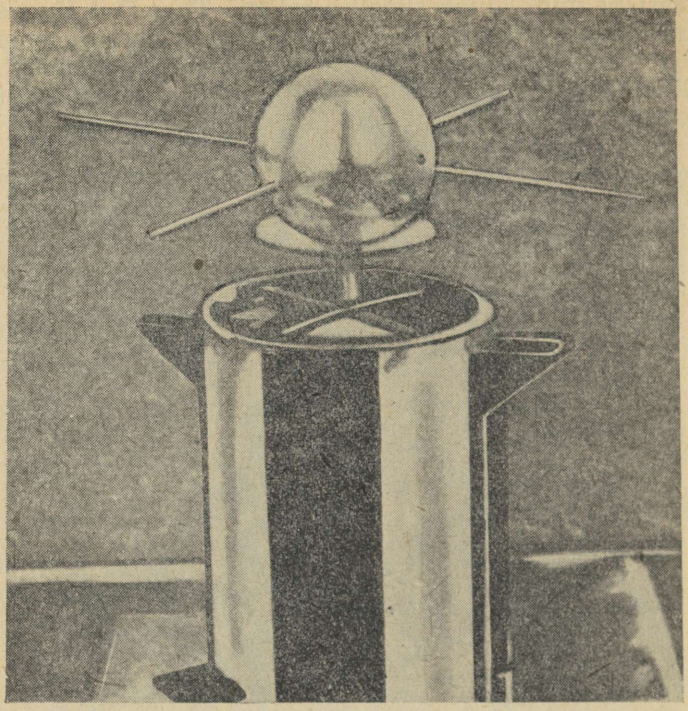
Kaaslane viidi kolmeastmelise raketi «Thor-Bell Hustler» abil orbiidile, mis ületab peaaegu täpselt maakera pooluseid (esimene pooluseline tehiskaaslane). Kaaslane on silindrikujuline, läbimõõduga 1,5 meetrit ja pikkusega 5,8 meetrit.



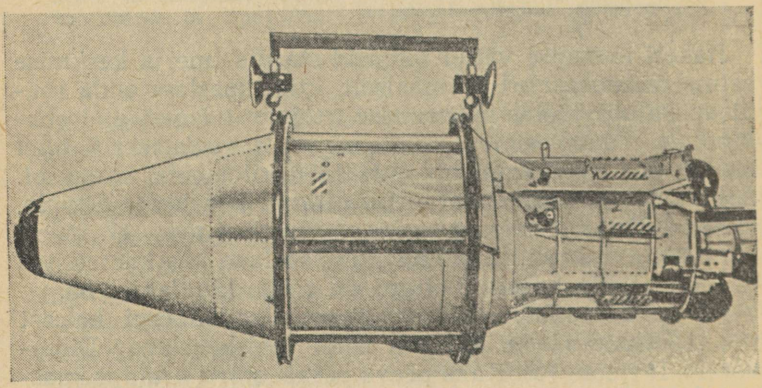
Joon. 69. Kaaslase «Vanguard» II läätsed ja fotoelemendid.

Raketi tõusmise vältel töötasid stardiastme ja keskmise astme raadiosaatjad normaalselt, kuid kaaslase enda raadioaparatuur töötas inertsiaalselt toimuva lennu ajal ebakindlalt. Tema esimesi nõrku signaale registreeriti ühel laeval, mis asus Vandenbergist 1450 kilomeetri kaugusel. Arvatakse, et kaitsekatet ei paigutatud kaaslasest eemale, ja see takistas raadioantennide normaalset tööd. 17. märtsil 1959. a. teatati ametlikult, et kaaslane kas kaotati või ta hävis. Selle kaaslase eluiga on raske kindlaks teha.

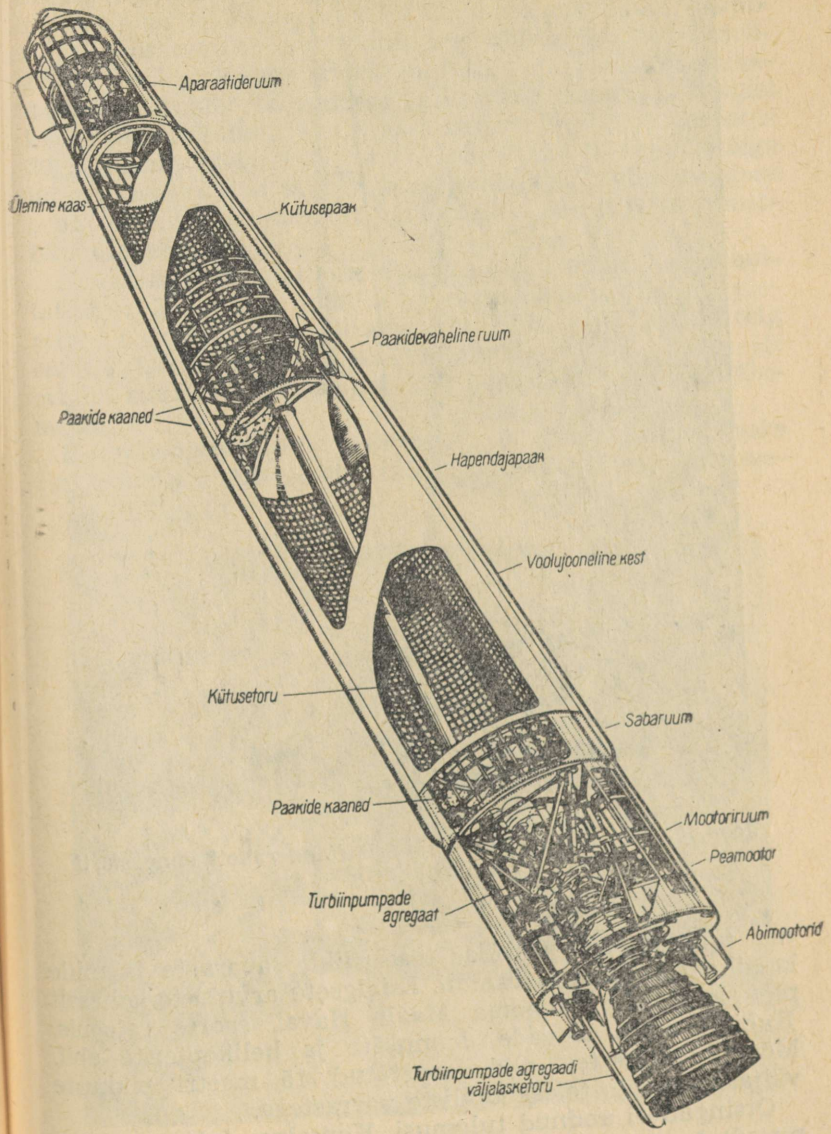
13. aprillil 1959. a. lasti samast Vandenbergi baasist raketi «Thor» (joon. 72) abil välja tehiskaaslane «Discoverer» II (joon. 73). Kaks päeva pärast starti eraldus kaaslasest langevarju ja pidurdusraketiga varustatud konteis-



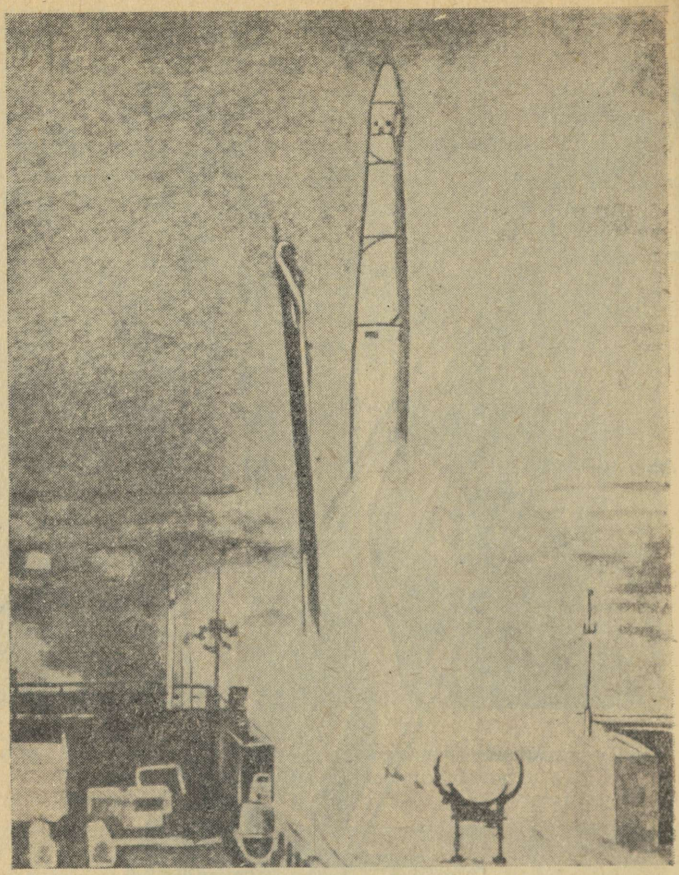
Joon. 70. Kanderaketi ülaossa paigutatud kaaslane «Vanguard» II (esikoonus on eemaldatud).



Joon. 71. Kaaslane «Discoverer» I.



Joon. 72. Raketi «Thor» skeem.



Joon. 73. Kaaslase «Discoverer» II kanderakett enne starti 13. aprillil 1959. a.

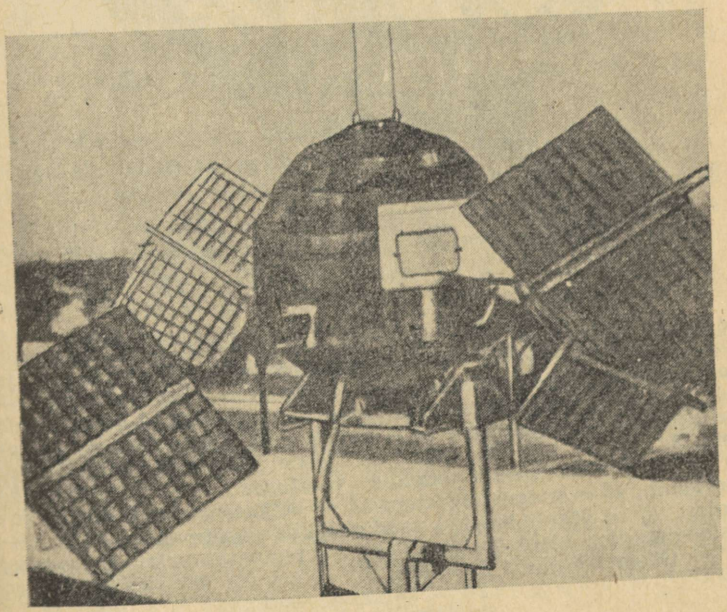
ner (kabiin), mis sisaldas teaduslikke aparaate ja mille kogukaal oli 87 kilogrammi. Esialgsete arvutuste kohaselt pidi konteiner langema Maale Havai saarte rajoonis. Kabiini otsiti laevade, lennukite ja helikopterite abil. Mõned lennukitest olid varustatud 15 meetri pikkuste väljalükatavate teleskoopiliste varrastega.

Otsingud ei andnud tulemusi. Konteiner (või tema jäänused) langes arvatavasti Teravmägede rajooni.

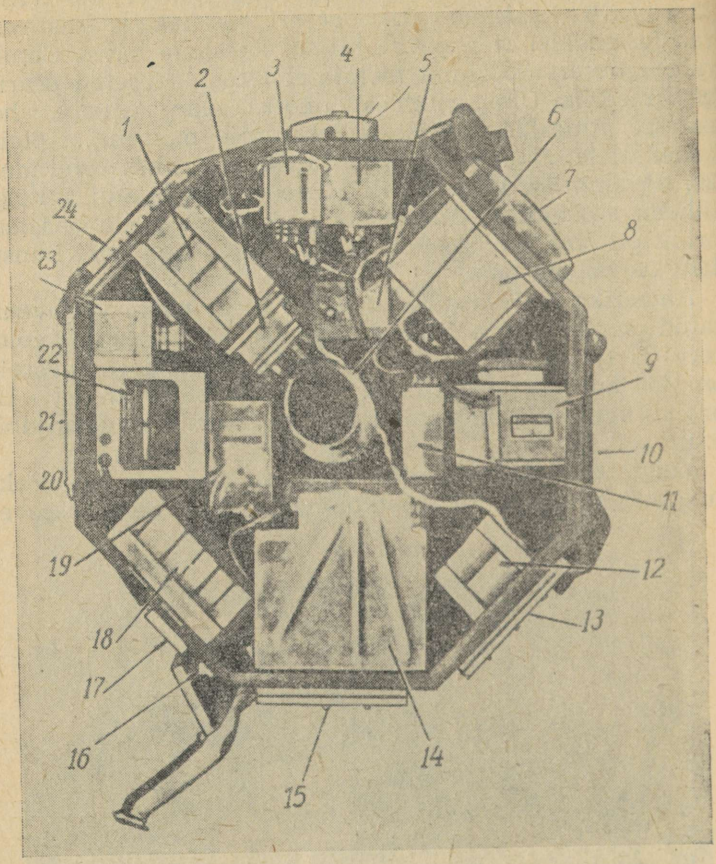
Raadioaparatuur töötas ettenähtud aja ja ööl vastu 22. aprilli kaaslane «Discoverer» II lakkas saatmast raadiosignaale. Neli päeva hiljem kaaslane hävis. Cambridge'i observatooriumi töötajatel (Massachusettsi osariigis Ameerika Ühendriikides) õnnestus märgata tema tihedatesse atmosfäärikihtidesse laskumise momenti. Kõigist kaheksateistkümnest tehiskaaslasest, mis viidi orbiitidele 20. novembriks 1959. a., oli «Discoverer» II eluiga kõige lühem: see võrdus umbes kahe nädalaga. Selle kaaslase orbiit oli oma mõõtmetelt väiksem kui ühegi teise kunstliku taevakeha oma.

Ameerika tehiskaaslastest liigub kõige enam väljavenitatud orbiiti mööda 1959. a. augustis väljalastud «Explorer» VI (joon. 76, 77). Tema elliptilise orbiidi suur telg on 4,3 korda suurem Maa läbimõõdust («Lunnik» III orbiidi suur telg oli esialgu 41,9 korda suurem Maa läbimõõdust.

Kõigi tehiskaaslaste orbiitidest on peaagu ideaalseks ringjooneks ainult üheteistkümnenda kaaslase «Discove-



Joon. 74. Kaaslane «Explorer» VI.



Joon. 75. Kaaslase «Explorer» VI aparatuur: *1* — toitepatareid; *2* — asendimääraja; *3* — kellamehhanism; *4* — asendimääraja ja kellamehhanismi muundajad; *5* — aktseleromeetri patareid; *6* — rakett; *7* — soojuse eemaldaja; *8* — saatja (5 W); *9* — lineaarne loendaja; *10* — muundaja; *11* — saatja (108 MHz); *12* — toitepatareid; *13*, *15* — kandva sageduse generaatorid ja modulaatorid; *14* — telemeetriline seadeldis vaatlusandmete kodeerimiseks (arvkood); *16* — magnetomeeter; *17* — päikesepatareide vooluregulaator; *18* — Maalt saadud raadiokäskude vastuvõtja; *19* — televisiooniseadise elektronskeem; *21* — temperatuurimõõtmisseadis; *22* — Geigeri-Mülleri loendaja; *23* — arvude dekodeerimisseadis; *24* — komandoseadis.

rer» II orbiit: selle lapikus on alla ühe kilomeetri. Seega näeme, et ameerika kaheksanda tehiskaaslase orbiit on ainult teoreetiliselt ellips. Siiski asub selle ellipsi teine fookus Maa keskpunktist 126 kilomeetri kaugusel.

13., 14. ja 16. kaaslase — «Discoverer» V ja VI ning «Explorer» VII — orbiitide lapikus on alla 0,1 protsendi. Kaheksateistkümnest esimesest kaaslasest on neljateistkümnel orbiidid, mille lapikus on alla 1 protsendi ja seitsmeteistkümnel alla 2 protsendi. Peale «Lunnik» III ja «Explorer» IV on apogee kõige kõrgemal «Vanguard» I (3948 kilomeetrit). Nende kaaslaste orbiitide fookuste vaheline kaugus on üle 3000 kilomeetri.

Olgu märgitud, et 16. kaaslase («Explorer» VII) orbiit on peaaegu identne 8. kaaslase («Atlas-SCORE'i») orbiidiga. Eriti hästi ühtivad suured teljed (nende vahe on üks kilomeeter). «Atlas-SCORE'i» fookustevaheline kaugus on siiski üle kahe korra suurem. Kuid sellele vaatamata erines tema väike telg «Explorer» IV väikesest teljest väga vähe (see on iseloomulik elliptilistele orbiitidele üldse)— ta oli sellest väiksem ainult ühe kolmandiku protsendi võrra.

Sama võib öelda ka 10. ja 14. kaaslase («Discoverer» I ja VI) orbiitide kohta, mis ühtivad veel suurema täpsusega.

On loomulik, et iga uus tehiskaaslane on suuremaks või väiksemaks edusammuks. Kui näiteks kaaslane «Vanguard» I kaalus kõigest 1,8 kilogrammi, siis «Vanguard» II oli temast üle viie korra raskem (kaal oli orbitaalse raketi stardikaalust 1060 korda väiksem). Kuid «Explorer» VI, mis lasti välja pool aastat hiljem kui «Vanguard» II, kaalus kõigest 739 korda vähem raketist «Thor-Able», mida kasutati ta orbiidile viimiseks.

Aparaatide suhteline kaal ameerika tehiskaaslastel pidevalt suureneb. Kui orbitaalse raketi «Jupiter-C» stardikaal ületas 3470 korda tema abil üleslastud kaaslase «Explorer» I aparatuuri kaalu, siis «Explorer» IV korral vähenes see suhe kuni 2453 ja 1958. a. detsembris väljalastud raketi «Atlas» puhul kuni 1638.

Kahe esimese raketi «Discoverer» korral, mis lasti välja 1959. a. esimesel poolel, oli kabiini ja aparatuuri kaal 443 korda, aga «Discoverer» V ja VI korral juba 362 korda väiksem orbitaalse raketi stardikaalust.

1959. a. lõpuks vähenes seda tüüpi kaaslastel raketi

stardikaalu suhe orbiidile viidud kaaslase ning kolmanda astme kaaluga kuni 64, kuna esimestel kaaslastel oli see suhe 84. Sel alal saavutas ameerika tehnika paremaid tulemusi mudeliga «Atlas-SCORE», mille korral raketi stardimass ületas kõigest 28 korda orbiidile viidud massi.

Kaheksateistkümnest kaaslasest, mis 1959. a. viidi lõpuks Ameerika Ühendriikides orbiidile, jätkavad 11 kaaslast tiirlemist ümber Maa. Seitsme hävinud kaaslase apogee kõrgus väheneb keskmiselt 5 kuni 45 kilomeetri võrra ööpäevas.

Eespool me nägime, et apogee kõrguse vähenemine sõltub reast teguritest (vt. lk. 35—40). Kõige tähtsamaks teguriks on siin siiski õhutihedus perigees, mis on seotud viimase kõrgusega. Nii näiteks vähenesid esimese ja teise nõukogude kaaslase ja «Discoverer» II apogee kõrgused (perigeed olid umbes ühel ja samal kõrgusel — 225—228 kilomeetrit) iga päevaga keskmiselt 10—12 kilomeetrit. «Explorer» IV aga, mille perigee asus esialgu umbes 30 kilomeetri võrra kõrgemal, vähenes apogee iga päevaga kõigest 5 kilomeetri võrra. Kuid «Explorer» III ja «Atlas-SCORE», mille perigeed asusid esialgu madalamal kui 200 kilomeetrit, kaotasid oma lennu maksimaalsest kõrgusest 45 kilomeetrit ööpäevas.

Kõigist eespool mainitud kaaslastest oli nõukogude kolmandal kaaslasel oma suure kaalu ja voolujoonelisuse (koonilise kuju) tõttu ööpäevane kõrgusekadu apogees kõige väiksem.

Kaaslaste kaitsekoonuste ja kanderakettide kõrgus väheneb tunduvalt kiiremini kui kaaslastel enestel.

*

Hinnates välismaa teaduse saavutusi, mõistavad nõukogude inimesed suurepäraselt, et väljasaadetud ameerika tehiskaaslased, mis on oma kaalult küll väiksemad nõukogude kaaslastest, on ameerika teadlaste suurte jõupingutuste vili. Kuid siinjuures ei saa märkimata jätta, et mida suurem on kaaslase kaal, seda rikkalikum võib olla ta varustus ja et üheaegsete teaduslike uurimiste kompleks tõstab nende uurimiste teaduslikku väärtust.

Pealegi on endastmõistetav, et tulevikus inimeste veoks määratud kaaslased peavad olema küllalt suured. Seda silmas pidades on oluline ehitada selliseid raskeid tehiskaaslasi, nagu neid lasti välja Nõukogude Liidus.

Võrreldes energiaid, mis on tehiskaaslastel pärast orbiidile saatmist, jõuame me huvitavatele ja näitlikele resultaatidele. (Tehiskaaslaste orbiidile saatmiseks vajalik energia on muidugi tunduvalt suurem.)

Igal Nõukogude Liidus ja Ameerika Ühendriikides orbiidile viidud kaaslasel on teistega võrreldes erinevad karakteristikud. Kuid vaatamata sellele võib kaaslasi võrrelda nende mehhaanilise koguenergia järgi.

Nende arvutuste aluseks olev idee on lihtne. Tehiskaaslase mehhaaniline energia on võrdeline tema massiga. Seega, kui kaaslased liiguksid võrdsetel kõrgustel, siis oleks nende energia seda suurem, mida raskem on kaaslane. Kui aga kaaslaste massid oleksid võrdsed, siis kõrgemal liikuva kaaslase mehhaaniline energia oleks suurem. Kui aga mõlemad tegurid (kõrgus ja mass) samaaegselt muutuvad, siis, nagu arvutused näitavad, on kaaslase mehhaaniline energia, s. o. tema kineetilise ja potentsiaalse energia summa, võrdeline kaaslase massi korrutisega tema lennukõrguse ja Maa keskpunkti vahelise kauguse summaga ning pöördvõrdeline kaaslase kaugusega Maa keskpunktist.

Selles arutluses me eeldame, et kaaslane liigub ringilist orbiiti mööda. Tegelikult tiirleb ta aga mööda ellipsit ja lennukõrgus kogu aeg muutub. Seepärast tuleb arvestada, et elliptilisel orbiidil tiirleva kaaslase mehhaaniline koguenergia on võrdne niisugust ringjoont mööda liikuva kaaslase energiaga, mille läbimõõt võrdub ellipsi suure pooltelje.

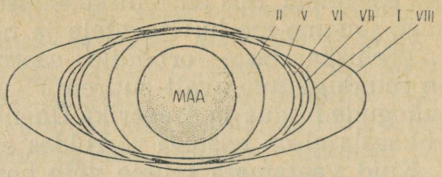
Ülalesitatu põhjal on kerge arvutada tehiskaaslaste mehhaanilist energiat.

Kui esimese nõukogude tehiskaaslase energia võtta tinglikult võrdseks saja ühikuga, siis teise nõukogude tehiskaaslase energia on 633 ühikut, aga kolmandal 1671 ühikut jne. (vt. lahter 31 tabel 52). Mõned kaaslased monteeriti raketi lõppastmesse ja viidi koos sellega orbiidile. Nende kaaslaste mehhaaniline koguenergia on toodud eraldi (vt. lahter 32, tabel 52).

Selleks et anda näitlikku pilti vaadeldud energia absoluutväärtustest, märgime, et esimese nõukogude tehiskaaslase energia on sama suur nagu 10 raudteerongi energia, mis kihutavad kiirusega 80 kilomeetrit tunnis ja millest igaüks koosneb viieteistkümnest 60-tonnisest vagunist ja 250-tonnisest vedurist. Ameerika kaaslase «Van-

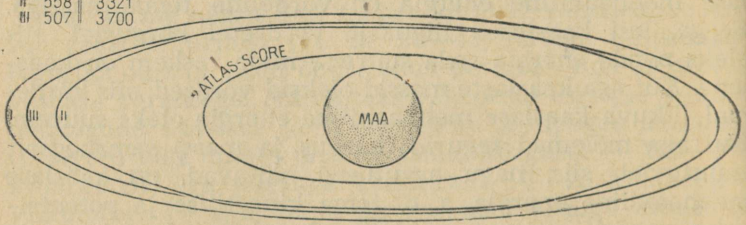
DISCOVERER

	perigee	apogee (km)
I	159	973
II	228	354
V	218	724
VI	322	804
VII	167	885
VIII	192	1600



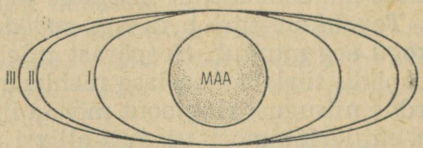
VANGUARD II

	perigee	apogee (km)
I	658	3948
III	177	1480
II	558	3321
IV	507	3700



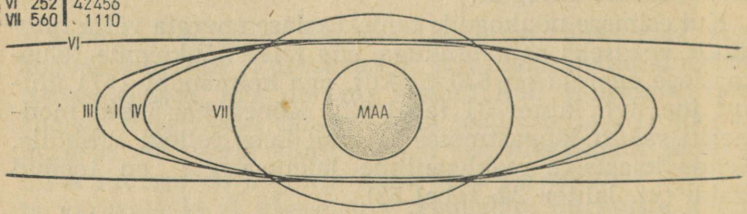
SPUTNIK

	perigee	apogee (km)
I	227	947
II	225	1671
III	226	1880



EXPLORER

	perigee	apogee (km)
I	260	2522
III	195	2810
IV	262	2221
VI	252	42456
VII	560	1110



Joon. 76. } Esimese kaheksateistkümne kaaslase orbiidid (vt.
Joon. 77. } tabel 52).

guard» I energia on ekvivalentne energiaga, mis on 10 ühetonnisel 96-kilomeetrise tunnikiirusega liikuval autol.

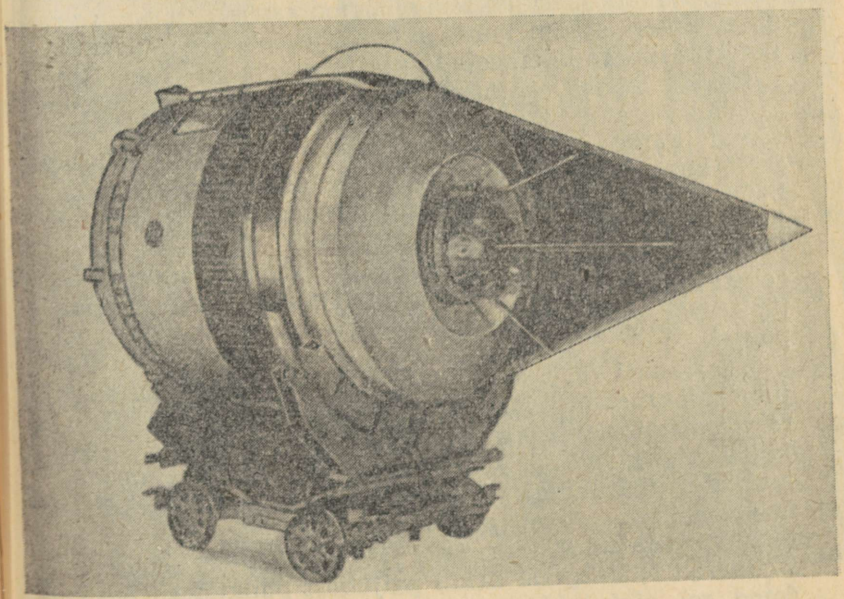
Tabelis 52 on toodud esimeste 18 kaaslase põhikarakteristikud. Nende alusel on koostatud joonised 76, 77. (Tabel 52, vt. lk. 424—439.)

II. TEHISPLANEEDID

1. Esimene tehisplaneet

2. jaanuaril 1959. a. kell 8 õhtul Moskva aja järgi saadeti Nõukogude Liidust Kuu suunas välja esimene planeetidevaheline rakett («Esimene nõukogude kosmoserakett» ehk «Lunnik» I) (joon. 78).

Mitmeastmeline rakett startis maakera pinnalt vertikaalselt üles. Raketi lendu juhtiva automaatsüsteemi pro-



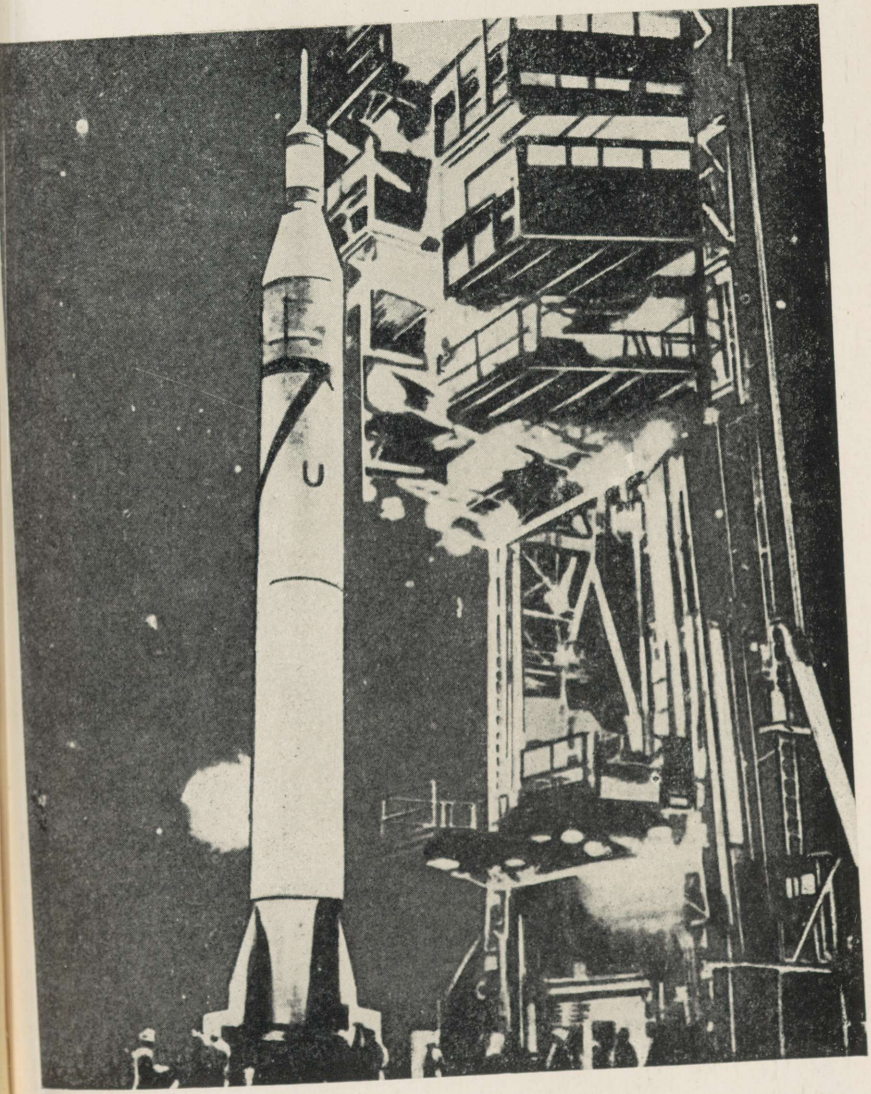
Joon. 78. Esimese kosmoseraketi lõppastme makett montaaživankril. Pool esikoonusest on eemaldatud. On näha aparatuuriga varustatud eraldatav kerakujuline konteiner.

gramm-mehhanismi abil kallutati tema trajektoori järk-järgult vertikaaljoonest kõrvale. Raketi kiirus kasvas ruttu. Kiirendustee lõpuks oli raketi viimane aste saavutanud edasiliikumiseks vajaliku kiiruse. Kõikides raketi astmetes stabiliseeris automaatseadis etteantud trajektoori järgi raketi asendi ja kindlustas tema normaalse lennu. Automaatjuhtimisseadmed lülitasid vajalikul hetkel välja viimase astme rakettmootori ja andsid käsu teaduslikku aparatuuri sisaldava konteineri eraldamiseks raketi viimasest astmest. Konteiner ja raketi viimane aste, asudes teineteise lähedal, läksid Kuu suunas kulgevale trajektoorile.

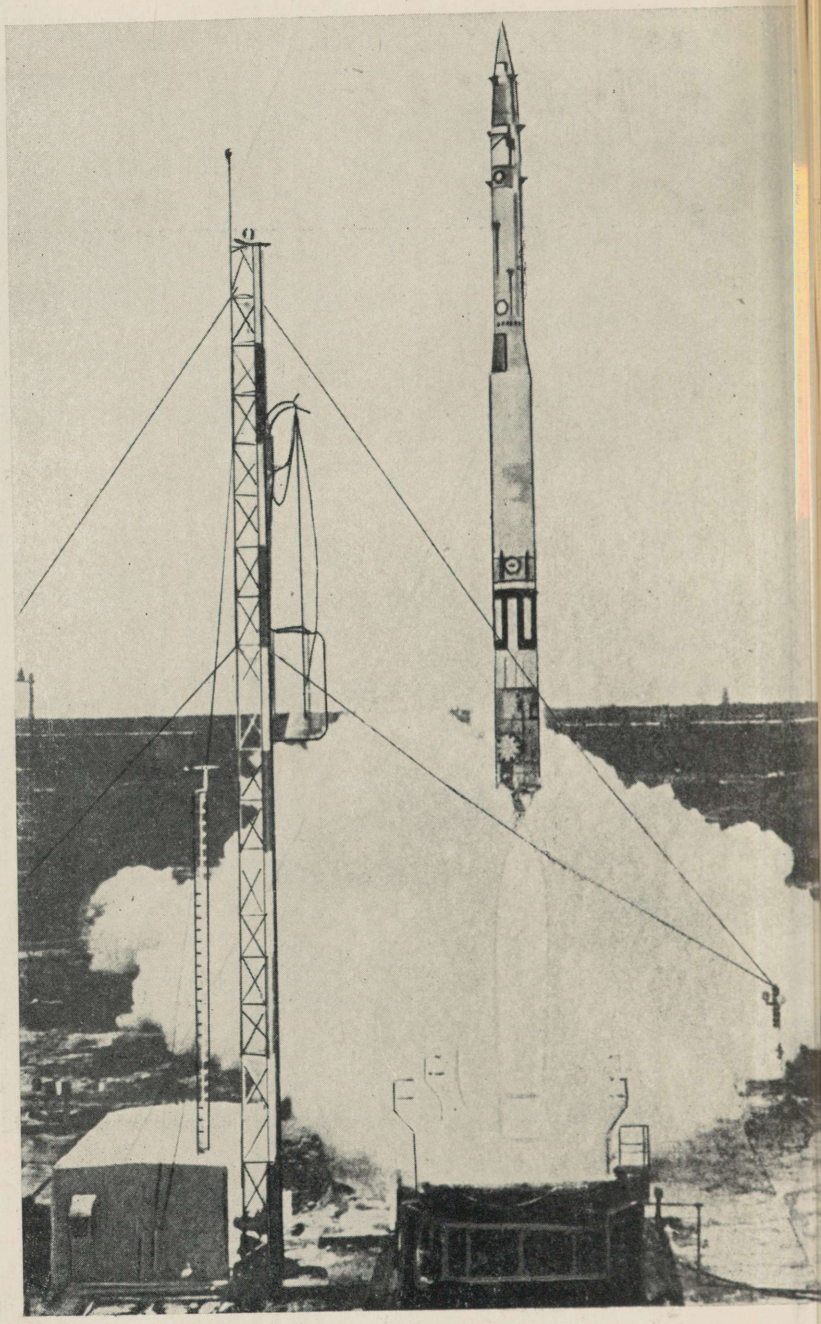
Rakett (mõnikord nimetatakse teda ka «Unistuseks») jätkas kaugenemist hüperbooli haru mööda, mille üheks fookuseks oli Maa keskpunkt. Raadiolokatsioonijaamad andsid arvutuskeskusesse edasi raketi koordinaadid mootori väljalülimise hetkel ja raketi kiiruse ning liikumise suuna. Sel ajal oli raketi saatus juba ette kindlaks määratud: arvutuskeskus tegi momentaanselt täpse prognoosi raketi asendi kohta igas trajektoori punktis kümnete tuhandete kilomeetrite ulatuses.

Rakett lendas enam-vähem risti päikesekiirtega ning jäi Päikesest ühele ja samale kaugusele. Seega ei põhjustanud Päikese külgetõmme tema trajektoori häireid. Seni, kuni rakett asus Maa ligidal, oli ka Kuu külgetõmbejõud äärmiselt väike. Samuti ei seganud raketi liikumist keskkonnatakistus. Need ongi tegurid, mis kergendasid raketi trajektoori ennustamist tema liikumise algosal, kus raketi kiirus Maa suhtes oli kõige suurem. Seda prognoosi täpsustati pidevalt vaatlusjaamadest saadud andmete põhjal.

3. jaanuaril 1959. a. kell 3 Moskva aja järgi asus rakett juba sajatuhande kilomeetri kaugusel Maast. Kell 3.56 oli rakett, nagu varem ennustas koordineeriv arvutuskeskus, 11300 km kaugusel Maast taevasfääri piirkonnas, mis asub Neitsi, Kaalude ja Karjase tähtkujude kolme kõige heledama tähe vahel. Sinna suunati eriliste valgusfiltritega varustatud astrograafid ja elektron-teleskoopilised kaamerad Nõukogude Liidu paljudest punktidest. Saadud fotod sel ajal tekkinud kunstlikust komeedist näitasid selle kontrollpunkti läbimist, kinnitades ühtlasi raadiomeetodite abil saadud andmeid raketi koordinaatide kohta.



Raketi «Jupiter-C» ettevalmistamine tehiskaaslase väljasaatmiseks. Rakett on stardieelseks kontrollimiseks kokkumonteeritud kujul stardilaual. Juurdepääsu raketi kõikidele osadele ja montaaži- ning kontrollimistööde teostamise tagab monteerimisseadeldis, mis on varustatud rea rõdudega ning mida võib rööbasteed mööda edasi nihutada.



«Vanguard» I start.

Kell 6 hommikul oli rakett juba 137 000 kilomeetri kaugusel Maast, kell 13 — 209 000 kilomeetri kaugusel ja kell 19 oli ta veel 56 000 kilomeetri võrra kaugemale jõudnud. Kella üheksaks õhtul oli rakett katnud juba 284 000 kilomeetrit, s. o. kolmveerandi Maa ja Kuu vahelisest kaugusest.

Lähenedes seejärel Kuule kaldus rakett Kuu külgetõmbejõu mõjul üha enam hüperboolsest trajektoorist kõrvale ja tema kiirus hakkas üha rohkem erinema sellele trajektoorile vastavast kiirusest. Raketi kaasahaaramiseks osutus Kuu külgetõmbejõud aga siiski liiga nõrgaks. 4. jaanuaril 1959. a. kell 5.59, kui rakett asus 370 000 kilomeetri kaugusel Maast, oli ta Kuule kõige lähemal — nimelt 5000—6000 kilomeetri kaugusel Kuu pinnast. Seejärel kaugenes rakett planeetidevahelisse ruumi, kus ta hakkas liikuma orbiidil ümber Päikese, muutudes meie päikesesüsteemi esimeseks tehisplaneediks. Seega algas 2. jaanuaril 1959. a. planeetidevaheliste lendude ajastu.

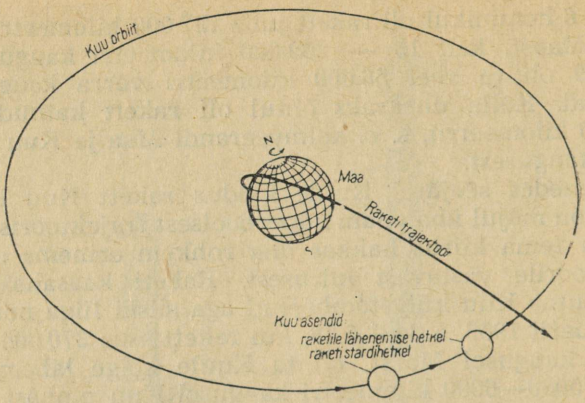
Tehisplaneedi kaal, s. t. raketi viimase astme ja kasuliku koormuse kogukaal väljalennu eel maapinnalt enne raketi laadimist kütusega oli 1472 kilogrammi.

Tervikliku lõppastmena tehisplaneet kaua ei eksisteerinud: varsti eraldus sellest konteiner teadusliku mõõteaparatuuriga ja toiteallikatega. Konteineri kogukaal oli 361,3 kilogrammi. Kuna konteiner ja raketi muud lõppastme osad moodustasid algul ühise tehisplaneedi ja konteineri eraldumise kiirus oli väike, siis hakkasid nad loomulikult koos tiirlema ümber Päikese ühesuguseid orbiite mööda.

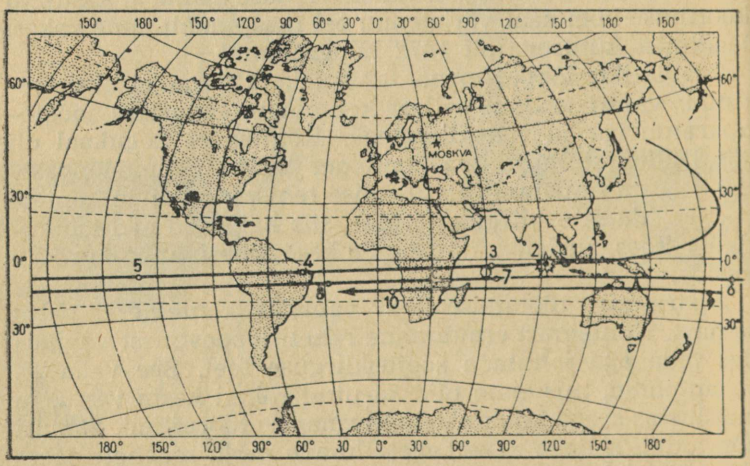
Aparatuuri töötamise ajal vabanes konteineris palju soojust. Konteineri eraldumine raketi lõppastmest võimaldas teda aga jahutada soojuskiirguse teel. See vabastas ka antennid, mis enne olid surutud raketi kesta vastu, ja kindlustas seega antennidele normaalse töörežiimi. Samuti kõrvaldati sellega raketi metallosade mõju magnetomeetrite näitudele.

Selleks et ületada Maa külgetõmmet ja minna iseseisva taevakehana orbiidile, pidi kosmoseraketi kiirus olema suurem paraboolsest kiirusest. Maapinna ligidal ületaski raketi kiirus teise kosmilise (paraboolse) kiiruse umbes 0,2 kilomeetri võrra sekundis.

Maast kaugenedes raketi kiirus, samuti nagu igal teiselgi ülesvisatud kehal, loomulikult väheneb, sest kütus oli ära tarvitatud. Kuid kauguse kasvades Maa keskpunktist väheneb ka teine kosmiline kiirus. Mis puutus aga nende kahe kiiruse vahesse, siis see



Joon. 79. Raketi trajektoor lähenemisel Kuule.



Joon. 80. Esimese kosmoseraketi trajektoori projektsioon maapinnal. Arvudega on märgitud projektsiooni järjestikused asendid: *1* — 3. jaanuaril kell 3, 100 000 km kaugusel Maast; *2* — kunstliku komeedi tekkimine kell 3.57, kaugus 113 000 km; *3* — kell 6, 137 000 km; *4* — kell 13, 209 000 km; *5* — kell 19, 265 000 km; *6* — kell 21, 284 000 km; *7* — 4. jaanuaril kell 5.59, 370 000 km — Kuule maksimaalse lähenemise moment; *8* — kell 12, 422 000 km; *9* — kell 22, 510 000 km; *10* — 5. jaanuaril kell 10, 597 000 km.

pidevalt kasvas. Näiteks 100 000 kilomeetri kõrgusel, kus raketi kiirus langes 3,5 kilomeetrini sekundis ja kohalik paraboolne kiirus võrdus kõigest 2,8 kilomeetriga sekundis, oli see vahe juba 0,7 kilomeetrit sekundis. Maksimaalse väärtuse — umbes 2 kilomeetrit sekundis — saavutas see vahe kosmoseraketi väljumisel Maa külgetõmbejõu mõjupiirkonnast.

Niisiis, vaatamata sellele, et raketi kaugenedes tema absoluutne kiirus kahanes, suurenes raketi kiiruse ja kohaliku paraboolse kiiruse vahe.

Kuna raketti kiirendati niivõrd, et ta kiirus ületas paraboolse kiiruse, siis, nagu eespool on öeldud, hakkas ta Maa keskpunkti suhtes liikuma hüperbooli kaart mööda (joon. 79).

Joonisel 80 on kujutatud raketi tee projektsiooni liikumine Maa pinnal. Me näeme, et rakett, liikudes ida poole, jõudis algul Maa pöörlemisega võrreldes ette ning jättis maha Aasia mandri. Kuid seejärel hakkas raketi kiirus kiiresti kahanema ja samaaegselt tõusis raketi tee järsemini ülespoole.

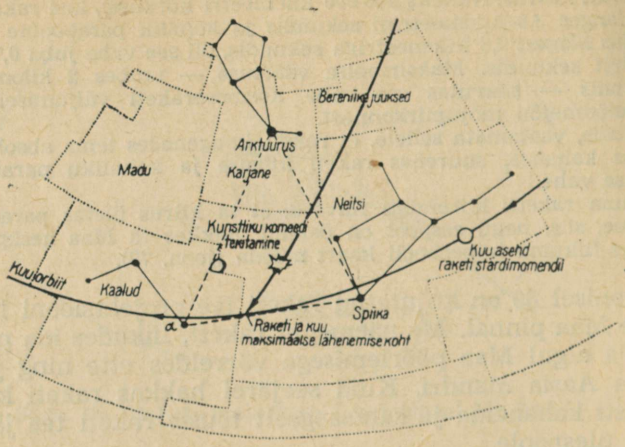
Seetõttu hakkas maakera pind Maa keskpunktis asuva vaatleja suhtes palju kiiremini ida poole liikuma kui rakett. Sellega seletubki kosmoseraketi tee projektsiooni tagasipöördumine Maa pinnale.

Olgu märgitud, et joonisel 80 kujutatud kõverat võib vaadelda ka niisuguse punkti nihkumise jäljena maapinnal, millest vaadatuna tehisplaneet, kui ta oleks küllalt hele, paistaks seniidis.

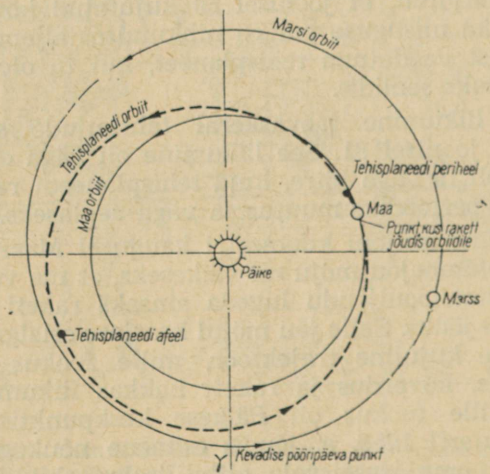
Raketi liikumine taevaskeral tähtkujude suhtes on kujutatud joonisel 81. See liikumine oli väga ebaühtlane — algul oli ta väga kiire, kuid tehisplaneedi raadiovaatluste lõpp-perioodiks muutus ta väga aeglaseks.

Umbes ühe miljoni kilomeetri kaugusel Maast muutub Maa külgetõmbejõu mõju nii väikeseks, et me võime Päikese gravitatsioonijõudu lugeda ainsaks raketi liikumist mõjutavaks jõuks. Selle jõu mõjul kaaslase esialgne hüperbooli kaare kujuline trajektoor, mille fookus oli Maa keskpunktis, kõverdus ja rakett hakkas liikuma mööda ellipsit, mille fookus oli Päikese keskpunktis. Umbes 7.—8. jaanuaril 1959. a. jõudis esimene nõukogude kosmoserakett oma iseseisvale elliptilisele orbiidile ümber Päikese ja muutus esimeseks tehisplaneediks.

Tehisplaneet tiirleb orbiidil, mille suur pooltelg on 1,149 astronoomilist ühikut ehk 171,8 miljonit kilomeetrit ja mis on umbes 15 protsendi võrra suurem Maa orbiidi suurest pooltelgest (joon. 82). Ta läbib periheeli 0,979 astro-



Joon. 81. Raketi tee Kuu suunas kantuna taevakaardile.



Joon. 82. Tehisplaneedi arvutatud orbiit Päikese suhtes.

noomilise ühiku ja afeeli 1,319 astronoomilise ühiku kaugusel Päikesest (vastavalt 146,4 ja 197,2 miljonit kilomeetrit). Uue planeedi orbiit on lapikum ellips, kui seda on Maa ja teiste planeetide (välja arvatud Pluuto ja Merkuuri) orbiidid.

Planeedi elliptilise orbiidi väike telg on 3,78 miljoni kilomeetri võrra väiksem suurest teljest. See vahe, mis on võrdne kümnekordse Maa ja Kuu vahelise kaugusega, moodustab tehisplaneedi orbiidi läbimõõdust vähem kui 1,1 protsenti. Seetõttu võib seda orbiiti ilma suurema veata lugeda ringjooneks. Päike asub selle ringjoone keskpunktist 25,4 miljoni kilomeetri kaugusel. Selle tulemusena möödub tehisplaneedi orbiit Marsi orbiidist ligikaudu 15 miljoni kilomeetri kauguselt, s. o. umbes 4 korda lähemalt kui Maa orbiit.

Uus planeet liigub ümber Päikese enam-vähem samas tasapinnas Maaga (need tasapinnad lõikuvad kõigest ühekraadise nurga all).

Planeedi tiirlemisperiood ümber Päikese, s. t. kohalik aasta planeedil, on 450 Maa ööpäeva. Selle aja jooksul katab tehisplaneet igas sekundis keskmiselt 27,75 kilomeetrit. Seega on tema orbitaalne kiirus 6,8 protsendi võrra väiksem Maa orbitaalsest kiirusest (29,77 kilomeetrit sekundis). Planeedi orbitaalne kiirus ei ole aga konstantne. Periheelis liigub planeet kõige kiiremini — kiirusega 32,2 kilomeetrit sekundis. Seejärel kiirus järk-järgult kahaneb ja omandab afeelis minimaalse väärtuse — 23,9 kilomeetrit sekundis. Periheeli ja afeeli vahelise tee keskosas on planeedi kiirus tegelikult võrdne keskmise orbitaalse kiirusega (27,75 kilomeetrit sekundis).

Kolmas kosmiline kiirus, mis võimaldab tehisplaneedilt väljalendaval kehal lahkuda päikesesüsteemist ja lennata tähtedevahelisse ruumi, on väga suur: keskmiselt 11,40 kilomeetrit sekundis, seega kõigest 1,45 korda väiksem kui vastav kiirus Maal. Tehisplaneedi orbitaalne kiirus, nagu me nägime, on veelgi suurem, kõikudes 23,9 kuni 32,2 km/sek piires. Vastandina nendele suurtele kiirustele on esimene ja teine kosmiline kiirus tehisplaneedil tähtsusetult väikesed, mõõtudes vaid mõnekümne sentimeetriga sekundis.

Periheeli läbimise ajal on päikesekiirguse intensiivsus uue planeedi pinnal maksimaalne ja afeeli läbimisel —

minimaalne. Neid perioode võib tinglikult lugeda vastavalt kesksuveks ja -talveks.

Arvutused näitavad, et kesksuvel on päikesekiirguse intensiivsus uuel planeedil umbes nelja protsendi võrra suurem kui Maal enne päikesekiirte tungimist atmosfääri; talvel on see aga 1,74 korda nõrgem. Seega annab ühe ruutsentimeetrise ristlõikepindalaga päikesekiirte kimp planeedile 1,1 kuni 2 kalorit energiat minutis, sõltuvalt planeedi kaugusest Päikesest (Maale langeb 1,92 kalorit ühe ruutsentimeetri kohta minutis). Kui tehisplaneet oleks ideaalselt must keha ja pöörleks kiiresti ümber oma telje (valguse- ja varjupoolsete külgede temperatuuride ühtlustamiseks), siis kõiguks termomeetri näit —23°C ja +6°C vahel.

Kujutlegem, et planeetidevahelised turistid külastavad meie Maa kõige nooremat õde. Missugusena paistab neile selle pardalt Päike?

Kohalikul suvel, kui planeet asub periheelis, paistab Päike samasuguste mõõtmetega nagu Maalt vaadatuna. Seejärel päikeseketas järk-järgult väheneb ja kohalikul kesktalvel, kui planeet on afeelis, paistab tema läbimõõt olevat 1,35 korda väiksem.

Esimest korda miljardi aasta jooksul ilmus Päikesele veel üks uus kaaslane. Kas ta kunagi oma lõpmatul rännakul kohtab veel emakest Maad? Kohtab, kuid mitte nii varsti.

Lähtudes tehisplaneedi 450 ööpäevasest tiirlemisperioodist, võib välja arvutada, et 8. jaanuaril 1975. a. planeet, olles sooritanud 13 täistiiru ümber Päikese, jõuab tagasi stardikohta. Kuid siin ta Maad ei kohta, sest Maa möödub sellest kohast kuus päeva varem. Selle aja jooksul läbib Maa astronoomilises mastaabis võrdlemisi väikese vahemaa — umbes 15 miljonit kilomeetrit. Pärast 56. ja 69. täistiiru (31. detsembril 2027. a. ja 5. jaanuaril 2044. a.) tuleb uus planeet Maale kaks korda lähemale. Jättes arvestamata Kuu ja planeetide väikeste häirete mõju, võib öelda, et planeetidevaheline rakett pöördub enam-vähem täpselt oma Maal asuvasse stardipaika tagasi alles jaanuari algul 2113. a.

Need planeedi lähenemised Maale on arvutatud juhtude jaoks, kui tehisplaneet on sooritanud täisarvu tiire ja jõudnud tagasi stardipaika. Kuid suurim lähenemine võib toimuda ka planeedi orbiidi teistes punktides. Näiteks

alates eespool märgitud kuupäevast — 5. jaanuarist 2044. a. — liigub uus planeet, mille kiirus on sel ajal suurem kui Maal, mitme ööpäeva jooksul Maale lähemale, kusjuures nendevaheline kaugus väheneb teatud kindla väärtuseni.

Planeedi Maaga kohtumise tõenäosus suureneb tunduvalt veel seetõttu, et periheeli ligidal mööduvad mõlemad orbiidid kaks korda teineteisest väga lähedalt (peaaegu lõikuvad)[1].

Esimese tehisplaneedi ehitus. Oma ehituse põhimõttelt erinevad tehisplaneedid vähe tehiskaaslastest.

Kosmoseraketi lõppastme ülaosas asus teaduslikku ja mõõteaparatuuri sisaldav konteiner, mis tihedate atmosfäärikihtide läbimise ajal oli kuumenemise eest kaitstud eemaldatava koonusega.

Konteiner ehitati spetsiaalsest alumiiniumi ja magneesiumi sulamist ning talle anti kera kuju (joon. 83). Ta koosneb kahest ühendatud poolkerast (poolkestast). Ühenduskoha hermeetilisuse tagab spetsiaalsest kummist valmistatud tihend.

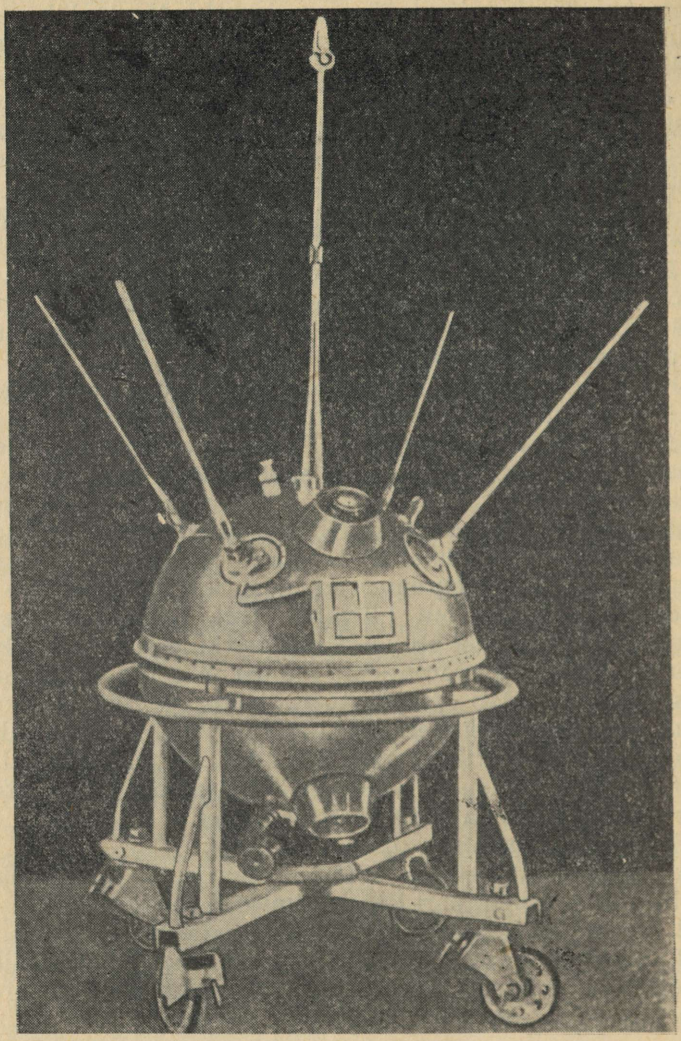
Alumise poolkesta siseseina külge on kinnitatud magneesiumisulamist valmistatud torudest koosnev aparaatide raam (joon. 84). Konteiner on ideaalselt hermeetiline ja täidetud gaasiga rõhul 1,3 atmosfääri. Konteineris asub ventilaator, mis tekitab gaasi sundtsirkulatsiooni. Tsirkuleeriv gaas võtab aparaatidelt soojust ja annab selle edasi kestale, mis täidab omapärase radiaatori ülesannet. Konteineris hoitakse temperatuur umbes +20°C juures. Sellist soojusrežiimi kindlustab teatud kindel tasakaal, mis valitseb konteinerile langeva Päikese kiirgusenergia ja konteineri poolt kiiratava soojusenergia vahel.

Konteineris asub järgmine aparatuur:

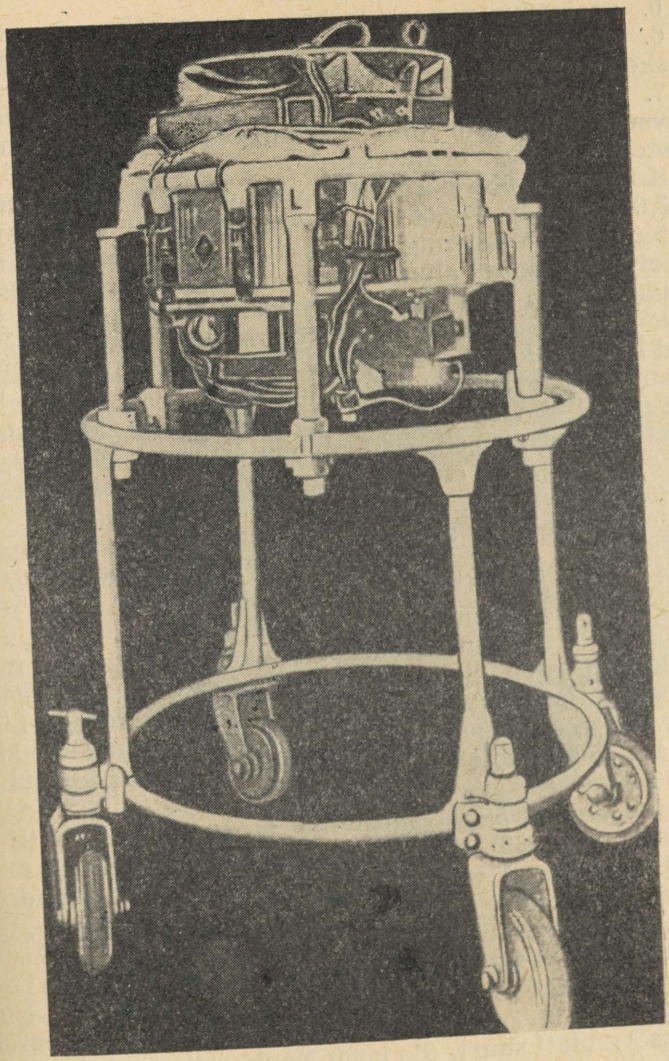
1. sagedusel 183,6 MHz töötav saatja ja vastuvõtjate blokk raketi trajektoori kontrollimiseks raadio teel;
2. sagedusel 19,993 MHz töötav raadiosaatja;
3. raadiotelemeetriline blokk, mis tagab teaduslike mõõtmiste andmete ning konteineris valitseva temperatuuri ja rõhu suuruse edasiandmise Maale;

---

[1] Olgu märgitud, et analoogilise tehisplaneedi orbiidi parameetrid ja planeedi väljalaskmiseks vajalikud kiirused, mis selle raamatu autor arvutas juba 1932. a. ja esitas 1933. a. Pariisis asuvale astronautika komiteele, on avaldatud raamatus «Введение в космонавтику», М-Л, 1937 (vt. lk. 163, trajektoor nr. 41).



Joon. 83. Konteiner teadusliku ja mõõteaparatuuriga (montaaživankril).



Joon. 84. Konteineri aparatuuri kinnitusraam koos aparaatide ja vooluallikatega (montaaživankril).

4. aparatuur Maa magnetvälja mõõtmiseks ja Kuu magnetvälja kindlakstegemiseks;

5. aparatuur meteoorosakeste uurimiseks;

6. aparatuur primaarsetes kosmilistes kiirtes leiduvate raskete tuumade registreerimiseks;

7. aparatuur kosmiliste kiirte intensiivsuse ja intensiivsuse muutuste ning kosmilistes kiirtes sisalduvate footonite registreerimiseks.

Konteineri ühe poolkesta külge on kinnitatud sagedusel 183,6 megahertsi töötava raadiosaatja neli vardakujulist antenni. Need antennid on kinnitatud korpuse külge sümmeetriliselt õõnsa alumiiniumvarda suhtes, mille otsas on seadis Maa ja Kuu magnetväljade mõõtmiseks. Kuni kaitsekoonuse eemaldamise momendini olid vardad koos: nad olid kinnitatud magnetomeetri varda külge. Pärast kaitsekoonuse äraviskamist läksid antennid laiali.

Teaduslikku aparatuuri ja raadioseadmeid toidavad elektrienergiaga hõbe-tsinkakumulaatorid ja oksüüd-elavhõbepatareid, mis on kinnitatud konteineri aparaadiraami külge.

Kosmoserakett, millest sai päikesesüsteemi esimene tehisplaneet, loodi Nõukogude Liidus. Selle tähistamiseks on raketi konteineris kaks Nõukogude Liidu riigivapi kujutisega vimplit.

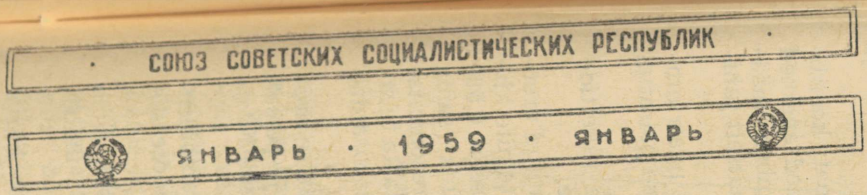
Üks vimpel kujutab endast õhukest metall-linti, mille ühele küljele on kirjutatud: «Союз Советских Социалистических Республик». Teisel küljel on Nõukogude Liidu riigivapp ja «Январь 1959 Январь». Kiri on metallile kantud spetsiaalse fotokeemilise menetlusega, mis kindlustab selle pikaaegse säilivuse.

Teine vimpel on kerakujuline ja sümboliseerib tehisplaneeti (joon. 85). Kera pind on kaetud spetsiaalsest roostevabast terasest valmistatud viisnurksete elementidega. Iga elemendi ühel küljel on «СССР Январь 1959 г.», teisel küljel aga Nõukogude Liidu riigivapp ja «СССР».

Esimese tehisplaneedi lennu jälgimine. Esimese tehisplaneedi lennu vaatlemiseks, tema orbiidi parameetrite mõõtmiseks ja mõõtmistulemuste vastuvõtmiseks kasutati suurt, üle kogu Nõukogude Liidu territooriumi paiknevate mõõtmisvahendite süsteemi.

Mõõtmisvahendite süsteemi kuulusid: grupp automatiseeritud raadiolokatsioonivahendeid, mille abil määrati täpselt trajektoori alguse elemendid ja raadiotehniline süs-

a



b



Joon. 85. Tehisplaneediga maailmaruumi saadetud vimplid:
a — lindikujuline vimpel (esi- ja tagakülg); *b* — tehisplaneeti sümboliseeriv kerakujuline vimpel.

teem raketi trajektoori elementide kontrollimiseks suurtel kaugustel Maast.

Teaduslikku informatsiooni saadeti kosmoseraketi pardalt sagedustel 19,997, 19,995 ja 19, 993 megahertsi. Raadiolokatsioonijaamad töötasid sagedusel 183,6 megahertsi.

Raketilt saadud raadiosignaalid registreeriti foto- ja magnetlintidele.

Kogu raadio teel saadud informatsioon suunati koordineerivasse arvutuskeskusesse. Seal töödeldi need andmed elektronarvutusmasinate abil automaatselt ümber, määrati raketi trajektoori elemendid ja anti automaatselt juhiseid mõõtebaasidele.

Esimene kunstlik komeet. Kunstlik naatriumkomeet kujutas endast raketi pardalt kosmosesse paisatud atomaarse naatriumiauru pilve.

Esialgu tehti selliseid katseid geofüüsikaliste rakettide abil, millest üks tõusis 430 kilomeetri kõrgusele.

Komeedi loomiseks kasutati juba kaua aega tuntud protsessi, mis toimub naatriumi aatomites: nende aatomite kiiritamisel kollakasoranži valgusega (lainepikkusega 0,589 mikronit) hakkavad need intensiivselt kiirgama sama värvi valgust (tekib nn. resonantskiirgus ehk resonantsfluorestsents). Naatriumi aatomeid võib kiiritada ka teistsuguse valgusega, kuid siiski ainult sellisega, mis sisaldab antud lainepikkust (0,589 mikronit).

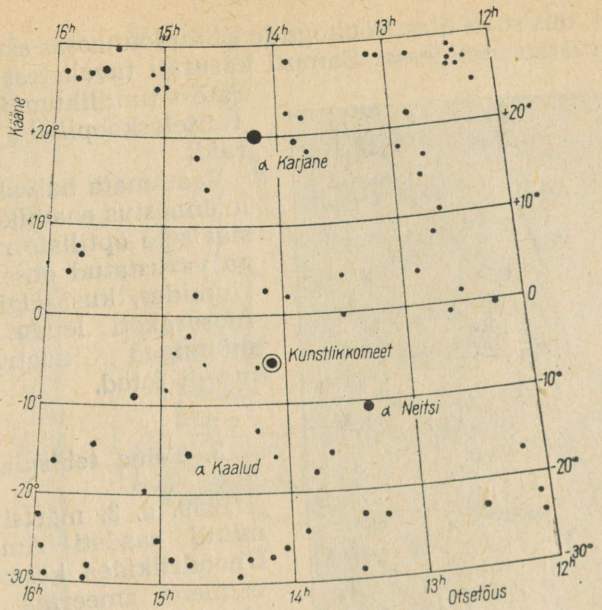
Kosmoseraketi lõppastmesse paigutatud spetsiaalse aparatuuri abil aurustati üks kilogramm naatriumi ja paisati see 5—7 sekundi jooksul planeetidevahelisse ruumi. Naatriumi aurustamiseks kasutati termiiti.

Käsu aparatuuri töölehakkamiseks vajalikul ajamomendil andis väikesegabariidiline elektronkomandoseadis, mille põhiosaks oli kvartskell.

Olgugi et komeedi mõõtmed pidevalt muutusid, võib lugeda, et «õitsenguperioodil» ulatus ta läbimõõt umbes saja kilomeetrini.

Kuna sellel tehisplaneedil oli teine kosmiline kiirus väga väike, siis komeedi naatriumipilv, mille aatomitel oli tohutu kiirus, ei püsinud teda väljapaisanud tuuma läheduses, vaid hajus kiiresti planeetidevahelisse ruumi. Komeedi eluiga oli ainult mõni minut: sama päeva neljanda tunni alguseks lakkas komeet eksisteerimast.

Komeeti vaadelnud astronoomide väidete järgi tekkis ta Neitsi tähtkujus, umbes kolme heleda tähe — Arktuu-



Joon. 86. Skemaatiline kaart taevapiirkonnast, kus 3. jaanuaril 1959. tekitati kunstlik komeet.

ruse, Spiika ja α Kaalud — poolt moodustatud kolmnurga keskkohas (joon. 81).

Kunstliku komeedi tekkimise aeg oli valitud nii, et teda võis vaadelda võimalikult paljudest Nõukogude Liidu vaatlusjaamadest, mis paiknesid Kesk-Aasias, Kaukaasias ja Krimmis. Komeeti võis vaadelda ka Aafrikast, Lähis-Ida maadest ja Indiast.

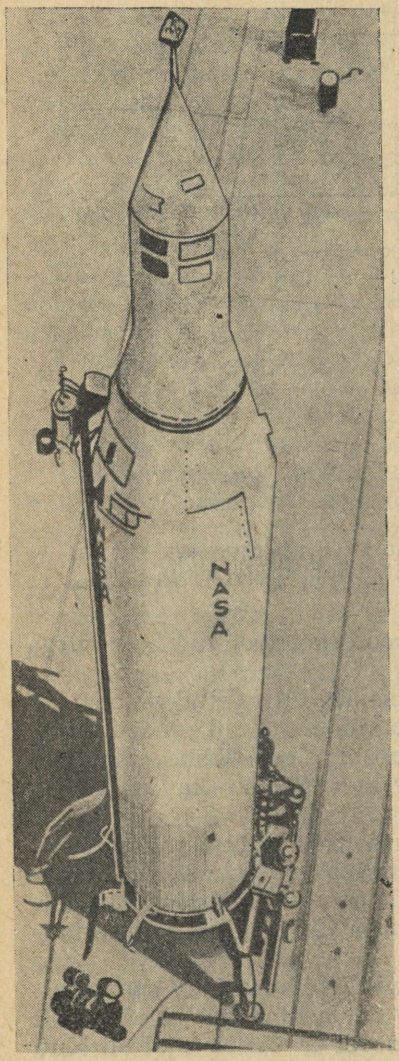
Tehiskomeedi heledus oli nii suur (kuues tähesuurus), et teda võis jälgida ka palja silmaga, ehkki siin oli tegemist nähtavuse piiriga. Kosmoseraketi enda heledus selle kaugusel oli umbes 1600 korda väiksem (neljateistkümnes tähesuurus).

Läbi valgusfiltrite, mis lasksid läbi naatriumi spektraaljoontele vastava valguse ning neelasid Kuult ja tähtedelt tuleva kõrvalise kiirguse (komeedi tekkimise ajal oli Kuu viimane veerand), võis naatriumipilve kergesti fotografeerida ja vaadelda.

Fotografeerimiseks kasutati spetsiaalselt loodud apara-

tuuri, mis seati üles Nõukogude Liidu lõunaosas asuvatesse observatooriumidesse. Samuti kasutati tavalistest kaameratest tundlikumaid elektronteleskoopilisi kaameraid.

Vaatamata halvale ilmale õnnestus enamikes spetsiaalsete optiliste riistadega varustatud observatooriumides, kus jälgiti kosmoseraketi lendu, saada mõningad naatriumkomeedi fotod.



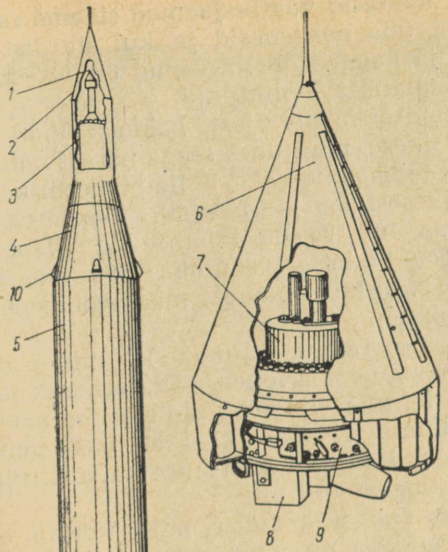
Joon. 87. Raketisüsteem «Pioneer» III enne väljalaskmist 6. detsembril 1958. a. (vaade ülalt).

2. Teine tehisplaneet

1959. a. 3. märtsi hommikul saadeti Ameerika Ühendriikides kosmosesse esimene ameerika tehisplaneet «Pioneer» IV. Kosmoserakett «Juno» II startis Cape Canaveralist Florida poolsaarelt. Joonistel 87—88 on kujutatud «Pioneer» III konstruktsiooni mitmesugused detailid. Tema väljasaatmise etapid on põhiliselt analoogilised «Pioneer» IV omadega.

Varsti pärast kütuse ärapõlemist eraldus tehisplaneeti kandev koonus neljaastmelise liitraketi lõppastmest.

Maapinna ligidal oli rareti maksimaalne Maast eemaldumise kiirus 11,07 kilomeetrit sekundis, ületades veidi kohaliku teise kosmilise kiiruse. 116 500 kilomeetri kaugusel Maast



Joon. 88. Aparaatidega varustatud konteineri paigutus raketis «Pioneer» III ja aparatuuri paigutus konteineris: *1* — aparaatidega varustatud konteiner; *2* — esikoonus; *3* — teine, kolmas ja neljas aste; *4* — juhtimissüsteemi aparaaderuum; *5* — esimene aste; *6* — antenn; *7* — riistad kosmilise kiirguse intensiivsuse mõõtmiseks; *8* — fotoelektriline andur (tajur); *9* — raadiosaatja; *10* — düüsid.

oli raketi kiirus 2910 meetrit sekundis. Võib kergesti välja arvutada, et teine kosmiline kiirus sellel kõrgusel on 2550 meetrit sekundis. Seega võrdus sel ajal raketi kiiruse «ülejääk» 360 meetriga sekundis. Kui aga «Pioneer» IV kaugus Maast kasvas kuni 334 000 kilomeetrini ja tema kiirus kahanes 2100 meetrini sekundis, siis kiiruse ja kohaliku teise kosmilise kiiruse vahe saavutas väärtuse 550 meetrit sekundis.

41 tundi 14 minutit pärast stardimomenti möödus «Pioneer» IV Kuust 59 200 kilomeetri kauguselt. Selleks ajaks oli ta Maast 385 000 kilomeetri kaugusel ning oli läbinud 420 000 kilomeetri pikkuse kaare. Raketi kiirus Maa suhtes oli siis üle poolteise kilomeetri sekundis.

6. märtsil 1959. a. kaotasid vaatlusjaamad sideme raketiga. Raadiosignaalid üha nõrgenesid ja kui stardist oli möödunud 82 tundi ja kaugus oli kasvanud 660 000 kilomeetrini, vaikis tehisplaneet lõplikult.

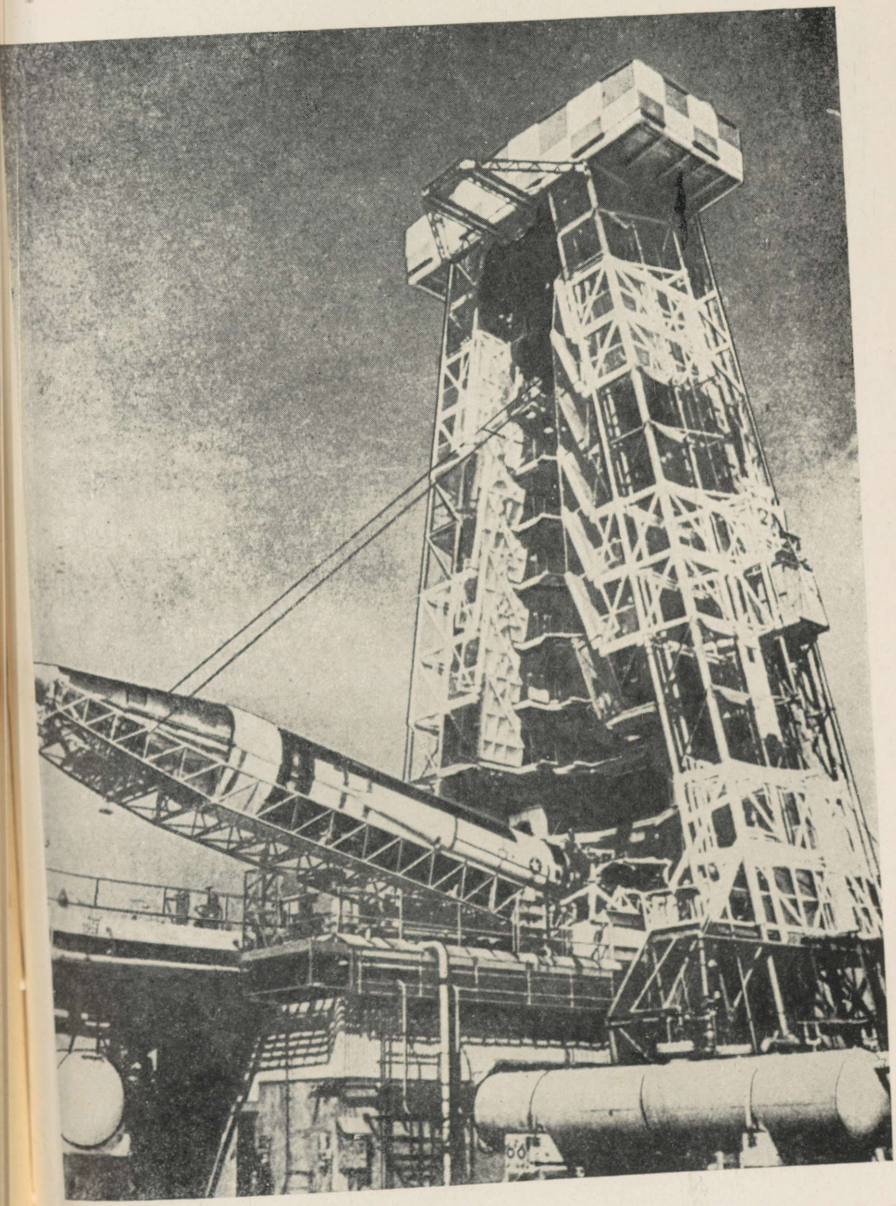
Lahkudes Maa gravitatsiooniväljast, hakkas «Pioneer» IV tiirlema ümber Päikese, muutudes seega pärast nõukogude planeeti teiseks tehisplaneediks. Selle planeedi kõige väiksem kaugus Päikesest on 146 790 400 kilomeetrit ja kõige suurem kaugus 169 326 400 kilomeetrit. Planeedi tiirlemisperiood ümber Päikese on umbes 392 maa-ööpäeva. 17. märtsil 1959. a. läbis planeet maa orbiidi periheeli ja 29. augustil afeeli.

Neljaastmeline kosmoserakett «Juno» II, mille abil saadeti välja teine tehisplaneet «Pioneer» IV, sarnanes oma ehituselt sellele raketile, mis viis orbiidile esimese ameerika tehiskaaslase. «Juno» II stardikaal oli 53,6 tonni, seega 900 korda suurem kasuliku koormuse kaalust. Planeet ise kaalus 5,89 kilogrammi.

Tehisplaneet kujutas endast koonust, mille kõrgus oli 50,8 sentimeetrit. Tema kest oli valmistatud kullakihiga kaetud klaaskiust. Kullakiht etendas antenni osa. Ioniseeriva kiirguse registreerimiseks kosmilises ruumis oli tehiskaaslasel kaks paberossisuurust Geigeri-Mülleri tüüpi laetud osakeste loendajat.

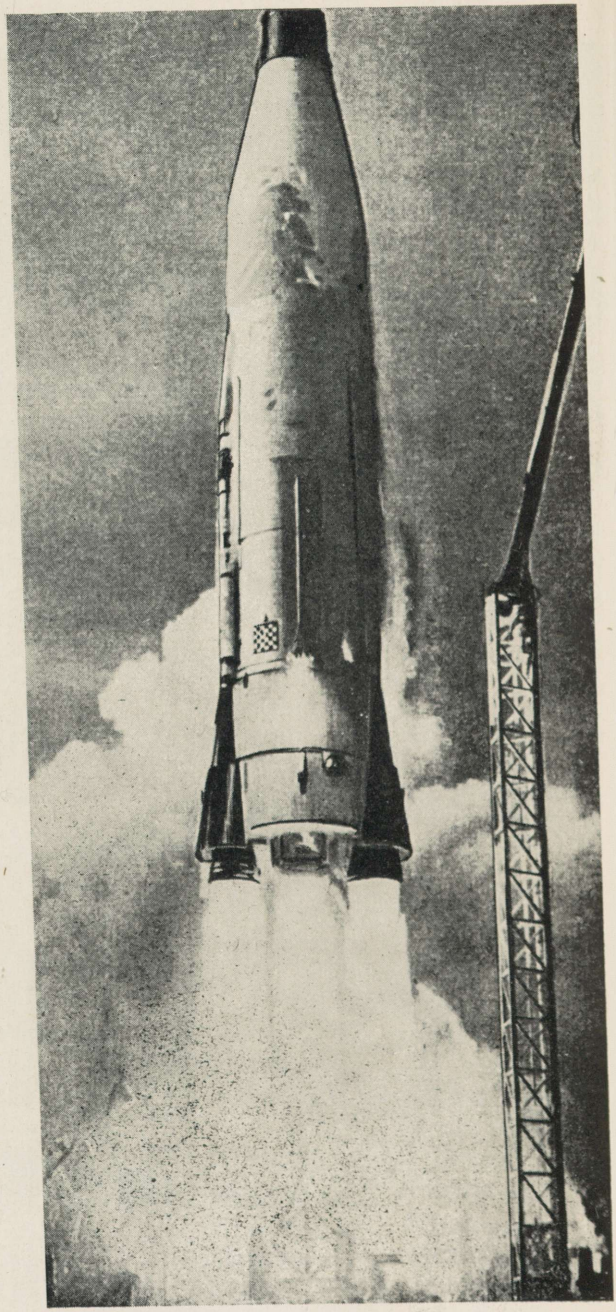
Raketi möödumisel Kuust ei registreerinud loendajad mingisuguseid võnkumisi, mis oleksid võinud tekkida erilise kiirgusvööndi olemasolu tõttu ümber Kuu. See seletub nähtavasti raketi suure kaugusega Kuust. Ioniseeriva kiirguse intensiivsuse muutusi registreeriti aga kogu teekonna vältel Maalt Kuuni.

«Pioneer» IV valgustustugevuse üle, mida põhjustasid Kuu pinnalt peegeldunud päikesekiired, võis otsustada Kuule suunatud fotoelemendi abil muundatavate raadiosignaalide järgi. See andis täiendavat materjali läbitud tee ja Kuule suurima lähenemise momendi kindlaksmääramiseks. «Pioneer» IV raadiosaatja töötas sagedusel 960,05 megahertsi.



Raketi «Atlas» ülesseadmine.

Foto XL



Raketi «Atlas» start.

1. Esimeste rakettide väljasaatmine Kuu suunas

11. oktoobril 1958. a. kell 11.42 Moskva aja järgi saadeti Cape Canaveralist (Ameerika Ühendriikidest Florida poolsaarelt) Kuu suunas neljaastmeline rakett «Thor-Able» kosmosemürsuga «Pioneer» I.

«Pioneer» I lend. Raketi kogupikkus oli 26,9 meetrit ja stardikaal 52,2 tonni .Sellest umbes 50 tonni langes esimese, 2 tonni teise ja 180 kilogrammi kolmandale astmele. Kasuliku koormuse kaal oli 38,5 kilogrammi ja ta kujutas endast tahkel kütusel töötavat neljandat raketiastet, millel paiknesid ka televisioonikaamera ja mõõteaparatuur. See aste pidi tööle hakkama alles pärast Kuu külgetõmbejõu mõjupiirkonda jõudmist, vähendama seal oma liikumiskiirust ja muutuma Kuu tehiskaaslaseks.

Esimeseks astmeks (stardiastmeks) oli keskmise tegevusraadiusega ballistiline vedelkütusel töötav rakett «Thor» veojõuga 68 tonni. Teine aste, pikkusega 9,5 meetrit ja kaaluga 2 tonni, kujutas endast raketi «Vanguard» vedelkütusmootoriga teise astme muudetud varianti, mis arendas veojõudu 3,4 tonni. Ka see aste nagu stardiastegi oli varustatud autopiloodiga, mis enne teise astme eraldumist kindlustas kogu raketisüsteemi õige orientatsiooni ruumis. Seejärel pandi raketisüsteemi ülejäänud osa miniatuursete rakettide abil kiiresti oma pikitelje ümber pöörlema (mitu pööret sekundis), mis tagas liikumise stabiilsuse. Pärast teise astme töö lõppemist, kui rakett oli juba niisugusel kaugusel, kus õhutakistus praktiliselt puudus, vabastati ta automaatselt voolujoonelisest kuplist. Kolmas aste töötas tahkel kütusel, arendas veojõudu 1,2 tonni ja kaalus veidi üle 180 kilogrammi. Neljas aste oli oma konstruktsioonilt jällegi raketi «Vanguard» vastava astme variant. Pärast kütuse ärapõlemist pidi kolmas aste eralduma neljandast ja järgnema sellele Kuu suunas samasugust trajektoori mööda.

«Pioneer» I pikkusega 76,2 ja läbimõõduga 73,6 sentimeetrit, sarnanes seenega. Kasuliku koormuse kogukaal oli 19,8 kilogrammi, millest 11,25 kilogrammi langes televisioonikaamerale ja tema pardale paigutatud teaduslikule aparatuurile. Rakett oli varustatud ionisatsioonikambriga, mis võimaldas väga laiades piirides mõõta kiirguse inten-

siivsust — ühest kuni miljoni röntgenini tunnis. Kamber oli argooniga täidetud silinder läbimõõduga 3,2 sentimeetrit ja pikkusega 6,4 sentimeetrit.

«Pioneer» I oli varustatud kahe 30,4 sentimeetri pikkuse vardakujulise antenniga. Elavhõbepatareide tööaeg oli arvestatud kümnele päevale.

Seenekujulise kosmosemürsu «varreks» oli tahkel kütusel töötav rakettmootor. See mootor arendas veojõudu 1,36 tonni ja koosnes kaheksast raketist, mida Maalt antavate käskude abil võis paarikaupa süüdata. Niisugune rakett põles kõigest ühe sekundi. Raketi neljas aste pidi tööle hakkama alles pärast Kuu külgetõmbejõu mõjupiirkonda jõudmist ja vähendama seal automaatselt oma liikumiskiirust Kuu suhtes.

Vajaliku kiiruse Kuuni jõudmiseks pidi rakett saavutama umbes 430 kilomeetri kõrgusel ehk ligikaudu 550 kilomeetri kaugusel stardikohast. Lend ümber Kuu pidi toimuma mööda trajektoori, mis oma kujult meenutab kaheksat. Kaks minutit pärast starti lülitati sisse raketi teine aste ja pärast sama suurt ajavahemikku — kolmas aste. Raketi apratuur töötas normaalselt. Kuid raketi kiirus — 10 490 meetrit sekundis — jäi väiksemaks projekteeritud kiirusest — 10 750 meetrit sekundis. Pealegi tekkis stardiastme autopiloodi rikete tõttu veel kõrvalekaldumine ettenähtud trajektoorist.

Selle tulemusena, nagu teatati, alustas mürsk oma lendu 3°,5 võrra järsemini, kui esialgu arvati.

Pärast kolme astme töö lõppemist tõusis rakett 113 776 kilomeetri kõrgusele, kattes peaaegu ühe kolmandiku Maa ja Kuu vahelisest kaugusest. Vaatlusjaamades registreeriti kiirust, millega rakett pöörles ümber oma pikitelje. Kolm minutit pärast starti võeti esimesi raadiosignaale vastu New Yorgis ja veel 7 minutit hiljem — raadioteleskoobi abil Jodrell Bankis. 300-millivatise võimsusega telemeetriline raadiosaatja töötas sagedusel 108,06 megahertsi (s. o. lainepikkusel 2,7743 meetrit).

Juhtimissüsteemi raadiosaatja, mille võimsus oli 1 vatt, töötas sagedusel 108,09 megahertsi (lainepikkusel 2,7735 meetrit).

Kui «Pioneer» I jõudis apogeesse, tehti katset muuta ta väga väljavenitatud elliptilise orbiidiga Maa tehiskaaslaseks. Selleks pidi raketile andma horisontaalsuunalise kiiruse suurusega umbes 1 kilomeeter sekundis. Selleks

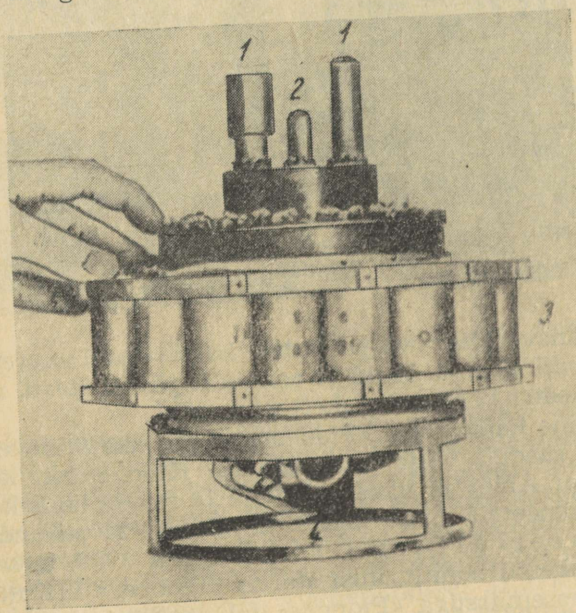
ettenähtud neljas aste ei täitnud aga Maalt antud käsku. (Samuti ei õnnestunud seda astet kasutada langemiskiiruse vähendamiseks.) 13. oktoobril kell 6.46 Moskva aja järgi langes «Pioneer» I Vaikse ookeani kohal, umbes 3000 kilomeetri kaugusel lähimast mandrist — Lõuna-Ameerikast — tihedatesse atmosfäärikihtidesse ja hävis.

Need andmed saadi JoudrellBankis (Inglismaal) asuva maailma suurima raadioteleskoobi abil, mille antenni läbimõõt on 75 meetrit. Teisi vaatlusandmeid raketi langemise kohta ei olnud.

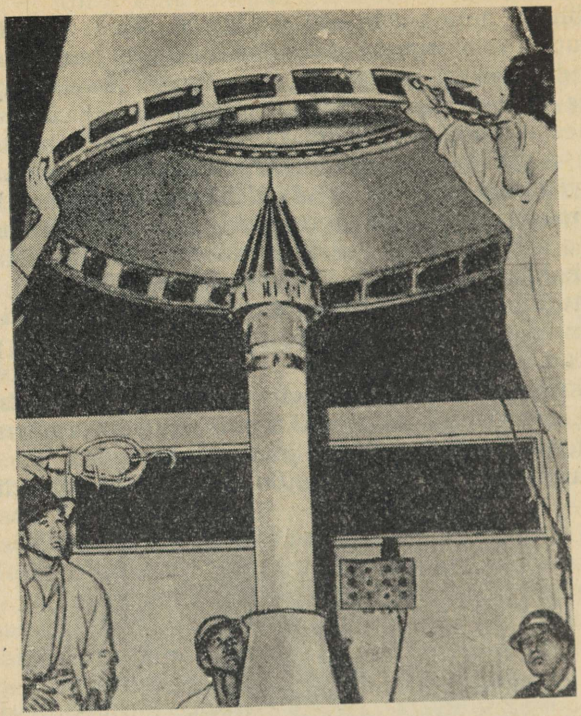
43 tunni kestel — alates stardimomendist kuni Maale langemise momendini — võeti vastu «Pioneer» I pardalt saadetud raadiosignaale.

On kerge välja arvutada, et kui «Pioneer» I oleks väljalennul arendanud kõigest 2,5 protsendi võrra suuremat kiirust, siis oleks ta võinud jõuda Kuuni.

Olgu märgitud, et analoogiline kosmiline seadeldis lasti



Joon. 89. Raketisüsteemi «Pioneer» teaduslíku aparatuuri blokk: *1* — Geigeri-Mülleri loendaja; *2* — pingeregulaator; *3* — saatjat ümbritsevad patareid; *4* — fotoelektrilise anduri lääts.



Joon. 90. Raketisüsteemi «Pioneer» esikoonuse paigaldamine.

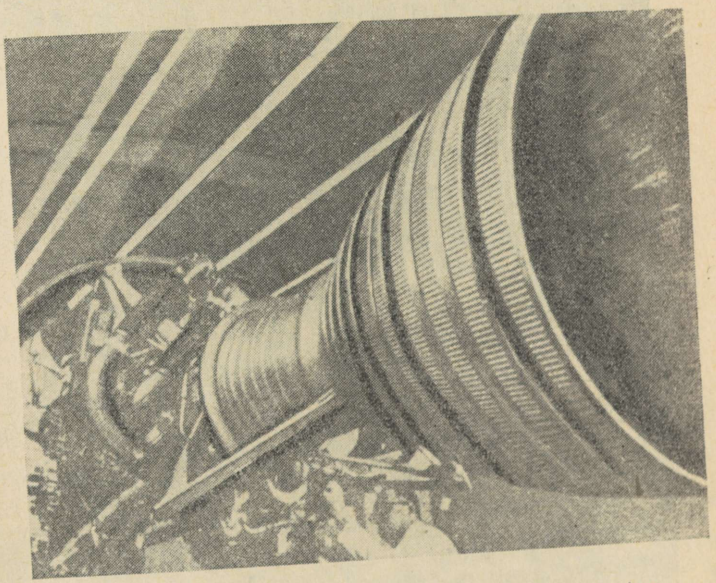
Cape Canaveralist välja juba kaks kuud varem — 17. augustil 1958. a. Kuid 77 sekundit pärast starti, umbes 20 kilomeetri kõrgusel, rakett plahvatas.

Järgmine katse tehti «Pioneer» II-ga, mis 8. novembril 1958. a. saadeti välja Kuu suunas. Kuid raketi kolmas aste «Thor-Able» ei hakanud tööle ja rakett läbis kõigest 1 550 kilomeetrit. Lend kestis 42 minutit 24 sekundit.

«Pioneer» III lend. 6. detsembril 1958. a. saadeti samalt raketodroomilt, kust startis «Pioneer» I, Kuu suunas kosmosemürsuga «Pioneer» III varustatud raketisüsteem «Juno» II (vt. joon 91—93). «Juno» II ole neljaastmeline rakett pikkusega 23,2 meetrit ja stardikaaluga 54,885 tonni. Kosmosemürsu ja temas sisalduvate aparaatide kasulik kaal oli 1000 korda väiksem, s. o. 58 kilo-

grammi. Esimeseks astmeks oli keskmise tegevusraadiusega ballistilise vedelkütusel töötava raketi «Jupiter» muudetud variant. Teine aste koosnes üheteistkümnest kergemaks muudetud ballistilisest püssirohuraketist «Sergeant» ja kolmas aste kolmest sama tüüpi raketist. Neljas aste oli varustatud ühe «Sergeant» tüüpi raketiga.

Pärast esimese astme töö lõppemist pandi kolm ülejäänud astet stabiilsuse tagamise eesmärgil pöörlema.

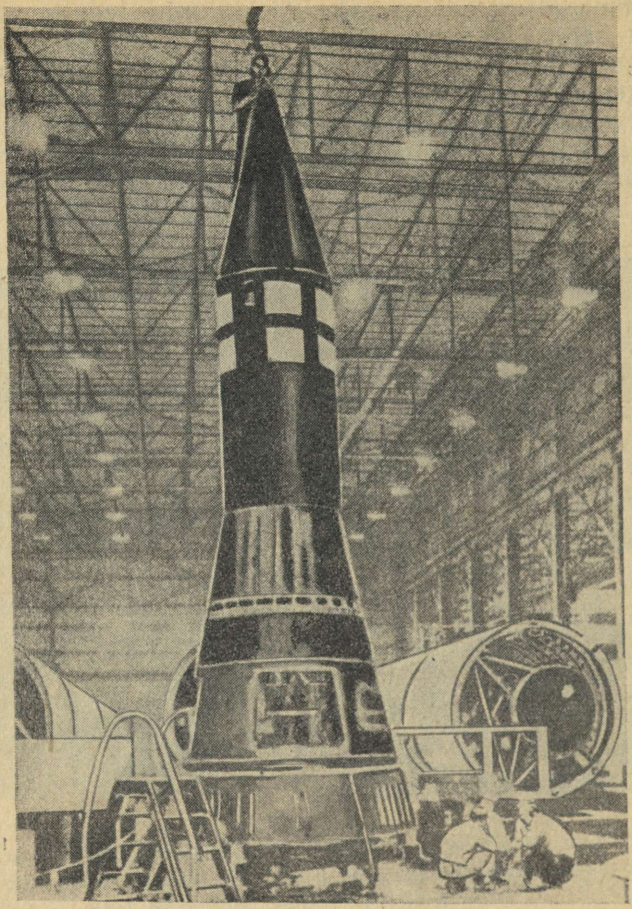


Joon. 91. Raketi «Juno» III esimese astme mootor.

Koonusekujuline kosmosemürsk «Pioneer» III oli valmistatud õhukese kullakihiga kaetud klaastekstoliidist. See metallikiht ja koonuse tipust väljaulatuv alumiiniumvarras täitsid antenni ülesannet. Koonuse kõrgus oli 58,4 sentimeetrit ja põhja läbimõõt 25,4 sentimeetrit.

180-millivatise võimsusega raadiosaatja, mis töötas sagedusel 960,05 megahertsi (lainepikkusel 31,227 sentimeetrit), kaalus ilma elavhõbepatareideta 5 kilogrammi. Elavhõbepatareid olid arvestatud 90 töötunnile.

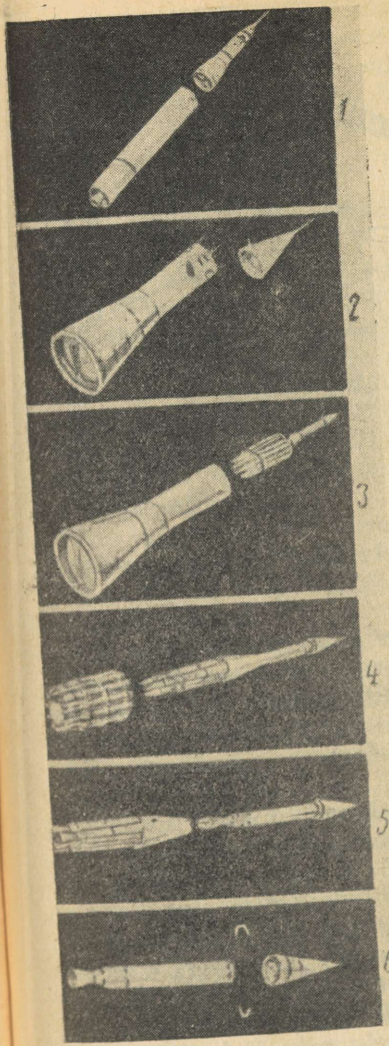
Kosmosemürsk oli varustatud kahe pidevalt töötava Geigeri-Mülleri tüüpi laetud osakeste loendajaga. Peale selle



Joon. 92. Raketi «Juno» III viimased astmed.

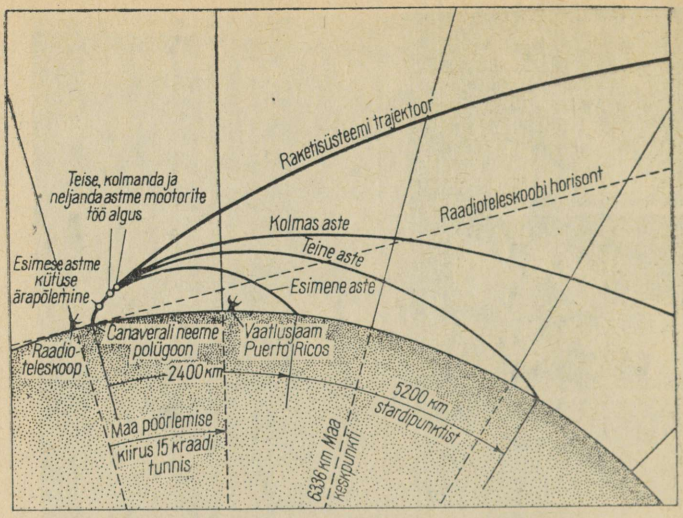
oli tema pardal fotoelektriline seadis Kuu pinna fotografeerimiseks, mis pidi tegevusse astuma mürsu möödumisel Kuust. Arvati, et erinevalt «Pioneer» I-st jõuab «Pioneer» III Kuu ligidusse ja muutub tema tehiskaaslaseks.

Inertsiaalselt toimuva lennu alguses pidi mürsu trajektoor moodustama vertikaalsihiga 68-kraadise nurga. «Pioneer» III kaldus aga sellest sihist 3°,5 võrra allapoole



Joon. 93. Raketi «Union» III astmete eraldumise skeem: *1* — eraldumine esimesest astmest; *2* — esikoonuse eemaldumine; *3* — silindrilise kesta ja juhtimisseadmetega varustatud koonilise osa eraldumine; *4* — teise astme eraldumine; *5* — kolmanda astme eraldumine; *6* — teadusliku aparatuuriga varustatud konteineri eraldumine neljandast astmest.

(umbes samapalju kaldus oma kursist kõrvale ka «Pioneer» I, kuid ülespoole). Esimene aste töötas ettenähtud 118 sekundi asemel 114 sekundit. Pärast esimese astme töö lõppemist tõusis rakett 55 sekundit inertsiaalselt.



Joon. 94. Raketisüsteemi «Pioneer» III trajektoori algosa.

Seejärel hakkasid 27-sekundiste ajavahemike järel tööle teiste astmete mootorid. Kõik raketisüsteemi neli astet töötasid lõpuni, kuid ettearvutatud kiiruse 11 128 meetrit sekundis asemel saavutati kiirus 10 743 meetrit sekundis. Tõusnud 102 000 kilomeetri kõrgusele, hakkas «Pioneer» III langema tagasi Maale. Arvatavasti põles ta täielikult ära atmosfääris, jõudmata Maa pinnale.

«Pioneer» III ja teiste kosmosemürskude liikumist jälginud põhiline vaatlusjaam asub kuivanud Goldstone'i järve põhjal (Ameerika Ühendriigid, Kalifornia). Jaama käsutuses on 26-meetrine ketasantenn. Arvati, et see jaam võib «Pioneer» III-lt signaale vastu võtta kuni 620 000 kilomeetri kauguseni. Viimast korda võeti raketilt signaale vastu siis, kui ta asus 3 200 kilomeetri kõrgusel ja langes kiirusega 10 387 meetrit sekundis. Raketi lennuks maksimaalsele kõrgusele ja tagasi kulus 37 tundi 6 minutit.

Pärast seda, kui 24. septembril 1959. a. neljaastmeline kuurakett «Atlas-Able» plahvatas maapealsete katsetuste ajal Cape Canaveralis, püüti 26. novembril 1959. a. saata analoogilise raketi abil orbiidile ümber Kuu kaaslast («Pioneer» V), mille kasulik kaal oli 170 kilogrammi. See

katse ebaõnnestus. 70 sekundit pärast starti lakkas raketi teise astme raadiotelemeetriline aparatuur töötamast ja rikete tõttu ülemistes astmetes kukkus rakett arvatavasti Atlandi ookeani. «Pioneer» V tükid leiti Atlandi ookeani liivaselt rannalt poolteise kilomeetri kaugusel väljalaskетornist.

2. «Lunnik» II lend

12. septembril 1959. a. startis Nõukogude Liidu territooriumilt Kuu suunas teine nõukogude kosmoserakett («Lunnik» II). Trajektoori aktiivsel lõigul juhiti raketi liikumist automaatselt. Vaba tee algul paisati raketi lõppastmest mehhaanilise seadeldise abil välja konteiner teadusliku aparatuuriga. Raketi lõppaste koos konteineriga (ilma kütuseta) kaalus 1511 kilogrammi. Konteiner koos teadusliku ja mõõteaparatuuriga ning toiteallikatega kaalus 390,2 kilogrammi.

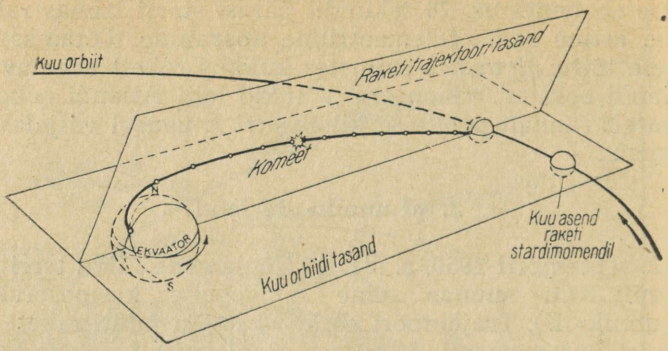
Teise kosmoseraketi kiirus oli veidi väiksem esimese kosmoseraketi kiirusest. Vaba lennu algul oli konteineri kiirus veidi suurem kohalikust teisest kosmilisest kiirusest, mis rakettmootori väljalülimise kõrgusel võrdus umbes 10 kilomeetriga sekundis. Arvutused näitavad, et sama passiivset teeosa mööda liiguks rakett ka siis, kui talle maapinnal antaks kiirus 11,3 kilomeetrit sekundis ja kui puuduks õhutakistus.

Missugust trajektoori mööda liikus siis see esimene kuuurija?

Tõusnud vertikaalselt taevasse, jätkas rakett lendu keerukat kaarekujulist joont mööda, mis ei ühti ühegagi matemaatikast tuntud kõveratest. Siis aga, kui rakett asus õhuta ruumis ja mootorid lõpetasid oma töö, liikus ta (inertsi mõjul) oma kineetilise energia tõttu hüperbooli mööda. Kaugenemisel Maast muutus raketi tee üha sirgemaks (joon. 95).

Miks raketi trajektoor oli lennu algetapil nii keeruline? Siin nimelt toimus äge «lahing» Maa külgetõmbejõu, õhutakistuse, raketi veojõu ja teiste tegurite vahel.

Pärast raketi väljumist atmosfäärist ja mootorite töö lakkamist määras trajektoori kuju ainult Maa gravitatsiooniväli. Alles Kuu ligidal esinesid tähtsusetud kõrvalekaldumised. See seletub konteineri suure liikumiskiirusega, Kuu võrdlemisi väikese külgetõmbejõuga ja sellega,

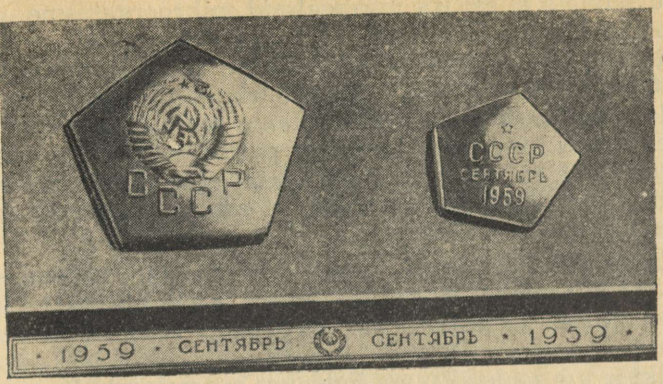


Joon. 95. Kuuraketi lennutrajektoori skeem.

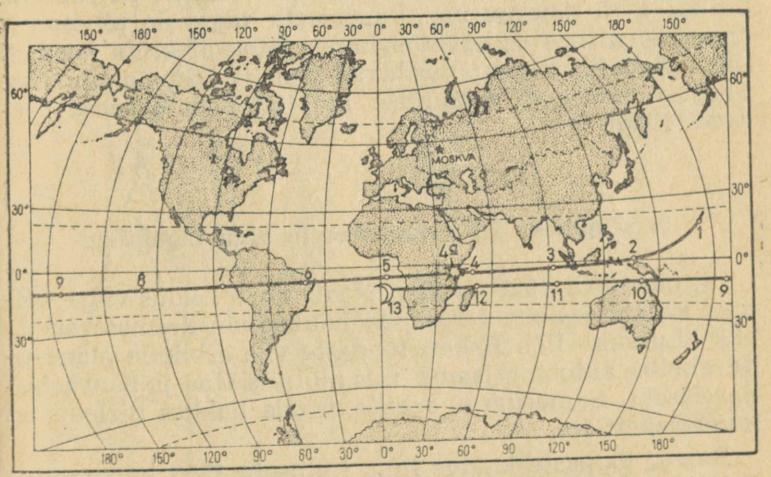
et konteiner langes tema pinnale peaaegu vertikaalselt. Arvutused näitavad, et Kuu gravitatsioonivälja mõju on sellisel lennul väga väike, võrreldes raketi poolt Maa külgetõmbejõu ületamiseks kulunud energiaga. Päikese suur külgetõmbejõud oli samuti praktiliselt tähtsusetu, sest Päike mõjutas kõiki kolme keha — Maad, Kuud ja raketti peaaegu ühtemoodi, andes neile võrdsed kiirendused ja kiirused.

Inertsi mõjul toimuva lennu ajal muutus järsult kosmoseraketi kiirus. Tema liikumine aeglustus analoogiliselt ülesvisatud kivi liikumisele. Umbes 266 000 kilomeetri kaugusel, kui konteiner jõudis Kuu külgetõmbejõu mõjusfääri, oli kosmoseraketi kiirus kõige väiksem, võrdudes 2,3 kilomeetriga sekundis.

Selleks et täpsemalt määrata raketi kaugust Kuust, lülitati mõni minut enne Kuule langemist sisse konteineris asuv altimeeter, mille mõõtmistulemused anti raadio teel edasi maapinnale. 14. septembril kell 0 tundi 02 minutit 24 sekundit Moskva aja järgi jõudis teine nõukogude kosmoserakett Kuu pinnale. Tema langemise kiirus oli 3,3 kilomeetrit sekundis. Rakett langes Kuule 60° nurga all ida pool Selguse merd Aristillose, Arhimedese ja Autolükose kraatrite lähedal 800 kilomeetri kaugusel Kuu näiva ketta äärest. Selle koha selenograafilised koordinaadid olid: laius +30° ja pikkus 0°. Samuti nagu esimene kosmoserakettki kandis ka «Lunnik» II oma pardal vimpleid Nõukogude Liidu riigivapi kujutisega. Need vimplid, mis olid esimestest veidi väiksemad, viidi Kuu pinnale (joon. 96). Ka liitraketi lõppaste langes Kuule. Selleks et



Joon. 96. Teise kuuraketi poolt Kuule viidud vimpel.



Joon. 97. Teise kosmoseraketi trajektoori skeem. Arvud skeemil tähistavad raketi projektsiooni järjestikuseid asendeid Maa pinnal: 1—12. septembril kell 12; *2* — kell 15, 78 500 kilomeetri kaugusel Maast; *3* — kell 18, 112 000 km; *4* — kell 21, 142 400 km; *4-a* — kunstliku komeedi tekkimine; *5*—13. septembril kell 00, 171 000 km; *6* — kell 3, 198 000 km; *7* — kell 6, 224 000 km; *8* — kell 9, 250 000 km; *9* —kell 12, 274 000 km; *10* — kell 15, 298 000 km; *11* — kell 18, 322 000 km; *12* — kell 21, 346 000 km; *13*—14. septembril kell 00, 02. 24., 371 000 km, raketi kohtumine Kuuga.

Kuu pinnale ei satuks maapealseid mikroorganisme, võeti konteineri väljalaskmisel kasutusele vastavad abinõud.

Raketi kogu lennu vältel mõõdeti pidevalt tema kaugust Maast, ta radiaalkiirust ja nurkkoordinaate (joon. 98). Kolm raadiosaatjat teatasid Maale teaduslike mõõtmiste tulemustest ning kosmoseraketi pardal valitsevast temperatuurist ja rõhust. Kahe ülejäänud saatja abil anti edasi teaduslike mõõtmiste andmeid ja raketi lõppastme liikumise karakteristikuid.

Kosmoseraketi lendu jälgiti ka optiliste vahenditega: raketti fotografeeriti, kui see asus 130 000 kilomeetri kaugusel Maast. Isegi veel siis, kui rakett asus 150 000 kilomeetri kaugusel Maast, õnnestus, luues tehiskomeedi, lühikese aja jooksul tema heledust mitmekordselt suurendada.

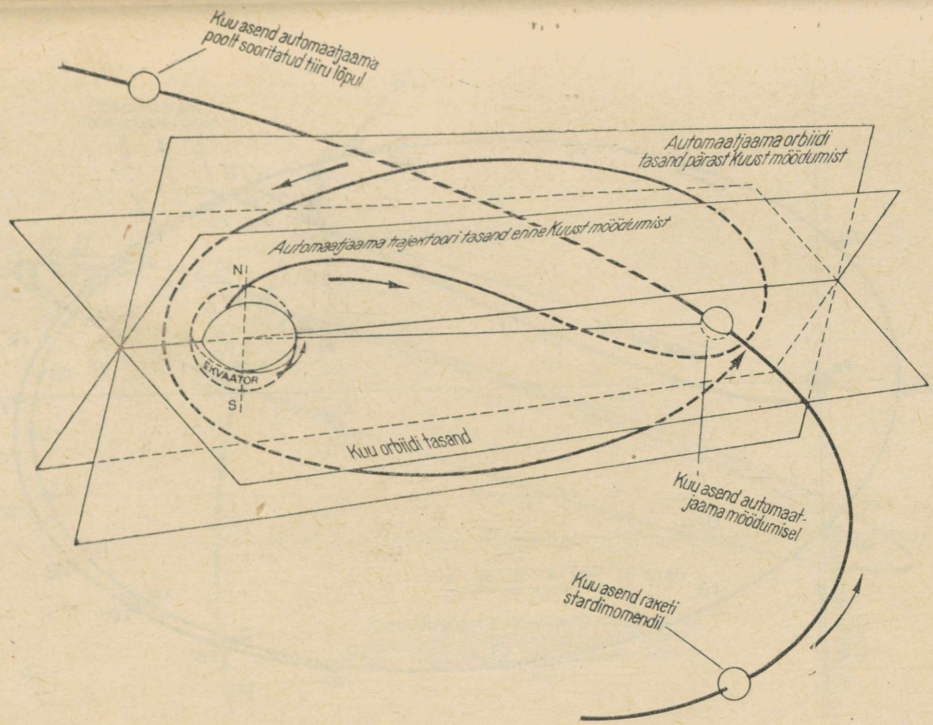
Teist tehiskomeeti — 600-kilomeetrise läbimõõduga hiiglasuurt naatriumipilve — nähti Veevalaja tähtkujus 5—6 minuti kestel. Tema maksimaalne heledus oli umbes 4—5 tähesuurust. Vaatamata tugevale pilvitusele õnnestus mõnes observatooriumis fotografeerida komeeti läbi valgusfiltrite, mis neelavad Kuu ja tähtede kõrvalise kiirguse (komeedi tekkimise ajal oli Kuu esimese veerandi lõpp).

3. «Lunnik» III fotografeerib Kuu tagakülge

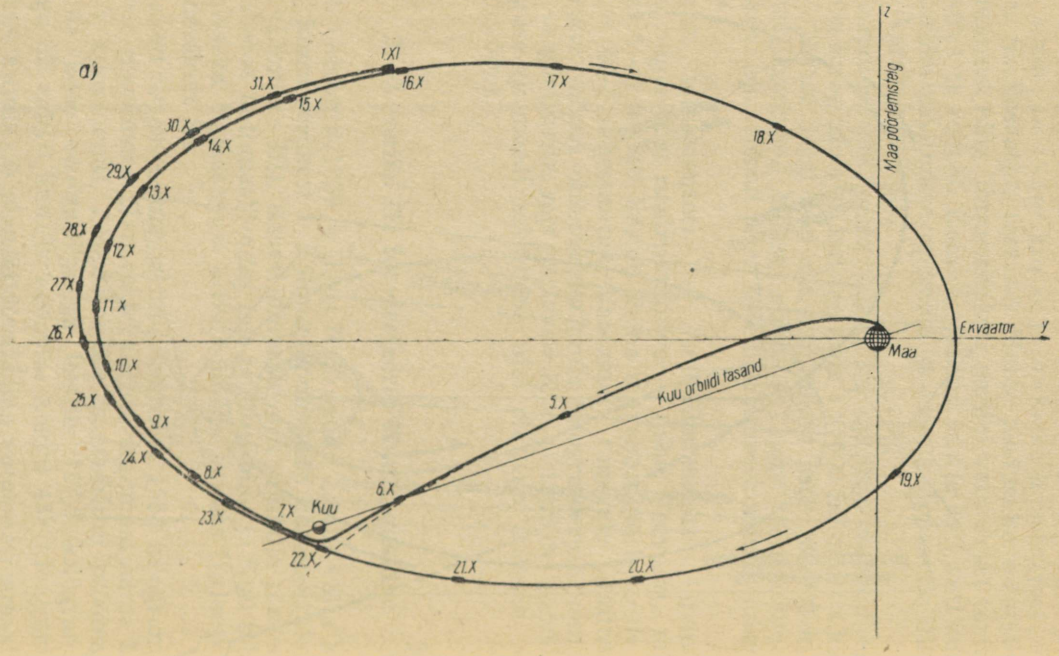
4. oktoobril 1959. a. lasti Nõukogude Liidus välja kolmas kosmoserakett («Kolmas nõukogude kosmoserakett» ehk «Lunnik» III). Raketi lõppaste viis orbiidile planeetidevahelise automaatjaama, mis muutus Maa ja Kuu tehiskaaslaseks. Samasugust orbiiti mööda hakkas tiirlema ka kanderakett ise.

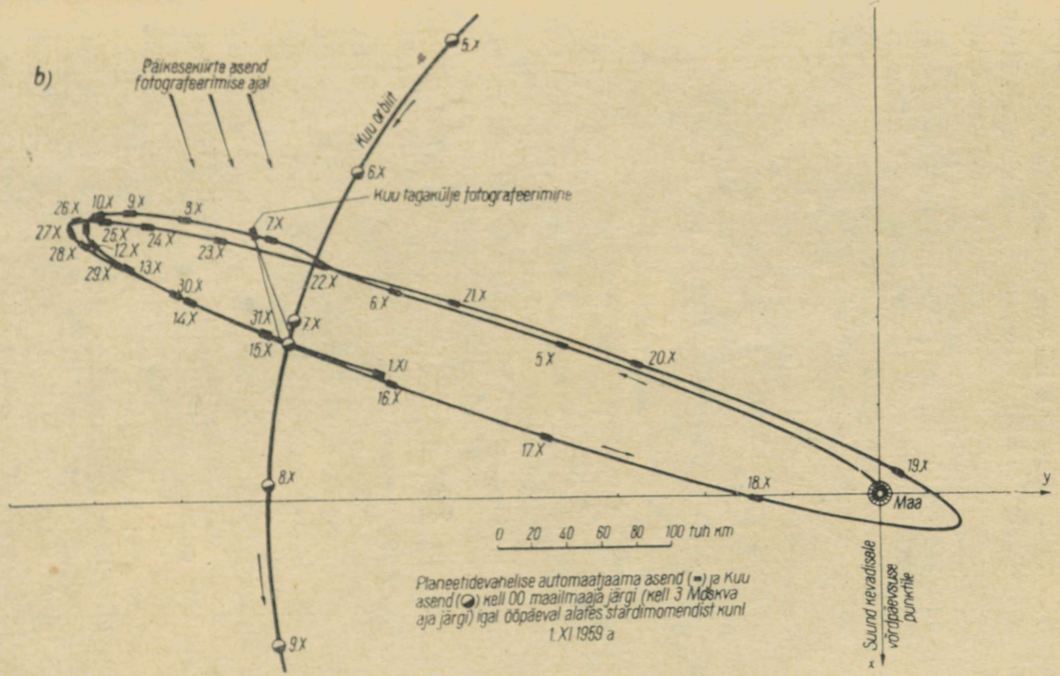
Raketi lõppaste kaalus ilma kütuseta 1553 kilogrammi. Sellest moodustas planeetidevahelise automaatjaama kaal 278,5 kilogrammi. Lõppastmesse monteeritud mõõteaparatuur koos vooluallikatega kaalus 156,5 kilogrammi. Seega oli raketi kasulik koormus kokku 435 kilogrammi.

Oma kujult oli planeetidevaheline automaatjaam sfääriliste põhjadega silinder maksimaalse läbimõõduga 1,2 meetrit ja pikkusega 1,3 meetrit. Jaama esiosa külge oli kinnitatud kuus vardakujulist antenni (joon. 100—101).



Joon. 98. Planeetidevahelise automaatjaama lennutrajektoori skeem.


z
Maa pöörlemistelg
Ekvaator
y
Maa
Kuu orbiidi tasand
Kuu
1.XI
31.X
30.X
29.X
28.X
27.X
26.X
25.X
24.X
23.X
22.X
21.X
20.X
19.X
18.X
17.X
16.X
15.X
14.X
13.X
12.X
11.X
10.X
9.X
8.X
7.X
6.X
5.X



Joon. 99. Planeetidevahelise automaatjaama lennutrajektoor: *a* — vaade kevadpunkti poolt; *b* — projektsioon Maa ekvaatori tasandil.

Raketti (s. t. kõiki tema astmeid) juhiti ainult aktiivsel trajektooriosal. Edasine liikumine Maa ja Kuu raskusväljas toimus aktiivsel teelõigul omandatud hoo mõjul. Saadud energia tõttu liikus ta hiljem inertsiaalselt.

6. oktoobril 1959. a. kell 17.16 asus kosmoserakett Kuule kõige lähemal — umbes 6200 kilomeetri kaugusel Kuust. Kui planeetidevaheline jaam oli ümber Kuu liikudes jõudnud 60 000—70 000 kilomeetri kaugusele Kuu pinnast, tegid tema pardale monteeritud automaatsed telefotograafilised seadmed Kuu tagaküljest foto. Umbes 40 minuti jooksul fotografeeriti 70 protsenti päikesekiirtest valgustatud Maalt nähtamatust Kuu poolest. See pöördeline teaduslik saavutus andis teadlaste käsutusse uue relva Maa loodusliku kaaslase — Kuu — edasiseks uurimiseks. Planeetidevahelise automaatjaama abil õnnestus lahendada ka rida teisi Kuu ja kosmilise ruumi uurimisega seotud küsimusi.

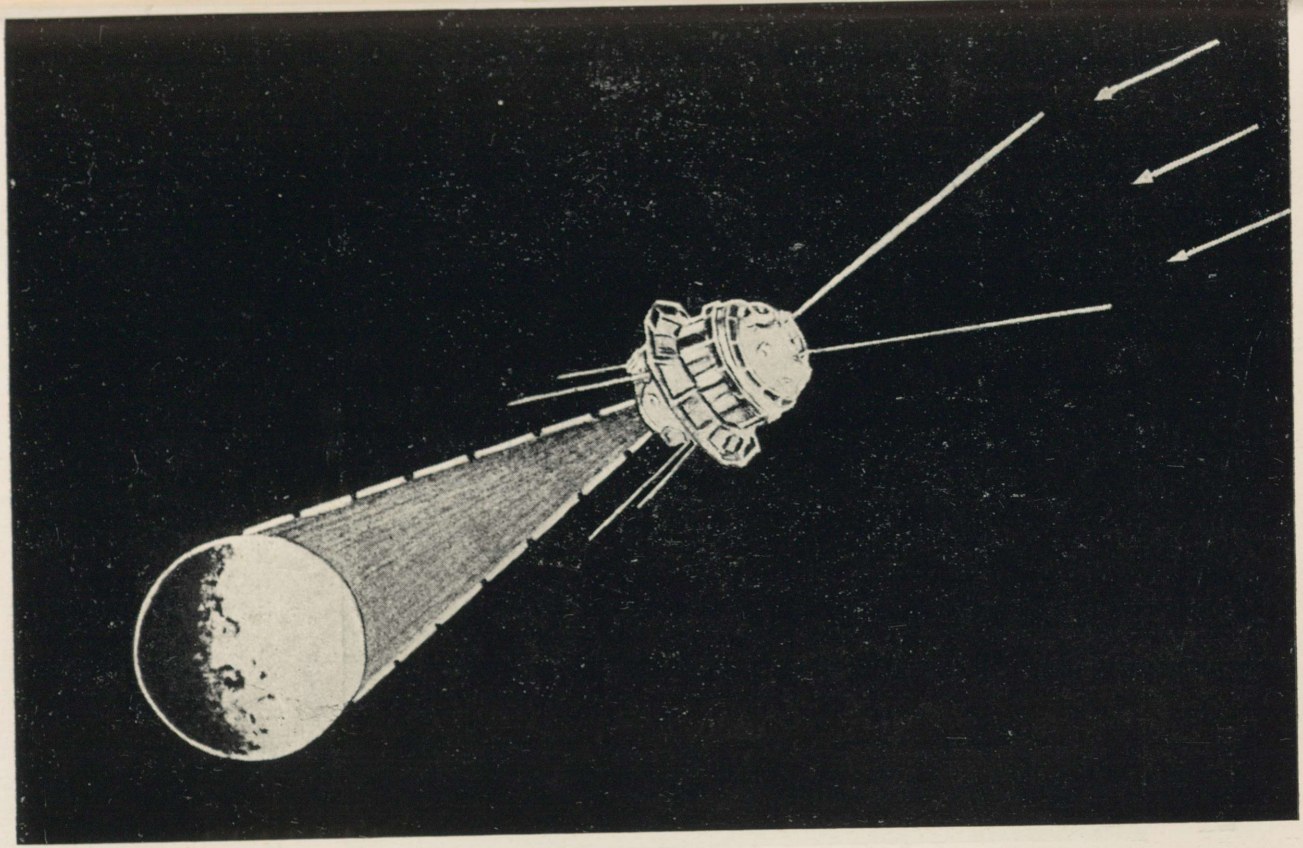
Selleks et kolmas kosmoserakett, nii nagu esimene, ei muutuks Päikese tehiskaaslaseks, vaid liiguks ümber Kuu, tuli raketile stardi ajal anda väiksem kiirus kui kahele tema eelkäijale (kiirus pidi olema väiksem kui teine kosmiline kiirus). Raketi kiiruse ja liikumise suuna lõplik reguleerimine lõppastme töö lakkamise hetkel nõudis siiski veel suuremat täpsust. Kui kiirus oleks projekteeritud kiiruse ületanud kas või ainult ühe kolmandiku protsendi võrra, siis oleks rakett möödunud Kuust kauguselt, mis võrdub Maa kaugusega Kuust.

Teekonnal Maalt Kuuni muutus automaatjaama trajektoor tunduvalt. Selle muutuse peamiseks põhjuseks oli meie planeedi ja Kuu gravitatsiooniväljade mõju (joon. 75, 76).

Kuid alates hetkest, kus planeetidevaheline jaam hakkas Kuust eemalduma, mõjutas Kuu väga vähe tema orbiiti ja see muutus peaaegu elliptiliseks.

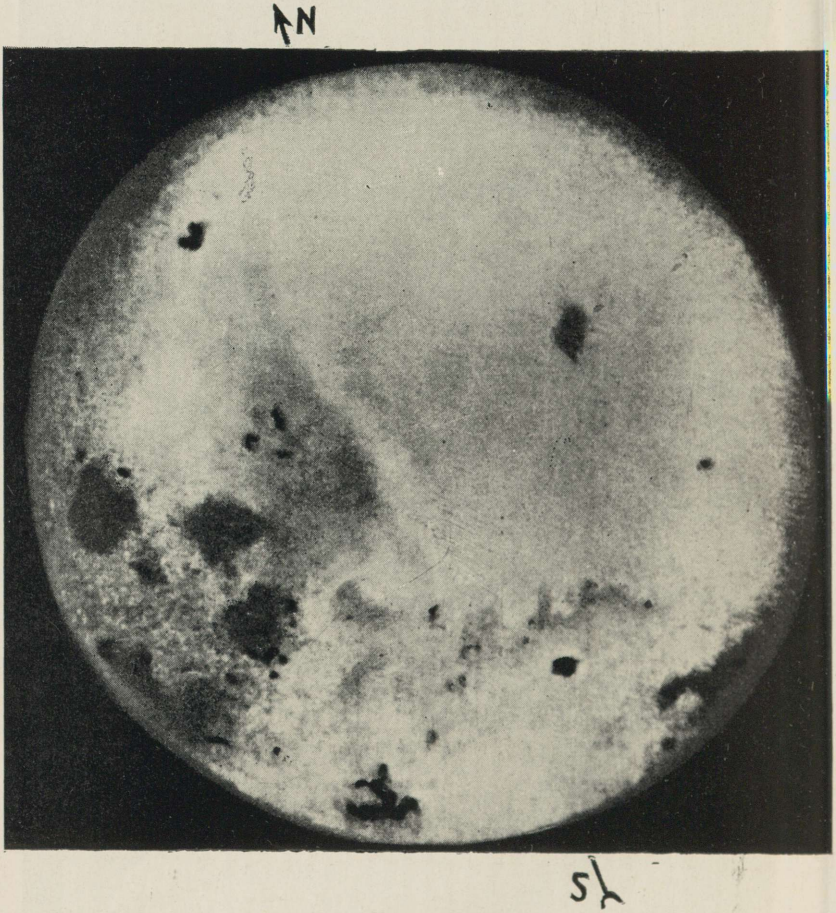
Jaama esimeste tiirude ajal asus apogee maapinnast 480 000 kilomeetri ja perigee 41 000 kilomeetri kaugusel.

Jaama elliptilise orbiidi väike telg oli peaaegu kaks korda lühem suurest teljest. Ükski looduslikest planeetidest või tehiskaaslastest ei liigu nii väljavenitatud orbiidil. Seetõttu oli automaatjaama kiirus orbiidil väga ebaühtlane. Apogees liikus jaam võrdlemisi aeglaselt, kattes umbes 0,4 kilomeetrit sekundis. (See on väiksem kui tänapäeva reaktiivlennukite poolt saavutatud kiirused.) Kuid

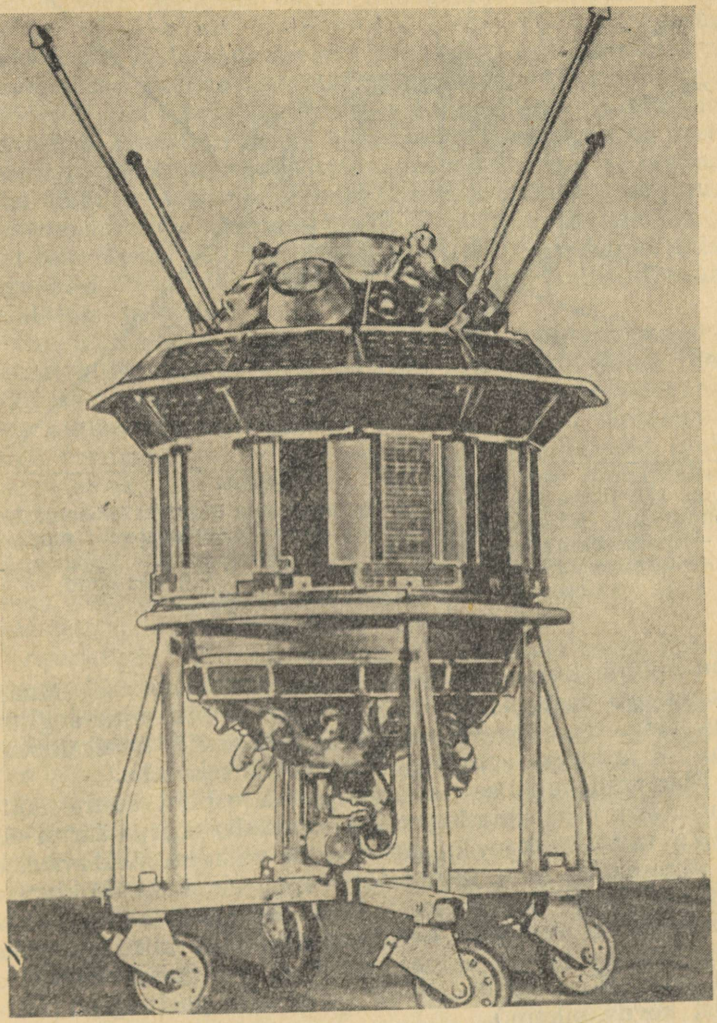


Planeetidevahelise automaatjaama asend ruumis Kuu tagakülje fotografeerimisel (nooled paremal näitavad päikesekiirte suunda).

Foto XLII

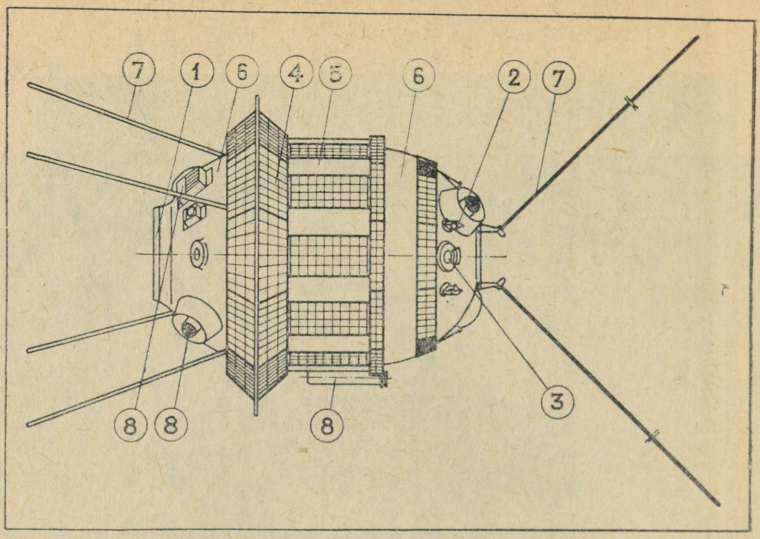


Kuu tagakülje foto, mis tehti planeetidevahelise automaatjaama pardalt.



Joon. 100. Planeetidevaheline automaatjaam montaaživankril.

peaaegu kaheksapäevase tagasitee jooksul Maa suunas (lähenemisel perigeele) suurenes kiirus Maa külgetõmbe-



Joon. 101. Planeetidevahelise automaatjaama üldkuju (skeem): *1* — illuminaator fotoaparaatidele; *2* — orientatsioonisüsteemi mootor; *3* — päikesekiirguse vastuvõtja; *4* — päikesepatarei sektsioonid; *5* — termoreguleerimisseadise žalusii; *6* — soojusekraanid; *7* — antennid; *8* — teaduslik mõõteaparatuur.

jõu mõjul kümnekordseks. Jaama kaugenemisel Maast esines aga vastupidine nähtus — jaama liikumine aeglustus. Esimesel ööpäeval oli kiirus umbes 2,5, teisel ööpäeval 1,5 ja kaheksandal 0,4 kilomeetrit sekundis.

Planeetidevahelise automaatjaama orbiidi suure lapikuse tõttu oli jaama keskmine orbitaalne kiirus äärmiselt väike: ta oli rohkem kui kaks korda väiksem maksimaalse ja minimaalse (s. o. perigeele ja apogeele vastava) kiiruse aritmeetilisest keskmisest, võrdudes ühe kilomeetriga sekundis. «Lunnik» III keskmise orbitaalse kiiruse teiseks iseärasuseks oli tema võrdsus Kuu keskmise orbitaalse kiirusega (Kuu liigub orbiidil, mille suur pooltelg on poolteist korda pikem.)

Planeetidevahelisel automaatjaamal paiknes mitmekesine teaduslik aparatuur, mis võimaldas saada uusi andmeid kosmilise ruumi kohta. Peale raadiotehnilise ja teadusliku aparatuuri, pardaaparatuuri töö juhtimise programmseadeldise, energiaallikate ja süsteemi, mis regu-

leerib automaatselt temperatuuri jaama sees, oli tema pardal veel, nagu me varem märkisime, spetsiaalne aparatuur Kuu pinna fotografeerimiseks. Pardaaparatuuri tööd juhiti nii maapealsetest punktidest kui ka planeetidevahelises jaamas asuvate autonoomsete programmseadeldiste abil (kombineeritud juhtimissüsteem). Raadiotehniline aparatuur tagas ühelt poolt jaama orbiidi parameetrite mõõtmise, televisiooni-informatsiooni ja teaduslike andmete saatmise Maale, teiselt poolt aga aparatuuri juhtimiskäskude saatmise Maalt planeetidevahelise jaama pardale. Tema abil anti Maale edasi ka Kuu fotokujutise signaalid. Teaduslike mõõtmiste tulemused lindistati maapealsetes jaamades.

Osa teaduslikke riistu oli kinnitatud korpuse sees asuva raami külge, osa nendest paiknes aga jaama välisküljel. Näiteks asusid päikesepatarei sektsioonid planeetidevahelise automaatjaama välisküljel. Need toitsid elektrivooluga pardaaparatuuri ja laadisid puhverpatareisid (puhverpatareiks on akupatarei, mis lülitatakse paralleelselt teiste vooluallikatega ja mis koos nendega toidab aparatuuri). Peale tsentraliseeritud keemiliste puhverpatareide bloki sisaldas planeetidevahelise jaama energiasüsteem veel autonoomseid keemiliste vooluallikate blokke, mis toitsid lühiajaliselt töötavaid aparaate.

Aparatuur, mille ülesandeks oli pildistada meile nähtamatut Kuu poolt, koosnes orienteerivast süsteemist ja fototelevisiooniaparatuurist koos spetsiaalse automaatseadisega filmilindi töötlemiseks (ilmutamiseks ja kinnistamiseks). Fotoaparatuur suunati Kuule, pöörates sel eesmärgil kogu planeetidevahelist automaatjaama. Enne fotografeerimise algust avati jaama ülemise põhja sisse monteeritud illuminaatori kaas. Saadud ülesvõtted saadeti fototelevisiooniaparatuuri abil Maale. Fotomaterjalid olid ekraneeritud kosmiliste kiirte kahjuliku mõju eest. Ülesvõte tehti suures ja väikeses mastaabis.

Mikroatmosfääri rõhk planeetidevahelise jaama pardal oli võrdne 1000 mm kõrguse elavhõbedasamba rõhuga. Gaasi tihedus oli 1/3 võrra suurem normaaltihedusest ja see kergendas temperatuuri reguleerimist.

Automaatselt reguleeriti soojusrežiimi jaama sees. Vajalik soojusrežiim pidi vältima mõõte-, teadusliku ja muu aparatuuri ülekuumenemist riistades eraldunud soojuse arvel. Üleliigne soojus kiirati planeetidevahelisse ruumi.

Termoreguleerimissüsteemi ülesandeks oli vajaduse korral eriliste pööratavate metallplaatide abil muuta automaatjaama kiirgamisvõimet.

See süsteem hakkas tööle siis, kui temperatuur jaamas tõusis üle +25°C. Nii hoiti temperatuur 25—30° piirides.

IV. UUED UURIMISED JA LÄHEMAD TULEVIKUPERSPEKTIIVID

1. Kokkuvõte maalähedase ruumi uurimisest rakettide ja tehiskaaslaste abil

Viimastel aastatel on atmosfääri ja kosmilise ruumi uurimine kõrgrakettide ja tehiskaaslastega omandanud mitte üksnes suure teadusliku tähtsuse, vaid lähendab ka aega, kui kosmosesse lendab inimene. Vaatleme nende uurimuste tulemusi peamiselt sellelt seisukohalt.

Atmosfääri struktuurilised karakteristikud. Lennul maailmaruumi peab kosmoserakett tingimata läbima Maad ümbritseva õhukihi. Seetõttu on väga suur tähtsus täpsetel andmetel atmosfääri, eriti selle ülakihtide struktuuriliste ja elektriliste karakteristikute kohta. Kosmoseaparaadi soojenemise aste sõltub eelkõige õhu koostisest ja tihedusest.

Olgu märgitud, et suurel määral sõltub atmosfääri tihedusest ka Maa õhkkonda tungivate korpuskulaarsete voogude ja meteoorosakeste liikumiskiirus ning nende lagunemine lennu kestel.

Osutus, et 230—950 kilomeetri kõrgusel on atmosfääri ülakihtide põhiliseks koostisosaks atomaarse hapniku ioonid. Lämmastiku ioone leiti tunduvalt vähem: iga 15—30 atomaarse hapniku iooni kohta tuleb ainult üks lämmastiku ioon.

Kaaslaste ja kanderakettide pidurdusastme järgi tehti kindlaks, et umbes 225 kilomeetri kõrgusel on õhutihedus kolm kümnetuhandikku milligrammi ühe kuupmeetri kohta. Otsesed mõõtmised kaaslastel näitasid, et 266 kilomeetri kõrgusel on õhutihedus 10 miljardit korda ja 366 kilomeetri kõrgusel 100—120 miljardit korda väiksem kui merepinna kõrgusel. Seega osutus kõrgustel 200—400 kilomeetrit õhutihedus 10 korda suuremaks, kui oletati varem. Arvestades neid uusi andmeid, peab õhutakistuse

kahjuliku mõju vältimiseks valima tehiskaaslastele kõrgemalt kulgevad orbiidid (eriti kõrgema perigee).

Vaatamata sellele et ionosfäär osutus tihedamaks kui oletati varem, on ta siiski äärmiselt hõre: tehiskaaslaste liikumist pidurdava õhu tihedus ja rõhk on nii väikesed, et sellist õhku loetakse maapealsetes laboratooriumides kõrgvaakuumiks.

Selleks et luua endale näitlikku pilti, oletame, et kaaslane liigub 266 kilomeetri kõrgusel maapinnast ja et meil on õnnestunud ehitada pump, mille abil võib kokku koguda kogu õhu ja see satub pumbaga ühendatud kollektorisse. Kollektori ristlõikepindala olgu üks ruutmeeter, ta paiknegu kaaslase esiosas ja olgu risti kaaslase liikumise suunaga. Oletame, et õhuvoolu kiirus kaaslase suhtes on võrdne kaaslase kiirusega. Lihtne arvutus näitab, et ühekuupmeetrise ballooni täitmiseks normaalrõhul oleva õhuga peaks kaaslane sellisel juhul sooritama 250 tiiru, sest alles nii suur arv ühe ruutmeetrise ristlõikepindalaga rõngaid sisaldab samapalju ainet, nagu seda leidub ühes kuupmeetris õhus merepinna kõrgusel. Kuna tehiskaaslase kiirus on rangelt piiratud, siis kuluks selle õhu kogumiseks vähemalt pool kuud.

Olgu märgitud, et see õhk ei kõlbaks hingamiseks, sest sellistel kõrgustel on hapnik mitte molekulaarne nagu tavalistes tingimustes, vaid, nagu me varem märkisime, atomaarne.

Õhutemperatuuri mõõtmised kaaslaste perigee läbimise ajal (kõrgusel umbes 225 kilomeetrit) näitasid, et ka temperatuur on tunduvalt kõrgem, kui oletati varem. Kuna aga kaaslase tee ulatuses on atmosfääri tihedus äärmiselt väike, siis praktiliselt ei mõjuta õhutemperatuur kaaslase enda temperatuuri.

Olgu märgitud, et kolmanda nõukogude tehiskaaslase temperatuuri reguleeriti pööratavate metallplaatidega, mis viidi kindla nurga alla päikesekiirte suhtes. Seega hoiti temperatuur kaaslase sees 15—22°C piirides.

Väga väärtuslikud on ka teiselt kosmoseraketilt saadud andmed konteineris valitseva temperatuuri kohta. Selgus, et gaasi temperatuur püsis hermeetilises keskkonnas 20—30° C piirides. Niisugune «suvine» temperatuur on väga sobiv aparaatidele ja tulevastele astronautidele.

Väljaspool atmosfääri asuv planeetidevaheline mateeria on samuti kümneid ja isegi sadu kordi tihedam, kui varem

arvati: ühes kuupsentimeetris leidub kuni tuhat elektroni ja prootonit.

Atmosfääri ja maalähedase ruumi elektrilised karakteristikud. Magnetvälja tugevus Maa pinnal kõigub 0,3—0,7 örstedi piirides (örsted on magnetvälja tugevuse mõõtühik; ta on võrdne väljatugevusega 2 sentimeetri kaugusel lõpmatu pikast sirgjuhtmest, kui juhet läbib vool tugevusega üks absoluutne elektromagnetiline voolutugevuse ühik, s. o. 10 amprit). Kolmanda nõukogude kaaslase abil mõõdeti Maa magnetvälja kõrgustel 230—1800 kilomeetrit. Magnetvälja tugevus oli kõige suurem umbes 500 kilomeetri kõrgusel. Need mõõtmised võimaldavad arvutada Maa magnetvälja tugevust ka tunduvalt suuremate kõrguste jaoks. Näiteks viie Maa raadiuse kaugusel maapinnast peab magnetvälja tugevus olema umbes 0,004 örstedi.

Nüüd on saadud juba esimesi andmeid Maa magnetvälja tugevuse otseste mõõtmiste kohta suurtel kõrgustel.

Maa magnetvälja uurimine võimaldab avastada maavarade lademeid ja määrata kindlaks nende varusid. Näiteks õnnestus tehiskaaslase abil kindlaks teha, et Ida-Siberi magnetilise anomaalia põhjustavad mitte maapinna ligidal, vaid väga sügaval asuvad rauamaagilademed.

Kui puuduks Maa elektromagnetiline väli, siis õhuta ruumis pöörleks kaaslane ümber oma pikitelje jääva kiirusega. Välja olemasolu vähendab aga tunduvalt pöörlemiskiirust.

Liikudes ionosfääris omandab kaaslane negatiivse potentsiaali, mida õnnestus mitmesugustel kõrgustel mõõta. 242 kilomeetri kõrgusel oli see potentsiaal 7 volti ja 795 kilomeetri kõrgusel 6 volti. Elektrostaatilise välja tugevus oli atmosfääri ülakihtides 10—100 korda suurem, kui oletati varem.

Viimastel aastatel rakettidega teostatud elektronide kontsentratsiooni mõõtmised ei kinnitanud ionosfääri kihilise ehituse hüpoteesi. Nii näiteks tehti kindlaks, et suur vabade elektronide tihedus, mis oli peamiseks kriteeriumiks E-kihi väljaeraldamiseks umbes 100—120 kilomeetri kõrgusel, ei vähene väljaspool neid piire, vaid kohati isegi kasvab (väikeste kõikumistega).

Rakettide ja tehiskaaslastega sooritatud kompleksuurimistest järgneb, et kõrguse kasvades kuni 300 kilomeetrini ioonide kontsentratsioon kasvab ja omandab sellel kõr-

gusel maksimaalse väärtuse (100 kilomeetri kõrgusel on see väärtus 10 korda väiksem). Kõrguse edasisel suurenemisel hakkab ioonide kontsentratsioon aeglaselt kahanema (umbes 600 kilomeetri kõrgusel on ta kaks korda väiksem). Kolmandale nõukogude kaaslasele ülesseatud erilise aparaadi abil õnnestus kindlaks teha, et 242 kilomeetri kõrgusel on Päikese poolt valgustatava atmosfääri osa ühes kuupmillimeetris umbes 5000 ja 795 kilomeetri kõrgusel 1600 positiivset iooni.

On selge, et atmosfääri-ionisatsiooni ja elektronide kontsentratsiooni uurimine ionosfääris on väga oluline raadioside, sealhulgas ka kosmoselaeva ja Maa vahelise side tingimuste kindlakstegemise seisukohalt.

Tehiskaaslaste vaatlemist ja nende orbiitide määramist, nagu eespool on märgitud, mõjutab tunduvalt valguse murdumine atmosfääris (lk. 229—232). Veelgi suurem on aga raadiolainete murdumine ionosfääris. Selle nähtuse tõttu võib kaaslaselt raadiosignaale vastu võtta veel enne, kui kaaslane on tõusnud horisondi kohale, ning registreerida neid pärast kaaslase optilist loojumist. Selliseid «raadiotõusu» ja «raadioloojangu» nähtusi, mis, võrreldes visuaalsete vaatluste perioodiga, tunduvalt pikendasid raadiosignaalide vastuvõtuaega, märgati raadioside tingimuste uurimisel esimese nõukogude tehiskaaslasega lainepikkustel 7,5 ja 15 meetrit.

«Enneaegseid» raadiotõuse võivad põhjustada ka teised nähtused, näiteks raadiolainete mitmekordne peegeldumine kahelt ioniseeritud kihilt.

Välismaal, sealjuures ka Inglismaal, registreeriti kaaslaselt tulevaid raadiosignaale ajal, kui kaaslane liikus allpool optilise nähtavuse joont (horisonti), näiteks India kohal. Samuti leiti, et raadiosignaale võis varem vastu võtta siis, kui kaaslane tõusis lõunast. See seletub elektronide kontsentratsiooni kasvamisega geograafilise laiuse vähenemisel, mille põhjuseks on Päikese poolt esilekutsutud fotoionisatsiooni suurenemine.

Aasta pärast kolmanda nõukogude tehiskaaslase väljasaatmist töötas kaaslase pardasaatja «Majak» ikka veel täiesti kindlalt, olles selleks ajaks transleerinud üle saja tuhande raadiopeilingu. Raadiosaatja ei langenud rivist välja, vaatamata sellele, et mikrometeoorid «pommitasid» pidevalt saatjat toitvat pooljuht-päikesepatareid. Samuti jätkasid oma tööd keemilised vooluallikad. Ees-

kujulikult täitis oma ülesandeid teise kosmilise raketi konteineris asuv raadioaparatuur, töötades pidevalt teekonnal Maalt Kuuni. Selle põhjal võime loota, et tulevaste tehiskaaslaste ja kosmoserakettide meeskonnad võivad pidada katkematut raadiosidet Maaga. Arvatavasti võivad ka nemad raadiosaatjate toiteallikatena kasutada ränipäikesepatareisid, mis demonstreerisid oma eeskujulikke omadusi kolmandal nõukogude kaaslasel. Sellistel patareidel on mitte ainult suur ekspluatatsiooniiga vaid ka kõrge kasutegur: nad muundavad ühe kümnendiku neile langevast päikeseenergiast elektrienergiaks. Mugavaks teguriks ränifotoelementide kasutamisel on ka nende kõrge pinge (umbes pool volti).

Meteooride oht ja kahjulikud kiirgused. Kolmanda tehiskaaslase abil tehtud uurimiste tulemustest järgneb, et üks gramm meteoorset ainet võib sadestuda kosmoselaeva pinna ühele ruutmeetrile alles keskmiselt rohkem kui kolmesaja aasta jooksul. Meteoorkehade levik on aga väga ebaühtlane. Mõnikord läbis tehiskaaslane meteooride laviine. Siis ulatus mikrometeooride löökide arv kümneni ja üle selle ruutmeetri kohta sekundis. Kaaslase kest jäi aga siiski terveks. Nende katsete põhjal võiks meteoorkehade ohtu lugeda väiksemaks, kui see näis paljudele enne tehiskaaslaste väljasaatmist. Kuid teiselt poolt ei ole siiski välditud lennuaparaadi vigastamise võimalus suuremate või väiksemate meteooride poolt juba lennu algstaadiumis, mis nähtavasti juhtuski mõne kaaslasega.

Kahjulike kiirguste uurimine Maad ümbritsevas ruumis annab vähem alust optimismiks. Umbes 1000 kilomeetri kõrgusel oli kiirguse intensiivsus ootamatult eriti suur, ületades tunduvalt inimorganismile lubatud kiiritusdoosi. See näitab, et astronaudid, kes asuvad neil kõrgustel tiirlevates tehiskaaslastes, peavad end hoolikamalt ekraneerima, kui senini oletati. See on ebameeldiv üllatus, mis nõuab raske kaitsesoomuse ehitamist ja seab seega inimestega «asustatud» lennuaparaatide projekteerijad väga raskesse olukorda.

Olgu märgitud, et kosmiliste kiirte uurimisel teise ja kolmanda nõukogude tehiskaaslase abil loendati eraldi footoneid ja raskeid aatomituumi.

Elektronvoogude kiirguse intensiivsus muutus laiades piirides sõltuvalt kõrgusest ja geomagnetilisest laiusest.

Üldiselt moodustas selle kiirguse energia mingi pinnaühiku kohta ühe miljondiku kuni ühe tuhandiku päikeseenergiast, mis langeb väljaspool Maa atmosfääri päikesekiirtega risti asetatud sama suurele pinnaühikule. Seega on ühele ruutmeetrile langev energia ekvivalentne päikesekiirte energiaga, mis langeb ühe ruutmillimeetri kuni kümne ruutsentimeeri suurusele pinnale. See on väga intensiivne kiirgus. Võrdluseks olgu öeldud, et täiskuu saadab maapinna igale ruutmeetrile umbes sama palju valgust nagu Päike kahe ruutmillimeetri suurusele pinnale.

Kosmilistes kiirtes on ülekaalus vesinikutuumad (91%), teisel kohal on heeliumituumad (8%) ja teised, raskemad tuumad moodustavad ainult ühe protsendi. Kolmandale nõukogude kaaslasele ülesseatud aparaati sattus keskmiselt iga 50 sekundi jooksul üks primaarse kosmilise kiirguse tuum, mille laenguarv oli üle 16. Osakest laenguarvuga üle 30 õnnestus registreerida ainult üks kord. Üldiselt võib arvata, et iga kümne tuhande raua, koobalti ja nikli tuuma kohta tuleb ainult üks tuum, mis on nendest raskem.

Kaaslaste ja kosmoserakettide abil õnnestus peale senituntud kosmiliste kiirte avastada uus intensiivne kiirgus, mille osakeste energia on võrdlemisi väike ja ei suuda seetõttu tungida maapinnani. Juba kolmandal ööpäeval pärast kolmanda nõukogude tehiskaaslase väljalaskmist leiti, et siis, kui kaaslane läbis geomagnetilisele laiusele 55° vastava rajooni, oli röntgenikiirgus tunduvalt suurem (50 protsendi võrra). Edasised mõõtmised, eriti just need, mis sooritati kolmandale nõukogude kaaslasele ülesseatud luminestsentsloendajate abil, näitasid, et eriti intensiivne röntgenikiirguse rajoon asub geomagnetilistel põhjalaiustel 55—65° ja lõunalaiustel 55—65°.

Edasised uurimused esimese kosmoseraketi abil näitasid, et raketi kauguse kasvades Maast röntgenikiirguse intensiivsus suureneb sadu kordi ja saavutab maksimaalse väärtuse kõrgusel, mis võrdub kolme Maa raadiusega; seejärel ta aga järsku kahaneb ja alates 60 000 kilomeetrist jääb muutumatuks. Röntgenikiirgus nõrgeneb kiiresti geomagnetilistel laiustel üle 65° ning polaarrajoonides praktiliselt puudub. Selle kiirguse esinemise piirkonda hakati nimetama väliseks vööndiks ehk väliseks tsooniks.

Kuid esimene kosmoserakett, mis tegi kindlaks nende intensiivsete kiirguste olemasolu, sööstis nii kiiresti läbi selle ohtliku vööndi, et tema abil saadud andmed ei iseloomustanud ammendavalt seda uut nähtust. Seetõttu oli teine kosmoserakett varustatud aparatuuriga Maad ümbritsevate kiirgusvööndite täiendavaks uurimiseks.

Ameerikas korraldati analoogilisi uurimusi, mille tulemustest Ameerika Ühendriikide aero- ja kosmonautika valitsus teatas järgmist.

«Raketid «Pioneer» III ja IV avastasid kaks kiirgusvööndit, mille tsentriks on Maa tuum. Tehti kindlaks, et esimeses vööndis on radioaktiivse kiirguse intensiivsus maksimaalne 3850 kilomeetri kõrgusel ja teises vööndis 16 000 kilomeetri kõrgusel. Mõlemas vööndis oli laetud osakeste (elektronide ja prootonite) maksimaalne intensiivsus ligikaudu võrdne. Kummaski vööndis registreeriti maksimaalseks radioaktiivsuseks 25 600 osakest sekundis. Elektronidele vastav maksimaalne radioaktiivsus oli 10 röntgenit tunnis ja prootonitele vastav radioaktiivsus 100 röntgenit tunnis.

9600 kilomeetri kõrgusel maapinnast avastati radioaktiivsuse mõttes ohutu tsoon. Osakeste radioaktiivsus langes siin 0,3 röntgenini tunnis. Seetõttu on see tsoon ohutu siin lendavatele kosmoselaevadele, mis, läinud orbiidile, võivad seal püsida küllalt pika ajavahemiku. «Pioneer» III mõõtis kosmiliste kiirte intensiivsust ja kogus andmeid Maa magnetismi efektiivsuse piiride kohta. Tehti kindlaks, et 29 500 kilomeetri kõrgusel Maa magnetväli tunduvalt nõrgeneb ja ei hoia peaaegu üldse kinni Päikeselt ja teistelt taevakehadelt tulevaid kosmilisi osakesi».

Esimest kirjeldatud kiirgusvööndit hakati nimetama seesmiseks vööndiks ehk tsooniks. Kolmanda nõukogude kaaslase abil teostatud uurimised näitasid et läänepoolkeral algab see tsoon 500 kilomeetri kõrguselt, idapoolkeral kolm korda kõrgemalt.

1958. a. «Explorer» IV-ga sooritatud mõõtmised näitasid, et kõrguse kasvades 400 kilomeetrist kuni 2200 kilomeetrini kiirguse intensiivsus suureneb kaks korda iga saja kilomeetri kohta. Selgus, et 1900 kilomeetri kõrgusel on kiirguse intensiivsus 10 röntgenit tunnis. Maksimaalne lubatud kiirgusdoos on aga kõigest 0,1 röntgenit nädalas.

Nagu näitavad Nõukogude Liidus ja Ameerika Ühendriikides teostatud uurimised, on inimesel raske tungida

läbi Maad ümbritseva intensiivsete kiirguste barjääri. Kui ta jõuab aga planeetidevahelisse ruumi, Maast küllalt kaugele, siis kaitseb teda kiiritushaiguse ohu vastu juba suhteliselt õhuke kosmoselaeva kest.

Olgu märgitud, et vaatamata kõigile raskustele, mis esinevad kosmosereiside realiseerimisel, on astronautide jaoks siiski väga soodsaid asjaolusid.

Nagu eespool on märgitud, ei ole kahjulikud kiirgused esimese mõnesaja kilomeetri kõrgusel, kus kosmoserakett alles kogub kiirust ja liigub võrdlemisi aeglaselt, eriti intensiivsed. Nad muutuvad ohtlikeks alles ligikaudu tuhande kilomeetri kõrgusel, kus rakett liigub peaaegu oma maksimaalse kiirusega. Seega läbib ta kõige ohtlikuma — seesmise tsooni — küllalt kiiresti. Veidi väiksema, kuid siiski suure kiirusega läbib rakett teise, vähem ohtliku tsooni. Alles pärast sellest tsoonist väljumist hakkab raketi lend tunduvalt aeglustuma.

Oletame näiteks, et kosmoserakett suundub Kuule paraboolset trajektoori mööda, mille fookus on Maa keskpunktis. Teoreetiliselt on sellise raketi kiirus maapinnal 11,2 kilomeetrit sekundis. Praktiliselt aga rakett sel momendil alles stardib ja tema kiirus võrdub nulliga. Tõepoolest, rakett võib alustada oma intensiivset liikumist parabooli haru mööda alles pärast mootori väljalülitamist teatud kõrgusel, näiteks ühe kümnendiku Maa raadiuse kaugusel. Alles siis saab rakett suure kiiruse — 10,7 kilomeetrit sekundis.

Teise maksimaalse kiirguse tsooni, mis asub kolme Maa raadiuse kõrgusel, läbib rakett kiirusega 6,5 kilomeetrit sekundis. Alles siis, kui rakett on jõudnud kaks korda kõrgemale ning väljunud sellest ohtlikust tsoonist, väheneb tema kiirus 3,5 kilomeetrini sekundis.

Planeetidevahelise jaama väljalennukõver tuleb valida arvestusega, et astronaudid oleksid võimalikult lühemat aega kahjuliku kiirguse mõju all. Sellelt seisukohalt lähtudes peaks planeetidevahelisse ruumi lendama polaartsoonidest, kus Päikese väikese intensiivsuse perioodil kahjulikud kiirgused praktiliselt puuduvad. Kuid kaaslaste väljasaatmist polaaraladelt raskendavad mitte ainult karmid klimaatilised tingimused, vaid ka suurte tööstuskeskuste puudumine nendes piirkondades. Pealegi on selline startimine seotud suure energiakuluga: nimelt on maakoore pöörlemiskiirus polaartsoonides tähtsusetult

väike ja raketi väljasaatmisel tuleks loobuda hinnatavast energeetilisest abist, mille allikaks on Maa pöörlemine ümber oma telje. Olgu siinjuures märgitud, et 1959. a. juulikuus ameerika teadlased (Ney jt.) teatasid, et nad avastasid just polaartsoonides varem märkamatuks jäänud kahjulikud kiirgused.

Tehiskaaslaste orbiidi elementide määramine. Nagu me nägime, pakub tehiskaaslaste orbiitide täpne määramine mitte üksnes puhtteoreetilist huvi, näiteks Maa gravitatsioonivälja iseloomu täpsustamise seisukohalt, vaid tal on ka suur praktiline tähtsus, nagu näiteks meie planeedi kuju määramises, maavarade leiukohtade avastamises jne. Seetõttu ei tule imestada, et tehiskaaslaste orbiite püütakse määrata võimalikult täpselt. Nii näiteks mõõdeti nõukogude kaaslaste vaatlemisel aega enam kui sajandiku sekundi täpsusega.

Allpool on toodud nõukogude tehiskaaslaste orbiitide mõnede elementide muutused nende lennu algul.

Peale pöörlemise oma pikitelje ümber tegi nõukogude tehiskaaslane veel 17,5 pööret igas tunnis ümber telje.

Tabel 53

	I kaaslane	II kaaslane	III kaaslane
1. Tõususõlme[1] pikkuse ööpäevane muutus kraadides	3,157	2,663	2,528
2. Orbiidi tõususõlme ja perigee vahelise nurkkauguse ööpäevane muutus kraadides	0,432	0,407	0,326
3. Kaaslase pöörlemisperioodi ööpäevane lühenemine sekundis	1,8	3,08	0,75
4. Mõõtmiste arv, mille põhjal määrati eespool nimetatud karakteristikud:			
a) raadiotehnilised	60 000	12 800	kümned
b) optilised	400	200	tuhanded

[1] Tõususõlmeks nimetatakse orbiidi punkti, milles ümber Maa liikuv kaaslane, minnes lõunapoolkeralt põhjapoolkerale, lõikab ekvaatori tasapinda.

mis on risti pikiteljega (kalle vertikaaljoone suhtes oli kõigest 4 kraadi). Seda liikumist nimetatakse pretsessiooniks.

Kolmas kaaslane tegi oma pikitelje ümber 3,5 pööret tunnis ja sellega ristioleva telje ümber, mille kalle on 6 kraadi, 25,7 pööret tunnis.

Orbiitide täpsustamisel on suur tähtsus kaaslastest saadud fotode uurimisel. Nõukogude tehiskaaslaste fotografeerimiseks rakendati uut meetodit, mis põhineb elektron-optiliste muundajate kasutamisel. See meetod ei nõua suurte fotokaamerate olemasolu. Ajamomendi määramiseks kasutati kronograafi. Kulminatsioonimomenti õnnestus algul määrata täpsusega 0,1—0,2 sekundit.

Ameerika teadlaste poolt sooritatud hoolikad vaatlused kaaslase «Vanguard» I liikumise jälgimisel näitasid, et maaellipsoidil on põhjapooluse rajoonis suure ulatusega väike kumerus kõrgusega umbes 15 meetrit ja lõunapoolkera keskmistel laiustel kumerus kõrgusega umbes 7,5 meetrit. Kuid põhjapoolkera keskmistel laiustel ja lõunapooluse rajoonis on maaellipsoidil sümmeetrilisi kõrgendikke ja nõgusid kõrgusega ja sügavusega vastavalt 7,5 ja 15 meetrit.

Liialdades nende deformatsioonide väärtusi, loevad mõned teadlased Maad pirnikujuliseks.

1959. a. orbitaalsete rakettide abil tehtud uurimised haarasid ka juba Kuulähedast ala. Näiteks tehti teise kosmoseraketi abil kindlaks, et Kuu piirkonnas Kuu pinnale lähenemisel gaasiosakeste arv suureneb. Sellega näidati, et Kuul on atmosfäär.

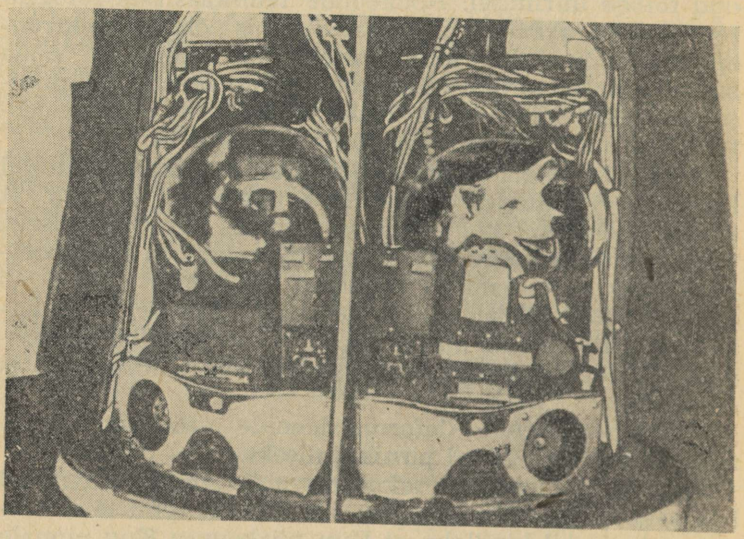
Mis puutub kahjulikesse kiirgusvööndítesse Kuu ümber, siis teise kosmoseraketi abil nende olemasolu ei avastatud. Samuti ei tehtud kindlaks Kuu magnetvälja, olgugi et selle olemasolu võimalust ei ole seni ümber lükatud. Võimalik, et kosmoserakettide aparatuuri tundlikkus ei olnud selle kindlakstegemiseks küllaldane (teise kosmoseraketi magnetomeetri tundlikkus ei ületanud 60 gammat [1]).

---

[1] 1 gamma (γ) on magnetilise induktsiooni mõõduühik. $1\ \gamma = 10^{-6}\ G$ (gaussi). 1 gauss on magnetiline induktsioon vaakuumis, kui väljatugevus on 1 örsted.

2. Rakettlendude ja kosmosereiside füsioloogia

Teatavasti on Nõukogude Liidus juba terve rea aastate kestel valmistatud loomi ette kosmoselendudeks. Sel eesmärgil saadeti koerad koos aparaatidega, mis automaatselt registreerisid organismi elutegevust, rakettide abil

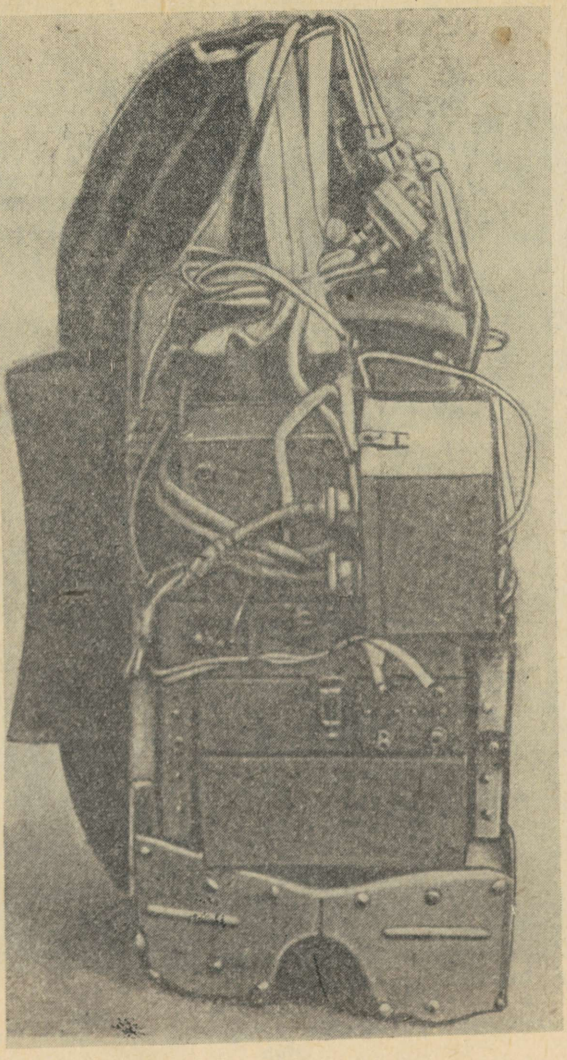


Joon. 102. Ruum raketi esiosas, kuhu on paigutatud katapultvankrikestel asuvad katseloomad.

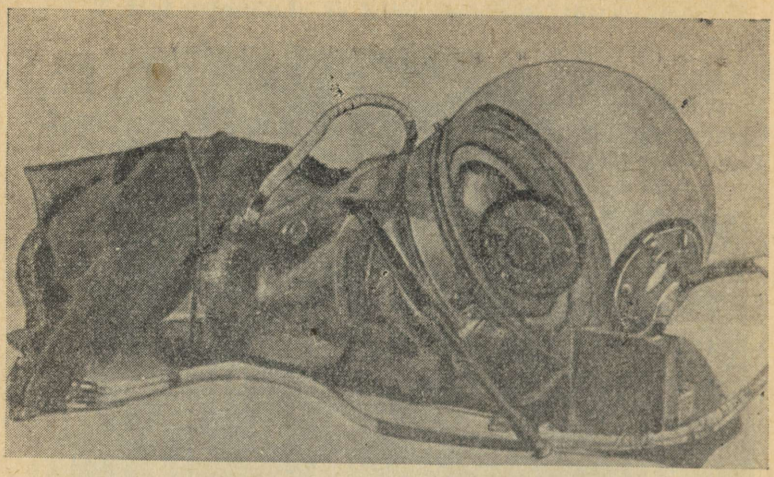
100 kuni 450 kilomeetri kõrgusele ja veelgi kõrgemale. Seejuures kasvas kasuliku koormuse kaal 1959. aastaks kuni kahe tonnini.

Raketi tagasilangemisel Maale visati koerad koos vastava seadeldisega katapuldi abil raketist välja. Joonisel 102 on kujutatud 110 kilomeetri kõrgusele lennanud raketi esiosa lõige koos katseloomaga ja katapultvankrikesega ja joonisel 103 katapultvankrikese tagantvaade, s. t. vaade registreeriva aparatuuri poolt.

Katseloomad varustati kaitseülikondadega (skafandritega) (joon. 104). Lendudel suurtele kõrgustele (üle 200 kilomeetri) paigutati nad hermeetilisse kabiini. Mikroatmosfääri regenereerimiseks kabiinis, kus asusid katse-

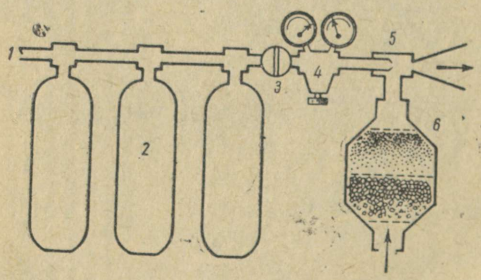


Joon. 103. Katapultvanker, vaadatuna registreerimisaparatuuri poolt (vaade tagant).



Joon. 104. Looma kaitseülikond (skafander).

loomad (kaks koera), kasutati seadist, mille skeem on kujutatud joonisel 105. Õhku kabiinis segati pidevalt pumpadega ja puhastati absorbeerivast padrunist läbi-



Joon. 105. Regenereerimisseadme skeem: *1* — toru balloonide laadimiseks; *2* — hapniku- ja õhuballoonid; *3* — ventiil; *4* — reduktor; *5* — inžektor; *6* — absorbeeriv padrun.

laskmise teel. (Üks kilogramm lubiabsorbenti neelab 114 liitrit süsihappegaasi.) Kolmes seitsmeliitrises balloonis oli 150-atmosfäärise rõhu all gaaside segu, mis sisaldas 40 protsenti hapnikku. Kabiini juhiti see segu normaalse



Kuu tagakülje foto, mis tehti planeetidevahelise automaatjaama pardalt.



Objektide paigutus Maalt nähtamatul Kuu küljel planeetidevahelise automaatjaama abil saadud foto esialgse töötlemise põhjal:

1 — Moskva meri, läbimõõduga 300 km; *2* — Astronautide laht Moskva meres; *3* — Lõunamere jätk Kuu tagaküljel; *4* — tsentraalse mäekesega Tsiolkovski kraater; *5* — tsentraalse mäekesega Lomonossovi kraater; *6* — Joliot-Curie kraater; *7* — Nõukogude mäeahelik; *8* — Unistuste meri.

Skeemi läbiv pidev joon on Kuu ekvaator ja katkendlik joon Maalt nähtava ja nähtamatu Kuu osa piir. Pideva joonega on ümbritsetud esialgsel töötlemisel usaldavalt fikseeritud objektid; katkendlik joon ümbritseb objekte, mille kuju vajab täpsustamist; punktiirjoonega ümbritsetud objektide klassifikatsiooni täpsustatakse, ülejäänud alade osas toimub saadud fotomaterjali edasine töötlemine.

Rooma numbritega on tähistatud objektid Kuu nähtaval osal: *I* — Humboldti meri; *II* — Kriiside meri; *III* — Ääremeri, mis jätkub Kuu nähtamatul poolel; *IV* — Lainete meri; *V* — Smidti meri, mis jätkub Kuu nähtamatul küljel; *VI* — Viljakuse meri; *VII* — Lõunameri, mis jätkub Kuu nähtamatul küljel.

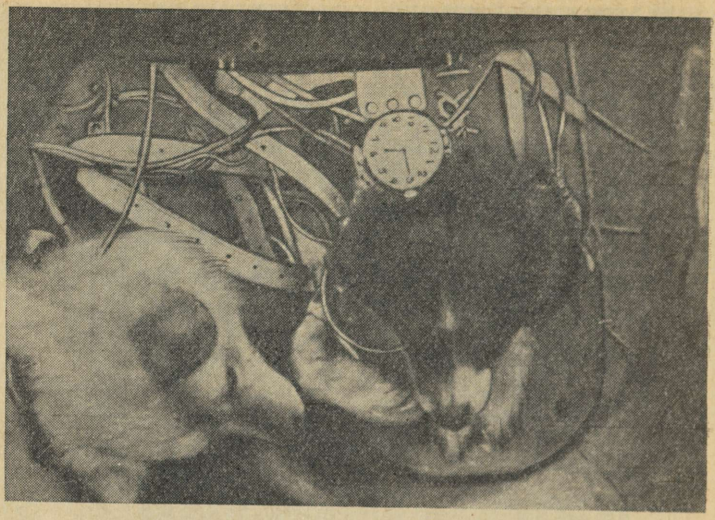


Joon. 106. Koer Damka pärast teist lendu 212 kilomeetri kõrgusele. Rinnal paistab kapsel koos manžetiga vererõhu mõõtmiseks.

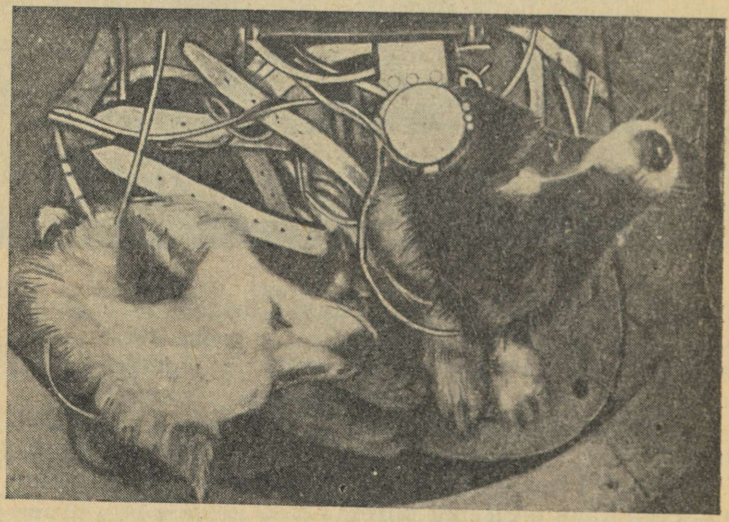
rõhu all koos eelnevalt puhastatud äratöötanud õhuga. Aparatuur oli ette nähtud kuuetunniseks tööks, s. o. maksimaalseks ajavahemikuks, mis oli vajalik katsete korraldamiseks ja allakukkunud kabiini otsimiseks.

Katsed näitasid, et kogu seadis töötas rahuldavalt. Sealjuures muutus õhurõhk lennu ajal väga vähe, näiteks 775 kuni 790 mm kõrguse elavhõbedasaba rõhuni, kõikudes seega kahe protsendi piires.

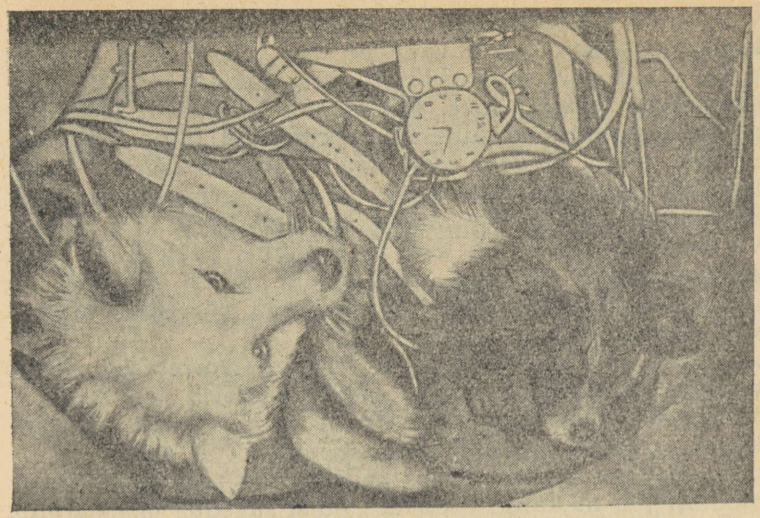
Ühe raketi väliskesta temperatuur tõusis katse ajal 21 kraadilt 93 kraadini, kuid hakkas seejärel langema, vähe-



a



b



c

Joon. 107, *a* — koerad Rõžaja ja Damka enne raketi starti; *b* — samad koerad raketi töötamise ajal ülekoormuse mõju all; *c* — loomad inertsi mõjul toimuva lennu ajal kaalutuse tingimustes.

nedes 266. sekundiks 58 kraadini. Termoisolatsioonikihi temperatuur (8 millimeetri paksune vildikiht) kõikus sel ajal 22°—25°C piirides ja õhutemperatuur muutus kõigest poole kraadi ulatuses.

Lennu ajal hingamis- ja pulsisagedus suurenes ning vererõhk tõusis, kuid ei ületanud siiski lubatud normi.

Kosmosereiside ettevalmistamiseks on väga oluline uurida ka pikaaegse kaalutuse mõju organismile. Narkotiseerimata loomadel kutsus kaaluta olek algul esile lühiajalisi häireid, mis kestsid alla kolme minuti, kuid seejärel taastus kiiresti normaalne elutegevus (2—3 minuti jooksul). Kui aga loomad olid narkoosi all, ei esinenud mingisuguseid kõrvalekaldumisi normidest.

Mõnel loomal oli kehatemperatuur pärast katseid kõrgem (kuni 0,8°C võrra), teistel loomadel aga madalam (kuni 0,5°C võrra). Selles suhtes, nagu me näeme, oli erinevate loomade reageerimine küll erinev, kuid temperatuur ei väljunud siiski füsioloogiliste normide piiridest.

Loomade vereanalüüsid pärast lendu erinesid enne lendu tehtud vereanalüüsidest, kuid need erinevused olid

väiksemad kõikumistest, mis esinesid normaaltingimustes koerte lennuks ettevalmistamise ajal. Osal loomadest suurenes tunduvalt leukotsüütide arv, kusjuures leukotsütoos kestis mõne päeva. Mõnel juhul esinesid loomadel pärast maandumist väikesed verejooksud (ninast, päraku ligidalt, silma valgekestast), mis ei toonud endaga kaasa tõsiseid tagajärgi. Arvatakse, et need nähtused esinesid laskumisel tihedatesse atmosfäärikihtidesse, kui langevarju pidurdumine oli liiga intensiivne. Pealegi oli loom stardist alates talunud igasuguseid äkilisi muutusi ja tema elutingimused olid optimaalsega võrreldes tunduvalt muutunud.

Katsed, mis korraldati teise nõukogude orbitaalse raketi pardale asetatud koeraga Laika, näitasid, et mootori töötamise ajal suurenes katselooma pulsi sagedus peaaegu kolm korda. Kuid oma lühiajalisuse tõttu (mõni minut) ei toonud see endaga kaasa negatiivseid tagajärgi. Pärast mootori töö lakkamist vähenes pulsi sagedus järk-järgult kuni normaalse väärtuseni ja püsis sellel tasemel pikaaegse katse lõpuni, kuid on täiesti selge, et Laikaga korraldatud katse mehhaaniline ülekandmine inimesele oleks väär.

3. Tehiskaaslaste tagasipöördumise perspektiivid

Kõige tähtsamaks probleemiks pärast kaaslaste väljasaatmist on kaaslastel asuvate aparaatide maandamise küsimus. Mis puutub aga astronautidesse, siis nende lend maailmaruumi on mõeldamatu seni, kuni pole kindlustatud nende kahjustamatu tagasipöördumine Maale.

Paljudest projektidest, mis tänapäeval on olemas kosmilisest ruumist Maale laskumise kohta, on kõige enam levinud kerakujulised ja purilennukitaolised aparaadid.

Tehiskaaslaselt allavisatava kera õhukese kesta peab valmistama kõrgeid temperatuure taluvast materjalist. Soojustisoleeriv kiht kaitseb siseseinu üleliigse kuumenemise eest. Näiteks molübdeensulamist või volframist kate taluks nähtavasti termilisi pingeid, mis võivad tekkida aerodünaamilise pidurdamise ajal ja kaaslane võib kahjustamatult maabuda.

Väliseks kattematerjaliks sobiks ka berülliumoksüüd ja mõningad plastmassid, nagu näiteks atsetüültselluloos,

fenoolasbestvaigud, polüetüleen jne. Olgugi et aerodünaamilise pidurdumise protsessis võivad plastmasskattematerjalid, kui nad ei ole küllalt tihedalt surutud vastu allalaskuva mürsu kesta, deformeeruda ja praguneda, on nende eelisteks väike soojusjuhtivus, painduvus, vastupidavus jne.

On endastmõistetav, et mida täiuslikumalt on kest poleeritud, seda vähem kuumeneb maapinnale laskuv keha õhutakistuse tõttu.

Pidurdamist võiks alustada umbes saja kilomeetri kõrguselt, lastes keral esialgu liikuda paralleelselt Maa pinnaga. Mõne minuti jooksul tõuseks maksimaalne välistemperatuur kõrgemale kui paljude metallide sulamispunkt, kuid jääks siiski väiksemaks eriti kuumuskindlate materjalide sulamispunktist. See oleks nii ainult siis, kui tihedatesse atmosfäärikihtidesse sisenetakse väga lamedat teed mööda. Veidi suurema kallaku korral tõuseks allalangeva seadise temperatuur tunduvalt kõrgemale. Kuid ka siis, kui kera lendaks ülemistes atmosfäärikihtides esialgu horisontaalselt, hakkaks ta atmosfäärikihtide aerodünaamilise takistuse tõttu Maa poole langema väga järsku joont mööda. Seejuures ületaks õhutakistus mitmekordselt raskusjõu ja mõnesaja sekundi pärast jõuaks kera troposfääri ülemisele piirile. Siin avatakse automaatselt langevari, mis vähendab langeva kera kiirust ja toob ta kahjustamatult tagasi Maale. Manööverdamisvõime suurendamiseks võiks raketi varustada väikeste kandepindade ja pidurdusrakettidega.

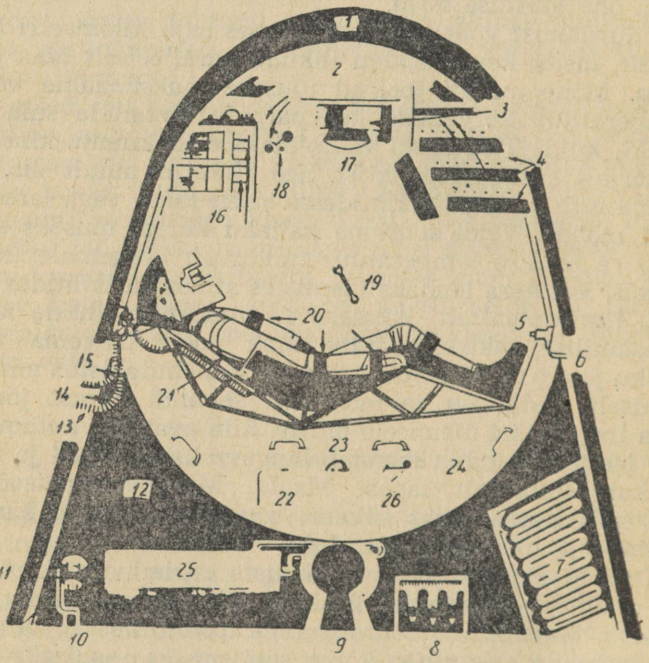
Kera Maale laskumise tingimuste uurimine näib olevat palju lihtsam, võrreldes ükskõik missuguse teise kujuga kehaga. Kosmilisest ruumist tagasipöördumiseks on eriteadlaste arvates siiski kõige sobivamaks seadiseks eriline purilennuk (plaaner), sest see võib muuta oma kõrgust ja lennusuunda. Kuid kosmoseplaaner kuumeneb õhutakistuse tõttu tunduvalt pikemat aega ja on raskem tagada tema liikumise stabiilsust.

Pärast kõigi nende raskuste ületamist on purilennukiga aga ohutum laskuda kui kerakujulise aparaadiga, mida võiks rakendada ainult päästevahendina. Kosmoseplaaneri ehitamisega oleks lahendatud ka kõik ülikiirete lennukite konstrueerimisega seoses olevad küsimused.

Missuguse kujuga peab olema kosmoseplaaneri nina? Selleks et lennuk võiks kergemini õhust läbi tungida, peab

ta esiosa arvatavasti olema ideaalselt terav. Mõned katsed aga näitavad, et samasuguse pidurdusefekti korral kuumeneb tömp esiosa tunduvalt vähem kui niisugune teravik. Need järeldused vajavad veel täiendavat kontrollimist.

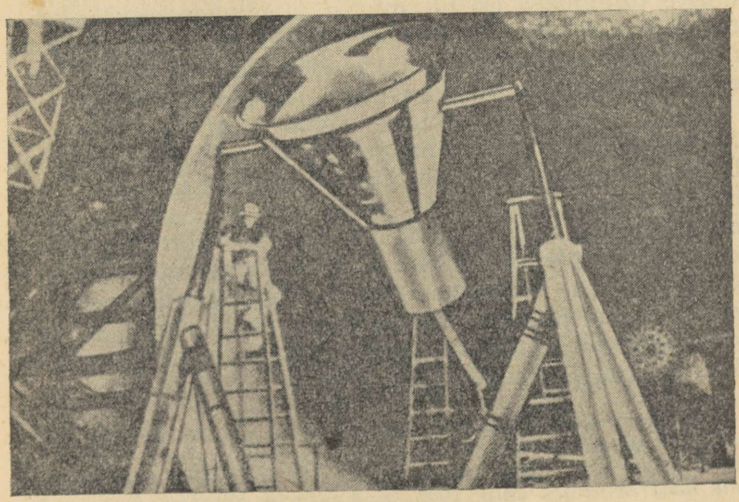
Erinevalt kerakujulise aparaadi lühiaegsest laskumi-



Joon. 108. Kabiini skeem projekti «Mercury» järgi: *1* — soojusisolatsioon; *2* — suletud ventilatsioonisüsteem; *3* — televisioonikaamera ja magnetofon; *4* — patareid; *5* — ripptool; *6* — juhtmed välisest energiaallikast; *7* — langevarjud; *8* — signaalvahendid kabiini leidmiseks; *9* — pidurdusraketid; *10* — painduv vardakujuline antenn; *11* — rakettmootorid lennu juhtimiseks; *12* — isolatsiooni- ja amortisatsioonikiht; *13* — välisõhu juhe; *14* — ventiil õhu rõhu reguleerimiseks; *15* — veeaurude eemaldaja; *16* — meditsiinilis-bioloogiline ja telemeetriline aparatuur; *17* — lainurkläätS; *18* — aparatuur vastastikuse raadioside pidamiseks; *19* — käepide; *20* — hoiderihmad; *21* — pannal; *22* — joogivesi; *23* — luuk; *24* — aken; *25* — pidurdusrakettide kütus; *26* — uriinikoguja.

sest, asendub planeerival lennul kesktõukejõud aegamööda tiibade kandejõuga ning maandumine võib kesta mitu tundi. See kergendab aparaadi manööverdamist ning kergendab tema järk-järgulist jahtumist.

Plaaneri hoidmiseks lennuks vajalikus horisontaalasendis, eriti automaatjuhtimise korral, võib rakendada güroskoope. Esialgu aga, kui plaaner tungib alles ülemistesse atmosfäärikihtidesse, võib tiibade asendit reguleerida Maa soojuskiirguse suhtes tundlike aparaatide abil.



Joon. 109. Kabiini maketi katsetamine aerodünaamilises torus.

Tihti on õnnestunud vaadelda, kuidas tehiskaaslane, enne kui ta tungib atmosfääri ülakihtidesse, vähendab aegamööda oma maksimaalset lennukõrgust. Kuid niisugune aerodünaamilisest pidurdumisest tingitud ellipti-lise orbiidi loomulik üleminek ringiliseks võib oma pika kestuse (üks kuu) tõttu olla Maale tagasipöörduvatele astronautidele ebasoodus. Sel juhul võib kiirust vähendada rakettmootorite abil, mida on kõige soodsam tööle rakendada orbiidi madalaimas punktis.

Tehiskaaslaste tagasipöördumise võimaluste väljaselgitamiseks on viidud orbiidile kuus «Discoverer» tüüpi kaaslast (vt. tabel 52). Ameerika Ühendriikides töötatakse

välja tehiskaaslase «Mercury» projekti. Selle projekti järgi peab kaaslase hermeetiliselt suletud kabiinis asuv piloot Maale tagasi pöörduma pärast ühepäevast lendu orbiidil (joon. 108, 109). Selle probleemi kiireks lahendamiseks tehakse uurimusi paljudel teaduse ja tehnika aladel.[1]

*

Tehiskaaslaste ja kosmoserakettide abil teostatud uurimuste tulemused on nii suured ja tähelepanuväärsed, et nende läbitöötamine võtab veel palju aega. Kuid juba esimesed kaaslaste abil saadud teaduslikud andmed näitasid, et maailmaruumi uurimine toob inimkonnale palju kasu.

Maad ümbritseva ruumi otsese uurimise ulatus oli 1958.—1959. a. sadu tuhandeid kilomeetreid maapinnast. Ületati kaks esimest barjääri — esimene ja teine kosmiline astronautiline kiirus. Lahendati kuurakettide juhtimise täpsuse probleem. Nüüd on päevakorras paremate kütuste leidmise, konstruktsioonide kergemaks muutmise, kontrolli- ja mõõteaparatuuri ning juhtimisseadmete kaalu ja mõõtmete vähendamise probleemid, kasuliku koormuse ja kosmoserakettide tegevusraadiuse suurendamine kuni lähemate planeetideni.

A. Šternfeldi raamat «Tehiskaaslased» ilmus 1956. a. 1959. a. täiendas autor raamatut uusimate andmetega, mida lugeja leiab lisast (ptk. XII). Seejuures on tabelis 52 toodud kaaslaste loetelu, mis lasti orbiidile enne 1960. a. Andmeid viimasel aastal väljalastud kaaslaste kohta võib leida informatsiooni bülletäänist. «Астронавтика и ракетотехника», № 39, 1960. a. (referaadid 147—149).

Et astronautika areneb väga kiiresti ja ükski raamat ei saa anda ammendavat ülevaadet viimastest saavutustest, tuleb pidevalt jälgida perioodikas ilmuvaid teateid uute kosmoserakettide väljalaskmisest ja nende liikumisest.

Tõlkija

Tabel 52

Maa tehiskaaslaste karakteristikud

1.	Kaaslase järjekorranumber	1
2.	Kaaslase nimi	«Sputnik» I
3.	Astronoomiline tähis	1957. α.
4.	Väljalennu kuupäev (kohalik aeg)	4. oktoober, 1957. a.
5.	Maa, kust kaaslane välja saadeti	NSV Liit
6.	Väljalaskmise koht	—
7.	Kaaslase kaal (kG)	83,6
8.	Raketi stardikaalu ja kaaslase kaalu suhe	—
9.	Kaaslase ja orbiidile saadetud lõppastme kogukaal (kG)	—
10.	Raketi stardikaalu suhe kaaslase ja lõppastme kaalusse	—
11.	Aparaatide kaal (kG)	—
12.	Raketi stardikaalu ja aparaatide kaalu suhe	—
13.	Kaaslase kuju	Kerakujuline
14.	Kaaslase mõõtmed	Läbimõõt — 58,3 cm
15.	Perigee algkõrgus (km)	227
16.	Apogee algkõrgus (km)	947
17.	Orbiidi suur pooltelg (km)	6949
18.	Orbiidi väike pooltelg (km)	6940
19.	Väikese ja suure pooltelje suhe	0,9987
20.	Orbiidi fookustevaheline kaugus	720
21.	Orbiidi ekstsentrilisus	0,0518
22.	Orbiidi kalle ekvaatori tasapinna suhtes	65°12′
23.	Esialgne tiirlemisperiood	96,17
24.	Esialgne tiirude arv ööpäevas	14,97
25.	Elektrienergiaallikas	Keemiline patarei
26.	Raadiolainete sagedus megahertsides (lainepikkus meetrites) ja võimsus millivattides	a) 20,005 MHz (14,995 m) b) 40,002 MHz (7,4989 m)
27.	Antenni tüüp	4 vardakujulist antenni pikkusega 2,4—2,9 m
28.	Raadioaparatuuri töötamise aeg	4.—25. oktoobrini 1957. a.
29.	Kasulik koormus (välja arvatud elektrienergiaallikad)	2 raadiosaatjat, distantstermomeeter
30.	Maa gravitatsiooniväljast vabanemise aste (energeetiline) protsentides	54,2
31.	Kaaslase mehhaaniline energia tingühikutes	100
32.	Kaaslase ja orbiidile viidud lõppastme mehhaaniline energia tingühikutes	—
33.	Uurimiste iseloom	Raadiolainete levimine, temperatuur kaaslase sees, atmosfääri ülakihtide tihedus
34.	Orbitaalse raketi nimetus	—
35.	Orbitaalse raketi karakteristikud	—
36.	Hukkumise kuupäev (kohalik aeg)	Kaitsekoonus — 25. novembril 1957. a., kanderakett — 1. detsembril 1957. a., kaaslane — 4. jaanuaril 1957. a.
37.	Eluiga	Kaitsekoonus — 52 ööpäeva, kanderakett — 58 ööpäeva, kaaslane 92 ööpäeva
38.	Märkused	Kanderakett sooritas umbes 900 tiiru ja kattis 39 miljonit kilomeetrit; kaaslane sooritas umbes 1400 tiiru ja kattis ligikaudu 60 miljonit kilomeetrit

1. 2
2. «Sputnik II
3. 1957 β
4. 3. november 1957. a.
5. NSV Liit
6. —
7. —
8. —
9. —
10. —
11. 508,3
12. —
13. Koonusekujuline
14. —
15. 225
16. 1671
17. 7310
18. 7274
19. 0,9951
20. 1446
21. 0,0990
22. 65°17′
23. 103,74
24. 13,880
25. Keemilised patareid
26. a) 20,005 MHz
    b) 40,002 MHz
27. —
28. —
29. Hermeetiline konteiner katseloomaga (koeraga Laika), õhu konditsioneerimissüsteemiga, toiduvarudega ja riistadega elutegevuse uurimiseks kosmoselennu tingimustes, aparatuur kosmiliste kiirte uurimiseks, aparatuur temperatuuri ja rõhu mõõtmiseks Laika konteineris, kaaslase sees ja kaaslase pinnal, 2 raadiosaatjat. Avastati väline kiirgusvöönd (mis lõpeb polaarpiirkondade kohal)
30. 56,0
31. 628
32. —
33. Vt. p. 29
34. —
35. —
36. 14. aprillil 1958. a.
37. 162 ööpäeva
38. Kaaslane sooritas umbes 2370 tiiru ja kattis üle 100 miljoni kilomeetri

1. 3
2. «Explorer» I
3. 1958 α
4. 31. jaanuar 1959. a.
5. Ameerika Ühendriigid
6. Cape Canaveral
7. —
8. —
9. 13,8
10. 2862
11. 8,2
12. 3470
13. Silinder tömbi koonilise esiosaga
14. Kogupikkus — 2,03 m, konteineri pikkus — 90 cm; läbimõõt — 15,2 cm
15. 260
16. 2522
17. 7818
18. 7742
19. 0,9903
20. 2172
21. 0,1389
22. 33,34
23. 114,8
24. 12,54
25. Elavhõbepatareid
26. 108,00 MHz (2,7775 m), 10 mW,
b) 108,03 MHz (2,7767 m). 60 mW
27. 1 Pöörlev antenn nelja 57 cm pikkuse vardaga, 1 dipoolantenn, mille moodustas kaaslase kest
28. a) 31. jaanuarist kuni 23. maini 1958. a.
b) 31. jaanuarist kuni 28. veebruaurini 1958. a., vaheajaga 11. kuni 24. veebruarini 1958. a.
29. 2 raadiosaatjat,
2 registreerimisseadist
30. 59,2
31. —
32. 18,0
33. Kosmilised kiired, mikrometeoorid, kesta ning esikoonuse temperatuur ja temperatuur kaaslase sees. Avastati seesmine kiirgusvöönd
34. «Jupiter-C»
35. Neljaastmeline. Kogupikkus 20,9 m. Stardikaal 28 458 kG.
1. aste: pikendatud vedelkütuserakett «Redstone,
2. aste: 11 kergendatud tüüpi püssirohuraketti «Sergeant»,
3. aste: 3 raketti «Sergeant»,
4. aste: 1 rakett «Sergeant»
36. —
37. —
38. Kaaslane oli valmistatud terasest kaheksa kõrge tulekindlusega materjalist — alundist (puhas korund - Al_2O_3) — ribiga. Kiirus perigees oli 8225 $\frac{m}{sek}$; apogees 6196 $\frac{m}{sek}$. Oletatav eluiga — 3—5 aastat

1. 4
2. «Vanguard» I
3. 1958 β
4. 17. märts 1958. a.
5. Ameerika Ühendriigid
6. Cape Canaveral
7. 1,80
8. 5695
9. 22,6
10. 454
11. —
12. —
13. Kerakujuline
14. Läbimõõt 16,3 cm
15. 658
16. 3948
17. 8675
18. 8518
19. 0,9819
20. 5462
21. 0,1896
22. 34,3
23. 134,18
24. 10,731
25. a) Elavhõbepatarei
    b) 6 päikesepatareide gruppi
26. a) 108,00 MHz, 10 mW
    b) 108,03 MHz, 5 mW
27. 1 pöörlev ja 1 dipoolantenn — kokku kuus 30 cm pikkust varrast
28. a) 17. märtsist kuni 5. aprillini 1958. a.
    —
29. 2 raadiosaatjat;
    2 registreerimisaparaati
30. 63,3
31. 2,5
32. 34,1
33. Päikesepatareide katsetamine
34. «Vanguard»
35. Kolmeastmeline, kogupikkusega 21,9 m, läbimõõt aluse juures 114 cm, stardikaal 10 251 kG;
    1. aste: vedelkütuserakett, pikkus — 13,4 m, läbimõõt — 1,14 m. veojõud — 12 701 kG, mootori töötamise aeg — 142 sek
    2. aste: vedelkütuserakett, pikkus — 9,4 m, läbimõõt — 81 cm, veojõud — 3401 kG
    3. aste: püssirohurakett, pikkus — 1,5 m, läbimõõt — 51 cm, veojõud — 1043 kG
36. —
37. —
38. Alumiiniumist kest, kiirus perigees oli 8234 $\frac{m}{sek}$, apogees 5583 $\frac{m}{sek}$. Kaaslase oletatav eluiga 200—1000 aastat

1. 5
2. «Explorer» III
3. 1958 γ
4. 26. märts 1958. a.
5. Ameerika Ühendriigid
6. Cape Canaveral
7. —
8. —
9. 14,17
10. 2008
11. 8,3
12. 3429
13. Silinder tõmbi koonilise esiosaga
14. Kogupikkus — 2,03 m, konteineri pikkus — 90 cm, läbimõõt — 15,2 cm
15. 195
16. 2810
17. 9519
18. 9429
19. 0,9905
20. 2614
21. 0,1373
22. 33°,4
23. 115,87
24. 12,428
25. Elavhõbepatareid
26. a) 108,00 MHz; 10 mW,
b) 108,03 MHz; 60 mW (10 mW)
27. 2 dipoolantenni, mille moodustab kaaslase kest
28. a) 26. märtsist kuni 16. juunini 1958. a., vaheajaga 10.—15. maini 1958. a.
b) 26. märtsist kuni 14. maini 1958. a. 22. maist kuni 5. juunini saatis dešifreerimatuid signaale
29. 2 raadiosaatjat,
2 registreerimisaparaati ja muu aparatuur
30. 59,5
31. —
32. 22,5
33. Kosmilised kiired
mikrometeoorid,
temperatuur kaaslase sees ja pinnal
34. «Jupiter-C»
35. Vt. «Explorer» I
36. 27. juuni 1958. a.
37. 62 ööpäeva
38. Kiirus perigees — 8382 $\frac{m}{sek}$ ja apogees — 5978 $\frac{m}{sek}$ «Explorer» II, mis saadeti välja 5. märtsil 1958. a., ei jõudnud orbiidile

1. 6
2. «Sputnik» III
3. 1958 δ
4. 15. mai 1958. a.
5. NSV Liit
6. —
7. 1327
8. —
9. —
10. —
11. 968
12. —
13. Koonusekujuline
14. Kõrgus — 3,57 m suurim läbimõõt — 1,73 m
15. 226
16. 1880
17. 7415
18. 7406
19. 0,9988
20. 1654
21. 0,1115
22. 65°
23. 105,95
24. 13,591
25. Keemilised ja päikesepatareid
26. 20,005 MHz (14,995 m)
27. —
28. 27. novembrini 1958. a. kaaslase raadiosaatja «Majak» jätkas normaalselt tööd
29. Magnetomeeter, magnetiline manomeeter ja ionisatsioonmanomeeter, mikrometeooride registreerijad, fotokordistaja Päikese korpuskulaarse kiiruse registreerimiseks, ioonidepüüdjad, riist primaarse kosmilise kiirguse intensiivsuse mõõtmiseks, riistad kosmilises kiirguses esinevate raskete tuumade ja footonite registreerimiseks, elektrostaatilised fluksmeetrid, mass-spektromeetriline toru, teadusliku aparatuuri elektronblokid, raadio-mõõtesüsteemid, programmseadeldis, paljukanaline telemeetriline süsteem
30. 57,1
31. 1671
32. —
33. Ülemiste atmosfäärikihtide rõhk ja koostis, positiivsete ioonide kontsentratsioon, Maa magnetvälja tugevus, Maa elektrostaatilise välja tugevus, Päikese korpuskulaarse kiirguse intensiivsus, primaarse kosmilise kiirguse koostis ja varieerumine, footonite ja raskete tuumade jaotus kosmilistes kiirtes, mikrometeoorid, temperatuur kaaslase sees ja pinnal
34. —
35. —
36. kanderakett — 3. detsembril, 1958. a.; kaaslane 6 apr. 1960. a.
37. kanderakett — 202 ööpäeva; kaaslane 692 ööpäeva
38. 27. novembriks 1959. a. oli kaaslane sooritanud 8000 tiiru ümber Maa. Selleks ajaks apogee langes kuni 865 kilomeetrini ja tiirlemisperiood väheneb kuni 95,27 minutini

1. 7
2. «Explorer» IV
3. 1958 ε
4. 26. juuli 1958. a.
5. Ameerika Ühendriigid
6. Cape Canaveral
7. —
8. —
9. 17,43
10. 1633
11. 11,6
12. 2453
13. Silinder tömbi koonilise esiosaga
14. Kogupikkus — 2,03 m, konteineri pikkus — 90 cm, läbimõõt —15,2 cm
15. 262
16. 2221
17. 7607
18. 7544
19. 0,9917
20. 1958
21. 0,1287
22. 50°, 29
23. 110,27
24. 13,059
25. Elavhõbepatareid
26. a) 108,00 MHz; 10 mW,
    b) 108,03 MHz; 24 mW
27. 2 dipoolantenni, mille moodustab kaaslase kest
28. a) 26. juulist kuni 3. septembrini 1958. a. töötas 5 kanalit, 3. septembrist kuni 9. septembrini 1958. a. 3 kanalit
    b) Töötas normaalselt 26. juunist kuni 19. septembrini 1958. a. 19. septembrist kuni 6. oktoobrini 1958. a. saatis dešifreerimatuid signaale
29. 2 raadiosaatjat ja kontrollmõõteaparatuur
30. 58,1
31. —
32. 22,4
33. Kosmiline kiirgus
34. «Jupiter-C»
35. Vt. «Discoverer» I
36. 22. oktoobril 1959. a.
37. 1 aasta 88 ööpäeva
38. Kaaslase kest on roostevabast terasest.

    Kiirus perigees — 8229 $\frac{m}{sek}$, apogees — 6363 $\frac{m}{sek}$

1. 8
2. «Atlas-SCORE»
3. 1958 ζ
4. 18. detsember 1958. a.
5. Ameerika Ühendriigid
6. Cape Canaveral
7. -
8. -
9. 3968
10. 28
11. 67,5 (raadioaparatuur)
12. 1638
13. Silinder tõmbi koonilise esiosaga
14. Pikkus — 21,0 m, diameeter — 3,05 m
15. 177
16. 1480
17. 7200
18. 7170
19. 0,9959
20. 1302
21. 0,0904
22. 32°,3
23. 101,46
24. 14,193
25. Elavhõbepatareid
26. a) 132,435 MHz ja 132,905 MHz (2,2650 m ja 2,2570 m)
    b) 107,94 MHz ja 107,97 MHz (2,7791 m ja 2,7783 m)
27. Raketi korpusesse tehtud piluantennid
28. 18. kuni 30. detsembrini
29. 2 raadiomajakat, 2 vastuvõtu-saateaparaati, magnetiline mäluseadeldis Maalt vastuvõetava informatsiooni jaoks.
30. 55,7
31. —
32. 4880
33. Kõne transleerimine kaaslase abil
34. «Atlas»
35. Vedelkütuserakett. Kogupikkus 25,9 m. Stardikaal — 110,6 T Kaks 68-tonnise veojõuga kiirendajat, mis töötavad 127 sekundit paralleelselt raketi mootoriga ja mis eemaldatakse pärast töötamise lõppu. Peamootor arendab veojõudu 27 tonni ja töötab 258 sekundit
36. 21. jaanuar 1959. a.
37. 34 ööpäeva
38. Kaaslase kest on valmistatud roostevabast terasest. Läbitud tee — umbes 22 miljonit kilomeetrit.

1. 9
2. «Vanguard»
3. 1959 α
4. 17. veebruar 1959. a.
5. Ameerika Ühendriigid
6. Cape Canaveral
7. 9,67
8. 1060
9. —
10. —
11. —
12. —
13. Kerakujuline
14. Läbimõõt 50,7 cm
15. 558
16. 3321
17. 8311
18. 8195
19. 0,9861
20. 2762
21. 0,1662
22. 32°, 88
23. 125,85
24. 11,442
25. Elavhõbepatareid.
26. a) 108,00 MHz, 10 mW,
    b) 108,03 MHz, 80 mW
27. 4 vedrumehhanismiga varustatud vardakujulist antenni
28. a) 17. veebruarist kuni 12. märtsini 1959. a.
    b) 17. veebruarist kuni 16. märtsini 1959. a.
29. 2 raadiosaatjat, 2 riista infrapunase kiirguse elementidega, registreerimisseadeldis
30. 61,7
31. 13,2
32. —
33. Maa pilvkate
34. «Vanguard»
35. Vt. «Vanguard» I
36. —
37. —
38. Poleeritud magneesiumkest, kaetud ränihapendikihiga. Teine, võimsam saatja lülitatakse sisse Maalt antava käsu abil. Maa pilvkatte kujutist edasiandvate raadiosignaalide tõlgendamine on kaaslase võnkumise tõttu raskendatud. Oletatav eluiga on üle 10 aasta

1. 10
2. «Discoverer» I
3. 1959 β
4. 28. veebruar 1959. a.
5. Ameerika Ühendriigid
6. Vandenberg
7. —
8. —
9. 589
10. 84
11. 111
12. 443
13. Silinder tõmbi koonilise esiosaga
14. Pikkus — 5,8 m, läbimõõt — 1,5 m
15. 159
16. 973
17. 6923
18. 6911
19. 0,9983
20. 814
21. 0,0588
22. 87°
23. 95,9
24. 15,02
25. Kaadmium-nikkelpatareid
26. —
27. 1 suund- ja 1 painduv vardakujuline antenn
28. —
29. —
30. 54,1
31. —
32. 703
33. Kabiini tagasitoomise tehnika omandamise ettevalmistamine
34. «Thor-Hustler»
Kaheastmeline vedelkütuserakett. Kogupikkus 23,8 m, stardikaal 49,214 tonni
35. 1. aste: rakett «Thor», stardikaal 45 tonni, veojõud 68 tonni
2. aste: rakett «Hustler», stardikaal 3,81 tonni, veojõud 6,8 tonni
36. 17. märts 1959. a.
37. —
38. Raadiosaatja töötas korrapäratult ja raketi liikumise jälgimine oli raskendatud

1. 11
2. «Discoverer» II
3. 1959 γ
4. 13. aprill 1959. a.
5. Ameerika Ühendriigid
6. Vandenberg
7. —
8. —
9. 730
10. 67
11. 111
12. 443
13. Silinder tõmbi koonilise esiosaga
14. Pikkus — 5,8 m, suurim läbimõõt — 1,5 m
15. 228
16. 354
17. 6648
18. 6648
19. 0,99995
20. 126
21. 0,0095
22. 89°,8
23. 90,5
24. 15,9
25. Kaadmium-nikkelpatareid
26. —
27. 1 suund- ja 1 painduv vardakujuline antenn
28. Telemeetriline saatja töötas 13. kuni 14. aprillini 1959. a. Raadiomajakas töötas 13. kuni 21. aprillini 1959. a.
29. Kabiin Maale laskumiseks (pikkus — 68,5 cm, suurim läbimõõt — 83,8 cm, kaal — 88,5 kG) konditsioneerimisseadeldisega (süsihappegaasi ja veeauru absorbeerijad), telemeetriline saatja, 2 raadiomajakat (üks kabiinis, teine väljaspool kabiini); paksukihilised fotoplaadid kiirguste uurimiseks
30. 52,2
31. —
32. 840
33. Kabiini tagasitoomise tehnika omandamise ettevalmistamine: õhu konditsioneerimine, kabiini eraldamine, otsimistehnika. Mitmesugused kiirgused
34. «Thor-Hustler»
35. Vt. «Discoverer I»
36. 26. aprill 1959. a.
37. 13 ööpäeva
38. 14. aprillil 1959. a. kabiin eraldus, kuid teda ei leitud

1. 12
2. «Explorer» VI
3. 1959 δ
4. 7. august 1959. a.
5. Ameerika Ühendriigid
6. Cape Canaveral
7. 64,4
8. 739
9. —
10. —
11. —
12. —
13. Silinder poolkerakujulise esiosaga ja nelja väljaulatuva labaga
14. Pikkus — 73,3 cm, silindri läbimõõt — 66 cm
15. 252
16. 42 456
17. 27 720
18. 17 980
19. 0,6486
20. 42 204
21. 0,7612
22. 48°
23. 12 tundi 30 min.
24. 1,92
25. Päikesepatareidega laetavad keemilised patareid
26. a) 108,06 MHz (2,7760 m)
    b) 108, 09 MHz (2,7752 m)
27. —
28. —
29. Televisioonikaamera, laetud osakeste loendajad, magnetomeeter, temperatuurimõõtjad ja muu aparatuur
30. 88,5
31. 126
32. —
33. Maa pilvkatte televisioonikujutise edasiandmine Maale, magnetväli, mitmesugused kiirgused, mikrometeoorid, kesta temperatuur ja temperatuur kaaslase sees (kokku 12 seadeldist)
34. «Thor-Able»
35. Neljaastmeline. Kogupikkus 27,4 m, stardikaal 47,6 tonni,
    1. aste: vedelkütuserakett «Thor» veojõuga 68 tonni,
    2. aste: vedelkütuserakett, raketi «Vanguard» teise astme muudetud variant,
    3. aste: püssirohurakett, raketi «Vanguard» kolmas aste,
    4. aste: püssirohurakett,
    pikkusega 35,5 cm ja kaaluga 2,2 kG
36. —
37. —
38. Andmeid kogutakse numbrilise arvutusseadeldise abil, «Explorer» V, mis saadeti välja 24. augustil 1958. a., ei jõudnud orbiidile

1. 13
2. «Discoverer» V
3. 1959 ε
4. 13. august 1959. a.
5. Ameerika Ühendriigid
6. Vandenberg
7. —
8. —
9. 771
10. 64
11. 136 (eralduv kabiin aparaatidega)
12. 362
13. Silinder tõmbi koonilise esiosaga
14. Pikkus — 5,7 m, suurim läbimõõt — 1,5 m
15. 218
16. 724
17. 6828
18. 6823
19. 0,9993
20. 506
21. 0,0370
22. 90°
23. 94
24. 15,3
25. Kaadmium-nikkelpatareid
26. —
27. 1 suund- ja 1 vardakujuline painduv antenn
28. —
29. Maandatav kabiin (pikkus — 68,5 m, suurim läbimõõt — 83,8 cm, kaal — 88,5 kG) konditsioneerimisseadeldisega; telemeetriline saatja, 2 raadiomajakat
30. 53,4
31. —
32. 909
33. —
34. «Thor-Hustler»
35. Vt. «Discoverer» I
36. —
37. —
38. Pärast 17-ndat tiiru pidi konteiner maanduma Havai saarte ligidal, kus patrulleeris lennukite eskaader. Pärast konteineri eraldumist kaaslasest võeti vastu raadiosignaal Alaskas, hiljem ei saadud enam ühtki signaali. «Discoverer» III ja «Discoverer» IV, mis lasti välja 3. ja 25. juunil 1959. a., ei jõudnud orbiidile

1. 14
2. «Discoverer» VI
3. 1959 ζ
4. 19. august 1959. a.
5. Ameerika Ühendriigid
6. Vandenberg
7. —
8. —
9. 771
10. 64
11. 136 (eraldatav kabiin aparaatidega)
12. 362
13. Vt. «Discoverer» V
14. Vt. «Discoverer» V
15. 322
16. 804
17. 6920
18. 6916
19. 0,9994
20. 482
21. 0,0348
22. 90°
23. 95
24. 15,2
25. Vt. «Discoverer» V
26. Vt. «Discoverer» V
27. Vt. «Discoverer» V
28. —
29. Vt. «Discoverer» V
30. 54,1
31. —
32. 919
33. Vt. «Discoverer» I
34. Vt. «Discoverer» I
35. Vt. «Discoverer» I
36. —
37. —
38. Konteinerisse, mis eraldus 26 tundi pärast starti, ülesseatud raadiosaatja vaikis, mistõttu konteinerit ei õnnestunud leida. Otsinguteks kasutati lennukite eskadrille ja samuti ka merejõude

1. 15
2. «Vanguard» III
3. 1959 η
4. 18. september 1959. a.
5. Ameerika Ühendriigid
6. Cape Canaveral
7. 45
8. —
9. —
10. —
11. —
12. 0
13. Koonusekujuline
14. —
15. 507
16. 3700
17. 8475
18. 8323
19. 0,9821
20. 3192
21. 0,1883
22. —
23. —
24. —
25. —
26. —
27. —
28. —
29. —
30. 62,4
31. 61,9
32. —
33. Maa magnetväli, Päikese röntgenikiired jm.
34. —
35. —
36. —
37. —
38. Kaaslase kest oli tehtud magneesiumist ja klaaskiust

1. 16
2. «Explorer» VII
3. 1959 θ
4. 13. oktoober 1959. a.
5. Ameerika Ühendriigid
6. Cape Canaveral
7. 41,4
8. 1326
9. —
10. —
11. —
12. —
13. —
14. —
15. 560
16. 1110
17. 7201
18. 7196
19. 0,9993
20. 550
21. 0,0382
22. —
23. —
24. —
25. Keemilised ja päikesepatareid
26. a) 108,00 MHz
    b) 108,03 MHz
27. —
28. —
29. 2 raadiovastuvõtjat; riistad Päikese soojuskiirguse ja Maalt tagasipeegeldunud soojuskiirguse mõõtmiseks; riistad kiirguse mõõtmiseks, mikrometeooride tiheduse määramiseks ja teised seadmed
30. 55,8
31. 51,0
32. —
33. Vt. p. 30
34. «Juno» II
35. Neljaastmeline. Kogupikkus 23,1 m, stardikaal — 54,9 tonni,
    1 aste: vedelkütuseraketi «Jupiter» muudetud variant,
    2. aste: 11 kergendatud tüüpi püssirohuraketti «Sergeant»,
    3. aste: 3 raketti «Sergeant»,
    4. aste: 1 rakett «Sergeant»
36. —
37. —

1.	17	18
2.	«Discoverer» VII	«Discoverer» VIII
3.	1959 ι	1959 ϰ
4.	7. november 1959. a.	20. november 1959. a.
5.	Ameerika Ühendriigid	Ameerika Ühendriigid
6.	Vandenberg	Vandenberg (Kalifornia)
7.	—	—
8.	—	—
9.	767	Vt. «Discoverer» V
10.	63	64
11.	136 (eralduv kabiin aparaatidega)	126 (konteiner inimese jaoks koos aparaatidega)
12.	362	362
13.	Vt. «Discoverer» V	Vt. «Discoverer» V
14.	Vt. «Discoverer» V	Vt. «Discoverer» V
15.	167	192
16.	885	1600
17.	6883	7253
18.	6874	7219
19.	0,9987	0,9953
20.	718	1408
21.	0,0522	0,0971
22.	90°	—
23.	95,1	103
24.	15,1	14,0
25.	Vt. «Discoverer» V	Vt. «Discoverer» V
26.	Vt. «Discoverer» V	Vt. «Discoverer» V
27.	Vt. «Discoverer» V	Vt. «Discoverer» V
28.	—	—
29.	Vt. «Discoverer» V	Vt. «Discoverer» V
30.	53,8	56,2
31.	—	—
32.	910	955
33.	Vt. «Discoverer» I	Vt. «Discoverer» V
34.	Vt. «Discoverer» I	Vt. «Discoverer» V
35.	Vt. «Discoverer» I	Vt. «Discoverer» V
36.	—	—
37.	—	—
38.	26 tundi pärast starti pidi konteiner eralduma, seda aga ei juhtunud	Pärast 17. tiiru eraldus kaaslasest kabiin aparaatidega. Pidurdusrakett töötas korrapäraselt lõpuni. Patrullivatel lennukitel ja laevadel ei õnnestunud siiski leida kabiini, mis arvatavasti purunes langemisel vastu veepinda

SISUKORD

Eessõna eestikeelsele väljaandele 5
Sissejuhatus 7

I peatükk. Tehiskaaslaste liikumise seadused 13
1. Tehiskaaslase liikumise printsiip ja kiirus. Ringiline orbiit 13
2. Elliptilised orbiidid 18
3. Tehiskaaslase maksimaalne ja minimaalne kiirus . . . 25
4. Tehiskaaslase sideeriline tiirlemisperiood 26
5. Kaaslase tiirlemise nurkkiirus 28
6. Tehiskaaslase päikese- ja kuu-tiirlemisperiood . . . 29
7. Tehiskaaslase eluiga 35
8. Esimese nõukogude tehiskaaslase liikumise iseärasusi . 40

II peatükk. Kaaslase liikumine maapinnal asuva vaatleja suhtes 46
1. Tehiskaaslase tiirlemisperiood maapinnal asuva vaatleja suhtes (sünoodiline periood) 46
2. Tehiskaaslaste liikumiste projektsioonid maapinnal . . 50
3. Tehiskaaslase nurkkiirus maapinna suhtes 63
4. Tehiskaaslase näiv liikumine taevavõlvil (arvestades Maa pöörlemist) 67
5. Statsionaarne tehiskaaslane 70
6. «Kiikuvad» tehiskaaslased 74
7. Perioodilised tehiskaaslased 75

III peatükk. Tehiskaaslase stardirakett 78
1. Rakettmootori töötamise põhimõte 78
2. Raketi kiirus 80
3. Mitmeastmeline rakett 82
4. Püssirohu- ja vedelkütusraketid 84
5. Mootori konstruktsioon 88
6. Rakettides kasutatavad kütused 93
7. Aatomirakett 96

IV peatükk. Tehiskaaslase väljalaskmine 98
1. Energia, mis on vajalik tehiskaaslase viimiseks orbiidile 98
2. Tehiskaaslase lennukõrgus 100
3. Maa pöörlemise mõju 102
4. Tehiskaaslase väljalaskmine ringilisele orbiidile . . . 105
5. Tehiskaaslase väljalaskmine täisnurkset trajektoori mööda 107

6. Tehiskaaslase väljalaskmine poolelliptilisele orbiidile . 108
7. Tehiskaaslase väljalaskmine ballistilist ellipsi kaart mööda 111
8. Tehiskaaslase väljalaskmine pikemat kõverjoonelist trajektoori mööda 114
9. Tehiskaaslase väljalaskmine minimaalse energiakuluga (teoreetiline juht) 116
10. Atmosfääri läbimine 121
11. Tehiskaaslase väljalaskmise põhilised tingimused . . 123
12. Optimaalsed väljalennutrajektoorid 126
13. Suurte tehiskaaslaste väljalaskmine osade kaupa . . 128
14. Tehiskaaslase väljalennutrajektoori ja orbiidi korrigeerimine 130

V peatükk. Tehiskaaslaste konstruktsioon 139
1. Kontinentidevaheline rakett — orbitaalse raketi algkuju 139
2. Orbitaalsete rakettide ehitus 142
3. Orbitaalsete rakettide stendiline katsetamine 149
4. Orbitaalsete rakettide lennukatsetused 151
5. Ekipaažiga orbitaalse raketi katsetamine hoovõtul . . 152
6. Ekipaažiga orbitaalse raketi hoovõtu ja pidurdamise katsetamine 154
7. Tehiskaaslaste ehitus 154
8. Kaaslase monteerimine 162

VI. peatükk. Inimene maailmaruumis 165
1. Suurte liikumiskiiruste kahjutus organismile 165
2. Suurendatud raskuse maailmas 166
3. Elu kaalutuse tingimustes 168
4. Kunstlik raskus 176
5. Kahjulikud kiirgused 177
6. Meteoorioht 180
7. Toitumine ja hingamine tehiskaaslasel 185
8. Skafandrid 186
9. Astronautide ettevalmistamine orbitaalseks lennuks . . 187

VII peatükk. Tehiskaaslase pardal 190
1. Päev, öö ja aastaajad tehiskaaslasel 190
2. Tähistaeva pilt tehiskaaslaselt 196
3. Mikroatmosfäär ja selle konditsioneerimine 203
4. Heliotehnika tehiskaaslasel 207
5. Mõõteaparatuur ja vaatlus- ning juhtimisseadmed . . 213

VIII peatükk. Tehiskaaslaste vaatlemine ja side Maaga . . 223
1. Kaaslase ja temalt saadetud valgussignaalide nähtavuse tingimused 223
2. Lennukõrguse ja orbiidi kaldenurga mõju kaaslase nähtavusele 226
3. Kaaslase nähtavuse ajaline kestus 229
4. Refraktsiooni mõju kaaslase nähtavusele 229
5. Valmistumine kaaslase visuaalseteks vaatlusteks . . . 232
6. Fotografeerimine 234
7. Kaaslase orbiidi arvutamine 234
8. Raadioside 238

9. Tehiskaaslase liikumise parameetrite raadiokaugmõõtmine 241
10. Kaaslase kulminatsioonimomendi määramine 243
11. Kaaslase korpuse asendi määramine lennul 244
12. Esimese ja teise tehiskaaslase vaatlustest 246

IX peatükk. Laskumine Maale 253
1. Laskuvate aparaatide pidurdamise viisid 253
2. Füüsikalised nähtused pidurdamisel atmosfääri abil . . 254
3. Maandatava kosmilise lennuaparaadi konstruktsiooni iseärasused 257
4. Laskumine tehiskaaslaselt mööda pikemat kõverjoonelist trajektoori 261

X peatükk. Päikesesüsteemi kehade tehiskaaslased . . . 264
1. Kuu tehiskaaslased 264
2. Planeetide ja Päikese tehiskaaslased 270
3. Komeetide tehiskaaslased 275
4. Orbitaalsed laevad 277

XI peatükk. Tehiskaaslaste kasutamine 286
1. Lendavad observatooriumid ja laboratooriumid . . . 286
2. Tehiskaaslane planeetidevahelise jaamana 312
3. Looduslike planeetidevaheliste jaamade probleem . . 323
4. Planeetidevaheliste lendude ajastu koidikul 326
5. Astronautika ideede levimine 327
6. Kellele kuulub väljaspool atmosfääri olev ruum . . . 333

XII peatükk. Planeetidevahelise ruumi vallutamine . . . 337
I. Lühiandmeid esimesest kaheksateistkümnest tehiskaaslasest 337
1. Nõukogude tehiskaaslased 337
2. Ameerika tehiskaaslased 344
II. Tehisplaneedid 367
1. Esimene tehisplaneet 367
2. Teine tehisplaneet 382
III. Kuuraketid 385
1. Esimeste rakettide väljasaatmine Kuu suunas . . 385
2. «Lunnik» II lend 393
3. «Lunnik» III fotografeerib Kuu tagakülge . . . 400
IV. Uued uurimused ja lähemad tulevikuperspektiivid . . 404
1. Kokkuvõte maalähedase ruumi uurimisest rakettide ja tehiskaaslaste abil 404
2. Raketilendude ja kosmosereiside füsioloogia . . . 414
3. Tehiskaaslaste tagasipöördumise perspektiivid . . 420

Штернфельд Арио Абрамович
ИСКУССТВЕННЫЕ СПУТНИКИ
На эстонском языке
Оформление В. Варе
Эстонское Государственное Издательство
Таллин, Пярнуское шоссе, 10

*

Toimetaja H. Korpman
Kunstiline toimetaja I. Torn
Tehniline toimetaja I. Vahtre
Korrektorid I. Tamm ja O. Sepp

Ladumisele antud 12. VIII 1960. Trükkimisele antud 16. XII 1960. Paber 54×84, $^1/_{16}$. Trükipoognaid 27,75+ +21 lisa. Formaadile 60×90, kohaldatud trükipoognaid 25,73. Arvutuspoognaid 27,23. Trükiarv 5000. Tellimise nr. 7588. Hans Heidemanni nimeline trükikoda, Tartu, Ülikooli 17/19. III.

Hind rbl. 1.—

2—5

TÜ RAAMATUKOGU
1 0300 00366970 4

Samas sarjas on ilmunud:

Alschner, G.
Loomade ränded

Üksvärav, R.
Turvas

Tõllassepp, A.
Meteoroloogia kõigile.

Järgnevalt ilmuvad:

Agur, U.
Mõtlevad masinad

Bauer, H.
Seiklusrikas süvameri

Einstein, A., Infeldt, L.
Füüsika evolutsioon

Plavilštšikov, N.
Homunculus

Rbl. 1.—



TÜ RAAMATUKOGU
1 0300 00366970 4

Tehiskaaslased

TEHIS-
KAASLASED

Samas sarjas on ilmunud:

Alschner, G.
Loomade ränded

Üksvärav, R.
Turvas

Tõllassepp, A.
Meteoroloogia kõigile.

Järgnevalt ilmuvad:

Agur, U.
Mõtlevad masinad

Bauer, H.
Seiklusrikas süvameri

Einstein, A., Infeldt, L.
Füüsika evolutsioon

Plavilštšikov, N.
Homunculus

Rbl. 1.—



Tehiskaaslased

TEADUSE TEEDELT



A. ŠTERNFELD

Tehiskaaslased

A. Šternfeldi

TEHISKAASLASED

Raamat annab ulatusliku ülevaate kaaslaste ülesannetest, konstruktsioonist ja väljasaatmise tingimustest. Pikemalt on peatutud probleemidel, mis kerkivad üles inimesega varustatud tehiskaaslaste loomisel. Huvitavas ja populaarses vormis räägitakse elamistingimustest ja mitmesugustest füüsikalistest nähtustest kaaslasel. Raamatu lõpupeatükk käsitleb kaheksatteist esimest tehiskaaslast: tuuakse ära nende orbiitide põhikarakteristikud ja andmed kaaslaste suuruse kohta.

Trükivigu

Lk.	Rida	On trükitud	Peab olema
32	1. alt	Tehiskaalase	Tehiskaaslase
158	5. alt	rakkettide	rakettide
203	17. alt	Carceau	Garceau
Foto XV		Maa tehiskaaslase ehitamise faasid Romicki projekti järgi.	Maa tehiskaaslase ehitamise erinevad faasid Romicki projekti järgi.