

A. ŠTERNFELD

VEŠTAČKI
ZEMLJINI SATELITI

NOVINSKO-IZDAVAČKO PREDUZEĆE
TEHNIČKA KNJIGA
BEOGRAD 1958

Naslov originala:
А. ШТЕРНФЕЛЬД
ИСККУСТВЕННЫЕ СПУТНИКИ ЗЕМЛИ

Preveo s ruskog:
МИХАЈЛО ВЕЛИМИРОВИЋ

Nacrt za korice:
MIRKO STOJNIĆ

Štampa: Beogradski grafički zavod — Beograd,
Bulevar Vojvode Mišića 17

NAPOMENA PREVODIOCA O AUTORU DELA

Šternfeld Ario Abramovič nije nepoznat jugoslovenskom čitaocu: 1956 u izdanju »Tehničke knjige« izašla je u mome prevodu njegova knjiga »Let u svemir«, sa dopunama autora za jugoslovensko izdanje.

A. Šternfeld spada među najpoznatije popularizatore astronautike, njegovo ime poznato je i van granica Sovjetskog Saveza, a dobitnik je i Međunarodne nagrade za astronautiku.

Pored brojnih članaka iz područja astronautike koji su objavljeni u raznim sovjetskim časopisima, A. Šternfeld je 1937 godine objavio knjigu »Uvod u kosmonautiku«, a pored već pomenute knjige »Let u svemir«, prošle godine je objavio knjigu »Veštački zemljini sateliti«, koja, kao i prethodna, izlazi u izdanju izdavačkog preduzeća »Tehnička knjiga«.

Treba napomenuti da se kosmonautika (ili astronautika — od grčkih reči »astron« — zvezda, »kosmos« — svemir i »nautika« — sve što se odnosi na plovidbu), nauka o naučnim osnovama međuplanetarnog leta, razvila na već poznatim naučnim činjenicama iz astronomije i mehanike tek u našem veku i to u najnovije vreme, a dobila je svoje ime upravo od Aria Abramoviča Šternfelda.

U ovoj knjizi Šternfeld daje iscrpne podatke, zasnovane na strogo naučnim osnovama, gotovo o svim problemima astronautike i na svako pitanje daje, u granicama današnjih dostignuća nauke, veoma precizne i jasne odgovore.

Iako je ova knjiga napisana pre lansiranja prvog i drugog sovjetskog veštačkog satelita, sva pitanja su obrađena tako ubedljivo i dokumentovano, kao da je knjiga

sada napisana, tako da to nimalo ne umanjuje njenu aktuelnost. Čitalac će u njoj naći odgovore na sva pitanja koja ga interesuju u vezi sa veštačkim zemljinim satelitima.

Prevodeći i ovu drugu knjigu A. Šternfelda, nastojao sam da prevod bude što razumljiviji, da nađem najadekvatnije izraze za našu još uvek oskudnu astronautičku terminologiju.

Prevodilac

U toku 1957 godine u Sovjetskom Savezu lansirani su prvi veštački sateliti i to:

Veštački satelit br. 1

*Lansiran 4 oktobra 1957 godine
Visina kruženja 900 kilometara
Težina 83,6 kilograma
Brzina kruženja 8000 metara u sekundu
Putanja: elipsa sa nagibom od 65 stepeni prema ekvatoru
Obiđe oko Zemlje za 1 sat i 34 minuta
Sadržina: naučni instrumenti i emisione stanice
Izgoreo 4 januara 1958 godine, obrnuvši se oko 1400 puta oko Zemlje i prevalivši oko 60 000 000 km.*

Veštački satelit br. 2

*Lansiran 3 novembra 1957 godine
Visina kruženja 1500 kilometara
Težina 508,3 kilograma
Brzina kruženja 8000 metara u sekundu
Putanja: elipsa sa nagibom od 65 stepeni prema ekvatoru
Obiđe oko Zemlje za 1 sat i 42 minuta
Sadržina: pas Lajka, komora sa normalnim vazдушnim pritiskom, instrumenti i emisione stanice.
Izgoreo 14 aprila 1958 godine, obrnuvši se 2370 puta oko Zemlje i prevalivši više od 100 000 000 km.*

PREDGOVOR

Poslednjih godina u sovjetskoj i inostranoj štampi sve češće se sreću reči koje neobično zvuče, koje potsećaju na naslove fantastičnih romana: »Veštački zemljini sateliti«. Međutim, veštački satelit nije fantazija, nije smela mašta, nego realnost najskorijeg vremena.

Svako od nas navikao se da gleda na nebu prirodni zemljin satelit — Mesec koji stalno kruži oko naše planete po jednoj te istoj putanji. Sada su naučnici i inženjeri postavili pred sebe zadatak: stvoriti novo, makar i sasvim sićušno veštačko nebesko telo koje bi kao Mesec kružilo oko Zemlje. Uspesi u oblasti raketne tehnike, radio-upravljanja, hemije i drugih nauka daju osnova za tvrdnju da smo na pragu pretvaranja ove zamisli u život.

Kako je poznato iz saopštenja u štampi, u Sovjetskom Savezu i SAD razrađuju se planovi za lansiranje manjih veštačkih zemljinih satelita. Takvi sateliti, prečnika nekoliko desetina santimetara, kružice oko Zemlje na visini od nekoliko stotina kilometara. Lansiranje ovih satelita u naučne svrhe predviđa se u toku Međunarodne geofizičke godine (1957—1958), u kojoj, uporedo sa drugim zemljama, učestvuje i Sovjetski Savez.

Izgradnja veštačkih zemljinih satelita biće prvi korak na putu ostvarenja međuplanetarnih letova.

Za pitanja stvaranja veštačkih satelita i međuplanetarnih letova interesuje se široka javnost. Ovim pitanjima bili su posvećeni mnogobrojni referati na međunarodnim astronautičkim kongresima koji su se održali zadnjih godina (astronautikom ili kosmonautikom naziva se nauka o letovima u vasionском prostoru). Izučavanje problema vezanih za izgradnju veštačkih satelita, nalazi se u centru pažnje astronautičkih organizacija koje momentano postoje u više od dvadeset zemalja.

Pri Akademiji nauka SSSR formirana je Komisija za koordinaciju istraživačkih radova u oblasti međuplanetarnog saobraćaja čiji su članovi naučnici najrazličitijih struka. Ustanovljena je medalja K. E. Ciolkovskog za potsticanje istraživanja u ovoj oblasti. U Moskvi i drugim gradovima Sovjetskog Saveza organizovane su astronautičke grupe i kružoci koji imaju za cilj izučavanje i razrađivanje pitanja od čijeg rešenja zavisi dalji razvitak astronautike.

U ovoj knjizi ispričaćemo kako će se lansirati veštački sateliti, kako se oni mogu koristiti u naučne svrhe i u svojstvu međuplanetarnih stanica i kakvi će biti uslovi života na takvim satelitima.

A. A. ŠTERNFELD
dobitnik Međunarodne nagrade
za astronautiku

UVOD

Teoretske dokaze o mogućnosti stvaranja veštačkog nebeskog tela*) koje po inerciji kruži oko Zemlje, nalazimo još u radovima Isaka Njutna (1642—1727 g.). No, u XVIII i XIX veku, Njutnove teze uzimane su samo kao apstraktna razmatranja potrebna za lakše shvatanje zakona kretanja nebeskih tela. Početkom našeg veka K. E. Ciolkovski (1857—1935 g.) dao je praktičan predlog: »Napraviti stalnu opservatoriju koja će se, van atmosfere, neograničeno dugo kretati oko Zemlje, slično Mesecu.«

Projekti K. E. Ciolkovskog nisu mogli biti ostvareni za njegovog života: nije bilo dovoljno preduslova da bi se rešio tako složeni zadatak, kao što je stvaranje veštačkog zemljinog satelita. I tek u naše vreme, kada su nauka i tehnika u svome razvitku dostigle ogromne uspehe, ovo postaje moguće.

Zadatak stvaranja veštačkih satelita rešavaće se, kako izgleda, postepeno, u nekoliko etapa. Prva etapa biće, očevidno, lansiranje u bezvazdušni prostor manje rakete, čiji će pravac poletanja i brzina leta biti tako proračunati da se ona pretvori u veštački satelit naše Zemlje. Možda na ovoj raketi neće biti nikakvih instrumenata. Nju će lansirati samo zato, da se praktično stvori prvo veštačko nebesko telo. Ma kako malo bilo ovo telo, makar ne veće od fudbalske lopte, savremeni teleskopi mogu ga pratiti u letu. Njegovo duže ili kraće kretanje oko Zemlje, biće dokaz da je prvi veštački satelit stvoren.

*) Pod satelitom (latinski *satelles* = pratilac) se u astronomiji podrazumeva naziv za nebeska tela koja kruže oko planeta po istim zakonima kao ove oko Sunca, napr. Mesec je satelit, pratilac Zemlje. Na ruskom jeziku upotrebljava se ruska reč *спутник*, što znači isto. Prevodilac je smatrao da je najpogodnije upotrebiti reč satelit. (prim. prev.)

Oslanjajući se na ovo iskustvo biće moguće lansirati seriju satelita nešto većih razmera, snabdevenih, pritom, nizom instrumenata za automatsko emitovanje na Zemlju raznih podataka o gornjim slojevima Zemlje i o svemirskom prostoru.

Posle toga, biće potrebno proveriti na životinjama da li je za živi organizam štetan let na veštačkom satelitu, posle čega će biti moguće pristupiti poslednjoj etapi — izgradnji veštačkih satelita takve veličine, da bi se u njih mogli smestiti ne samo instrumenti, nego i ljudi.

I. VAZDUŠNI OKEAN

1. Značaj atmosfere; njena struktura i sastav

Rezultati istraživanja vazdušnog omotača Zemlje — atmosfere — su ne samo od teoretskog, nego i značajnog praktičnog interesa za izgradnju i korišćenje veštačkih zemljinih satelita. Radi toga, pre no što razmotrimo pitanje o lansiranju*) takvih satelita, upoznajmo se ukratko sa vazdušnim okeanom koji nas okružuje.

Postojanje atmosfere ima ogroman značaj. Pri lansiranju satelita a takođe u manjoj meri i pri njegovom kretanju po putanji, atmosfera će služiti kao prepreka. Kod sletanja letećeg aparata sa veštačkog satelita, atmosfera može biti, obrnuto, iskorišćena za kočenje, što će omogućiti ne samo uštedu ogromne količine goriva, nego će znatno pojednostaviti čitav proces spuštanja na Zemlju. Ipak, neizbežno zagrevanje letećeg aparata pri kretanju kroz vazduh vrlo velikom brzinom ne može a da ne izazove bojazan. Primer meteora — »padajućih zvezda« — koji se tope pri ulasku u atmosferu, pokazuje da je spuštanje aparata sa veštačkog satelita na Zemlju složen zadatak. Odlučujući značaj za stepen zagrevanja aparata ima sastav i gustina vazduha u gornjim slojevima atmosfere.

U sadašnje vreme raspoznaju se tri osnovna sloja atmosfere: troposfera, stratosfera i jonosfera. Mada granice između ovih slojeva nisu oštro izražene, ipak svaka od njih karakteriše se jasno izraženim fizičkim osobinama.

*) Lansirati (od francuske reči lancer) znači hitnuti, baciti, pustiti itd. U ovom slučaju prevodilac je smatrao da je bolje upotrebiti izraz »lansiranje veštačkih satelita« nego »puštanje« ili tome slično. (prim. prev.)

U troposferi, tojest u donjem sloju atmosfere, gde je skoncentrisana skoro sva vodena para, odigravaju se sve meteorološke pojave, među kojima i formiranje oblaka. Iznad troposfere prostire se prozirna oblast stratosfere. U blizini polova stratosfera počinje već na visini od 7—10 kilometara a na ekvatoru — na visini od 16—18 kilometara. Stratosfera se prostire približno do visine od 80 kilometara. Dalje počinje jonosfera, od koje se gornja granica nalazi na visini od približno 900 kilometara. Sloj atmosfere koji se nalazi još više, naziva se egzosfera i njenu gornju granicu koja se nalazi približno na visini od 1 200 kilometara, smatraju za granicu atmosfere.

Troposfera i stratosfera naročito se oštro razlikuju jedna od druge u toplotnom smislu. U troposferi se temperatura vazduha smanjuje sa visinom u proseku približno za 6° C na svaki kilometar penjanja. U usponim strujama temperatura vazduha se smanjuje, usled njegovog širenja a u nisonim, obrnuto, opaža se zagrevanje vazduha usled sabijanja.

Stratosfera, u svom donjem delu koji se prostire do visine od približno 30 kilometara, ima skoro stalnu temperaturu, ravnu u proseku minus 56° C. Međutim, počinjući od visine od oko 30 kilometara, temperatura u stratosferi postepeno se povećava i na visini od 55 kilometara unekoliko premašuje plus 100° C. Takvo povećanje temperature objašnjava se, kako izgleda, time što na navedenim visinama kiseonik zadržava veliki deo sunčevih zraka. Na visini od 80 kilometara temperatura se opet smanjuje približno do plus 30° C, a zatim ponovo počinje narastati. Na osnovu nekih posmatranja, koja uostalom treba proveriti, temperatura na visini od 200 kilometara iznosi oko plus 400° C, a na visini od 300 kilometara, ona dostiže plus 800° C i raste sa visinom. Uostalom, i u najvišim slojevima atmosfere, registrovana su dnevna kolebanja temperatura od nekoliko stotina stepeni.

Što se tiče gustine vazduha, ona je na visini od 10 kilometara tri puta manja nego na površini Zemlje, na visini od 20 kilometara — četrnaest puta, na visini od 60 kilometara hiljadu puta manja.

U sadašnje vreme smatra se da gustina vazduha na visini od oko 480 kilometara iznosi 0,000 000 000 001

grama po kubnom santimetru. Na taj način, jedan kubni kilometar vazduha težak je na pomenutoj visini svega — 1 gram. Ako se gustina vazduha ne bi smanjivala sa visinom, tada bi sva atmosfera Zemlje pri istoj masi imala svega 8,5 kilometara debljine.

Obzirom na neznatnu gustinu vazduha u jonosferi, njegova temperatura praktično neće uticati na ravnotežnu temperaturu*) veštačkog satelita.

Proporcije sastavnih delova vazduha u donjim slojevima atmosfere su, uopšte uzevši, stalne, usled neprestanog mešanja vazduha. Po zapremini troposfera sadrži: azota 78,06%, kiseonika 20,90%, argona 0,94%, drugih gasova 0,1%. Ovaj sastav odnosi se na suv vazduh. U stvarnosti, sadržaj vodene pare u vazduhu ponekad dostiže do 4% po zapremini. Leti je količina vodene pare znatno veća nego zimi. Sa penjanjem vlažnost se postepeno gubi i na visini od 10—11 kilometara potpuno iščezava.

Sastav jonosfere se, kako izgleda, unekoliko razlikuje od sastava dvaju nižih slojeva atmosfere i menja se sa visinom. Između ostalog, takozvani retki gasovi — neon, kripton i ksenon, usled velike atomske težine, ne podižu se visoko: kod gornje granice troposfere iščezavaju čak i njihovi tragovi.

2. Metodi istraživanja atmosfere

Proučavanje atmosfere može se vršiti neposrednim i posrednim metodama.

Za neposredno istraživanje atmosfere blizu površine Zemlje koriste se avioni, vezani i slobodni aerostati, sondažni baloni, pa čak i vazdušni zmajevi; pri tome se često koriste instrumenti za automatsko beleženje koji registruju temperaturu, pritisak i vlažnost vazduha na raznim visinama itd.

Savremene visinske rakete, probijajući praktično svu debljinu atmosfere (one ostavljaju ispod sebe sloj koji sačinjava više od 99 procenata čitave njene mase) donose podatke ne samo o karakteru stratosfere, nego i

*) Pojam ravnotežne temperature objašnjava se na str. 148.

o svojstvima jonosfere. Pomoću ovakvih raketa određuje se temperatura, pritisak i gustina vazduha na velikim visinama, uzimaju se uzorci za hemisku analizu i ispituje sunčevo i kosmičko zračenje. Letovi visinskih raketa daju bogati materijal za projektovanje veštačkih satelita koji će se često kretati ispod vrhunca koji su dostigle rakete.

Sastav gornjih slojeva atmosfere takođe se izučava pomoću spektralne analize zračenja Sunca i zvezda. Prolazeći kroz atmosferu deo sunčevih zraka se apsorbuje, usled čega se, u sunčevom spektru, pojavljuju crne linije uslovljene prisustvom raznih elemenata u atmosferi (tellurske linije). Ove linije otkrivaju se jasnije što je gušći sloj vazduha kroz koji prolaze zrake.

Posmatranje atmosfere za vreme zore i u sumrak omogućuje da se vide slojevi vazduha obasjani Suncem na visinama do 75 kilometara. Meteori i polarna svetlost, radio i zvučni talasi daju podatke o još višim njenim slojevima.

Na kraju, procentualni sadržaj raznih gasova na raznim visinama jonosfere zasad još nepristupačnim za leteće aparate, može se izračunati teoretski samo ukoliko je poznat sastav njenog nižeg sloja.

Napominjemo, da su naša znanja o gornjim slojevima atmosfere još nepotpuna i zahtevaju temeljito produblivanje; neki od dobijenih podataka koji nam danas izgledaju verodostojni, mogu se daljim eksperimentalnim proveravanjima, pokazati netačnim. Podaci o atmosferi, sa kojima sada raspolazemo, nedovoljni su za tačne proračune u odnosu na spuštanje kosmičkih jedrilica sa veštačkog satelita. Što se tiče lansiranja rakete — satelita, može se reći da njihov prolaz kroz atmosferu neće naići na ozbiljne teškoće.

II. ZAKONI KRETANJA VEŠTAČKIH SATELITA

1. Princip kretanja veštačkog satelita

Veštačkim zemljinim satelitom nazivamo veštački stvoreno nebesko telo koje po inerciji kruži oko Zemlje. Kako će se održavati veštački satelit? Zašto on ne padne na Zemlju?

Veštački satelit se neće ni na čemu držati a ipak neće pasti natrag na Zemlju, isto tako kao što ni Mesec ne pada na površinu Zemlje, bez obzira na to što se ni na čemu ne drži, a na njega takođe čitavo vreme dejstvuje privlačna sila Zemlje.

Objasnimo zašto je to tako. Zamislimo da je sa vrha visoke planine bačeno neko telo sa izvesnom početnom brzinom, usmerenom horizontalno. Kada ne bi bilo privlačne sile Zemlje i otpora vazduha, bačeno telo kretalo bi se po inerciji pravoliniski i ravnomerno i postepeno bi se udaljavalo od površine Zemlje. Ali, privlačna sila prisiljava telo da padne natrag na Zemlju. Ovo padanje je praćeno istovremenim udaljavanjem tela od Zemlje, usled njegovog kretanja po inerciji, radi čega se putanja tela povija. Pri manjim početnim brzinama pad tela natrag na Zemlju biće brži od njegovog udaljavanja od Zemlje, usled čega se telo postepeno približava Zemlji. No, pri nekoj potpuno određenoj brzini telo će se u svakom intervalu vremena po inerciji udaljavati od površine Zemlje tačno za onoliko za koliko pada usled zemljinog privlačenja. Tada telo, nastavljajući svoj let, sve vreme ostaje na jednoj te istoj visini nad površinom Zemlje; drugim rečima, kretaće se oko Zemlje po krugu koji ima svoj centar u težištu Zemlje. Brzina leta na kojoj nastaje takvo kretanje, naziva se brzina kruženja. Blizu površine Zemlje ona iznosi 7912 metara u sekundu

i, sa povećanjem visine, u početku naglo opada, a zatim se sve sporije smanjuje. Na visini od 200 kilometara ona iznosi 7.791 metar u sekundu a na visini od 2000 kilometara — već samo 6.903 metra u sekundu (vidi tablicu 1 na str. 19).

Može se i drukčije objasniti uzrok radi koga telo pri brzini kruženja neće pasti na Zemlju.

Poznato je da, kada se telo kreće po krugu, nastaje centrifugalna sila. Ova sila je tim veća što je veća brzina kretanja (ona je proporcionalna kvadratu brzine). Za pešaka koji se kreće po datom putu duž luka velikog kruga*) centrifugalna sila iznosi jedan miligram. Za čoveka koji trči ova sila se povećava nekoliko desetina puta a za avion koji leti sa rekordnom brzinom od oko 2800 kilometara na sat, ona dostiže jedan procent težine aviona. Na kraju, pri brzini kruženja centrifugalna sila se izjednačuje sa gravitacionom silom Zemlje i paralise njeno dejstvo na leteće telo. (Pod ovim treba podrazumevati, naravno, ne iščezavanje gravitacione sile, nego njenu punu kompenzaciju centrifugalnom silom usmerenom u suprotnu stranu).

Veštački satelit, za razliku od aviona, ne može obletati Zemlju po bilo kojoj putanji. On može leteti isključivo po kružnim ili eliptičnim putanjama. Osim toga, slično telu bačenom pod uglom prema horizontu, on se može kretati samo u ravni koja prolazi kroz centar Zemlje (sl. 1), tojest u ravni velikog kruga. Radi toga, između ostalog, veštački satelit ne može se kretati iznad bilo koje paralele zemljine kugle; jedini izuzetak pretstavlja ekvator, tojest nulta paralela. Ravan putanje veštačkog satelita biće nepokretna u odnosu na nebeski svod.

Trajektorija**) koja odgovara brzini kruženja (ili većoj brzini) na površini Zemlje može se postići samo u slučaju ako se potrebna brzina saopšti u horizontalnom

*) Velikim krugom naziva se krug koji se stvara kod preseka zemljine kugle bilo kojom ravni koja prolazi kroz centar Zemlje.

**) Trajektorija je u geometriji kriva koja pod stalnim uglom seče krive datog skupa $f(x, y; \lambda) = 0$. (prim. prev.)

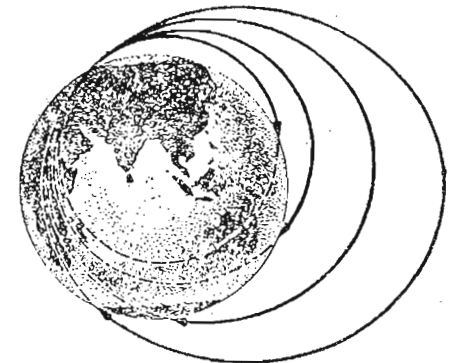
pravcu, pošto bi kod lansiranja satelita pod uglom prema horizontu deo njegovog puta morao obavezno prolaziti kroz Zemlju.

2. Brzina i vreme kruženja veštačkog satelita po kružnoj putanji

Visina leta veštačkog satelita uslovljava brzinu njegovog kretanja i, time, trajanje perioda njegovog kruženja oko Zemlje.



Sl. 1 — Veštački satelit može se kretati samo u ravni koja prolazi kroz centar Zemlje. Zbog toga se, između ostalog, on ne može kretati nad bilo kojom paralelom, izuzev ekvatora



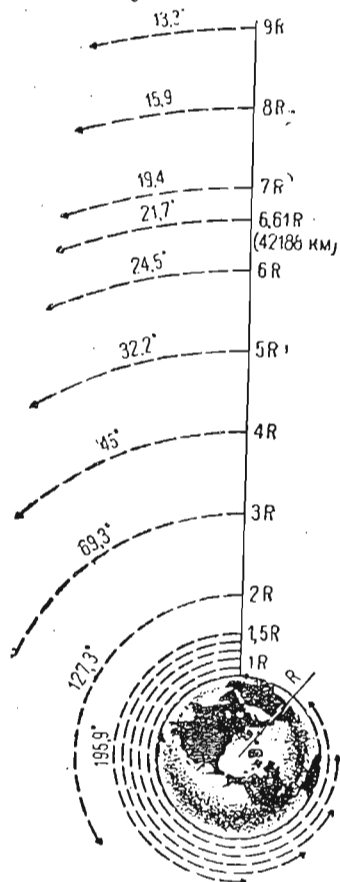
Sl. 2 — Lansiranje veštačkog satelita sa površine Zemlje u jednom zamahu moguće je samo onda, kada se ovaj zamah vrši u horizontalnom pravcu (zanemarujemo otpor vazduha). U suprotnom slučaju, koso bačeno telo, krećući se po elipsi, moralo bi proći... kroz Zemlju

Ako ne bi bilo otpora vazduha, tada bi veštački satelit, lansiran pri samoj površini Zemlje u jednom brzinom od 7.912 metara u sekundi, izvršio puni obilazak u odnosu na nebeski svod, vraćajući se u raniji položaj u odnosu na zvezde i centar Zemlje za 1 sat 24 minuta 25 sekundi. Ovo je takozvani siderički ili zvezdani period obrtanja.

Sa povećanjem visine lansiranja veštačkog satelita, njegova putanja*) će postati duža a privlačna sila Zemlje

*) Autor upotrebljava izraz orbita koji u astronomiji označava putanju kojom se kreću nebeska tela. U prevodu će se upotrebljavati izraz putanja. (prim. prev.)

slabija. Prema tome, i centrifugalna sila može biti manja a kretanje satelita sporije (vidi tablicu 1).



Sl. 3 — Put koji na raznim udaljenostima od Zemlje pređe veštački satelit za jedno te isto vreme (za vreme kruženja veštačkog satelita koji leti iznad ekvatora uzima se — 1 sat 24 minuta 25 sekundi)

Na sl. 3 prikazane su putanje po kojima će se kretati veštački satelit kružeći oko Zemlje na raznim udaljenostima u jedno te isto vreme.

Ako na površinama raznih nebeskih tela vlada podjednaka gravitaciona sila (što je približno tačno, naprimer za Zemlju, Uran i Neptun a takođe i za drugi i treći satelit Jupitera — Evropa i Ganimed), onda će brzina kruženja biti veća na onoj planeti koja je većih razmera. S druge strane, u slučaju kada dva nebeska tela imaju jednaka rastojanja (naprimer približno Zemlja i Venera ili Mesec i prvi satelit Jupitera — Io) brzina kruženja će biti veća na onoj planeti gde je gravitaciona sila veća.

Period obrtanja veštačkog satelita povećava se sa udaljevanjem od planete i menja se po trećem zakonu Keplera, prema kome su kvadrati vremena obilaženja satelita oko planeta proporcionalni kubovima velikih osovina njihovih putanja (vidi tablicu 1).

Može izgledati da period obilaska veštačkog satelita na površini planete isključivo zavisi od srednje gustine datog nebeskog tela. Što je manja gustina, time je duže vreme perioda. Ako je gustina neke planete, naprimer, za četiri puta manja od gustine Zemlje (takvu gustinu

ima Sunce, Jupiter, Uran i Neptun), tada će period obilaska satelita na površini biti dva puta duži. Kod devetstrukog povećanja gustine, period obilaska se smanjuje tri puta itd.

Tablica 1 — Zavisnost brzine kruženja i perioda kruženja veštačkih satelita Zemlje od visine leta

Visina leta u kilometrima	Brzina kruženja u metrima u sekundu	Brzina kruženja u procentima, u odnosu na brzinu kruženja nultog satelita*)	Siderički period kruženja			Period kruženja u % u odnosu na period kruženja nultog satelita
			sati	min.	sek.	
0	7.912	100,00	1	24	25	100,0
200	7.791	98,47	1	28	25	104,7
300	7.732	97,72	1	30	27	107,1
400	7.675	97,00	1	32	29	109,6
500	7.619	96,30	1	34	32	112,0
1.000	7.356	92,97	1	45	2	124,4
2.000	6.903	87,25	2	7	9	150,6
3.000	6.525	82,47	2	30	31	178,3
4.000	6.203	78,40	2	55	17	207,6
5.000	5.924	74,87	3	21	12	238,3
6.000	5.679	71,77	3	48	18	270,4
6.378	5.595	70,71	3	58	47	282,2
7.000	5.463	69,05	4	16	31	303,8

Radi toga su periodi obilaska nultih veštačkih satelita na Merkuru i na Zemlji, tojest na planetama koje imaju približno jednaku gustinu, skoro ravni, bez obzira na to što je prečnik Merkura 2,63 puta manji od prečnika Zemlje.

*) Nultim veštačkim satelitom nazivaćemo veštački satelit koji leti iznad samog ekvatora a na visini ravnog nula (ovaj slučaj je samo od teoretskog interesa). U vezi sa činjenicom spljoštenosti Zemlje, neki autori uzimaju za osnovu proračuna brzine kruženja srednji poluprečnik Zemlje. Ovo je nepravilno, jer se (ako čak zanemarimo otpor vazduha) veštački satelit ne može kretati po krugu sa takvim poluprečnikom. Najmanja putanja satelita je krug ravan ekvatoru.

Ako bi Zemlja bila dvostruko gušća, tada bi nulti veštački satelit pravio puni obilazak oko Zemlje u toku jednog sata. Ako bi, obrnuto, gustina naše planete bila dva puta manja, period obrtanja veštačkog satelita iznosio bi dva sata.

3. Stacionarni veštački satelit

S obzirom na to da se nebeska tela uzajamno privlače, ne može se izgraditi satelit koji bi u međuplanetarnom prostoru ostajao nepokretan; takav satelit osuđen je na propast. Ali, može se izgraditi satelit koji će, krećući se u odnosu na zvezde, biti nepokretan u odnosu na posmatrača sa Zemlje.

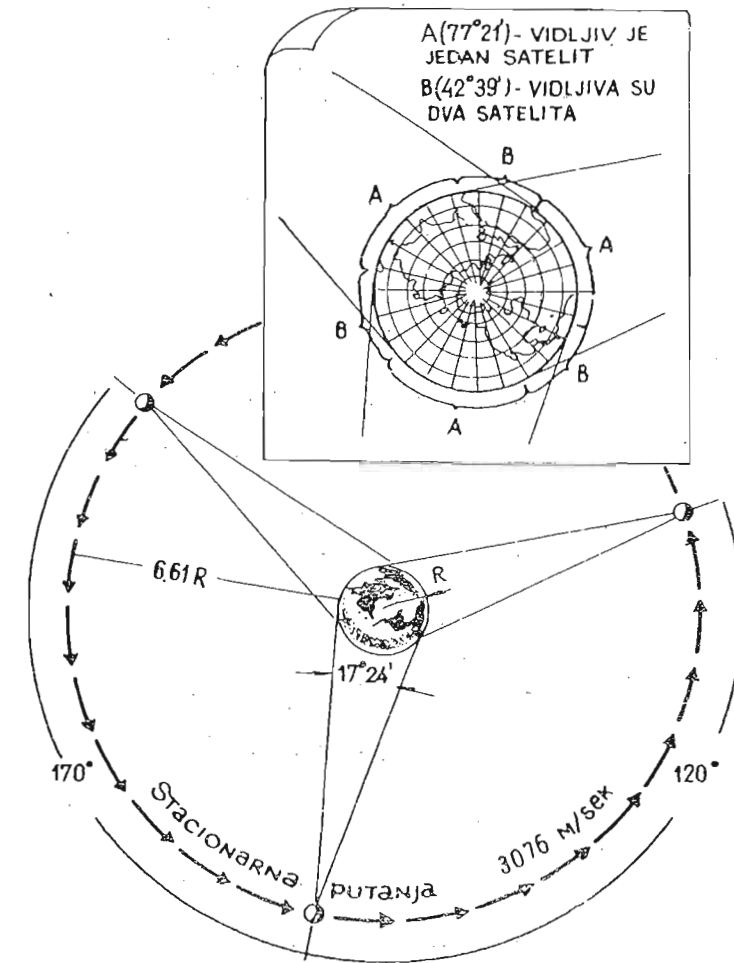
Ustvari, kako je već napred bilo rečeno, period obilaska satelita oko Zemlje povećava se s povećanjem udaljenosti satelita od Zemlje. Ako satelit koji se kreće na visini od 265 kilometara, treba za jedan obilazak oko Zemlje sat i po, tada će Mesecu koji je od Zemlje udaljen skoro 400 hiljada kilometara, biti za to potrebno oko četiri nedelje. Očigledno, postoji i takva udaljenost na kojoj će se obrtanje satelita vršiti tačno za jedan dan.

Ako se, osim toga, takav satelit bude kretao u ravni ekvatora i pri tome sa zapada na istok, njegova ugaona brzina biće ravna ugaonoj brzini obrtanja Zemlje oko njene ose i, na taj način, on će u odnosu na zemaljskog posmatrača izgledati nepokretan. Takav satelit — nazivaćemo ga stacionarnim*) veštačkim satelitom — treba da se nalazi, što nije teško izračunati, na visini od 35.800 kilometara iznad ekvatora. Istina, privlačenje od strane Meseca izazvalo bi izvesno poremećenje putanje satelita, što bi, vremenom, narušilo njegovu »nepokretnost«, no ovi poremećaji mogu biti likvidirani odgovarajućom korekcijom putanje.

Da bi se očiglednije pretstavila mogućnost stvaranja »nepokretnog« veštačkog satelita, pretpostavimo da je na

*) Stacionaran = koji miruje, stalan, nepokretan, postojan, koji ne menja mesto, utvrđen u svom mestu, položaju i sl. (prim. prev.)

ekvatoru izgrađena kula visoka 35.800 kilometara. Srazmerno penjanju uz ovu kulu centrifugalna sila će poste-



Sl. 4 — Za istovremeno obuhvatanje čitave periferije zemljine lopte posmatranjem pomoću stacionarnih veštačkih satelita biće potrebna najmanje tri takva satelita

peno rasti (zbog povećanja poluprečnika obrtanja oko zemljine osovine), dok će se, u isto vreme, sila privlačenja k Zemlji, obrnuto, smanjivati. Na samom vrhu obe ove

sile se uravnotežuju. Pretstavimo sebi da na vrhu kule postoji gondola. Ako bi se kula uklonila, gondola, kako se vidi iz navedenog, ne bi pala. Ona će se obrtati zajedno sa Zemljom, ostajući na jednakoj udaljenosti od nje. Posmatraču sa Zemlje gondola će izgledati nepokretna; ona će postati stacionarni veštački satelit.

Kako se vidi iz sl. 4, da bi se čitava zemljina lopta obuhvatila posmatranjem, potrebne su najmanje tri stacionarne vanzemaljske stanice. Ipak, sa ovakvih stanica ne bi bile vidljive polarne zone (podvlačimo još jednom da putanja stacionarnog satelita može ležati samo u ravni ekvatora).

U tablici 2 daju se osnovne karakteristike stacionarnog veštačkog satelita.

Stacionarni veštački satelit u poređenju sa drugim satelitima imao bi niz prednosti. Upravo, sa takvog satelita, čitava naša planeta izgledala bi nepokretna, pri čemu bi vidljivi prečnik naše planete bio približno četrdeset puta veći nego prečnik Meseca vidljiv sa Zemlje a površina vidljivog diska 1600 puta veća.

Posadi stacionarnog satelita bilo bi lakše povezati se sa Zemljom pomoću usmerenih radiotalasa ili svetlosnih signala. Prelet na satelit mogao bi se izvesti u svako vreme, ne čekajući potrebni položaj satelita u odnosu na mesto poletanja.

Ako se putanja veštačkog satelita bude nalazila na istoj udaljenosti od centra Zemlje (42.188 kilometara), ali za razliku od putanje stacionarnog satelita ne bude ležala u ravni ekvatora, tada će period kruženja ostati kao ranije, ali satelit neće biti vidljiv sa Zemlje u stalno određenom pravcu, nego će se videti iz jedne te iste tačke zemljine lopte u različito vreme i na različitim visinama iznad horizonta. Ipak, u jedno te isto vreme zvezdanih dana, njega će biti moguće posmatrati u jednoj te istoj tački nebeskog svoda.

Ako bi se veštački satelit kretao po putanji stacionarnog satelita ali u suprotnom pravcu, tada bi on za posmatrača na ekvatoru vršio dva obrta dnevno.

4. Period obrtanja veštačkog satelita u odnosu na posmatrača

Kako je već bilo rečeno, zvezdani (ili, što je isto, siderični) period obilaska satelita koji leti nad samom zemljinom površinom iznosi 1 sat 24 minuta 25 sekundi. Takav izgleda period obrtanja satelita u odnosu na nebe-

Tablica 2 — Osnovne karakteristike stacionarnog veštačkog satelita

Period kruženja u odnosu na Sunce	24 sata
Period kruženja u odnosu na nebeski svod (siderički period)	23 sata 45 min. i 4 sek.
Udaljenost od centra Zemlje	42.188 kilometara
Visina iznad ekvatora . . .	35.810 kilometara
Brzina kruženja	3.076 metara u sekundu
Dužina luka ekvatora sa kojeg je vidljiv veštački satelit i koji se vidi sa veštačkog satelita	162°36'30"
Isti luk u jedinicama dužine	18.102 kilometra
Luk ekvatora neobuhvaćen sa dva stacionarna satelita	34°47'
Isti luk u jedinicama dužine	3.872 kilometra
Ukupna dužina luka na ekvatoru s kojeg će se videti dva od tri veštačka satelita koji će se nalaziti na jednakoj udaljenosti jedan od drugog	14.232 kilometra
Ista dužina u procentima, u odnosu na dužinu ekvatora	26,21

ski svod ili u odnosu na posmatrača koji bi se nalazio na jednom od polova Zemlje. Ali, zamislimo da se putanja satelita nalazi u ravni ekvatora i da se satelit, kao i Zemlja, obrće sa zapada na istok. Za vreme dok satelit napravi puni obrtaj u odnosu na nebeski svod, posmatrač na Zemlji okrenuće se zajedno sa Zemljom za dosta veliki ugao u odnosu na nebeski svod, usled čega će se naći na velikoj udaljenosti ispred satelita. Tek posle 5 minuta i 16 sekundi, satelit će dostići posmatrača.

Na taj način, vreme obrtanja nultog veštačkog satelita u odnosu na posmatrača iznosiće 1 sat 29 minuta 41 sekundu. Ovo je takozvano sinodičko vreme (ili sinodički period) obrtanja satelita u odnosu na Zemlju*).

Posle ovog vremena, satelit se vraća u raniji položaj u odnosu na posmatrača. Drugim rečima, posmatrač sada vidi veštački satelit na nebu u ranijem položaju u odnosu na sebe, naprimer u zenitu.

Prema povećanju visine leta i sinodički period obrtanja se povećava, ali u znatno većem stepenu nego zvezdani period. Tako je, na površini Zemlje, sinodički period za svega 6,24 procenta veći od zvezdanog, na visini od 8.000 kilometara — za 25 procenta veći, na visini od 13.900 kilometara — za 50 procenta veći, na visini od 28.400 kilometara — za četiri puta veći itd.

Na visini od 27.800 kilometara sinodički period obrtanja iznosi 10 godina, a na visini od 34.800 kilometara — 100 godina. Najzad, na visini od 35.810 kilometara, to jest za stacionarni veštački satelit nepokretan u odnosu na posmatrača na Zemlji, sinodički period vremena ravan je beskonačnosti.

Kako će se menjati sinodički period vremena ako poluprečnik putanje satelita bude veći od poluprečnika putanje stacionarnog satelita? U ovom slučaju, sinodički period će se smanjivati s povećanjem poluprečnika puta-

*) U astronomiji sinodičkim periodom obrtanja naziva se interval vremena u toku kojeg se planeta vraća u položaj opozicije u odnosu na Sunce. Po analogiji sa ovim pojmom (a ne sa pojmom sinodičkog Meseca — intervala vremena između dveju uzastopno jednakih faza Meseca) uzeli smo za sinodički period obrtanja ekvatorijalnog veštačkog satelita interval vremena između dva identična položaja satelita u odnosu na posmatrača na ekvatoru.

nje. Ako se poluprečnik putanje poveća za 2,29 procenta, tada će se ovaj period skratiti za trideset dana a kod poluprečnika većeg za 7,27 procenta, sinodički period iznosiće deset dana. Ma kako daleko odmicali veštački sateliti, njihov sinodički period obrtanja neće, prirodno, biti manji od jednog dana.

Može li sinodički period obrtanja veštačkog satelita biti ravan sideričkom periodu, tojest periodu obrtanja u odnosu na nebeski svod? Za veštački satelit koji se nalazi unutar stacionarne putanje, sinodički period uvek je veći od sideričkog perioda obrtanja. Ali, veštački satelit, koji se kreće van stacionarne putanje ima za putanje bliske stacionarnim, sinodički period obrtanja veći od sideričkog, a za daleke putanje, obrnuto, manji. (Ustvari, siderički period obrtanja stacionarnog veštačkog satelita ravan je jednom danu, dok je sinodički ravan beskonačnosti.) Ako poluprečnik putanje satelita neznatno nadvišava poluprečnik stacionarne putanje i siderički period obrtanja biće nešto veći od jednog dana, u isto vreme dok se sinodički period bude računao na mnoge godine. Za vrlo udaljen satelit stvar stoji upravo suprotno: u odnosu na nebeski svod, takav satelit kretaće se vrlo sporo, tako da će ga posmatrač sa Zemlje videti posle jednog dana skoro na istom mestu gde i pre toga. Drugim rečima, u ovom slučaju je sinodički period vremena kraći od sideričkog. Znači, postoje takve udaljenosti kod kojih je sinodički period ravan sideričkom. Proračun pokazuje da je ova udaljenost za 58,74 procenta veća od udaljenosti stacionarne putanje i iznosi 66.970 kilometara a vreme obrtanja satelita po takvoj putanji iznosi dva dana.

U svim do sada razmatranim slučajevima veštački satelit se kretao sa zapada na istok. Ako bi se satelit kretao u ravni ekvatora po kružnoj putanji sa istoka na zapad, tada bi se posmatrač na ekvatoru kretao njemu ususret. Za veštački satelit koji bi se kretao sa istoka na zapad, uz samu površinu Zemlje, sinodički period okretanja bio bi za 4 minuta i 41 sekundu kraći od sideričkog perioda obrtanja i iznosio bi 1 sat 19 minuta 44 sekunde. Ovo je najmanji sinodički period obrtanja veštačkog satelita Zemlje uopšte. Pri određenim uslovima, s povećanjem visine leta, ovaj period se može i produžiti.

No, suprotno sinodičkom periodu satelit koji se obrće u direktnom pravcu, tojest sa zapada na istok, ovaj period ne može biti veći od jednog dana. U izuzetnom slučaju kada se veštački satelit kreće u ravni ekvatora po istoj putanji po kojoj i stacionarni satelit, ali u suprotnom smeru. (sa istoka na zapad), on će dvaput dnevno preletati iznad svake tačke ekvatora.

Kako pokazuje proračun, za svaki sinodički period obrtanja koji premašuje 1 sat 29 minuta 41 sekundu, mogu se uzeti dva satelita koji se kreću na raznim visinama. Ako je siderički period manji od jednog dana, tada se sateliti koji imaju ista sinodička vremena obrtanja kreću u suprotnim pravcima a u ostalim slučajevima — u jednom i to direktnom pravcu, tojest sa zapada na istok.

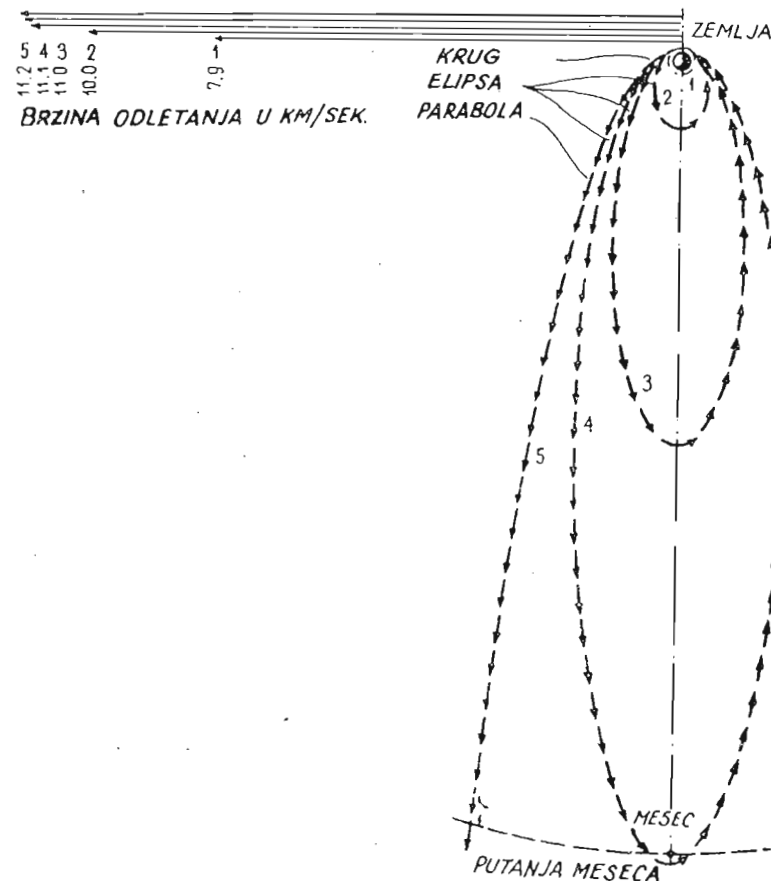
Kod osmočasovnog sideričkog perioda obilaženja veštačkog satelita, on će se pojavljivati u vidokrugu posmatrača svakih dvanaest sati, pod uslovom da se kretanje satelita vrši sa zapada na istok. Kod suprotnog pravca kretanja satelita, posmatrač sa Zemlje videće ga svakih šest sati. Ako se period sideričkog obrtanja poveća do 12 sati, tada će se sinodički period vremena obrtanja satelita koji se kreće u direktnom pravcu, povećati do jednog dana a kod onog koji se kreće u suprotnom pravcu, povećaće se do 8 sati.

5. Veštački sateliti sa eliptičnim putanjama

Prvi veštački satelit obletaće Zemlju po elipsama, više ili manje bliskim krugu i, kako izgleda, na visini od nekoliko stotina kilometara. Zatim će se satelitu saopštavati sve veće i veće brzine i tada će on obavljati let po sve više i više razvučenim eliptičnim putanjama (sl. 5). Udaljenost tačaka najbližih Zemlji kod takvih putanja može u prvo vreme biti ista kao i poluprečnik navedene kružne putanje a udaljenost najdalje tačke postepeno će se povećavati*).

*) Potsetimo se da se tačka putanje Meseca najbliža Zemlji naziva perigej (i odgovarajuća udaljenost — perigejna udaljenost) a najudaljenija tačka — apogej (a udaljenost — apogejna). U daljem tekstu, po analogiji, koristićemo se istim terminom i za putanje veštačkih satelita.

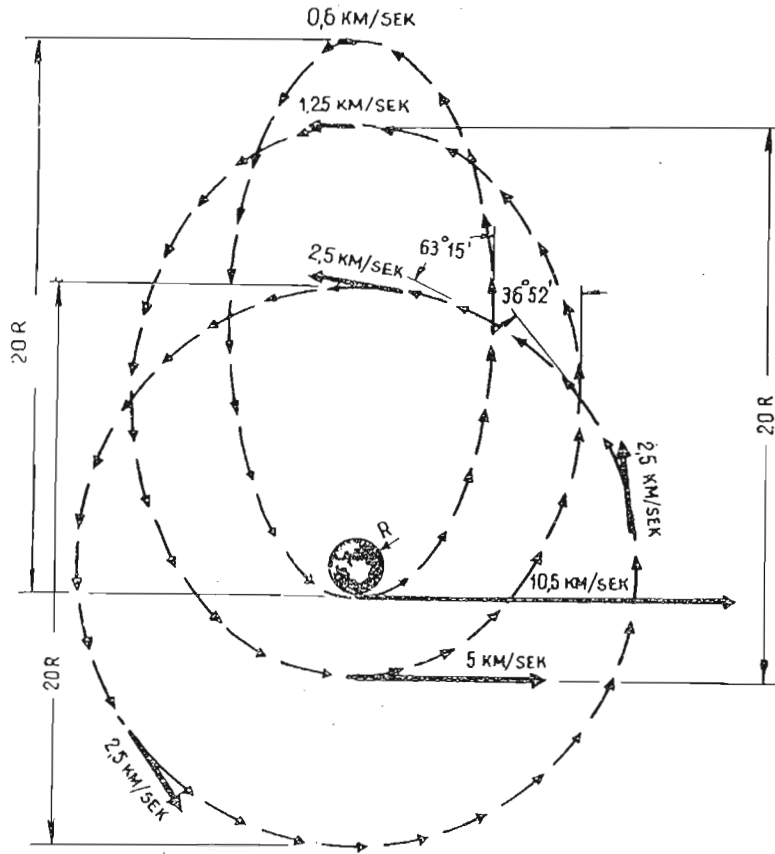
Ukoliko se u prvo vreme podizanje »vrhunca« veštačkog satelita bude susretalo sa velikim teškoćama, ovaj zadatak će se srazmerno povećavanju snage raketa sve lakše i lakše rešavati. Ustvari, povećanje početne brzine rakete na površini Zemlje, naprimer od 7,9 do 10



Sl. 5 — Zavisnost oblika putanje rakete od početne brzine

kilometara u sekundu, podiže »vrhunac« satelita za tri ekvatorijalna poluprečnika, dok dalje povećanje ove brzine za jedan kilometar u sekundu povlači za sobom podizanje »vrhunca« za 25 poluprečnika Zemlje (sl. 5).

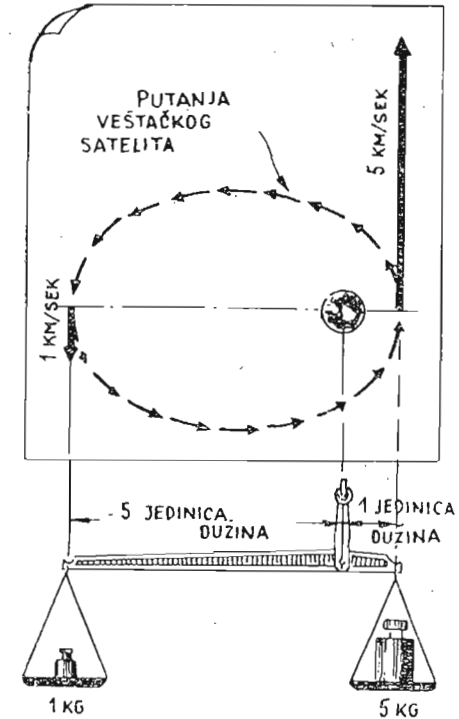
Na taj način, kod brzine od 11 kilometara u sekundu raketa će već doletati do polovine udaljenosti između Zemlje i Meseca, ostajući i dalje veštački satelit Zemlje.



Sl. 6 — Periodi kruženja veštačkih satelita po svakoj od prikazanih putanja su isti, pošto su i velike ose ovih putanja jednake, jer veličina male ose ne utiče na period kruženja

Kakvi su zakoni kretanja veštačkih satelita koji se ne kreću po kružnim, nego po eliptičnim putanjama? Prirodno je da su Keplerovi zakoni kretanja planeta i u ovom slučaju primenjeni.

U saglasnosti sa prvim Keplerovim zakonom, jedna od žiža elipse, po kojoj će se kretati veštački satelit, nalaziće se u centru naše planete; druga žiža, kako to proističe iz geometriske zavisnosti, nalaziće se na takvoj udaljenosti od apogeja putanje satelita na kojoj se centar Zemlje nalazi od njenog perigeja.



Sl. 7 — Analogija između zakona kretanja satelita po putanji i pravila poluge

Što se tiče perioda obilaženja takvih satelita, oni će se određivati istim uslovnostima kao i periodi obrtanja po kružnim putanjama, pod uslovom zamene poluprečnika krugova sa velikim poluosama eliptičnih putanja. Prema tome, ako je velika osa eliptične putanje ravna prečniku kružne putanje drugog satelita, tada će periodi

obrtnja obadva satelita oko Zemlje biti isti (sl. 6). Ovo proizilazi iz trećeg Keplerovog zakona.

Veličina male ose elipse ne vrši nikakav uticaj na period obrtnja satelita. Ona utiče samo na brzinu kretanja satelita po njegovoj putanji. Zapravo, saglasno zakonima nebeske mehanike, ako se na nekoj udaljenosti od centra planete veštački sateliti kreću jednom te istom brzinom, tada nezavisno od pravca njihovog kretanja, velike poluose njihovih putanja moraju biti jednake. No, što je manja mala osovina elipse (pri stalnoj velikoj osovini), tojest što je elipsa više spljoštena, to je manja njena dužina. A pošto je period obilaska pri stalnoj velikoj osovini postojan, što je više spljoštena putanja, time je veća i srednja brzina kretanja satelita na putanji.

Takođe je interesantno istaći, da što je manja mala osovina, tojest što je veći takozvani ekscentricitet elipse*), to se brže kreće satelit u perigeju i tim sporije u apogeju. Ove krajnje brzine veštačkog satelita vezane su međusobno vrlo prostim odnosom. Zapravo, prema drugom Keplerovom zakonu, u apogeju je brzina satelita manja nego u perigeju za toliko puta, za koliko je apogejna udaljenost veća od perigejne, tojest ovde postoji isto takva zavisnost kao i između veličina sile i kraka u poznatom pravilu poluge (sl. 7).

Usled spljoštenosti Zemlje, kružna putanja iznad polova, takođe će biti unekoliko spljoštena. No, istovremeno, dok za zemljinu loptu veličina spljoštenosti**) iznosi približno tristoti deo, putanja veštačkog satelita biće za preko deset puta manje spljoštena.

6. Periodični veštački sateliti

Isto tako se može lansirati veštački satelit a da se u određenom razmaku vremena stalno pojavljuje iznad jednog te istog mesta. Takve satelite nazvaćemo perio-

*) Ekscentricitet elipse = odnos udaljenosti žiže elipse prema dužini velike osovine.

**) Spljoštenost zemljine kugle = odnos razlika (a—b) ekvatorskog (a) i polarnog (b) poluprečnika prema ekvatorskom poluprečniku (tojest veličina $\frac{a-b}{a}$).

dični veštački sateliti. Zapravo, ako za vremenski interval za koji Zemlja pravi puni obrt u odnosu na zvezde, veštački satelit napravi puni broj obrtaja, tada će se naći iznad mesta koje je obleteo ranije za zvezdani dan. Napominjemo da su zvezdani dani kraći od »sunčevih«.

Tablica 3 — Neke karakteristike kružnih i eliptičnih putanja periodičnih »svakodnevnih« veštačkih satelita

Količina kružnja za zvezdani dan	Period kruženja			Relativni poluprečnik putanje (relativna poluosu*)	Visina leta iznad ekvatora u kilometrima		
	sati	min.	sek.		za kružnu putanju	za eliptične putanje	
						najmanja	najveća
17	1	24	28	1,0003	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	1.568
13	1	50	38	1,196	1.252	200	2.304
12	1	59	40	1,262	1.670	200	3.140
11	2	10	33	1,337	2.150	200	4.100
10	2	23	36	1,424	2.700	200	5.200
9	2	39	34	1,528	3.370	200	6.520
8	2	59	30	1,653	4.170	200	8.140
7	3	25	9	1,807	5.150	200	10.100
6	3	59	21	2,007	6.420	200	12.640
5	4	47	13	2,261	8.040	200	15.880
4	5	59	1	2,624	10.360	200	20.520
3	7	58	41	3,179	13.900	200	27.600
2	11	58	2	4,165	20.190	200	41.800
1	23	56	4	6,611	35.810	200	71.420

jer u odnosu na zvezde Zemlja pravi jedan obrtaj oko svoje ose ne za 24 srednja (sunčeva) sata, nego za 23 sata 56 minuta 24 sekunde. Razlika između zvezdanog i srednjeg (sunčevog) vremena nastaje zbog toga, što Zemlja

*) Za jedinicu se uzima poluprečnik Zemlje na ekvatoru

u odnosu na Sunce pravi jedan obrtaj manje oko svoje ose nego u odnosu na zvezde. Radi toga je zvezdana godina za jedan dan duža od sunčeve a zvezdani dan je za 3 minuta i 56 sekundi kraći od običnog.

Ako naprimer, satelit bude pravio za jedan zvezdani dan 16 obilazaka oko Zemlje, tada će svaki puni obilazak oduzimati 90 zvezdanih minuta; ovom broju zvezdanih minuta odgovara 1 sat 29 minuta 45 sekundi običnog (sunčevog) vremena. Ovakav satelit kretaće se po krugu koji će se nalaziti na visini od 265 kilometara iznad ekvatora Zemlje i po isteku zvezdanog dana vraća se polaznoj tački iznad površine Zemlje.

Maksimalni broj obilazaka veštačkog satelita oko Zemlje u toku dana ne može premašiti, što se lakó izračunava, sedamnaest. U stvarnosti, najkraći period obilaska, odnosno period za nulti veštački satelit, iznosi 5.065 sekundi. Za vreme sideričkih dana (koji traju 86.164 sekundi), takav satelit uspeo bi da napravi samo $86.164 : 5.065 = 17,01$ obrtaj. Veštački satelit koji bi obletao Zemlju tačno 17 puta dnevno, trebalo bi da preseca ekvator, leteći na visini od dva kilometra. Ali, zbog velike gustine vazduha, veštački satelit na takvoj visini je, naravno, neostvarljiv.

U tablici 3 (na str. 31) date su neke karakteristike putanja periodičnih »svakodnevnih« veštačkih satelita koji se kreću po kružnim i eliptičnim putanjama. U ovom slučaju dopušta se da perigejna udaljenost ostaje stalna i da iznosi 200 kilometara. Ako se perigej bude nalazio za određeni broj kilometara više, tada će za isti period obilaska veštačkog satelita njegov apogej biti za isto toliki broj kilometara niže (pošto velika osa putanje treba da ostane kao i ranije).

7. Uslovi vidljivosti veštačkih satelita

Hoće li biti moguće pratiti kretanje veštačkog satelita prostim okom?

Kao što je poznato, svetlosni izvor od jedne metričke (standardne) sveće, može se videti sa udaljenosti od 11 kilometara, kao zvezda šeste veličine. (Buisson, Francuska; Drude, FRN, i dr). U ovom slučaju sloj vazduha koji

razdvaja oko od svetlosne tačke imaće veću masu, nego vazduh koji razdvaja posmatrača na Zemlji od veštačkog satelita.

S druge strane, kada se Sunce nalazi u zenitu, osvetljenost zemljine površine, uzimajući u obzir upijanje zraka u atmosferi, iznosi 0,82 metričke sveće na kvadratni santimetar (Rasel, SAD). Jačinu svetlosti od jedne metričke sveće imaće sunčev zrak preseka 1,22 kvadratna santimetra.

Refleksna sposobnost aluminijuma ili duraluminijuma nije manja od 0,8. Prema tome, polirana aluminijumska loptica za vreme »punog Meseca« (tojest kada se njegova Suncem osvetljena polulopta vidi potpuno), biće vidljiva sa pomenute udaljenosti od 11 kilometara kao zvezda šeste veličine, ako njen prečnik iznosi $1,22 : 0,8 = 1,52$ kvadratna santimetra, što odgovara prečniku od 1,4 santimetra.

Što je lopta udaljenija, tim treba da bude veći njen prečnik da njena svetlost ne bi slabila (direktna proporcionalnost). Tako, za vidljivost sa udaljenosti od 1000 kilometara prečnik naše aluminijumske loptice treba da bude za $1000 : 11 = 99,9$ puta veći, tojest da ima 1,27 metara.

U zavisnosti od uslova posmatranja, veštački satelit loptastog oblika može se videti sa Zemlje u raznim fazama. Ako se, naprimer, pri zalasku Sunca satelit bude nalazio na horizontu, na strani suprotnoj od Sunca, tada će on, u očima posmatrača, izgledati sličan punom Mesecu. U zenitu, pak, će se videti u fazi četvrti. U ovom slučaju njegov prečnik treba da bude za 41,4 procenta veći i da iznosi 1,79 metara. Kod takve veličine lopta će odbijati ka posmatraču istu količinu svetlosne energije, kao i manja lopta, jer je površina polukruga sa prečnikom od 1,79 metara jednaka površini kruga sa prečnikom 1,27 metara.

Da bi veštački satelit bio vidljiv kao zvezda prve veličine, njegov prečnik trebalo bi da bude deset puta veći.

Ovakva »zvezda« mogla bi se posmatrati, ipak, samo u zoru i u sumrak, kada je satelit obasjan sunčevim zrakama, dok je na površini Zemlje odakle se vrši posma-

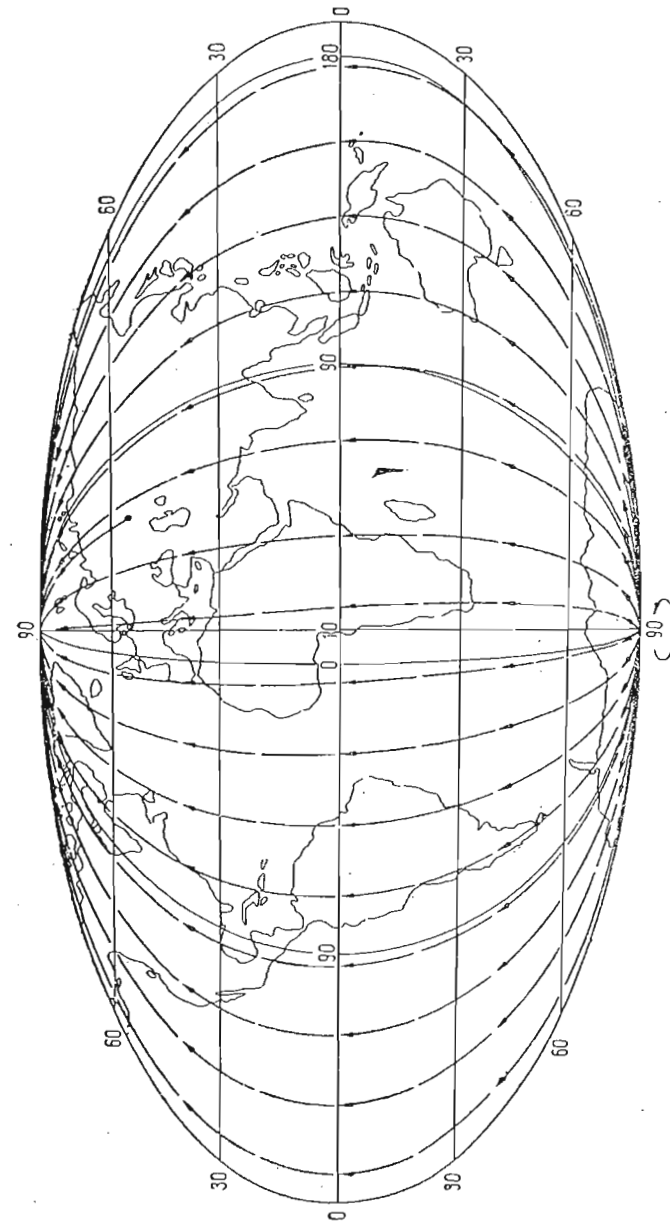
tranje tamno. Vodena vlaga i prašina u atmosferi znatno pogoršavaju vidljivost satelita. Najvažnije je to da će se satelit moći teško posmatrati zbog suviše kratkog perioda njegove vidljivosti. U cilju olakšanja posmatranja veštačkog satelita bilo bi moguće presvući njegovu površinu fosforescentnom materijom. Isto se može postići osvetljavanjem satelita ili iznutra ili pomoću reflektora sa Zemlje. Pretpostavlja se da će za otkrivanje veštačkog satelita, pri dobrim atmosferskim uslovima, biti dovoljna protivavionska reflektorska stanica ojačana sa četiri fara ukupne svetlosne jačine oko 4 milijarde sveća.

8. Posmatranje veštačkih satelita

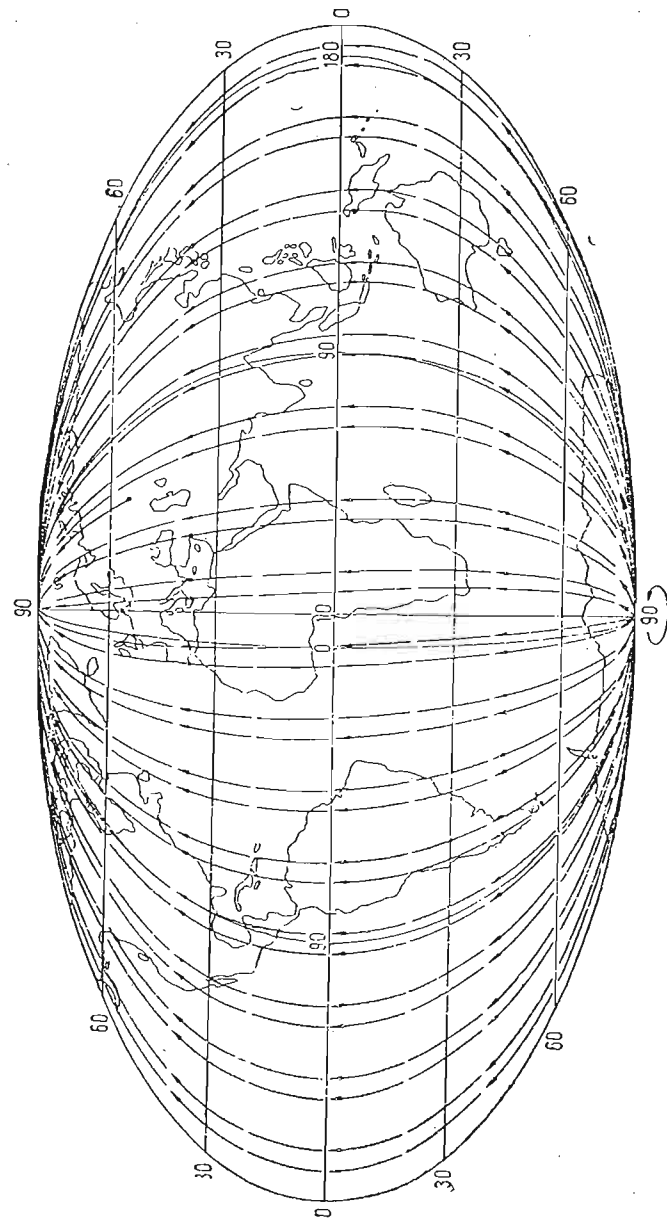
Zahvaljujući velikoj visini leta veštačkog satelita, njegovo kretanje moći će se pratiti sa znatnog dela površine Zemlje i u isto vreme sa satelita će biti vidljivi ogromni prostori zemljine lopte. Na uslove posmatranja veštačkog satelita sa Zemlje a takođe i Zemlje sa veštačkog satelita, utiće niz faktora: visina leta, pravac kretanja, ugao nagiba putanje na ravan ekvatora, obrtanje Zemlje itd.

Da bi se veštački sateliti posmatrali iz raznih tačaka zemljine kugle, nema potrebe da se lansira mnogo satelita u raznim pravcima. Dovoljno je, naprimer, da se satelit jedanput pojavi iznad Severnog Pola i on, prirodno, mora preleteti i iznad Južnog Pola. Putanja takvog satelita i dalje će stalno biti iznad polova.

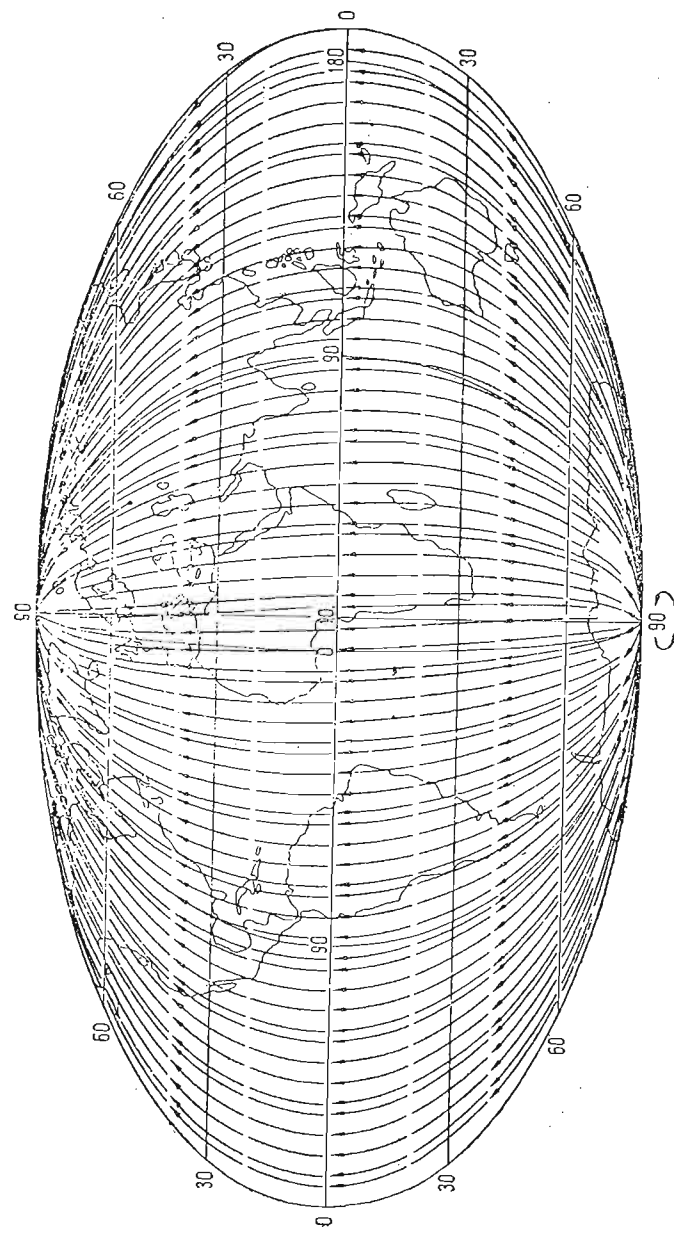
Zamislimo veštački satelit koji po krugu obleće zemljinu kuglu šesnaest puta dnevno, na visini od 287 kilometara iznad polova (265 kilometara iznad ekvatora). Sa ove visine posmatraču će Zemlja izgledati kao ogroman disk koji zauzima veliki deo nebeskog svoda; videće se kao »kapica« naše planete prečnika od 3.700 kilometara. Ova »kapica« će se sve vreme pomerati. Za vreme jednog obilaska satelita Zemlja napravi jednu šesnaestinu obrtaja oko svoje ose i »kapica« će se na ekvatoru pomeriti za $40.000 : 16 = 2.500$ kilometara. Na taj način, posle 16 obilazaka satelita dnevno, čitava zemljina lopta preleti ispred očiju posmatrača, kako pri dnevnoj svetlosti, tako i pod pokrivačem noći. Napominjemo da sa visine od 25 kilo-



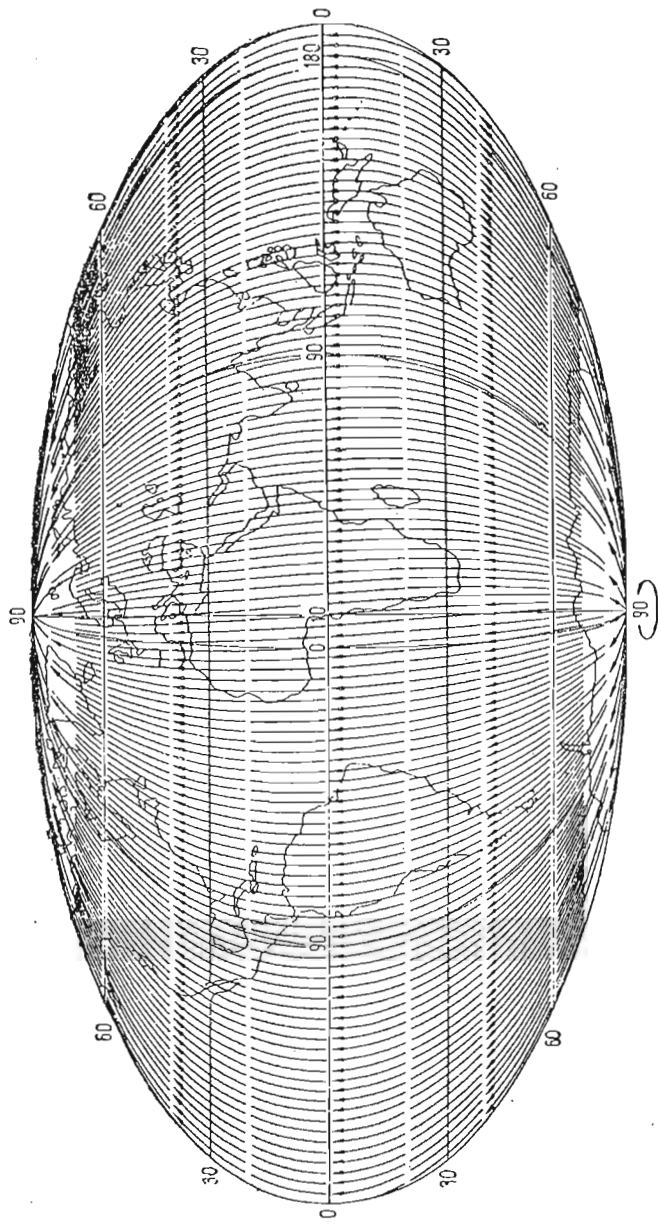
Sl. 8 — U toku prvih dana, veštački satelit koji preleće iznad polova na visini od 210 kilometara, uspeće da obleti oko Zemlje skoro sedamnaest puta. Ovde je prikazan u projekciji na zemljinu površinu, onaj deo njegovog puta koji će on napraviti pri svetlosti Sunca, kada posmatrač koji se nalazi na njemu može dobro videti Zemlju



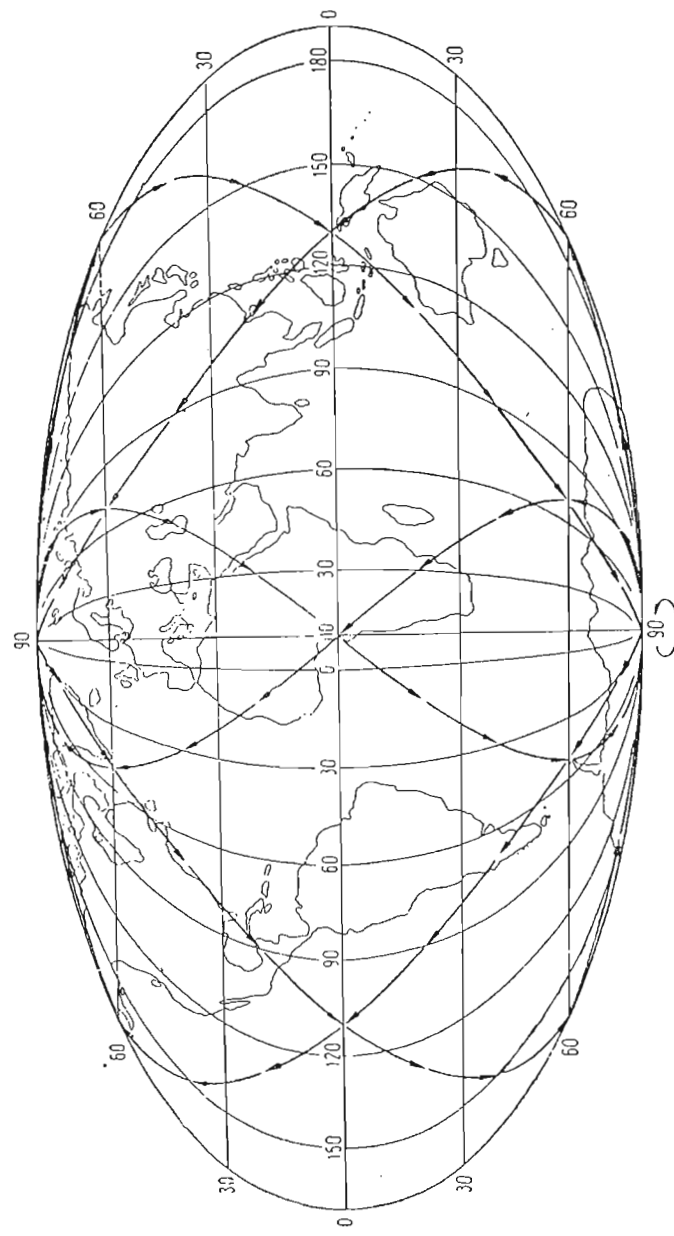
Sl. 9 — Put veštačkog satelita pri sunčevom osvetljenju u projekciji na površinu Zemlje za 2 dana



Sl. 10 — Put veštačkog satelita pri sunčevom osvetljenju, u projekciji na površinu Zemlje za 4 dana



Sl. 11 — Za nedelju dana satelit će obići Zemlju u sunčevom osvetljenju, od pola do pola, sto četrnaest puta. Mreža projekcija putanja je tako gusta da interval između susjednih putanja iznosi svega $3^{\circ} 9'$.



Sl. 12 — Projekcije na površinu zemaljske kugle putanje triju satelita koji se kreću u ravni koja deli ekvator na jednake lukove (po 60°). Sateliti obilaze zemaljske polove, čineći jedan puni obilazak za zvezdani dan.

metara (približna rekordna visina savremenih aviona) daljina vidljivosti iznosi samo 565 kilometara.

Ako se površina čitave zemljine kugle (510 miliona kvadratnih kilometara) podeli širinom sa visine vidljivog pojasa Zemlje ($565 \times 2 = 1.130$ kilometara), tada se dobija 452 hiljade kilometara. Približno toliki put trebalo bi da pređe avion da bi se pregledala čitava zemljina lopta. Pri brzini leta od 1.000 kilometara na sat, za to bi bilo potrebno 19 dana. Na taj način, veštački satelit, zahvaljujući znatnoj visini i velikoj brzini leta, omogućuje da se za približno 20 puta brže nego pomoću aviona, pregleda čitava zemljina lopta.

Ako veštački satelit bude preletao iznad polova, na visini od 210 kilometara, on će, napravivši 114 obilazaka oko Zemlje, tek posle nedelju dana da se vrati nad tačku nad kojom je već preleteo. Takav satelit prešao bi u toku nedelje ekvator $114 \times 2 = 228$ puta. Tada maksimalna udaljenost među tačkama nad kojima će preleteti satelit, ustvari između tačaka koje se nalaze na ekvatoru, neće biti veća od 180 kilometara ($4.076 \text{ km} : 228 = 175,6 \text{ km}$). Ovo će omogućiti da se sa velikom tačnošću ispita površina naše planete. Maršruta ovakvog satelita za nedelju dana prikazana je na sl. 8—11 (str. 35—38).

Usled obrtanja Zemlje veštački satelit koji preleće iznad polova neće se kretati duž meridijana čak i pri većoj visini leta. Projekcija putanje ovakvog satelita na zemljinu kuglu pretstavljaće talasastu liniju slično slovu S a još više — matematički znak integrala \int sa gornjim i donjim krajevima na polovima zemlje.

Ako veštački satelit bude nadletao polove Zemlje, čineći pri tome puni obilazak za zvezdani dan, tada će projekcija njegovog puta na površini Zemlje biti velika »osmica«, sa tačkom preseka na ekvatoru. Najveću širinu, ravnu četvrtini dužine paralele, imaće »osmica« na paralelama koje odgovaraju 45-om stepenu severne i južne širine. Na sl. 12 prikazane su projekcije putanja triju takvih veštačkih satelita koji se kreću u ravnima koje rasecaju ekvator na jednake lukove. Ove projekcije ocrtavaju na površini zemljine kugle tri osmice.

Satelit se može lansirati tako, da samo jednom preleće nad određenom tačkom površine zemljine kugle i da se

više nikada nad ovom tačkom ne pojavi. U tom cilju veštački satelit treba da ima period obrtanja nedeljiv celi broj puta sa vremenom jednog obrtaja Zemlje oko svoje ose ili drukčije rečeno, mora za zvezdani dan izvršiti iracionalni broj obilazaka, naprimer $11 \sqrt{2} = 15,556 \dots$ ili $5\pi = 15,707 \dots$

Da bi se satelit mogao pojaviti iznad date teritorije, njegova putanja, što je lako razumeti, treba da bude nagnuta prema ravni ekvatora pod uglom jednakim ili većim od geografske širine predela.

U momentu izlaska (i zalaska) veštački satelit će se kretati u odnosu na posmatrača koji se nalazi u ravni njegove putanje sa takvom prividnom ugaonom brzinom, sa kojom se u stvarnosti kreće oko Zemlje. Srazmerno penjanju satelita, njegova ugaona brzina, u odnosu na posmatrača (brzina prividnog kretanja satelita na nebeskom svodu), brzo će narastati, pri čemu će porast brzine biti tim veći što je putanja satelita niža. Ako je, naprimer, visina kretanja satelita ravna poluprečniku Zemlje, tada će brzina njegovog ugaonog kretanja u odnosu na posmatrača, u zenitu biti dvostruko veća, nego na horizontu. Za satelit koji se kreće na visini od tri stotine kilometara, brzina njegovog ugaonog kretanja u trenutku njegovog posmatranja biće u zenitu već 22 puta veća od ugaone brzine u odnosu na posmatrača na horizontu. Kada bi stvarna ugaona brzina satelita u odnosu na centar Zemlje bila ista kakva izgleda toga trenutka posmatraču, tada bi satelit napravio puni obilazak oko Zemlje za četiri minuta.

Nadletevši u zenitu posmatrača, veštački satelit počinje usporavati svoje relativno kretanje i u trenutku zalaska njegova ugaona brzina kretanja spašće do veličine koju je imala kod izlaska.

Napominjemo, uzgred, da se ugaona brzina Meseca u odnosu na posmatrača takođe menja prema pomeranju Meseca po nebeskom svodu. Međutim, usled velike udaljenosti Meseca od Zemlje, promene ove ugaone brzine su neprimetne; u zenitu je ona samo za 1,7% veća nego na horizontu.

Što je veća visina leta satelita, tim će sa veće površine Zemlje on biti vidljiv. Tako, naprimer, satelit koji

leti na visini od 200 kilometara, biće vidljiv sa teritorije koja ima poluprečnik 1.500 kilometara. Kod visine leta od 1.000 kilometara poluprečnik vidljivosti se dvostruko povećava (vidi tablicu 4). U tablici 4 takođe su prikazane minimalne linearne razmere detalja veštačkog satelita koji se mogu zapaziti sa Zemlje golim okom, durbinom sa petnaestostrukim povećanjem i kroz teleskop sa 500-strukim povećanjem.

Tablica 4 — Uslovi posmatranja veštačkih satelita

Visina leta veštačkog satelita u kilometrima	Prečnik površine sa koje je vidljiv veštački satelit* u kilometrima	Minimalne linearne razmere u metrima koje se mogu na veštačkom satelitu raspoznati kod posmatranja		
		golim okom	kroz dogled sa 15-strukim povećanjem	kroz teleskop sa 500-strukim povećanjem
0	0	—	—	—
200	3.154	58,2	3,88	0,116
300	3.838	87,3	5,82	0,175
400	4.404	116,4	7,76	0,233
500	4.894	145,5	9,70	0,291
1.000	6.719	291,0	19,4	0,582
2.000	8.999	582,0	38,8	1,164
3.000	10.497	873,0	58,2	1,746
4.000	11.595	1.164	77,6	2,328
5.000	12.447	1.455	97,0	2,910
6.000	13.132	1.745	116,4	3,490
6.378	13.358	1.855	123,7	3,710
7.000	13.698	2.036	135,7	4,072

Trajanje posmatranja veštačkog satelita sa određene tačke na Zemlji takođe će biti veće što je veća visina satelita. Tako, naprimer, satelit koji leti na visini od tri stotine kilometara biće vidljiv u toku devet minuta, na visini od pet stotina kilometara — u toku jedanaest

*) Tačnije, dužina luka izmerena po velikom krugu loptastog otsečka s kojeg se vidi satelit.

minuta a na visini od hiljadu kilometara — u toku sedamnaest minuta. U toku istog intervala vremena može se ostvariti radio veza sa satelitom, ukoliko su za tu svrhu pogodni samo kratki radio talasi koji se probijaju kroz svu debljinu atmosfere i dejstvuju samo u poluprečniku optičke vidljivosti (kao televizijski talas) (detaljnije će o radio vezi satelita sa Zemljom biti rečeno na str. 162—164).

Izvestan uticaj na trajanje vidljivosti veštačkog satelita ima pojava refrakcije — prelamanja svetlosnih zraka u atmosferi Zemlje. Kao što je poznato, usled ove pojave nebeska tela izgledaju više od svog stvarnog položaja na nebu. Radi toga posmatrač vidi rađanje zvezde ranije, a zalazak kasnije nego što bi to bilo da nije atmosfere. Na taj način, ukupno trajanje vidljivosti veštačkog satelita povećava se usled prelamanja.

Razmotrimo u početku uticaj prelamanja na posmatranje satelita čija putanja prolazi iznad polova, ako se sam posmatrač nalazi na jednom od polova. Pri ovome, prirodno, ne treba da se ispolji uticaj obrtanja Zemlje. Matematički proračun pokazuje da trajanje vidljivosti satelita usled prelamanja treba da se poveća najmanje za 17 sekundi. Ovo povećanje biće tim veće, što je veća visina na kojoj se kreće satelit. Na visini jednakoj polovini poluprečnika Zemlje ono će iznositi pola minuta, na visini od poluprečnika i po — 1 minut, na udaljenosti 5—6 poluprečnika od površine Zemlje — 4—5 minuta, a na udaljenosti Meseca — preko 2 sata. Dalje, s povećanjem udaljenosti satelita ono teoretski raste do beskonačnosti.

Pogledajmo sada kako, u vezi sa prelamanjem, utiče obrtanje Zemlje na trajanje vidljivosti ekvatorskog veštačkog satelita, ako se posmatrač nalazi na ekvatoru.

Dopustimo, u početku, da se veštački satelit obrće oko Zemlje u pravcu suprotnom od njenog obrtanja. Uticaj prelamanja manje će se opažati nego u slučaju satelita na polu. Tako, na visini leta ravnoj 5—6 poluprečnika Zemlje, produžavanje perioda vidljivosti satelita iznosi samo nešto preko 2 minuta, a na udaljenosti Meseca ono je već za trideset puta manje nego u prethodnom slučaju i iznosi 4 minuta i 32 sekunde. Dalje, s povećanjem

udaljenosti satelita, uticaj prelamanja polako narasta, ali ipak produženje perioda vidljivosti satelita ne može premašiti 4 minuta i 42 sekunde (teoretski slučaj — u beskonačnost).

Sasvim druga se slika pruža kada se pravac kretanja satelita poklapa sa pravcem obrtanja Zemlje. Tada je na svim visinama leta satelita uticaj prelamanja znatniji, nego kod dva prethodna slučaja. Tako, za visinu od jednog i po poluprečnika Zemlje, povećanje perioda vidljivosti iznosi približno minut i po. Izlazak satelita koji kruži na udaljenosti od 41.300 kilometara od centra Zemlje, bilo bi moguće pratiti na 1 sat i 12 minuta ranije nego kada ne bi bilo atmosfere, jer bi se period vidljivosti povećao zbog prelamanja za 2 sata i 24 minuta. Kod visine leta za još 800 kilometara više, period vidljivosti bi se usled prelamanja produžio na 1 dan 4 sata 44 minuta. Dalje, ovaj priraštaj raste vrlo brzo, težeći k beskonačnosti (za stacionarni veštački satelit).

Kasnije ćemo videti da će sateliti sa putanjama koje se nalaze van stacionarne putanje izgledati posmatraču da se kreću u pravcu suprotnom od njihovog stvarnog kretanja. Za njih će, prema povećanju poluprečnika putanje, uticaj prelamanja biti sve manji i manji. Ako bi, pri visini leta ravnoj šest poluprečnika Zemlje, produženje perioda vidljivosti satelita, usled prelamanja iznosilo još oko jedan sat, onda bi, za visinu od devet poluprečnika, ona bila ravna 10 minuta. Dalje bi se uticaj prelamanja smanjivao tako, da bi za beskonačno udaljen satelit (teoretski slučaj koji odgovara uticaju prelamanja za period vidljivosti zvezda) povećanje perioda vidljivosti iznosilo 4 minuta i 42 sekunde.

Napominjemo da bi za posmatrača koji se ne bi nalazio na ekvatoru, uticaj prelamanja na period vidljivosti ekvatorskog satelita bio još znatniji i pri tome značajniji, ukoliko bi se posmatrač nalazio dalje od ekvatora.

Prelamanje takođe zavisi od atmosferskog pritiska i temperature vazduha. Period vidljivosti satelita raste s povećanjem pritiska i opadanjem temperature vazduha. Gore navedeni rezultati dobijeni su za atmosferski pritisak od 760 milimetara živinog stuba i za temperaturu vazduha od 10°C.

Sve izneto pokazuje da kod posmatranja veštačkog satelita prelamanje treba da odigra znatno veću ulogu, nego kod posmatranja nebeskih tela.

Uzajamno prekrivanje delova površine Zemlje vidljivih sa veštačkog satelita prilikom dva uzastopna presecanja ekvatora, zavisice od ugla nagiba putanje satelita prema ravni ekvatora. Što manji bude ovaj nagib, biće veće pomenuto pokrivanje blizu ekvatora a tim manje na velikim širinama. Prema tome, što je manji nagib satelita prema ekvatoru, tim će se češće on videti sa ekvatorskog pojasa a ređe u krajevima koji se nalaze severnije ili južnije.

Može li se jednom primećen veštački satelit, zatim, neočekivano pojaviti iznad bilo koje teritorije? Ne, ne može. Dovoljno je utvrditi koordinate satelita u određenom trenutku, zabeležiti toga trenutka brzinu i pravac njegovog kretanja, da bi se za svaki budući trenutak vremena mogao odrediti, pomoću proračuna, položaj satelita i predvideti njegova pojava, ukoliko se, naravno, pravac ili brzina kretanja satelita ne budu menjali pomoću raketnog motora.

Da bi se potpuno odredila putanja veštačkog satelita, dovoljno je, takođe, izmeniti visinu njegovog leta u perigeju, a zatim visinu u onoj tački putanje gde će se on naći prošavši luk elipse od 90°, sa temenom ugla u centru Zemlje. Neka, naprimer, visina leta veštačkog satelita u perigeju bude ravna 622 kilometra, a pošto opiše luk od 90° na nebeskoj lopti — 1.182 kilometra. Matematički proračun omogućice, na osnovu ovih podataka, da se odredi apogejska udaljenost (ona će iznositi 8.218 kilometara od centra Zemlje i 1.840 kilometra iznad ekvatora), kao i druge elemente putanje (naprimer malu poluosu — 6.911 kilometara, ekscentricitet — 0,08 i tako dalje). Sideričko vreme kruženja po takvoj putanji treba da iznosi 1 sat i 50 minuta.

Napominjemo da ako se, posle četvrtine obilaska satelita, njegova udaljenost od centra Zemlje udvostruči, to će značiti da se telo kreće po paraboličnoj putanji, tojest u suštini nije satelit, jer treba da napusti uticaj zemljine teže da se nikada više ne vrati na našu planetu.

Putanja satelita može se odrediti i bez merenja visine njegovog položaja posle četvrtine kruga na nebeskoj lopti: u tom cilju je dovoljno zabeležiti samo vreme za koje je napravljena ta četvrtina kruga. Ako je za to, naprimer, bilo potrebno 23 minuta i 17 sekundi a visina perigeja iznosila je deseti deo poluprečnika ekvatora, tada matematički proračun pokazuje da siderički period kruženja takvog satelita iznosi 2 sata 29 minuta 17 sekundi, da je ekscentricitet njegove putanje 0,3, da se apogej nalazi na visini 6.656 kilometara i tako dalje.

Zemlje koje preseca ekvator, kao što su Indonezija, Brazilija, Kolumbija i druge, mogle bi izgraditi satelite koji bi »nepokretno« visili iznad teritorije Zemlje ili se »ljuljali« iznad nje (u slučaju kada ravan putanje obrazuje manji ugao sa ravni ekvatora). Ali, ako bude potrebno napraviti satelit-opservatoriju, za istraživanje teritorije SSSR, tada će takav satelit bezuslovno morati preletati i iznad drugih zemalja.

Ako veštački satelit bude lansiran u ravni ekvatora, u pravcu suprotnom obrtanju naše planete, tada će se i on, u odnosu na posmatrača sa Zemlje, kretati sa istoka na zapad, pri čemu sa sve manjom brzinom štogod je veća visina njegovog leta. Ako se satelit lansira u pravcu obrtanja Zemlje, tada će se on u odnosu na posmatrača kretati, u zavisnosti od visine leta, u dva moguća pravca. Iz crteža 13 vidi se da će na manjim visinama njegova ugaona brzina biti veća od ugaone brzine Zemlje i satelit će se kretati, u odnosu na posmatrača sa Zemlje, u pravcu suprotnom od pravca kretanja nebeskih tela. Interesantno je istaći da se slična pojava opaža i na Marsu kod kretanja njegovog satelita Fobosa (naravno, u odnosu na zamišljenog posmatrača). No, u zavisnosti od povećanja visine leta, relativna ugaona brzina satelita će se smanjivati, dok na kraju ne postane ravna nuli za stacionarni satelit. Pri daljem povećanju visine leta veštačkog satelita, posmatraču sa Zemlje izgledaće da se satelit kreće u zapadnom pravcu, mada će se on, u odnosu na nebeski svod, kretati na istok. I što se veštački satelit bude nalazio na većem udaljenju, tim će se više veličina njegove relativne ugaone brzine približavati ugaonoj brzini Zemlje.

Ekvatorski veštački satelit koji se kreće u istočnom pravcu, može se posmatrati dnevno do sedamnaest puta a onaj koji se kreće u zapadnom pravcu — do devetnaest puta dnevno. Međutim, »istočni« ekvatorski satelit, krećući se po krugu bliskom stacionarnoj putanji, imaće toliko dug sinodički period obrtanja, da će u toku ljudskog veka biti moguće sa ekvatora videti samo jedan obilazak satelita, mada će, u stvarnosti (u odnosu na nebeski svod), on za to vreme napraviti hiljade obilazaka. Uzroci ovoga su skoro jednake ugaone brzine ovakvog veštačkog satelita i same Zemlje.

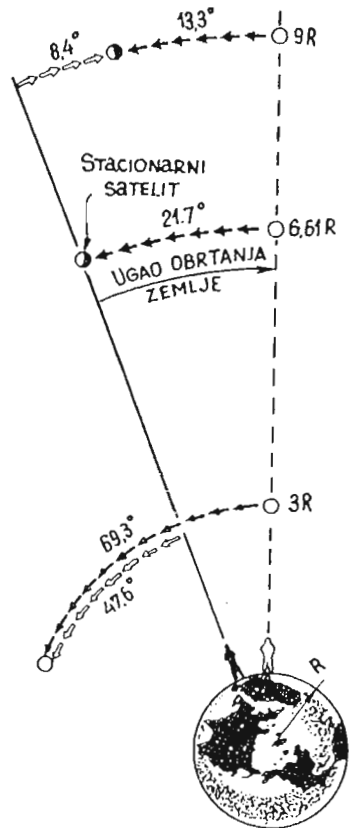
Jedan te isti veštački satelit može preleteti iznad date teritorije čas s juga na sever, čas sa severa na jug, ali ne zato što satelit najednom menja pravac svog kretanja — to je nemoguće, nego zato što je za vreme koje razdvaja jedno posmatranje od drugog, Zemlja napravila pola obrtaja, te se prividni pravac obilaska satelita menja u suprotni.

Zadržimo se, u zaključku, na mogućnostima posmatranja američkih veštačkih satelita čije se lansiranje predviđa u najskorije vreme.* Po projektu koji nosi naziv »Vengard« (Avangarda) predviđa se lansiranje 10—12 orbitalnih raketa**), pri čemu se dopušta da će se približno samo polovina njih pretvoriti u satelite.

Iz štampe je poznato da su SAD odustale od prvobitnog projekta lansiranja satelita na putanju koja prolazi preko polova, jer se na velikim geografskim širinama nalazi relativno malo opservatorija sa kojih bi bilo moguće praćenje kretanja satelita. Prema novim projektima, satelit će obletati Zemlju u pojasu koji se nalazi između 40^o severne širine i 40^o južne širine. Na taj način, on će obletati veliki deo Severne i Južne Amerike, svu Afriku, Australiju i južni deo Azije, uključujući sovjetske teritorije koje se nalaze južnije od Erivana, Bakua i Taškenta

*) Američki veštački satelit lansiran je 31 januara 1958 pomoću trostepene rakete »Jupiter — C«. Satelit »Istraživač« težak je 13,570 kg, a kruži na visini od 3.000 met. brzinom od 28 000 km/čas (prim. prev.)

**) Orbitalna raketa je raketa sposobna da razvije dovoljnu brzinu za prelaz na kružnu ili eliptičnu putanju, između ostalog raketa sposobna da se pretvori u veštački zemljin satelit.



Sl. 13 — Pravac kretanja veštačkih satelita u odnosu na posmatrača na Zemlji zavisi od visine njihovog leta. Sateliti koji se nalaze ispod stacionarnog prividno se kreću u istočnom pravcu a koji se nalaze iznad njega — u zapadnom pravcu, mada se i jedni i drugi u stvarnosti kreću na istok

(obzirom na veliku visinu leta satelit teoretski može biti opažen na horizontu čak i iz Moskve).

Satelit će biti snabdeven radio predajnikom od 10 milivata koji će neprestano raditi i njegovi signali moći će se hvatati na udaljenosti od preko 1.000 kilometara. Za emitovanje je prethodno izabran talas od 100 megaherca. Sada se ova učestanost utvrđuje i posle konačnog obrađivanja biće objavljena u cilju angažovanja radioamatera za praćenje.

Za radio praćenje putanje poletanja orbitalne rakete biće postavljeno, u poluprečniku od 1.600 kilometara od mesta poletanja, najmanje dvadeset stanica za praćenje. Rezultati praćenja imaće tačnost do 1 procenta. Za praćenje kretanja veštačkog satelita za vreme njegovog leta po inerciji, biće iskorišćen sistem trijagulacije »Minitrek«. Upoređujući trajanje puta radio signala od veštačkog satelita do antena koje će se nalaziti na raznim mestima, biće moguće izračunati položaj veštačkog satelita. Praćenje veštačkog satelita vršiće se, takođe, i optičkim putem: najmanje dvanaest američkih strategiskih baza i specijalno izgrađenih posmatračkih stanica sistematski će vršiti foto snimanje veštačkih satelita. Kretanje

satelita takođe će pratiti opservatorije drugih zemalja — učesnica Međunarodne geofizičke godine. Rezultati radio praćenja a takođe i optičkih osmatranja predavaće se radi obrade u centralnu računsku stanicu. Fotografiski metod omogućiće određivanje položaja veštačkog satelita sa tačnošću od 9—12 metara.

Pretpostavlja se da će se sa veštačkog satelita dobijati, u početku, radio signali. Na osnovu dobijenih podataka, računsa stanica će, u toku od četvrt do pola sata, odrediti putanju satelita i rezultat će odmah biti emitovan preko radija, što će omogućiti da se satelit i vizuelno pronađe.

Prostom oku satelit će izgledati kao zvezda pete ili šeste veličine. No, ne treba misliti da će se veštački satelit moći posmatrati isto tako prosto kao i bilo koje drugo nebesko telo. Sateliti će se videti u zenitu samo pri vrlo providnom vazduhu i samo u slučaju ako budu prolazili kroz perigej u sumrak. Veliku pomoć moći će pružiti ljubitelji astronomije koji poseduju manje teleskope. Ova pomoć biće naročito dragocena za određivanje elemenata putanje satelita u početku njegovoga kretanja po pasivnom delu putanje a takođe i pri posmatranju putanje satelita posle njegovog zagnjurivanja u više ili manje guste slojeve atmosfere, kada će se brzina leta i karakter putanje brzo menjati.

Predviđeno je da se američke orbitalne rakete lansiraju iz vojno-pomorskih baza na rtu Kanaveral (istočna obala Floride). Koordinate mesta poletanja raketa su: 28°28' severne širine, 80°33' zapadne dužine. Satelit će se održati nekoliko nedelja ili čak meseci. Najduže vreme koje se pominje iznosi 1 godinu. (Razilaženje u proračunima objašnjava se netačnim podacima o gustini atmosfere na velikim visinama).

III. KORIŠĆENJE VEŠTAČKIH SATELITA

1. Leteće opservatorije i laboratorije

Veštački satelit je, ustvari, prema zgodnom izrazu američkog naučnika Keplena, dugoleteća raketa. Dok su ispitivanja vršena pomoću visinskih raketa, ograničena ne samo po vremenu (nekoliko minuta), nego i po prostoru, pomoću satelita će biti moguće, u toku dužeg vremena, ispitivati neograničene prostore.

Veštački sateliti će biti, pre svega, korisni u svojstvu letećih opservatorija za posmatranje zemljine površine. Na veštačkom satelitu mogu se postaviti precizni instrumenti koji će automatski vršiti posmatranja prirodnih pojava koje se odigravaju u gornjim slojevima atmosfere i u svemiru. Ovi instrumenti će automatski registrovati rezultate svojih posmatranja i preko radija ih emitovati na Zemlju. Naša znanja o vasionom prostoru tada će se obogatiti mnogim podacima koji se sada ne mogu dobiti pomoću instrumenata koje nose visinske rakete.

Govoreći o uslovima vidljivosti veštačkog satelita sa Zemlje, izneli smo minimalne linearne razmere delova satelita vidljivih kod posmatranja prostim okom, kroz durbin i kroz teleskop (vidi tablicu 4 na str. 42). Teoretski se dobijaju tačno takvi odnosi kod posmatranja površine Zemlje sa letećeg veštačkog satelita. Tako, naprimer, sa veštačkog satelita koji leti na visini od 200 kilometara, kroz prizmatični durbin koji povećava petnaest puta, videće se na Zemlji objekti prečnika 4 metra. Međutim, usled brzog kretanja satelita, sliku treba fiksirati pomoću specijalnog uređaja. Takođe će biti veoma teško razlikovati detalje zemljine površine na horizontu. Na taj način praktični poluprečnik vidljivosti sa veštačkog satelita biće za nekoliko puta manji nego što je navedeno u tablici 4.

Kako će izgledati Zemlja sa visine leta veštačkog satelita? To već danas znamo. Sl. 14 pretstavlja fotografiju dela površine Zemlje sa visine od 225 kilometara dobijenu pomoću visinske rakete (snimak je sastavljen od tri fotografije snimljene u intervalima od nekoliko sekundi).



Sl. 14 — Izgled zemljine površine sa visine od 225 kilometra. Kombinovani snimak napravljen automatski sa rakete »Viking-11«

Površina snimljene teritorije iznosi milion i po kvadratnih kilometara. Horizont je od objektiva udaljen 1.800 kilometara. Isto to će videti posmatrač sa orbitalne opservatorije. Nopominjemo, uzgred, da se uspelo dobiti fotografiju zemljine površine i sa većih visina.

Veštački sateliti će biti korisni i za meteorološka osmatranja. Oni će omogućiti praćenje rasprostiranja i kretanja oblaka, određivanje karaktera oblačnog pokrivača Zemlje, granica toplih i hladnih vazдушnih masa i kretanja bura. Čak i na kopnu koje zauzima manje od 30 procenata zemljine površine, oseća se nedostatak meteo-

roloških stanica. Savremena meteorologija ne raspolaže dovoljnim podacima za vremenske prognoze sa ogromnih vodenih prostora zemljine kugle.

Gustinu gornjih slojeva atmosfere biće moguće odrediti pomoću veštačkih satelita, čak i bez bilo kakve aparature. U tome cilju biće dovoljno vizuelno ili radiološkaciono praćenje kretanja satelita. Zapravo, neka je satelit lansiran po eliptičnoj putanji, sa perigejom koji se nalazi u gornjim slojevima atmosfere. Usled otpora atmosfere apogej putanje satelita će se postepeno spuštati i posle određenog broja krugova, putanja će postati kružna, posle čega će satelit početi da brzo pada po spirali na površinu Zemlje. Praćenje promena elemenata putanje satelita koji je lansiran na navedeni način, omogućiće da se tačno odredi stepen usporenja njegovog kretanja. Znajući masu, dimenzije i oblik satelita, moći će se izračunati veličina čeonog otpora koji trpi satelit pri svome kretanju i na kraju, po ovim podacima, odrediti gustinu vazduha. Variranje brzine satelita na putanji omogućiće da se stvori zaključak o rasporedu molekula na njegovoj putanji.

Satelit može periodično izbacivati pare natrijuma koje veoma jako svetle u sunčevim zracima (Singer, SAD). Po procesu rasprostiranja natrijumovog traga, moći će se suditi o temperaturi visokih slojeva atmosfere a povijanje natrijumovog »oblaka« poslužiće za određivanje brzine vetra na datoj visini.

Kao što meteorološke stanice pomoću odgovarajućih uređaja omogućuju da se izmere razni meteorološki elementi na udaljenosti (takozvane distancione meteostanice), tako i veštački sateliti omogućuju da se odredi temperatura, pritisak, gustina vazduha i jonizacija (rasprostiranje jona i elektrona) na raznim visinama a isto tako da se izmeri radijacija i albedo*) zemlje. Ovaj varira u vrlo širokim granicama, uglavnom zbog promenljivosti oblačnog pokrivača Zemlje. Sa veštačkog satelita neće biti teško odrediti ovu veličinu za razne širine i godišnja doba.

*) Albedo je broj koji pokazuje koliki deo svetlosti dobijene od Sunca odbija planeta (ili satelit).

Dok je vidljivo zračenje Sunca skoro stalno, njegovo ultraljubičasto zračenje se menja u širokim granicama i sa te tačke gledišta Sunce je slično promenljivoj zvezdi. Za izučavanje ultraljubičastih i rentgenskih zraka Sunca mogu se primenjivati Gajgerov fotonski brojač ili ploče sa odgovarajućim filtrima.

Već se pomoću visinskih raketa koje se u gornjim slojevima atmosfere zadržavaju svega nekoliko minuta, poslednjih godina uspelo utvrditi da je jačina sunčevog zračenja, pre njenog ulaska u zemljinu atmosferu, približno za 3 procenta veća, nego što se do sada mislilo i iznosi 2 kalorije na kvadratni santimetar u minutu.

Neprekidno merenje sunčevog zračenja i upoređivanje te veličine sa zračenjem Zemlje, omogućiće da se periodično sastavlja bilans radioaktivne energije za našu planetu i utvrde razlozi opadanja i porasta jačine raznih zračenja. Ultraljubičasta zračenja Sunca moći će se posredno izučavati na osnovu promena u stanju jonosfere. Pomoću veštačkog satelita moći će se neposredno odrediti veza između aktivnosti Sunca i jonizacije atmosfere. Sve ovo će pružiti bitnu pomoć za pravilnu prognozu ne samo vremena, nego i uslova za radio vezu.

S obzirom na to što će se udaljenost između veštačkog satelita i prijemne radio stanice neprestano menjati a debljina sloja vazduha koji ih razdvaja će se čas pojačavati, čas smanjivati, takođe će se menjati i količina jona koji se nalaze između predajne i prijemne radio stanice. U skladu sa ovim takođe će se menjati karakter radio signala dobijenih sa veštačkog satelita pri njegovim raznim položajima u odnosu na prijemnu radio stanicu, što će i omogućiti da se donese zaključak o stanju jonosfere.

Veštački sateliti takođe mogu poslužiti i za prenošenje ultrakratkih talasa, između ostalog za televizijske emisije na velike udaljenosti. Ipak, zbog složenosti aparature i potrebe za snažnim izvorima električne energije, takva primena se za prvo vreme ne predviđa.

Brodске radio stanice sa relativno malim poluprečnikom dejstva moći će držati vezu sa kopnom posredstvom veštačkog satelita koji se može svakodnevno pojavljivati iznad horizonta. Napominjemo, da se takva veza takođe može ostvariti pomoću svetlosnih signala koji daleko lakše

probijaju atmosferu kada su usmereni uvis, jer na taj način skraćuju sebi put kroz sredinu koja ih apsorbuje.

Utvrdeno je da zemljina atmosfera na velikim visinama svetli. Danju, čak na visini od 120 kilometara, nebeski svod nije crn. Na ovoj visini svetljenje neba iznosi 4 procenta odgovarajuće veličine na morskoj površini u zenitu. Svetljenje neba ne prekida se ni noću, kada se molekuli kiseonika, azota i drugih gasova regenerišu, oslobađajući pri tome određenu količinu energije.

Na satelitu koji kruži oko naše planete moći će se ispitivati promene sopstvenog zračenja zemljine atmosfere u zavisnosti od godišnjeg doba i geografskih koordinata. Van granica atmosfere lakše je proučiti polarnu svetlost a takođe i zodiakovu*) svetlost, ukoliko svetljenje visokih slojeva atmosfere da normalnu sliku ove pojave. Postaćé moguće i detaljno ispitivanje takozvanog »gasnog repa Zemlje« — dugačkog ispupčenja najviših slojeva atmosfere na strani Zemlje približno suprotnoj Suncu.

Posebnu namenu imaće veštački sateliti na raznim visinama. Ovakvi sateliti, krećući se po eliptičnim putanjama, čas će se podizati u razređenije slojeve atmosfere, čas će se spuštati u gušće slojeve vazduha. Ovo će omogućiti vršenje osmatranja na raznim visinama i da se popune praznine koje postoje u našim znanjima o sunčevom zračenju, o disocijaciji molekularnog kiseonika i azota na raznim visinama, o rasporedu ozona, o magnetskom polju Zemlje, jonosferskim burama i t. sl. Tako, naprimer, još su nepoznati na svim visinama najkraći talasi koji se otkrivaju u sunčevom spektru a još je manje proučen rasporad naelektrisanih čestica u zavisnosti od visine.

Čak i noću atmosfera ometa astronomska foto snimanja vrlo slabih nebeskih objekata pomoću astrografa a danju vazdušni omotač Zemlje potpuno onemogućuje posmatranje zvezdanog neba. No, na visini leta veštačkog satelita, atmosfera više ne ometa astronomska posmatranja.

*) Zodiakova svetlost opaža se u obliku slabosvetleće kupe na noćnom nebu, u određeno godišnje doba, pred izlazak ili zalazak Sunca u oblasti zodiakovih sazvežđa, tj. duž ekliptike.

Na Zemlji, u mestima u senci, ne nastaje apsolutna tama, jer atmosfera rasejava sunčevu svetlost, radi čega zraci u ovoj ili onoj meri ipak padaju u zonu senke. Prostor van atmosfere koji se nalaze u senci nekog tamnog tela, naprimer veštačkog satelita, utonuli su skoro u potpuni mrak, pošto tamo nema rasejane atmosferske svetlosti. Nebeski svod na takvim mestima sija nešto slabijom svetlošću od zvezda i maglina. Van atmosfere, zvezde ne trepere i stalno se jasno vide, ukoliko se samo zaštitite oči od neposrednog dejstva sunčevih zraka (u protivnom slučaju, oko, prilagodivši se sjajnoj svetlosti Sunca, gubi sposobnost raspoznavanja zvezda). Ovo stvara naročito pogodno uslove za astronomska posmatranja. Zvezde koje ne trepere, znatno je lakše posmatrati i fotografisati. U ovakvim uslovima mogu se dobiti snimci planeta i njihovih satelita u bilo kojoj veličini, dok je u zemaljskim opservatorijama povećanje od 1000 puta već otežano, usled optičkih »vrtloga« koje izaziva atmosfera. Osim toga, na veštačkom satelitu astronomsko-optička posmatranja neće zavisiti od čudi vremena.

Takođe se znatno proširuju mogućnosti radio astronomije, jer mnogi radio zraci iz vasionkog prostora koji ne dostižu do površine Zemlje, mogu biti uhvaćeni pre nego što uđu u atmosferu.

Pretpostavlja se da mikrometeori u izvesnom stepenu utiču na stanje jonosfere i tim samim na rasprostiranje radiotalasa. Već je izneto mišljenje da postoji direktna zavisnost između količine mikrometeora koji upadaju u zemljinu atmosferu i padanja kiše.

Sve do sada neposredno izučavanje mikrometeora vršilo se samo za vreme leta nekih eksperimentalnih raketa pomoću mikrofona montiranih u oplatu rakete ili putem mikroskopske analize kraterčića stvorenih od udaranja mikrometeora o fino uglačane metalne ploče (koje su bile zajedno sa visinskim raketama u razređenim slojevima atmosfere). Međutim, mikrometeori sa prečnikom približno od jednog mikrona, zasad se ne mogu ispitivati. Na veštačkom satelitu zvuk od udaraca mikrometeora o oplatu može se hvatati pomoću mikrofona i emitovati na Zemlju. Na satelit će takođe biti moguće postaviti brojače mikro-

meteora i utvrditi njihov raspored, impuls i električni naboj u zavisnosti od geografske širine.

Dobro izglacana oplata veštačkog satelita postepeno će tamniti od udara mikrometeora. I ova pojava može predstavljati važnu pomoć u izučavanju osobina mikrometeora. Takođe je moguće presvući oplatu satelita radioaktivnom materijom i putem daljinskih merenja radioaktivnosti satelita ceniti, na osnovu postepenog smanjenja njene intenzivnosti, veličinu spiranja ove materije od strane meteorske prašine i mikrometeora.

Veštački satelit može biti izrađen potpuno hermetički i pred lansiranje biti napunjen gasom pod pritiskom. Ovo će mu dati čvrstoću potrebnu kod velikih opterećenja koja nastaju prilikom lansiranja. Za vreme leta po inerciji, pad pritiska gasa neposredno će ukazati na pukotinu u oplati satelita. Trajanje leta bez oštećenja, pokazaće na učestanost udaranja meteorita a krivulja pada pritiska u funkciji vremena pokazaće veličinu meteorita i brzinu njegovog kretanja.

U međuplanetarnom prostoru takođe se opaža kosmička prašina koja se stvara usled mrvljenja materije prilikom sudara meteorita sa malim planetama (V. G. Fesenkov). Samo u blizini Sunca nema kosmičke prašine, pošto tu ona ispari pod dejstvom sunčevih zrakova. Ova pojava isparavanja opaža se za vreme potpunog pomračenja Sunca. Kosmička prašina koja rasipa sunčevu svetlost takođe se vidi u oblasti zodijskih sazvežđa. Ponekad se uspeva otkriti i na samoj površini Zemlje (u avgustu pada najviše ove prašine na Zemlju). Mada čestice međuplanetarne prašine imaju veće dimenzije od čestica međuzvezdane prašine («kosmički dim»), one praktično neće predstavljati prepreku za kretanje veštačkog satelita.

Veštački satelit je interesantan sa gledišta izučavanja perspektive međuplanetarnih letova. Na njemu će biti moguće proučiti uticaj na fiziološke i psihičke procese u bestežinskim uslovima a takođe i dejstvo kosmičkih, sunčevih i drugih zračenja na žive organizme koji nisu zaštićeni zemljinom atmosferom.

Za dobijanje prethodnih podataka o fiziološkom dejstvu kosmičkih zrakova a takođe i o uticaju dužeg otsu-

stva teže (vidi str. 128—130). Braun (SAD) predlaže izgradnju veštačkog satelita-laboratorije na visini od 320 kilometara. Na ovoj opitnoj stanici snabdevenoj raznovrsnim aparatima, nalaziće se tri majmuna. Pomoću televizora i drugih radioemisionih uređaja, vršiće se posmatranje ponašanja majmuna. Posle 60 dana, veštački satelit će početi postepeno da tone u gušće slojeve atmosfere i istopiće se. Majmuni će biti ubijeni otrovnim gasovima. Do trenutka propasti veštačkog satelita, posmatranja će se registrovati pomoću radio signala.

Iako polarna avijacija neprekidno prati kretanje leda u arktičkim morima i okeanima a iznad šumskih masiva patroliraju sa avionima osmatrači šumske protivpožarne zaštite, znatno efikasnije se takva posmatranja mogu vršiti sa veštačkih satelita. Instrumenti postavljeni na njih upozoravaće moreplovcu na gomile ledenih santi. Sve više ili manje velike sante »vodiće se u evidenciji« i neće biti uzroci propasti brodova usled sudara sa njima. Orbitne opservatorije mogu javljati Zemlji o pojavi šumskih požara u dubini tajge, tačno navodeći gde se upravo nalazi žarište.

Neki stručnjaci smatraju da precizno praćenje kretanja veštačkog satelita, čak i minimalnih razmera, pruža mogućnost vršenja raznih premeravanja, kao, naprimer, trijangulaciju*) zemljine lopte (naročito vodenih prostora), merenje udaljenosti između kontinenata, merenje spljoštenosti Zemlje. Otkrivanje gravitacionih anomalija (otstupanje veličine sile teže od normalne), vezanih za nejednaku strukturu zemljine kore, moglo bi poslužiti za otkrivanje nalazišta nafte i mineralnih naslaga.

Takođe će biti moguće, bez naročitih teškoća, kartografisati, pomoću fotosnimaka, teško pristupačne predele i vršiti popravke karata u vezi sa promenama nastalim usled izgradnje aerodroma, puteva, brana i tome slično. U tom cilju bilo bi potrebno spustiti na Zemlju neoštećen film, ali zasada nije poznato kako se taj zadatak može rešiti.

*) Trijangulacijom se naziva metod merenja zemljine površine putem mreže trouglova.

Takođe je moguće da veštački sateliti dobro dođu službi spasavanja, za onesposobljavanje minskih polja na morskim prostorima i t. sl. Istina, veliki prostori će uvek biti prekriveni oblacima, ali se u tom slučaju mogu primeniti fotosnimanja sa nevidljivim infracrvenim zracima a takođe i radiolokacioni uređaji.

Broj aerofotosnimaka neophodnih za kartografisanje čitave zemaljske kugle smanjivaće se sa povećanjem visine leta satelita. Sa satelita koji leti na visini koja se menja za po nekoliko hiljada kilometara, sva zemljina površina može biti snimljena pri dnevnoj svetlosti za kraće od 12 sati.

Koristeći automatski veštački satelit biće moguće, kako to predlaže Van Alen (SAD), za nekoliko dana prikupiti više podataka nego u toku deset godina, putem lansiranja visinskih raketa sa raznih mesta zemljine kugle.

U referatu pročitano na IV Međunarodnom astronautičkom kongresu (1953) američki stručnjak Šteling predložio je projekt veštačkog satelita Zemlje za svrhe vojnog izviđanja. Satelit treba da kruži na visini od 800 kilometara iznad zemlje, što će omogućiti otkrivanje vojnih objekata sa prečnikom od 550 metara. Međutim, optički metod osmatranja ne zadovoljava Štelinga, bez obzira na relativnu lakoću i veliku sposobnost optičkih instrumenata. Autor projekta smatra da će, ako je moguće smestiti živog izviđača, bez obzira na potrebu da se on snabdeva hranom, vodom i kiseonikom, tada početna težina aparata biti manja. Izvesnu složenost pretstavlja naknadno spuštanje izviđača na Zemlju, zbog ogromnih teškoća vezanih za obezbeđenje letećeg aparata od preteranog zagrevanja pri njegovom probijanju kroz atmosferu.

Sa satelita će biti moguće izbacivati veštačke meteore određenog oblika i sastava, što će dati bogat materijal za proučavanje kako prirodnih meteora, tako i uslova kočenja vasioniskih brodova pomoću atmosfere. Biće dovoljno da se sa veštačkih satelita koji se kreću na visini od 200 do 1 000 kilometara, lansira meteorsko telo sa brzinom od 50 do 250 metara u sekundu (u suprotnom pravcu od pravca kretanja veštačkog satelita) da bi ono uletelo u

zemljinu atmosferu sa brzinom od 8 kilometara u sekundu. I, što je vrlo važno, u svakom pojedinom slučaju biće poznata ne samo brzina uletanja meteora u atmosferu, nego i njegova putanja od trenutka lansiranja do ulaska u atmosferu. O svim ovim podacima i o trenutku lansiranja meteora opservatorije na Zemlji biće blagovremeno obavestene. Već je bilo pokušaja da se fotografskom metodom utvrdi put koji pređe veštački meteor, dobijen pomoću odbacivanja metalnih kuglica sa visinskih raketa.

Na satelitu se neće, naravno, osećati nedostatak sunčeve energije. K. E. Ciolkovski je predlagao da se ova energija hvata i koristi u vanzemaljskim staklenim baštama za gajenje biljaka koje bi stanovnici nebeskog ostrva mogli upotrebljavati kao hranu. Time bi, istovremeno, bilo rešeno pitanje prirodne regeneracije vazduha. Međutim, sama bašta bi morala imati ogromne razmere. Ako bi se zadovoljili samo jednom namenom bašte — osveženjem vazduha — i odgajali biljke koje se ne jedu, tada bi bilo, istina, moguće smanjiti površinu bašte. No, i u tom slučaju, ona bi pretstavljala ogroman objekat. Tako, naprimera, za neprekidnu regeneraciju »obroka« vazduha za jednog čoveka, bilo bi potrebno 28 kvadratnih metara lisnate površine (F. Grin, Kanada). Osim toga, pošto biljke mogu uvenuti, ne sme se potpuno osloniti na prirodnu cirkulaciju vazduha i vode i radi toga na nastanjenom satelitu biće neophodno imati uređaj za automatsko podešavanje sastava vazduha.

Nema sumnje da će pomoću veštačkog satelita biti otkrivene pojave o čijem postojanju mi sada nemamo čak ni pojma.

Uporedo sa ozbiljnim projektima korišćenja veštačkih satelita, iznose se i nerealni projekti. Tako, naprimera, predlaže se da se blizu veštačkih satelita postave ogromna ogledala koja će na Zemlju odbijati sunčeve zrake. Ogledala takve vrste, tobože bi zagrejala velike površine zemaljske kugle, rastopila led i promenila klimu Arktika i Antarktika. Prema jednom projektu, u svemirski prostor se prebacuju valjaoničke mašine (!). Komadi natrijuma odneti tamo stanjuju se do debljine od jednog petstotog dela milimetra (!) i prekrivaju sa zasenčene strane odgovarajućom masom u cilju održavanja temperature natri-

Takođe je moguće da veštački sateliti dobro dođu službi spasavanja, za onesposobljavanje minskih polja na morskim prostorima i t. sl. Istina, veliki prostori će uvek biti prekriveni oblacima, ali se u tom slučaju mogu primeniti fotosnimanja sa nevidljivim infracrvenim zracima a takođe i radiolokacioni uređaji.

Broj aerofotosnimaka neophodnih za kartografisanje čitave zemaljske kugle smanjivaće se sa povećanjem visine leta satelita. Sa satelita koji leti na visini koja se menja za po nekoliko hiljada kilometara, sva zemljina površina može biti snimljena pri dnevnoj svetlosti za kraće od 12 sati.

Koristeći automatski veštački satelit biće moguće, kako to predlaže Van Alen (SAD), za nekoliko dana prikupiti više podataka nego u toku deset godina, putem lansiranja visinskih raketa sa raznih mesta zemljine kugle.

U referatu pročitano na IV Međunarodnom astronautičkom kongresu (1953) američki stručnjak Šteling predložio je projekt veštačkog satelita Zemlje za svrhe vojnog izviđanja. Satelit treba da kruži na visini od 800 kilometara iznad zemlje, što će omogućiti otkrivanje vojnih objekata sa prečnikom od 550 metara. Međutim, optički metod osmatranja ne zadovoljava Štelinga, bez obzira na relativnu lakoću i veliku sposobnost optičkih instrumenata. Autor projekta smatra da će, ako je moguće smestiti živog izviđača, bez obzira na potrebu da se on snabdeva hranom, vodom i kiseonikom, tada početna težina aparata biti manja. Izvesnu složenost predstavlja naknadno spuštanje izviđača na Zemlju, zbog ogromnih teškoća vezanih za obezbeđenje letećeg aparata od preteranog zagrevanja pri njegovom probijanju kroz atmosferu.

Sa satelita će biti moguće izbacivati veštačke meteore određenog oblika i sastava, što će dati bogat materijal za proučavanje kako prirodnih meteora, tako i uslova kočenja vasionkih brodova pomoću atmosfere. Biće dovoljno da se sa veštačkih satelita koji se kreću na visini od 200 do 1 000 kilometara, lansira meteorsko telo sa brzinom od 50 do 250 metara u sekundu (u suprotnom pravcu od pravca kretanja veštačkog satelita) da bi ono uletelo u

zemljinu atmosferu sa brzinom od 8 kilometara u sekundu. I, što je vrlo važno, u svakom pojedinom slučaju biće poznata ne samo brzina uletanja meteora u atmosferu, nego i njegova putanja od trenutka lansiranja do ulaska u atmosferu. O svim ovim podacima i o trenutku lansiranja meteora opservatorije na Zemlji biće blagovremeno obavestene. Već je bilo pokušaja da se fotografskom metodom utvrdi put koji pređe veštački meteor, dobijen pomoću odbacivanja metalnih kuglica sa visinskih raketa.

Na satelitu se neće, naravno, osećati nedostatak sunčeve energije. K. E. Ciolkovski je predlagao da se ova energija hvata i koristi u vanzemaljskim staklenim baštama za gajenje biljaka koje bi stanovnici nebeskog ostrva mogli upotrebljavati kao hranu. Time bi, istovremeno, bilo rešeno pitanje prirodne regeneracije vazduha. Međutim, sama bašta bi morala imati ogromne razmere. Ako bi se zadovoljili samo jednom namenom bašte — osveženjem vazduha — i odgajali biljke koje se ne jedu, tada bi bilo, istina, moguće smanjiti površinu bašte. No, i u tom slučaju, ona bi predstavljala ogroman objekat. Tako, naprimera, za neprekidnu regeneraciju »obroka« vazduha za jednog čoveka, bilo bi potrebno 28 kvadratnih metara lisnate površine (F. Grin, Kanada). Osim toga, pošto biljke mogu uvenuti, ne sme se potpuno osloniti na prirodnu cirkulaciju vazduha i vode i radi toga na nastanjenom satelitu biće neophodno imati uređaj za automatsko podešavanje sastava vazduha.

Nema sumnje da će pomoću veštačkog satelita biti otkrivene pojave o čijem postojanju mi sada nemamo čak ni pojma.

Uporedo sa ozbiljnim projektima korišćenja veštačkih satelita, iznose se i nerealni projekti. Tako, naprimera, predlaže se da se blizu veštačkih satelita postave ogromna ogledala koja će na Zemlju odbijati sunčeve zrake. Ogladala takve vrste, tobože bi zagrejala velike površine zemaljske kugle, rastopila led i promenila klimu Arktika i Antarktika. Prema jednom projektu, u svemirski prostor se prebacuju valjaoničke mašine (!). Komadi natrijuma odneti tamo stanjuju se do debljine od jednog petstotog dela milimetra (!) i prekrivaju sa zasenčene strane odgovarajućom masom u cilju održavanja temperature natri-

jumovog ogledala na takvom nivou, da bi ono bilo dovoljno elastično i čvrsto. Uz pomoć sistema šarki, ogledala se montiraju u ogromnu armaturu od žice od natrijuma. Usmeravanje elemenata ogledala ostvaruje se na rastojanju pomoću električne energije. Kod svega ovoga, svaki hektar uređaja, zajedno sa ojačanjima i osmatračkom kabinom, ne sme biti teži više od 100 kilograma, što na jedinicu površine iznosi približno pet puta manje od težine papira za pisanje! Međutim, heliotehnika nije još postigla naročite uspehe sa ogledalima na površini Zemlje, čak i stotinu puta težim, gde izgradnju ne ugrožavaju meteori i meteorska prašina, kao što se to događa sa vasijskim ogledalima.

2. Veštački satelit kao međuplanetarna stanica

Sa gledišta astronautike, korišćenje veštačkih satelita ima najveći značaj u svojstvu međuplanetarnih stanica.

Za dostizanje Meseca, Venere, Marsa — naših najbližih nebeskih suseda — međuplanetarni brod treba da pri uzletanju razvije za preko trideset puta veću brzinu od brzine zvuka. Izgradnja takvog broda prevazilazi mogućnosti savremene tehnike. Da bi se olakšalo rešenje ovog zadatka, K. E. Ciolkovski je predložio da se veštački satelit Zemlje iskoristi u svojstvu neke vrste prelazne stanice i da se vasijsko putovanje podeli po etapama. Takva stanica bi mogla da posluži kao otkočna daska za dalje čovekovo prodiranje u vasijski prostor*). Tu se astronautičari mogu snabdeti sa svim što je neophodno za nastavljajanje i završetak vasijskog putovanja: gorivom koje raketa, startujući sa Zemlje, nije mogla poneti, opremom, prehranbenim artiklima itd.

Kod postojanja takve stanice vasijski brod a takođe i koristan teret potreban za postizanje konačnog cilja putovanja, mogu se tamo dopremiti u prethodno razdvoje-

*) Krajem prošlog veka pronalazač H. Gansvind (Nemačka) pokušao je da naučno dokaže mogućnost ostvarenja kosmičkih letova i, prema M. Valijeru, izneo je ideju stvaranja međuplanetarne stanice.

nim delovima. Ovo će olakšati konstrukciju vasijskog broda, jer će kod poletanja sa platforme satelita biti potrebna znatno manja rezerva goriva, nego kod poletanja neposredno sa Zemlje.

Za razliku od ljudi koji putuju po Zemlji zaustavljajući se na međustanicama, astronauti koji odlaze sa međuplanetarne stanice u dobitku su ne samo za pređeni put, nego i za postignutu brzinu.

U nekim varijantama konstrukcija međuplanetarnog broda, međuplanetarna stanica može takođe poslužiti i pri povratku: tu će se posada prekrcati u vasijsku jedrilicu na kojoj će izvršiti sletanje.

Neki autori predlažu da se kao međuplanetarna stanica iskoristi stacionarni veštački satelit. Međutim, takav satelit ima veliki nedostatak — veoma je udaljen. Da bi se do njega stiglo, bila bi potrebna suviše velika brzina poletanja i sletanja*). (Zbir ovih brzina bio bi veći od brzine potrebne za obletanje Meseca). A, velike brzine znače i složeniju konstrukciju rakete.

Međuplanetarna stanica, za razliku od stacionarnog satelita, treba da kruži na manjoj visini iznad površine Zemlje, ili, u najmanju ruku, da na jednom delu svoje putanje preleće blizu Zemlje. Ovakav satelit, krećući se po eliptičnoj putanji kojoj se apogej nalazi daleko, može služiti kao međuplanetarna stanica za složenije putanje od onih koje može opisati polećući blizu Zemlje, sa veštačkog satelita koji ima kružnu putanju. Za dolazak na »daleko apogejni« satelit biće potrebne, istina, snažnije rakete kod poletanja sa površine Zemlje, ali zato konstrukcija broda koji odleće sa međuplanetarne stanice, može biti jednostavnija.

Sateliti koji preleću iznad polova i koji su prikladniji za posmatračke svrhe, po pravilu su neprikladni za međuplanetarne stanice a evo zašto. Neophodno je da se međuplanetarna stanica kreće zajedno sa Zemljom u ravni u kojoj se naša planeta kreće oko Sunca (takozvana ravan ekliptike; približno u istoj ravni kreću se i ostale planete

*) Brzinom sletanja naziva se brzina sa kojom raketa, krećući se po inerciji, prilazi veštačkom satelitu.

našeg sunčevog sistema). Samo u ovom slučaju, pravac kretanja vasionkog broda može biti više ili manje paralelan pravcu kretanja Zemlje po njenoj putanji. A ovo je veoma važno kod odletanja sa stanice u svemirski prostor, jer će se tada orbitalna brzina Zemlje slagati sa brzinom poletanja broda, pomažući mu da savlada gravitacionu silu Zemlje i Sunca. Ukoliko je osovina Zemlje nagnuta prema ravni ekliptike pod uglom od oko 67° , tada su ravni putanje dvaju razmatranih tipova satelita skoro upravne jedna na drugu.

Za ostvarenje vasionkih letova pokretljivost prelazne stanice je njena osnovna prednost. Zahvaljujući ovome, raketa pri sletanju na stanicu održava svoju brzinu koju će iskoristiti za odletanje na dalji put. Tako, naprimjer, kako pokazuju proračuni, odlazeći sa veštačkog zemljinog satelita na Mesec, Veneru i Mars, raketa bi morala razviti brzinu od svega 3,1 do 3,6 kilometara u sekundu*), umesto 11,1—11,6 kilometara u sekundu kod poletanja sa površine Zemlje, ukoliko sama stanica već ima brzinu od oko 8 kilometara u sekundu. Ovo znači da bi raketa koja je sposobna da se sa površine Zemlje podigne na visinu od 1.000 kilometara (a takvi letovi su, izgleda, već izvršeni), mogla dostići Veneru ili Mars, ako bi polazila sa međuplanetarne stanice.

U vezi sa ovim, postaje jasno da je, u odnosu na Zemlju, vertikalno poletanje vasionkog broda sa veštačkog satelita potpuno necelishodno, jer u ovom slučaju brzina kretanja veštačkog satelita ne bi bila potpuno iskorišćena (Cijen, NRK). Ustvari, kod takvog poletanja na Mesec, potrebna je brzina od 7.651 metar u sekundu, dok je kod odletanja u pravcu tangentsnom na putanju kruženja satelita dovoljna brzina od 3.129 metara u sekundu. Napominjemo, uzgred, da bi brzina od 7.651 metar u sekundu, u slučaju odletanja u pravcu tangente, bila dovoljna za dostizanje Saturna.

*) Ubuđuće, kada bude govora o poletanju sa međuplanetarne stanice, proračuni se vrše polazeći od toga da veštački satelit kruži na visini od 200 kilometara sa brzinom kruženja koja odgovara ovoj visini od 7.791 metar u sekundu.

Raketa sposobna da u slobodnom prostoru*) razvije brzinu od nešto preko 9 kilometara u sekundu, lako može doleteti do veštačkog satelita. Takva raketa, odaslana sa veštačkog satelita, može dostići ne samo do bilo koje planete, nego i zauvek napustiti naš sunčev sistem.

U većini projekata međuplanetarnih letova, predviđa se da će na međuplanetarnoj stanici astronauti preesti u brod koji je montiran u radionici stanice od delova poslanih sa Zemlje. Za opremu međuplanetarnog broda moći će se iskoristiti motori a takođe i drugi delovi, skinuti sa rakete koje dođu na stanicu. Uslovi leta sa Zemlje na veštački satelit i dalje sa veštačkog satelita u međuplanetarni prostor, potpuno su različiti. Radi toga i rakete za ove letove moraju imati drukčiju konstrukciju.

Vasionki brod za let sa Zemlje na veštački satelit, mora imati aerodinamički oblik, pošto mu pretstoji da probije čitavu debljinu atmosfere. On mora biti snabdeven snažnim motorima, sposobnim da mu saopšte brzinu od oko 8 kilometara u sekundu, pa prema tome i relativno velikom rezervom goriva za motor. Vasionki brod za let sa veštačkog satelita u međuplanetarni prostor ne mora imati aerodinamički oblik. Ustvari, u međuplanetarnom prostoru, on neće sresti materijalnu sredinu. Zahvaljujući ovome, rezervoari za gorivo mogu biti napravljeni u obliku lopte, što će pri određenoj zapremini smanjiti njihovu težinu. Motor sada može biti i relativno slab, jer brodu ne preti opasnost pada na Zemlju. Količina goriva koju brod mora uzeti biće neuporedivo manja nego za poletanje sa Zemlje. Eto još jednog razloga koji čini pogodnim korišćenje veštačkog satelita u svojstvu međuplanetarne stanice!

Prema nekim projektima, raketa koja stigne sa Zemlje na međuplanetarnu stanicu, poslužiće za dalji let u vasionki prostor, ali će na međuplanetarnoj stanici biti oslobođena aerodinamičke oplata. Neće joj više biti potrebni ni vazdušni stabilizatori sa kormilima. Ako bude potrebno izmeniti pravac leta u međuplanetarnom prostoru,

*) Pod slobodnim prostorom podrazumevamo prostor lišen otpora sredine i udaljen od nebeskih tela na dovoljnu udaljenost da bi bilo moguće zanemariti njihove gravitacione sile.

iz rakete će se izbaciti mlaz gasa u potrebnom pravcu. Posle punjenja rakete sa gorivom na međuplanetarnoj stanici, ona će odlaziti na dalji put.

Kod poletanja sa veštačkog satelita, fizički uslovi u vasijskom brodu biće sasvim drukčiji nego za vreme poletanja sa Zemlje. Tako, naprimer, astronauti će moći bez napora stajati, slobodno se kretati. Njihova težina, uslovljena malom snagom motora, biće neznatna (vidi str. 127—128).

Ipak, veštački satelit nije neophodna etapa na putu ostvarenja leta na Mesec i na planete. Takav let može se, takođe, izvršiti bez zaustavljanja na međuplanetarnoj stanici. U ovom slučaju poletanje će biti nešto drukčije. Rakete će poleteti sa površine Zemlje i razvivši brzinu od oko 8 kilometara u sekundu pretvoriće se, na visini od 200—300 kilometara, u veštački satelit. Pomoćne rakete postepeno će dopremati na ovakvu raketu — satelit dopunski teret i gorivo, neophodne za ostvarenje daljeg leta. Dobivši »pojačanje«, međuplanetarna raketa će poći na put prema određenom cilju. Takvo rešenje je od interesa sa gledišta smanjenja meteorske opasnosti kojoj se privremeni veštački satelit izlaže samo u toku kratkog perioda vremena.

Prema drugim istraživanjima (Karter, Velika Britanija) umesto izgradnje međuplanetarne stanice dovoljno je lansirati na kružnu ili eliptičnu putanju rezervoare sa gorivom kojim će se puniti vasijske rakete. Ovo će omogućiti da se znatno uprosti konstrukcija raketa koje se sa Zemlje šalju u međuplanetarni prostor.

Mnogo pre nego što se čovek ustremi u letove po bezgraničnim prostorima vasijske, moći će se proveriti uslovi takvih letova na međuplanetarnoj stanici. Na njoj će se moći utvrditi da li nije štetno za ljudski organizam trajnije bestežinsko stanje, kako na njega deluje veštačka teža itd. Na ovom nebeskom ostrvu uspeće se proučiti sredstva zaštite od meteorske opasnosti (vidi str. 157—160). Oslanjajući se na međuplanetarnu stanicu kao na bazu, astroanauti će moći, nedaleko od naše planete, savladivati složenu praksu plovidbe u bezvazdušnom prostoru a takođe ovladati veštinom kočenja kosmičkih brzina u planirajućem letu pri sletanju na Zemlju.

Na međuplanetarnoj stanici takođe će se moći odrediti najbolji podaci potrebni za stvaranje najracionalnije konstrukcije vasijskog broda i jedrilice.

3. Problem prirodnih međuplanetarnih stanica

U astronautičkoj literaturi nalaze se tvrdnje o mogućnosti iskorišćenja Meseca kao međuplanetarne stanice. Ipak je Mesec nepogodan za tu svrhu: on se nalazi isuviše daleko od površine Zemlje. Osim toga, pošto je njegova masa, pa prema tome i gravitacija, relativno velika, bilo bi potrebno utrošiti mnogo goriva, najpre za sletanje međuplanetarnog broda na njegovu površinu a zatim za poletanje. Korišćenje takve stanice imalo bi neki smisao samo u slučaju ako bi na Mesecu bilo pronađeno naročito visokokvalitetno gorivo i konstruktivni materijali. Na taj način, u svojstvu prelazne međuplanetarne stanice, veštački satelit ima niz prednosti u poređenju sa Mesecom. Prvo, njega možemo postaviti dosta blizu Zemlje, što će omogućiti kudikamo brže prelete i sa najmanjom potrošnjom goriva. Drugo, odsustvo sopstvenog gravitacionog polja veštačkog satelita omogućiće uštedu onog goriva koje bi bilo potrebno utrošiti za sletanje na Mesec a zatim za poletanje sa njegove površine.

No, nema li Zemlja neki drugi Mesec ili čak niz prirodnih satelita koji se nalaze bliže Zemlji i koji su sve do sada ostali neopaženi? Takav prirodni satelit, čak ako bi bio izvanredno mali, predstavljao bi ozbiljan oslonac na putu prodiranja čoveka u vasijski prostor. Otkriće sličnog satelita (ili nekoliko takvih satelita) znatno bi olakšalo rešenje zadatka leta na Mesec i na planete, učinilo bi suvišnim izgradnju veštačkog satelita. Na takvom satelitu bilo bi relativno lako opremiti i leteću laboratoriju i međuplanetarnu stanicu.

Ako takvi sateliti i postoje, oni mogu biti, razume se, sasvim slični i izvanredno je teško otkriti ih. Usled velike brzine kretanja, takav slični satelit ne može se uhvatiti u teleskop, tim više ako se nalazi blizu Zemlje. Štaviše, u slučaju velike blizine u odnosu na Zemlju, on može i da ne ostavlja tragove na fotografskoj ploči zbog suviše kratke ekspozicije. Osim toga, takav satelit, ulazeći u

senku Zemlje, ne svetli i zbog toga bi se njegovo posmatranje moglo vršiti samo u toku malog razmaka vremena. Astronomi dopuštaju mogućnost da je takav satelit bio i opažen, ali mogao se smatrati za meteor. Zadnjih godina razrađeni metodi radio astronomije, primenljivi za ispitivanje meteora, mogu biti korisni za rešenje ovog zadatka. Posmatranje u ovom pravcu vodi, naprimer, Institut za meteore u Nju-Meksiku (SAD) pod rukovodstvom Tomboua.

Očigledno je da ako i budu otkriveni novi meseci, oni će se nalaziti na velikoj visini, van granica atmosfere. U protivnom, oni bi već davno pali na površinu Zemlje, usled trenja i otpora vazduha.

4. Orbitalni brodovi

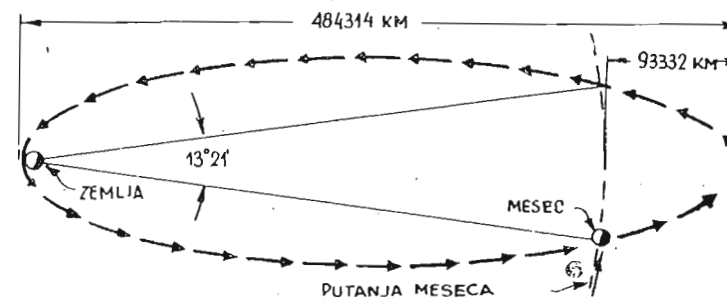
Kako je već davno rečeno, neće svi veštački sateliti kružiti oko Zemlje u neposrednoj njenoj blizini. Teoretski proračuni pokazuju da bi se takođe mogli izgraditi takvi veštački sateliti i veštačke planete — takozvani orbitalni brodovi, koji će krstariti po vasioni. Jednom lansirani oni se više nikada neće zaustaviti i kružiće po svojim putanjama slični nebeskim telima — planetama i njihovim satelitima.

Putanje ovih veštačkih satelita biće tako proračunate, da se mogu koristiti u svrhe astronautike. Ekspedicija koja bi, naprimer, polazila sa Zemlje na Mesec i koja bi koristila orbitalni brod kao sredstvo saobraćaja, doletela bi na manjoj raketi do jednog od ovih brodova, prešla na njega i išla dalje. Zatim, približujući se Mesecu, putnici ponovo sedaju u manju raketu i iskrcavaju se kod određenog cilja.

Na orbitalnim brodovima izgradiće se stanbene prostorije, radionice i opservatorije. Tu će astronauti dobiti sve potrebno za dalji let.

Orbitalni brodovi — zemljini veštački sateliti — mogu redovno saobraćati po putanjama koje prolaze blizu površine Zemlje i Meseca. Putanja ovakvog broda može se tako proračunati da brod posle svakog sideričkog meseca (interval vremena u toku koga se Mesec, obišavši

oko Zemlje, vraća u raniji položaj, u odnosu na nebeski svod) preleće iznad polulopte Meseca koja nije vidljiva sa površine Zemlje. Ako, naprimer, velika osovina putanje bude iznosila 484.318 kilometara, tada će orbitalni brod napraviti dva kruga u odnosu na zvezde, dok će Mesec napraviti jedan krug. Putanja se može projektovati sa takvim proračunom da veštački satelit preseče putanju Meseca na željenoj udaljenosti od njegove površine. Sa Zemlje ili sa satelita koji kruži na manjoj visini, moći će se odleteti u takvom trenutku, da orbitalni brod preseče putanju Meseca pre no što u tu tačku stigne Mesec. Na taj način posmatrač i mogu ispitati izbliza široki pojas mesečeve polulopte koji je skriven od naših očiju (sl. 15).

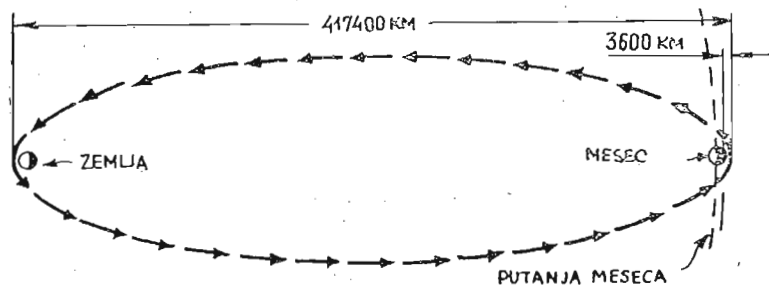


Sl. 15 — Ova putanja orbitalnog broda omogućuje da se posmatra široki pojas mesečeve polulopte koji je sakriven od nas. Istraživači će se sretati sa Mesecom posle svakog sideričnog meseca

Ako ovaj orbitalni brod u svom perigeju bude proleto na visini od 200 kilometara iznad ekvatora, njegov let do Meseca trajaće 3 dana 3 sata 20 minuta. Posle presecanja mesečeve putanje, brod će se udaljiti od Meseca još za 93.337 kilometara, zatim će se početi vraćati k Zemlji i posle 7 dana 9 sati 11 minuta, ponovo će preseći putanju Meseca na udaljenosti od $13^{\circ}21'$ od prve tačke presecanja. Po spljoštenoj elipsi sa malom osom od 112.120 kilometara orbitalni brod vratiće se k Zemlji, napravivši jedan krug »naprazno« ne susrevši Mesec i kroz 27 dana 7 sati 43 minuta posle poletanja, čitav ciklus će se ponoviti, samo s tom razlikom, što će sada, za posmatrača, mesečeva faza biti drugačija. Na takvom brodu astronauti

će u toku godine trinaest (a katkad četrnaest) puta doletati k Mesecu koji će se svaki put nalaziti u promenjenoj fazi. Svake dve nedelje astronauti će moći da se sa orbitalnog broda spuste na Zemlju. U isto vreme, oni mogu prebacivati sa Zemlje na brod razne terete, između čega i namirnice.

Ipak, takav orbitalni brod ima i nedostatke: on se suviše udaljuje od Meseca i prolazi pored njega vrlo velikom brzinom. Sa ovog gledišta pogodniji je orbitalni brod koji se kreće po drugoj putanji. On će preletati na visini od svega 3.600 kilometara iznad Meseca, u vreme kada Mesec prolazi kroz najudaljeniju tačku svoje putanje od Zemlje (sl. 16). No, ovakav orbitalni brod ima drugi nedostatak: on će proletati blizu Meseca samo jednom u dva meseca, istina, obilazeći za to isto vreme Zemlju pet puta.

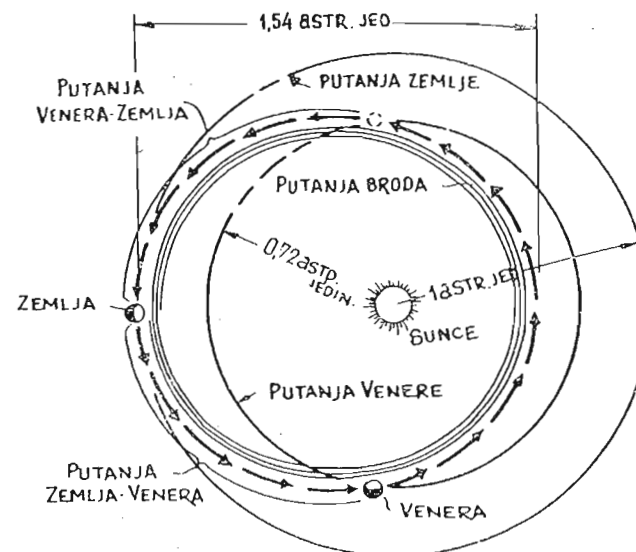


Sl. 16 — Po ovoj putanji orbitalni brodovi će prolaziti blizu Meseca — na udaljenosti od 3.600 kilometara. Ali, ovo će se dogodati samo jedanput u dva siderička meseca: za to vreme brod će pet puta proći blizu Zemlje

Za istraživanje mesečeve polulopte vidljive sa Zemlje, sa relativno male visine, moći će se lansirati brod-satelit koji pravi tri obilaska oko Zemlje u toku jednog meseca. Sa perigeja na visini od 200 kilometara iznad Zemlje ovakav satelit doleteo bi za 4 dana 13 sati 17 minuta do apogeja koji se nalazi na udaljenosti 363.026 kilometara. Zbog ekscentriciteta mesečeve putanje, takav orbitalni brod mogao bi doleteti vrlo blizu Meseca.

Kako je već rečeno, orbitalni brodovi takođe mogu kružiti oko Sunca kao neka vrsta veštačkih planeta. Nji-

hove putanje razlikovaće se od putanja prirodnih planeta velikim ekscentricitetom: udaljenost orbitalnih brodova od Sunca naglo će se menjati, te blagodareći tome oni mogu služiti kao sredstvo saobraćaja između raznih planeta. Razmotrićemo jednu od mogućih varijanti orbitalnih brodova koji lete po putanji Zemlja—Venera. Putanja ovog broda, tangentna na putanju Zemlje, preseca putanju Venere, prilazi Suncu na udaljenost od 0,54 astronomske jedinice*) i vraća se na polaznu tačku na putanji Zemlje



Sl. 17 — Orbitalni brodovi takođe mogu kružiti oko Sunca. Na crtežu je prikazana jedna od mogućih varijanti putanje orbitalnog broda koji se kreće po putanji Zemlja — Venera

posle 8 meseci (sl. 17). Za ovo vreme Zemlja još ne uspeva prići k ovoj tački. Kada se, posle narednih 8 meseci orbitalni brod ponovo vrati k tački poletanja, opet neće zateći Zemlju, jer je ona tuda prošla pre četiri meseca... I tek

*) Kao astronomska jedinica uzima se srednja udaljenost od Sunca, jednaka 149,5 miliona kilometara.

posle dve godine od trenutka poletanja, napravivši tri puna kruga oko Sunca, orbitalni brod će se susresti sa Zemljom.

Orbitalni brod koji nosi ekspediciju za istraživanje Venere, poleće sa površine Zemlje ili međuplanetarne stanice na planiranu putanju, po kojoj će se ubuduće kretati beskonačno dugo. Posle 81 dan on će proleteti pored Venere. Na njenoj površini iskrcava se desant a brod odlazi dalje u međuplanetarni prostor.

Desantna ekspedicija bavi se istraživanjem Venere i priprema sve za odletanje po unapred proračunatom vremenu, kada će orbitalni brod ponovo proći blizu Venere. U našem slučaju, vreme bavljenja ekspedicije na Veneri iznosi 2 godine minus 162 dana — vreme leta tamo i natrag. Dakle, 568 dana posle spuštanja, desantna ekspedicija se vraća na orbitalni brod koji je ponovo prenosi na Zemlju. Astronauti se iskrcavaju na Zemlju a brod nastavlja kretanje u vasioni.

Govorili smo samo o nekim varijantama vasijskih preleta na veštačkim satelitima i veštačkim planetama. No, takođe su moguće i druge putanje za orbitalne brodove sa kojih će se vršiti istraživanja vasiona. Izračunato je da postoje 24 putanje — elipse za orbitalne brodove koje se nalaze unutar putanje Zemlje, sve do zone površine Sunca i koje prolaze pored naše planete u vremenskim intervalima izraženim celim brojem godina — od 1 do 5. Osim toga, u ovom prostoru postoji još 39 putanja po kojima će brodovi prolaziti pored Zemlje svakih 6, 7, 8, 9 ili 10 godina. Za ispitivanje prostora između putanje Zemlje i Jupitera postoji 27 putanja van putanje naše planete. Krećući se po ovim putanjama, putnici se mogu vraćati na Zemlju posle 2, 3, 4, 5 i 6 godina.

5. Veštački sateliti Meseca i planeta

Rakete lansirane sa međuplanetarne stanice ili sa orbitalnog broda, mogu postati veštački sateliti Meseca i biti iskorišćene za detaljno ispitivanje njegove površine. Bio bi vrlo pogodan satelit Meseca koji bi kružio u ravni koja prolazi kroz mesečeve polove. Kao što je poznato, ravan kretanja satelita ne može menjati svoju orijentaciju

u odnosu na zvezde. Ova činjenica pruža mogućnost da se za četiri nedelje (vreme obrtanja Meseca oko njegove ose) fotografiše čitava površina Meseca, osvetljena zracima Sunca. No i ona polulopta Meseca koja je osvetljena sunčevim zracima odbijenim sa Zemlje (takozvana pepeljasta svetlost) odlično će se videti sa vasijskog broda, jer će ova svetlost (zelenkasto-sive nijanse) za satelit Meseca biti deset puta jača od mesečeve svetlosti na Zemlji, za vreme mladog Meseca. Ako bi se iskoristilo i ovo osvetljenje, bilo bi moguće snimiti čitavu površinu Meseca u toku samo 2 nedelje.

Period kruženja broda-satelita oko Meseca, na visini od 20 kilometara, iznosiće 1 sat 50 minuta 11 sekundi; na visini od 100 kilometara vreme kruženja povećaće se za sedam i po minuta. Orbitalne brzine veštačkih satelita Meseca koji leti na visini do nekoliko stotina kilometara, biće skoro pet puta manje od brzine veštačkog satelita koji na istoj visini leti iznad površine Zemlje. Ova činjenica će znatno olakšati posmatranje površine Meseca. Sa visine od 20 kilometara (tablica 5) moći će se čak golim okom razlikovati predmeti na površini Meseca veličine 3 do 6 metara (u zavisnosti od oštine vida). No kod brzine kretanja koja odgovara ovoj visini (preko 1.600 metara u sekundi) i relativno malom prečniku vidnog polja (nešto više od 500 kilometara) posmatrani predmet brzo će nestati iz vida. Radi toga će za osmatranje biti pogodniji satelit koji kruži na većoj udaljenosti, naprimer na 150 kilometara od Meseca. Tada bi kod nešto manje brzine leta prečnik mesečeve površine obuhvaćen okom bio znatno veći (do 1.400 kilometara). Predmeti na mesečevoj površini duže bi ostajali u vidnom polju posmatrača. Ipak, u ovom slučaju, mogli bi se slobodnim okom posmatrati samo predmeti prečnika od 19 do 44 metra. Napominjemo usput da bi, ukoliko takva ekspedicija bude imala jake optičke sprave, bilo moguće posmatrati i najsitnije detalje. Maksimalno vreme vidljivosti neke tačke na mesečevoj površini sa broda-satelita koji bi se nalazio na visini od 20 kilometara, iznosiće približno 5,3 minuta, a na visini od 150 kilometara — 15,7 minuta.

Ako bi bilo potrebno izbliza proučiti neki detalj mesečeve površine, tada, uz utrošak manje količine goriva,

veštački satelit koji kruži po kružnoj putanji na visini od 20 kilometara, može preći na eliptičnu putanju sa periastrumom*) koji se nalazi na željenoj visini. Za smanjenje periastruma do same površine Meseca biće potrebno sma-

Tablica 5 — Karakteristike veštačkog satelita koji kruži na visini od 20 kilometara iznad površine Meseca

Brzina kruženja u metrima u sekundu . . .	1669
Brzina kruženja u odnosu na nultu brzinu kruženja u procentima	99,43
Povećanje brzine kruženja kod smanjenja visine leta za jedan kilometar, u metrima u sekundu	0,475
Poluprečnik putanje u kilometrima	1758
Dužina putanje u kilometrima	11.046
Minimalno trajanje dana	1h 0' 26"
Minimalno trajanje dana u odnosu na period kruženja u procentima	45,19
Maksimalno trajanje noći	49' 50"
Maksimalno trajanje noći u odnosu na period kruženja u procentima	45,19
Dužina luka loptastog otsečka Meseca (po velikom krugu) vidljivog sa veštačkog satelita u kilometrima	524,8
Površina vidljivog loptastog isečka u odnosu na površinu Meseca u procentima	0,569
Maksimalno trajanje posmatranja tačke na površini Meseca	5' 16"
Minimalne linearne razmere predmeta koji se raspoznaju sa durbinom sa 15-ostrukim povećanjem, u metrima	0,39
Ubrzanje slobodnog pada na putanji veštačkog satelita u metrima u sekundu za sekundu	1,585

*) Periastrumom se naziva tačka putanje najbliža planeti oko koje kruži razmatrano telo.

njiti brzinu svega na 4,78 metara u sekundu. No, terenu koji se želi proučiti veštački satelit će se približiti tek posle 53 minute i 53 sekunde, obišavši prethodno potpuno jednu poluloptu Meseca. Posle toga sateliti će se automatski vratiti na raniju visinu leta od 20 kilometara, gde će povećanje brzine leta za tu ista 4,78 metara na sekundu dovesti do prelaza satelita na raniju kružnu putanju. Uopšte, prelaz veštačkog satelita Meseca na drugu višu ili nižu kružnu putanju zahteva vrlo male promene brzine, pa prema tome i malu potrošnju goriva.

Naprimer, za prelaz na nultu kružnu putanju u trenutku prolaska kroz periastrum, potrebno je smanjiti brzinu samo na 4,80 metara u sekundu.

Tablica 6 — Brzine kruženja i siderički periodi kruženja veštačkih satelita na površini planeta i Sunca

Naziv nebeskog tela	Brzina kruženja na površini planete u kilometrima u sekundu	Siderički (zvezdani) period kruženja veštačkog satelita	
Sunce	437,535	2 sata	46 minuta
Merkur	3,028	1	24
Venera	7,319	1	27
Zemlja	7,912	1	24
Mars	3,562	1	40
Jupiter	42,205	2	57
Saturn	25,100	3	45
Uran	15,308	2	50
Neptun	15,129	2	52

Za istraživanje Meseca sa visine takođe je moguća primena raketa-sondi, čije slanje će očigledno prethoditi poletanju brodova sa posadom. Automatske sonde mogu emitovati pomoću radija na Zemlju niz neophodnih podataka, naprimer topografske snimke, temperaturu terena, intenzivnost magnetskog polja i druge podatke.

Takve sonde ne moraju se obavezno vraćati na Zemlju.

Uporedimo sada veličine brzine kruženja i sideričkog perioda nultog veštačkog satelita Zemlje sa analognim podacima za druge planete i Sunce.

Kao što se vidi iz tablice 6, brzina kruženja na Zemlji je veća nego na ostale tri unutrašnje planete (Merkuru, Veneri i Marsu). No ona je dvostruko manja nego na Uranu i Neptunu a za pet puta manja nego na Jupiteru. Blizu površine Sunca nulta brzina kruženja je 55 puta veća nego na Zemlji. Siderički period kruženja nultog veštačkog satelita Zemlje, uporedó sa odgovarajućom veličinom za Merkur, kraći je nego kod ostalih planeta sunčevog sistema. Za Veneru i Mars ovaj period je nešto veći, za Sunce, Uran, Neptun i Jupiter dvostruko veći. Najduži siderički period obrtanja (tri puta veći nego za Zemlju) ima veštački satelit Saturna.

Potsetimo se da je siderički period kruženja satelita određen samo srednjom gustinom nebeskog tela (str. 16—17). Ovim se objašnjava variranje u njegovom trajanju za razne planete.

IV. RAKETA — NOSAČ VEŠTAČKOG SATELITA

1. Princip raketnog motora

Kakvog će tipa biti taj aparat koji će se otrgnuti od Zemlje i popevši se na stotine kilometara u visinu, pretvoriti u veštački satelit naše planete?

Avion je za taj cilj bezuslovno neprikladan: kao što čovek može hodati po Zemlji upirući samo nogom o tle ili pločnik, kao što se lokomotiva kreće odupirući se o šine, tako i avion može leteti oslanjajući se krilima o vazduh. Ma koliko bio snažan motor aviona, ma kako bila savršena njegova konstrukcija, on se ne može popeti više od 30—40 kilometara (sada rekord visine aviona iznosi nešto preko 25 kilometara).

Pretpostavimo da imamo top koji je sposoban da izbaci zrno sa brzinom od 8 kilometara u sekundu i više. Može li takvo zrno postati veštački satelit Zemlje? Ne, ne može. Pri horizontalnom ispaljivanju bi moralo da se kreće u gustim slojevima atmosfere i prema tome trpelo bi ogroman otpor vazduha koji bi doveo do postepenog gubitka brzine. Ako bi se gađalo pod nekim uglom prema horizontu, tada bi zrno, čak i ako zanemarimo otpor vazduha, pokoravajući se zakonima gravitacije ili, kako smo to ranije videli (str. 15, sl. 2), palo natrag na Zemlju (kod brzina do 11,2 kilometra u sekundu) ili bi zauvek otišlo od površine Zemlje. Izbačenom zrnu bio bi, u najmanju ruku, potreban još jedan impuls koji bi ga pretvorio u veštački satelit a učiniti to pomoću topa nemoguće je. Jedino sredstvo za postizanje željenog rezultata može da bude raketa koja je sposobna da menja pravac kretanja kako u vazduhu, tako i u bezvazдушnom prostoru.

Drugo svojstvo rakete je sposobnost da se kreće sa vrlo malim ubrzanjem, tj. sposobnost postepenog posti-

zanja neophodne brzine. Ovo će omogućiti da se ljudi prebace na veštački satelit bez opasnosti po njihov život.

U isto vreme, zbog malog ubrzanja rakete, njena brzina biće još relativno mala, što znači da i otpor vazduha neće biti suviše velik, te prema tome neće zahtevati veliku potrošnju goriva za savlađivanje ovog otpora. Uzgred, i oplata rakete neće se preterano zagrejati zbog otpora vazduha.

Raketnim motorom naziva se motor čiji je rad zasnovan na sili reakcije (protivdejstva) materije koja se izbacuje iz njega. Ova materija u raketi je gas koji se stvara pri sagorevanju goriva. Gasovi, izbijajući napolje sa velikom brzinom kroz specijalni otvor (mlaznik), pokreću raketu u suprotnom pravcu od isticanja mlaza.

Reaktivno kretanje može se zapaziti i u životinjskom svetu. Među stanovnicima mora postoji beskičmena životinja — sipa koja pliva napred pomoću peraja a kod kretanja nazad sa njima se ne koristi, nego se otiskuje uz pomoć mlaza vode koju izbacuje iz svoje unutrašnjosti. Prema najnovijim opažanjima*) morski mekušci — grgeči mogu iskakati iz vode i leteti kroz vazduh do 45—55 metara, korišćeci reaktivni princip.

Princip raketnog motora može se dokazati vrlo prostim opitom koji se lako izvodi u kućnim uslovima. Stavite na slavinu gumenu cev. Na otvoreni kraj cevi postavite koleno savijeno pod pravim uglom. Čim otvorite slavinu i čim voda počne isticati iz kolena, gumena cev će se odmah pokrenuti od svog ranijeg vertikalnog položaja u stranu suprotnu od kretanja izlaznog mlaza. Što jači bude mlaz, time će se dalje pomaći cev.

U bezvazдушnom prostoru van gravitacionog polja (slobodni prostor) raketa bi se morala tim brže kretati što je veća potrošnja goriva i što se sa većom brzinom iz nje izbacuju gasovi. Ovu brzinu, tojest brzinu koju bi razvila raketa u slobodnom prostoru, nazivaju idealnom brzinom. Praktično, raketa je uvek podvrgnuta dejstvu nekog gravitacionog polja koje vrši uticaj na brzinu rakete, povećavajući ili smanjujući je u poređenju sa idealnom brzinom. Kod kretanja kroz vazduh brzina rakete će uvek biti manja od idealne.

*) Vidi: Hejerdal T. »Putovanja na »Kon-Tiki«, glava V.

Između idealne brzine i brzine isticanja gasova postoji, kod istih ostalih uslova, direktno proporcionalna zavisnost. Ako se brzina isticanja gasova poveća (kod iste težine i količine goriva) dva, tri i tako dalje puta, tada će se i brzina rakete povećati za toliko puta. Uopšte, brzina rakete može premašiti brzinu isticanja gasova. Kada u slobodnom prostoru masa isteklih gasova dostiže 63,2 procenta početne brzine rakete, brzina kretanja rakete izjednačuje se sa brzinom isticanja gasova a kod daljeg rada motora počinje je premašivati.

Ovde izneta zavisnost između potrošnje goriva, brzine rakete u slobodnom prostoru i brzine isticanja gasova iz rakete, proizilazi iz takozvanog obrasca Ciolkovskog. Ovaj važni obrazac omogućuje da se za svaki konkretan slučaj odrede karakteristike rakete (težina, brzina) a takođe da se ustanovi koji su projekti raketnog broda realni a koji su neostvarljivi.

2. Barutna raketa i raketa na tečno gorivo

Rakete, u zavisnosti od goriva na koje rade, razvrstavaju se na barutne rakete i rakete na tečno gorivo.

Barutne rakete nisu pogodne kao osnovni motor za raketu — satelit. U ovim raketama potrošnja goriva, tojest baruta, ne može se za vreme leta regulisati, kao što ne podleže regulisanju plamen sveće. Sagorevanje baruta takođe se ne može prekinuti, te se prema tome ne može, u slučaju nužde, ni zaustaviti motor. Već nekoliko decenija naučna misao radi na pitanju postepenog dovoda baruta (ili drugih čvrstih goriva) u komoru za sagorevanje, naprimer u obliku praška ili paketića. No, rezultati postignuti u ovoj oblasti zasada su nezadovoljavajući.

Radi toga su svi naponi usmereni uglavnom na usavršavanje raketa koje rade na tečno gorivo. Takve rakete imaju niz prednosti. Veliki deo tečnih goriva poseduje višu kaloričnu sposobnost od čvrstih, dovođenje goriva može se regulisati, pri čemu se gorivo i oksidator mogu držati odvojeni i spajati samo u komori za sagorevanje, što je sigurnije. Takođe je važno da težina motora koji radi na tečno gorivo može biti manja, pošto se velikom pritisku podvrgava samo manja komora za sagorevanje a ne čitava posuda sa gorivom, kao što je naprimer slučaj u

čauri barutne rakete. Radi toga, kod rakete na tečno gorivo, sama komora za sagorevanje mora biti naročito čvrsta, pa prema tome i teška.

Zahvaljujući svim ovim kvalitetima, rakete na tečno gorivo, široko se primenjuju u savremenoj tehnici i dalje će služiti kao osnovno sredstvo za lansiranje veštačkih satelita.

Ali, i barutne rakete su po svojoj konstrukciji daleko jednostavnije od raketa na tečno gorivo i njihova je sila potiska, u poređenju sa sopstvenom težinom, vrlo velika. Ovo omogućuje da ih primenjuju kao pomoćne motore za dobijanje brzine za orbitalnu raketu pri startu. Zahvaljujući jednostavnosti čuvanja takvih raketa i njihovoj sigurnosti, one mogu imati i drugu primenu: za kretanje astronauta izvan veštačkog satelita u vasijskom prostoru, u svojstvu rezervne pokretačke snage za korigovanje putanje veštačkog satelita i u svojstvu projektila za spasavanje.

Postoje, takođe, i rakete mešovitog tipa koje rade na čvrsto i tečno gorivo. U ovom slučaju, kao gorivo se najčešće upotrebljava ugalj u prašku presovan u cilindre kroz koji prolaze okrugli otvori. Kao oksidator upotrebljava se tečni kiseonik ili oksid azota.

Ugljeni paketići stavljaju se, prethodno, u komoru za sagorevanje a tečni kiseonik dovodi se, prema potrebi, pomoću pumpi. Na taj način, vrši se regulisanje sile potiska motora. Sagorevanje se može zaustaviti svakog trenutka.

Vršeni su, takođe, opiti sa kamforom u svojstvu čvrstog goriva i toluolom ili benzolom u svojstvu tečnog oksidatora. U ovom slučaju, ukupna zapremina goriva je manja nego kod tečnog.

Rakete mešovitog tipa još su nedovoljno razrađene i zasada je teško napraviti zaključak o njihovoj pogodnosti za lansiranje veštačkog satelita.

3. Višestepene rakete

Teoretski, obična jednostepena raketa, snabdevena dovoljnom količinom goriva, omogućuje postizanje bilo koje brzine kretanja. Praktično, međutim, brzina ovakve

rakete je ograničena, ukoliko je ograničena količina goriva koju ona može sa sobom poneti: ne može se izgraditi aparat čija bi težina bila ništavno mala prema težni goriva koje se nalazi u raketi.

Sada rekordni odnos početne mase prema krajnjoj ravan je 6,56, kod korisnog tereta od 403 kilograma, i ima ga raketa »Viking 12«.

U jednostepenoj raketi, za vreme rada motora, masa rezervoara za gorivo ostaje nepromenjena, smanjuje se samo masa samog goriva. Ispražnjeni deo rezervoara nastavlja ubrzano kretanje zajedno sa raketom, zahteva neproduktivnu potrošnju energije za svoje ubrzanje. Usled toga nastaje potreba da se raketa što brže oslobodi od ispražnjenih rezervoara.

Ovo dovodi do ideje o aparatu složene konstrukcije, kod kojeg se ubrzanje glavne rakete vrši pomoću druge, pomoćne rakete. Pronalazak ovakve rakete potiče od kraja XVI veka. Kada pomoćna raketa završi rad, ona se automatski otkaci i spušta padobranom. Tek tada se stavlja u pogon glavna raketa. Na taj način, u trenutku stavljanja u pogon glavne rakete, ona se već nalazi na izvesnoj visini i poseduje određenu brzinu, što joj omogućuje da se popne više od jednostepene rakete. Takva raketa naziva se dvostepena.

Sastavljena raketa može biti ne samo dvostepena, nego i višestepena i pošto se brzine, postignute pomoću svakog stepena sabiraju, na taj način se može pri dovoljnom broju stepeni postići željena krajnja brzina. Vrhunac ovakve rakete po pravilu je veći od zbira vrhunaca koji se mogu postići pojedinim stepenima. Kod jednog te istog korisnog tereta višestepena raketa uvek ima manju početnu težinu nego obična i ova težina smanjuje se sa povećanjem broja stepena.

Kod većeg dela savremenih višestepenih raketa odbacuju se ne samo ispražnjeni rezervoari i cevovodi, nego čak i motori odgovarajućeg stepena. U ovom slučaju motor svakog stepena aparata radi znatno kraće vreme, no što bi morao raditi motor odgovarajuće jednostepene rakete. Ovo uprošćava konstrukciju takvih motora. Osim toga, snaga motora svakog narednog stepena može biti znatno

manja od prethodnog, jer se masa aparata postepeno smanjuje.

U sadašnje vreme se smatra da će se za rakete razne tonaže a takođe i za razne stepene sastavnih raketa, primenjivati motori jednog do dva standardizovana tipa, ali montiranih u raznom broju.

Neka imamo jednostepenu, dvostepenu i trostepenu raketu, koje nose jednak koristan teret i postižu posle potpunog sagorevanja goriva istu brzinu. Ispostavlja se da za postizanje ove brzine svaka raketa zahteva različitu količinu goriva. Najveću količinu zahteva jednostepena raketa a najmanju trostepena. Eto zašto će za lansiranje veštačkih satelita biti bolje izgrađivati višestepenu raketu. U nekim slučajevima višestepena raketa biće jedino moguća varijanta.

Način prostog odbacivanja stepena rakete koji su odradili, nije neekonomičniji. Putem izvesnog komplikovanja konstrukcije biće moguće ove stepene odbacivati slično kao artiljerijsko zrno i iskoristiti efekt trzaja za povećanje brzine rakete i smanjenje potrošnje goriva.

4. Konstrukcija motora

Prelaz od visinske rakete na raketu-satelit ostvariće se postepenim usavršavanjem motora, organa upravljanja, kabine, mernih i regulacionih instrumenata i tako dalje. Izgradnja veštačkog satelita zahtevaće, prethodno, rešenje mnogih pitanja: izbora neophodnih materijala, najpogodnijeg goriva, načina zagrevanja kabine, kondicioniranja vazduha, opticanja vode i mnogih drugih.

U raketnom motoru najvažniji deo je komora za sagorevanje i mlaznik za izbacivanje gasovitih proizvoda sagorelog goriva. Komora za sagorevanje i njeni pomoćni mehanizmi podvrgavaju se, za vreme rada motora, kako uticaju vrlo niske temperature komponente goriva, na primer tečnog kiseonika, tako i veoma jakom zagrevanju od usijanih proizvoda sagorevanja pod velikim pritiskom. Ova činjenica postavlja osobito teške zahteve za izbor materijala, za komoru i za sistem njenog hlađenja.

Rezervoari za gorivo zauzimaće, naravno, veliki deo zapremine rakete, u vezi čega će njihov oblik i raspored, u znatnoj meri, određivati oblik čitavog letećeg aparata.

Odnos težine rezervoara prema težini goriva kojim su napunjeni pri zadatom pritisku u rezervoaru, ostaje nepromenljiv kod bilo kojih dimenzija posuda. Ako su, naprimer, za određenu količinu tečnog kiseonika potrebni elipsoidni rezervoari, težine 100 kilograma, pri unutrašnjem pritisku od 15 atmosfera, tada za deset puta veću količinu tečnog kiseonika, pri istom pritisku i jednakim naprezanjima materijala, takvi rezervoari moraju biti deset puta teži — 1 tonu.

No, kod ostalih istih uslova, težina rezervoara zavisi od njihovog oblika. Tako, izduženi cilindrični rezervoari, pri istoj zapremini i pritisku tečnog kiseonika koji se nalazi u njima, morali bi biti za jednu trećinu teži od elipsoidnih. Loptasti rezervoari su najlakši, ali predstavljaju veliki otpor kod prolaska kroz atmosferu.

Uopšte, materijali za izgradnju letećeg aparata moraju biti naročito čvrsti a istovremeno dovoljno laki. Pretstavu o pogodnosti ovog ili onog materijala daje sledeći očigledni primer. Pretpostavimo da se sa stratostata ispuštaju konopci napravljeni od raznih materijala. Na izvesnoj dužini koja je potpuno određena za svaki materijal, konopac će se prekinuti pod dejstvom svoje sopstvene težine. Olovni konopac će se prekinuti već na dužini od 0,1 kilometar, konopac od kalaja — na 0,5, od cinka — na 1,7, od bakra — na 2,6, od gvožđa — na 3, od kovanog čelika — na 13, od durala — na 19 a od specijalnog čelika na 20—24 kilometra. Što je veća ova granična dužina do koje treba konopac odmotavati da bi se prekinuo, to je pogodniji materijal za izgradnju mnogih delova rakete i veštačkog satelita.

Teže je pitanje materijala za komoru za sagorevanje. Komora za sagorevanje i mlaznik, kako smo već govorili, podvrgavaju se istovremenom dejstvu pritiska i visoke temperature. Tako, u savremenim raketama, pritisak gasova u komori za sagorevanje dostiže do 100 i više atmosfera a temperatura do 3.000—3.500°C. Od poznatih materijala najvatrostalnije su niklene, kobaltne i titanove legure, hrom-molibenski čelik, porozni (šupljikavi) metali,

keramika i vatrostali. Postoji perspektiva korišćenja takvih teško topljivih metala, kao što su molibden i volfram (temperatura topljenja molibdena je oko 2.600 a volframa oko 3.400°C).

Obezbeđenje pritiska u granicama bezopasnim za čvrstoću komore postiže se regulisanjem dovoda goriva. Za obezbeđenje komore od razornog uticaja visoke temperature primenjuje se protočno hlađenje sa jednom od komponenti goriva. Toplota koju će tečnost pritom upiti ponovo će se osloboditi u komori za sagorevanje.

Bez obzira na visoke temperature u komori za sagorevanje, njeno obezbeđenje od razaranja potpuno je moguće, tim više što će rad motora, kod preletanja na veštački satelit, trajati svega nekoliko minuta.

Kakav oblik treba dati mlazniku rakete da bi gasovi koji ističu kroz njega imali najveću brzinu? Naizgled, to je pitanje od drugostepenog značaja. Međutim, njegovo rešenje vezano je sa jednom od najinteresantnijih epizoda u istoriji razvitka tehnike koja je rešila pitanje »biti ili ne biti« visinske i vasijske rakete.

Tokom decenija inženjeri i tehničari bezuspešno su se borili za povećanje brzine isticanja pare i gasova. No, često je proračun pokazivao jedne rezultate a eksperiment davao potpuno druge, neuporedivo slabije. U traženju rešenja eksperimentatori su činili razne pokušaje. Oni su davali otvoru, napravljenom naprimer u zidu parnog kotla, zaokrugljeni i iznutra odlično uglačan završetak, smanjivali pritisak u cevi kroz koju prolazi para, dovodili ovaj pritisak do praktičnog vakuuma. I sve uzalud: u najužem preseku mlaza, kod datog pritiska i gustine, brzina isticanja pare nikad nije bila veća od brzine zvuka. Praktično to je značilo, da je nemoguće izgraditi turbine koje će dovoljno ekonomično raditi, da je nemoguće izgraditi raketu koja će razvijati veliku brzinu. Dugo vremena tehničari nisu nalazili izlaz iz ovog ćorsokaka, sve dok švedski inženjer Laval nije primenio mlaznik koji se u početku sužavao a zatim proširivao (u obliku trube). Prošavši najuže mesto — grlo mlaznika, gde je brzina isticanja dostizala brzine zvuka, pare i gasovi počeli su se, u proširenom delu, kretati sa još većom i stalno rastućom brzinom. Pronalazak takvog mlaznika omogućio je da se

pristupi izgradnji snažnih turbina. Sumnja se da su inženjeri toga vremena bili svesni značaja takvog mlaznika za razvitak raketne tehnike: upravo ovaj mlaznik stvorio je mogućnost da se za mnogo puta poveća efikasnost rakete.

5. Raketna goriva

Gorivom kod raketnih motora nazivamo zbir sagorljivih materija i oksidatora. Savremena tehnika bavi se, uglavnom, pitanjima koja se tiču goriva, pošto se oksidator (kiseonik) za obične motore može u neograničenim količinama crpsti iz atmosfere. Za rakete obe komponente imaju jednako važan značaj. Na kakvom gorivu radi savremena raketa i na kakvim će gorivima raditi orbitalna raketa? Da bi se napravio pravilan izbor goriva, treba se, u početku, upoznati sa najglavnijim svojstvima goriva i oksidatora.

Kao što je poznato, vodonik, spajajući se sa kiseonikom, oslobađa više toplote nego većina poznatih goriva. Nažalost, vodonik, čak i u tečnom stanju, ima vrlo malu specifičnu težinu (on je za četrnaest puta lakši od vode) i prema tome zahteva znatno veće rezervoare nego bilo koje drugo gorivo. Osim toga, dobijanje tečnog vodonika u velikim količinama dosta je otežano usled niske temperature njegovog ključanja (-253°C). Pogodnija su goriva acetilen i metan u tečnom stanju.

Sada smatraju da se najbolji rezultati mogu postići sa gorivom koje se nalazi u tečnom stanju kod normalne temperature. Za takva goriva uprošćava se konstrukcija rezervoara i ne treba preduzimati specijalne mere za zaštitu goriva od uticaja temperature spoljnog vazduha: osim toga takva goriva imaju veliku specifičnu težinu; ona su u najmanju ruku za deset puta teža od tečnog vodonika. Polazeći od ovoga, sada se kao gorivo za raketni motor koji radi sa tečnim gorivom, primenjuju tečni ugljeni hidrati, kao naprimer kerosin, gazoil, benzin, terpentin, etil alkohol a takođe i hidrazin (jedinjenje azota sa vodonikom), anilin (organsko jedinjenje) i druga.

U cilju povećanja brzine isticanja gasova takođe se čine pokušaji primene tečnih goriva koja sadrže metal

u vidu metalnog dodatka ili hemiskog jedinjenja (»metalno gorivo«).

Kao što je poznato, atomski vodonik*) pri obrazovanju običnog molekularnog vodonika oslobađa, na jedinicu težine, ogromnu količinu energije koja daleko premašuje oslobođenje energije pri reakciji sagorevanja (dovoljan je jedan kilogram atomskog vodonika za zagrevanje pola tone vode do temperature ključanja). Ipak, atomski vodonik je veoma nestabilan (vreme zadržavanja u slobodnom stanju atoma vodonika iznosi samo deo sekunde) i zasada još nije razrađen način njegovog dobijanja u velikim količinama.

U poslednje vreme, pojavile su se perspektive korišćenja nuklearnog goriva. Nažalost, sve do sada nije uspeo iskoristiti atomsku energiju za leteće aparate i radi toga nećemo razmatrati ovde ovo pitanje.

Kao oksidatori mogu da služe azotna kiselina (s manjim dodatkom sumporne kiseline, radi smanjenja njenog korozivnog dejstva), hlorna kiselina, tetranitrometan, 80—85 procentni oksid vodonika i druge materije koje se u normalnim uslovima nalaze u tečnom obliku. Neke materije koje ulaze u sastav ovih oksidatora, ne učestvuju u gorenju. Sadržaj kiseonika u hlornoj i azotnoj kiselini iznosi, naprimer, samo u hloru 64, u azotnoj kiselini 76 procenta a u drugim oksidatorima, kao u hlornom i azotnom kalijumu, čak ispod 50 procenta.

Očigledno je da je, sa gledišta potpunog sagorevanja, kao oksidator najpogodniji kiseonik. Ovaj, na Zemlji najrasprostranjeniji oksidator, kondenzuje se pri temperaturi -183°C , u svetloplavu tečnost. Tečni kiseonik teži je od vode za 13 procenta; on prelazi u čvrsto stanje na -219°C .

Još bi pogodniji bio, kao oksidator, ozon, pošto je reakcija njegovog raspadanja na kiseonik praćena oslobađanjem toplote (710 velikih kalorija na jedan kilogram), što bitno povećava toplotnu sposobnost smeše goriva i prema tome omogućava povećanje brzine isticanja gasova. Osim toga, temperatura ključanja ozona nije tako niska a spe-

*) Čestice atomskog vodonika u slobodnom stanju, u vidu atoma, dok su u običnom vodoniku atomi spojeni u parovima u molekule.

cifična težina je 1,5 puta veća nego kod kiseonika (1,7 grama u kubnom santimetru u tečnom stanju), što će omogućiti smanjenje težine rezervoara. Ipak, ozon ima i nedostatke: jako oksidirajuće dejstvo na metale i jaka eksplozivnost. Zasada nije uspeo iskoristiti ozon u čistom obliku, u svojstvu oksidatora u raketnim motorima. U vezi sa tim, čine se pokušaji da se primeni smeša tečnog ozona sa tečnim kiseonikom. Takva smeša dovoljno je stabilna, tojest ne raspada se, pod uslovom da je sadržaj u njoj ispod 25 procenta.

Sada sve širu primenu u svojstvu oksidatora nalazi fluor*). Međutim, fluor je veoma otrovan i zadržava otrovno svojstvo čak i posle stupanja u hemisku reakciju. Radi toga gasovi sagorevanja fluorovih goriva, mešajući se sa atmosferskim gasovima, mogu izazvati trovanje živih bića u okolini mesta poletanja raketa.

Često se iznosi mišljenje da najveću brzinu isticanja gasova daju baruti, ali to nije tačno: brzina isticanja gasova ne zavisi od brzine hemiske reakcije (gorenja) date smeše koja je kod baruta stvarno vrlo velika, nego od njene toplotne sposobnosti. Toplotna sposobnost barutnih smeša relativno je mala.

Kao i barut koji u svome sastavu ima kiseonik potreban za gorenje, postoje i tečna goriva koja sadrže i gorivo i oksidator (jednokomponentna goriva). U ta goriva ubrajaju se smeše nitrata metila sa metil alkoholom, amonijaka sa azotno oksidnim amonijumom ili sa peroksidom azota i dr. Međutim, za vreme rada motora sa takvim gorivom, vatra iz komore sagorevanja može se preneti u rezervoar kroz cevi i pumpu. I, mada postoje mogućnosti za preduzimanje mera predostrožnosti, konstruktori ne poveravaju putničku raketu takvom motoru.

Od tečnih dvokomponentnih goriva (tojest goriva koja se sastoje od goriva i oksidatora) prednost se daje hidrazinu mešanom sa azotnom kiselinom. Hidrazin je bezbojna lepljiva tečnost, znatno teža od većeg dela drugih gasova, naprimer ugljovodonika (njegova specifična težina je nešto veća od vode). Azotna kiselina takođe ima niz

*) Fluor je halogeni element, atomska težina 19, redni broj 9, znak F, žućkasto zelen, gas zagušljiva mirisa i veoma opasan. (prim. prev.)

prednosti prema drugim oksidatorima, njena specifična težina dostiže do 1,52 grama na kubni santimetar (koncentrisana azotna kiselina); pritisak pare je mali; ona je hemiski stabilna i ima nisku tačku smrzavanja. Radi toga rezervoari i za hidrazin i za azotnu kiselinu mogu biti manji i sa dosta tankim zidovima.

U sadašnje vreme obična goriva omogućuju dobijanje brzine isticanja gasova iz rakete približno od 2,5 kilometra u sekundu. Kada sagorevanje ne bi bilo praćeno nikakvim gubicima, pri korišćenju najboljih goriva, brzine isticanja gasova dostizale bi šest kilometara u sekundu, pa čak i više. Može se očekivati da će ova brzina praktično dostići do četiri kilometra u sekundu.

Uopšte, gorivo za raketu je tim vrednije, što veću brzinu poseduju njegovi proizvodi sagorevanja i što je veća njegova gustina. Prvi zahtev proističe neposredno iz osnovnog zakona kretanja raketa prema kome je brzina rakete proporcionalna brzini isticanja gasova; drugi pak zahtev objašnjava se time što je kod velike gustine goriva potrebna zapremina i težina rezervoara manja a to omogućuje konstruisanje rakete sa manjim aerodinamičkim otporom.

Vrednost motora određuje se još i njegovom tehnologijom, rezervama sirovina i stepenom teškoće njegovog dobijanja a, takođe, uslovima čuvanja i transporta. Ova pitanja su uz to vezana sa stabilnošću goriva, njegovom eksplozivnom sigurnosti i stepenom korodirajućeg uticaja na zidove rezervoara.

Takođe treba uzimati u obzir i stepen otrovnosti goriva i mogućnost njegovog štetnog uticaja na organizam čoveka.

V. LANSIRANJE VEŠTAČKOG SATELITA

1. Visina lansiranja veštačkog satelita

Na koju će visinu biti lansirani veštački sateliti? O ovome pitanju mišljenja naučnika oštro se razilaze. Dok neki predlažu visinu od 200 kilometara iznad površine Zemlje ili čak i manje, drugi, strahujući od otpora zemljine atmosfere, govore o visini od nekoliko hiljada kilometara. Iz istog razloga bili su učinjeni i drugi predlozi: izgrađivati satelite oko Meseca. Međutim, navedena su strahovanja, kako ćemo odmah videti, izlišna.

Koje činioce treba uzimati u obzir kod izbora visine lansiranja veštačkog satelita?

Mala visina leta veštačkog satelita znatno bi olakšala prelete između njega i Zemlje, pošto bi rakete tada razvijale relativno malu brzinu. Međutim, za ostvarenje takvog satelita pretstoji niz prepreka. Pre svega, čak ako zemarimo otpor vazduha, postojanje planina neće dozvoliti veštačkom satelitu da leti ispod 9 kilometara (visina Everesta). Dalje, satelit sa kružnom putanjom ni u kom slučaju ne može leteti ispod 21 kilometar iznad polova, jer bi inače uleteo u okean ili bi se razbio o kontinent na nižim širinama, usled spljoštenosti zemaljske kugle (potesimo se da je polarni poluprečnik zemljine kugle manji od ekvatorskog za 21,5 kilometara). Čak neće obezbediti sigurnost ni udvostručena visina leta satelita iznad polova. Zapravo, u ovom slučaju, dovoljno je da greška u brzini rakete u trenutku uključenja motora bude za 0,08 procenta manja od potrebne, pa da se satelit razbije o površinu Zemlje. I precizno regulisanje brzine neće pružiti potpunu garanciju bezbednosti: kod tako male visine leta najmanje odstupanje od horizontale, preti katastrofom.

No, mi uopšte nismo uzeli u obzir otpor vazduha. Kada bi satelit bio lansiran čak na visinu od nekoliko desetina kilometara, atmosfera bi ipak smetala njegovom kretanju, što bi dovelo do brzog pada satelita na Zemlju. Radi toga veštački satelit mora biti lansiran van granica gustih slojeva vazdušnog omotača Zemlje. Na visini od 160 kilometara vazduh je toliko razređen, da ne predstavlja primetan otpor čak i za kosmičke brzine koje su veće od 8 kilometara u sekundu. Na visinama iznad 200 kilometara, vazduh praktično više neće ometati kretanje satelita. Prema tome, putanja koju će opisivati ostajace kružna.

Neznatne promene oblika putanje koje će se ipak dogoditi i u ovom slučaju, usled usporenja kretanja satelita, moći će se ispravljati kroz duže vremenske intervale pomoću raketnog motora, uz beznačajnu potrošnju goriva. Ukoliko se to ne bi učinilo, tada bi neznatni poremećaj povukao za sobom sve ozbiljnija odstupanja od prvobitne putanje. Ako bi se, naprimer, veštački satelit kretao po eliptičnoj putanji, tada bi se otpor vazduha najviše osećao za vreme prolaska satelita preko perigeja; pod uticajem ovog otpora ekscentricitet putanje će se postepeno smanjivati (vidi str. 52). Napominjemo da čak i u slučaju najvećeg vakuuma, dobijenog u laboratoriskim uslovima koji odgovara pritisku vazduha na visini približno od 75 kilometara — 0,1 milibara (milibar je hiljaditi deo normalnog atmosferskog pritiska), jedan kubni milimetar vazduha sadrži još oko tri miliona molekula. Ovo treba imati u vidu kod izučavanja otpora vazduha na koji će naići leteći aparat u najvišim slojevima atmosfere. Teoretski, čak i meteorska prašina i pritisak sunčevih zraka stvarace u izvesnoj meri poremećaj putanje satelita, ali sumnja se da bi se ovo praktično osećalo.

Projekti koji se sada razrađuju, predviđaju lansiranje veštačkog satelita na visinu od nekoliko stotina kilometara, mada je za povećanje visine potrebno utrošiti nešto više energije. Ovo se objašnjava time, što se lansiranje satelita, čak i na minimalnu visinu (od nekoliko stotina kilometara), sa potrebnom preciznošću u brzini i njenom pravcu, nalazi na granici mogućnosti savremene raketne tehnike.

2. Uticaj obrtanja Zemlje

Pogledajmo ima li značaj za lansiranje rakete, određene da postane veštački satelit Zemlje, geografski položaj mesta lansiranja i pravac leta.

Zamislimo dve potpuno jednake rakete, koje su sposobne da razviju u slobodnom prostoru jednake brzine. Neka prva od ovih raketa bude lansirana sa određenom brzinom na ekvatoru ususret izlazećem Suncu i, potom, na visini od nekoliko stotina kilometara, posle isključenja motora počinje da obilazi oko Zemlje po kružnoj putanji. Dopustimo sada da se druga raketa lansira sa istom brzinom na Islandu i potom se na istoj visini, kao i kod prve, isključi motor. Hoće li ova raketa, poput prve, obilaziti oko Zemlje, po kružnoj putanji? Ne, ona će posle isključenja motora početi da pada na Zemlju.

U čemu je uzrok neuspeha? Stvar je u tome, da se kod lansiranja rakete obimna brzina obrtanja zemljine lopte uključuje u brzinu orbitalne rakete. Na teritoriji ekvatora, obimna brzina Zemlje dostiže do 465 metara u sekundu (na ekvatoru), dok u isto vreme na Islandu ona nije veća od 207 metara u sekundu (na najjužnijem kraju ostrva).

Gore navedena nulta kružna brzina ravna 7.912 metara u sekundu (vidi str. 15), izračunata je sa pretpostavkom da se Zemlja ne obrće oko svoje ose. Prema tome, takva brzina je dovoljna raketi samo za poletanje sa pola. Kod poletanja, pak, sa bilo koje druge tačke površine zemljine lopte, potrebno je uzeti u obzir obimnu brzinu ove tačke.

Naprimer, na ekvatoru gde, kako je već rečeno, obimna brzina iznosi 465 metara u sekundu, usled poletanja u istočnom pravcu, tojest u pravcu obrtanja zemljine lopte, dovoljno je postići brzinu od $7.912 - 465 = 7.447$ metara u sekundu, dok je kod poletanja na zapad neophodna brzina od $7.912 + 465 = 8.377$ metara u sekundu.

Dakle, videli smo da se za maksimalno iskorišćenje obrtnog kretanja Zemlje raketodrom mora nalaziti što je moguće bliže ekvatoru.

Za lansiranje veštačkog satelita čija bi putanja prolazila iznad polova, za poletanje sa pola biće potrebna minimalna brzina, jer se na polu neće osećati uticaj obr-

tanja Zemlje. Na ekvatoru, pak, da bi se satelit prisilio da preleće iznad polova, biće potrebno izvršiti poletanje sa brzinom od 14 metara u sekundu većom nego na polu i u unekoliko pomerenom pravcu prema zapadu od meridijalnog.

Najmanja brzina bila bi potrebna pri lansiranju veštačkog satelita sa vrha planine Kenija u ekvatorijalnoj istočnoj Africi, ili sa vrha Čimborasa u ekvatorijalnoj Americi (Ekvador). Prvi od ovih vrhova ima visinu od 5.194 metra i njegova obimna brzina iznosi 465,50 metara u sekundu. Visina Čimborasa nešto je veća — 6.272 metra, ali je obimna brzina njegovog vrha nešto manja — iznosi 465,45 metara u sekundu (vrh Čimborasa manje je udaljen od zemljine osovine, nego vrh Kenije).

Praktično, izgradnja startnog terena orbitalne rakete na vrhu planine, sa gledišta boljeg iskorišćenja obrtnog kretanja Zemlje, nije celishodna, jer u najboljem slučaju dobitak u brzini ne može iznositi više od 38 santimetara u sekundu. Međutim, ovakav stav imao bi neke praktične prednosti, istina ne u obliku mogućnosti iskorišćenja obrtnog kretanja Zemlje, nego s gledišta smanjenja otpora vazduha, jer se sa podizanjem mesta starta podiže granica zvučnog zida*).

3. Kružno lansiranje veštačkog satelita

U svim do sada razmatranim slučajevima, prećutno smo dopuštali da se kod lansiranja veštačkog satelita potrebna brzina saopštava trenutno a dalje da se let vrši po inerciji. U stvarnosti, pak, porast brzine treba da se odvija postepeno, i, prema tome, lansiranje mora imati izvesno trajanje.

Pretpostavimo da se veštački satelit lansira po kružnoj putanji na nivou mora. Ovde ćemo i dalje dopustiti (osim slučaja kada je to posebno napomenuto) da nema otpora vazduha. Ako priraštaj brzine bude 40 metara u sekundu za sekundu, tada će za postizanje kružne brzine biti potrebno $7.912:40=197,8$ sekundi i za to vreme raketa,

*) Zvučni zid je naglo povećanje otpora vazduha kada projektil dostigne brzinu zvuka.

određena da postane veštački satelit, preći će 782,5 kilometara.

Koliko će se na ovo potrošiti goriva? To zavisi od metoda navigacije.

Neka je, naprimer, lansirana orbitalna raketa snabdevena sa dva raketna motora. Uz pomoć jednog od njih, satelit se održava na stalnoj visini sve dotle, dok, zahvaljujući radu drugog motora, ne bude postignuta brzina kruženja. Ako bi na satelit dejstvovala samo gravitacija Zemlje, tada bi on, za prvu sekundu, postigao vertikalnu brzinu padanja ravnu 9,814 metara u sekundu, a pri kraju lansiranja svoju brzinu bi povećao za 197,8 puta, tojest do 1.941 metar u sekundu. Rad jednoga od motora morao bi ovu vertikalnu brzinu »neutralisati« da bi se satelit održao na odgovarajućoj visini, tojest ne dozvoliti mu da padne natrag na Zemlju. No, već posle 5 sekundi raketa mora postići, zbog rada drugog motora horizontalnu brzinu od $40 \times 5 = 200$ metara u sekundu (ako je priraštaj brzine jednak 40 metara u sekundu za sekundu) i ako ne bi bilo privlačenja Zemlje, ona bi se zbog krivine zemljine površine udaljila od nje u toku prve sekunde 6 milimetara. Za ovu prvu sekundu raketa bi postigla vertikalnu brzinu padanja ne 9.814 milimetara u sekundu, nego 9.808 milimetara u sekundu.

Posle 105 sekundi horizontalna brzina rakete iznosila bi već 4.200 metara u sekundu. Zbog krivine zemljine površine raketa bi se udaljila od naše planete sa brzinom od 2,766 metara u sekundu, usled čega bi vertikalna brzina padanja već iznosila samo $9,814 - 2,766 = 7,048$ metara u sekundu.

Dalji proračuni pokazuju da bi se, za vreme lansiranja veštačkog satelita, morala neutralisati ukupna brzina od 1.294 metra u sekundu, što i čini takozvane gravitacione gubitke brzine. U odnosu na stvarno postignutu brzinu od 7.912 metara u sekundu, gravitacioni gubici iznose 16,4 procenta.

Zar ne postoji način za smanjenje ovih gubitaka? Čini se da postoji. U razmatranom slučaju jedan je raketni motor sve vreme radio u vertikalnom pravcu, održavajući raketu na određenoj visini a drugi — u horizontalnom pravcu, ubrzavajući je do brzine kruženja. Koristeći prin-

cip paralelograma sila, oba motora mogu se zameniti jednim koji će stvarati potisak pod određenim uglom u odnosu na horizont. Proračun pokazuje da se, u ovom slučaju, gravitacioni gubici smanjuju do 1,6 procenata. Na taj način, ako kod brzine isticanja gasova iz rakete od 4 kilometra u sekundu, ne bi bilo nikakvih gubitaka, tada bi, saglasno formuli Ciolkovskog (str. 77) trebalo za 6,23 puta više goriva od konačne težine rakete a sa uračunavanjem gubitka za 6,46 puta više.

Vidimo da će kod opisanog navigacionog metoda gravitacioni gubici biti veoma mali.

4. Lansiranje veštačkog satelita po pravouglnoj putanji

Gore izloženi način lansiranja neostvarljiv je zbog postojanja atmosfere. Praktično, prva etapa lansiranja veštačkog satelita mora biti uzlet na veliku visinu gde se otpor vazduha već ne oseća.

Najjednostavniji je sledeći metod lansiranja: raketa u početku poleće vertikalno. U momentu kada dostiže svoj vrhunac i za trenutak se zaustavi (njena brzina pretvara se u nulu), zatim joj se saopštava brzina kruženja. Na taj način, putanja uzletanja ima pravougli prelom.

Štogaod više želimo da na taj način lansiramo satelit, tim će veća morati biti brzina potrebna za vertikalno ubrzanje. No, što je veća visina, to je manja brzina kruženja. Da bi se telo bacilo (raketa, veštački satelit) na visinu od jednog, jednog i po i dva poluprečnika Zemlje, potrebne su odgovarajuće početne brzine: 7.912, 8.667, 9.136 metara u sekundu. Ako uzmemo da se sve ove brzine saopštavaju raketi trenutno, proizilazi da su za lansiranje veštačkog satelita na pomenute visine potrebne zbirne brzine*) ravne $7.912 + 8.667 = 13.579$, $8.667 + 5.002 = 13.671$ i $9.136 + 4.568 = 13.704$ metara u sekundu.

Lansiranje po takvoj trajektoriji koja se može nazvati pravouglom, traži najjednostavnije navigacione metode, ali je s gledišta potrošnje goriva veoma nepodesno. Istina, pri povećanju visine lansiranja veštačkog satelita, gravitacioni gubici se mogu smanjiti toliko, da

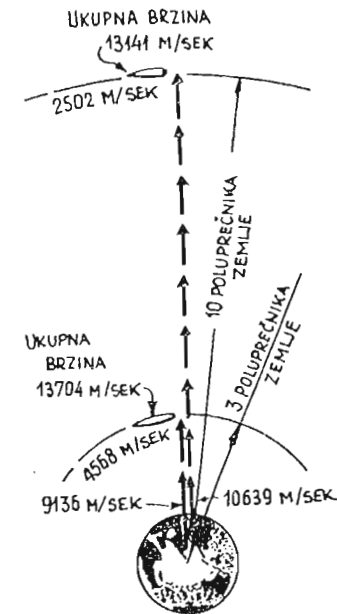
*) Zbirnom brzinom nazivamo aritmetički zbir brzina, saopštenih raketi u različitim trenucima njenog lansiranja.

zbirna brzina može ispasti čak i manja kod lansiranja na veliku visinu.

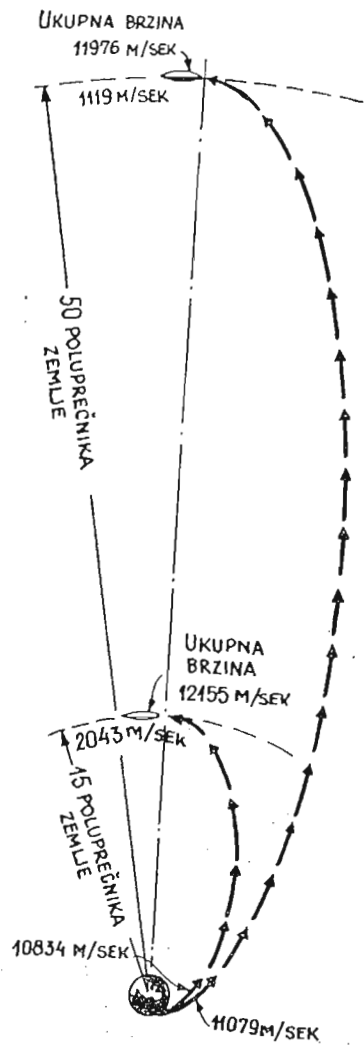
Tako, naprimer, ako se poluprečnik kružne putanje bude povećavao od tri do deset poluprečnika Zemlje, tada će potrebna zbirna brzina postepeno opadati sa 13.704 do 13.141 metar u sekundu (sl. 18). Ovde se susrećemo sa jednim od paradoksa astronautike.

U zaključku napominjemo da, kako kod navedenog načina lansiranja veštačkog satelita, tako i kod svakog drugog načina lansiranja, rad utrošen na podizanje veštačkog satelita do njegove putanje, nije proporcionalan

Sl. 18 — Lansiranje veštačkog satelita po pravouglnoj trajektoriji: orbitalnoj raketi se kod poletanja saopštava brzina u vertikalnom pravcu a na vrhuncu — u horizontalnom. Ponekad, kako je to prikazano na crtežu, može se dogoditi, da se kod lansiranja na veliku visinu, po ova-kvom metodu, utroši manje goriva



visini, pošto se veličina sile teže smanjuje sa povećanjem udaljenosti od težišta planete. Istina, podizanje tereta na visinu od 2 metra zahteva za dva puta veći rad nego njegovo podizanje na jedan metar, no da bi se podigao teret (naprimer veštački satelit) na sto miliona metara zaista ne treba izvršiti za sto miliona puta veći rad. Zapravo, zahvaljujući svojstvu gravitacione sile da se smanjuje sa visinom obrnuto srazmerno kvadratu rastojanja, ovde se postiže ogromna ušteda: potrebna energija je za 16,7 puta manja od one vrednosti koju daje uprošćen proračun, kada se uzima da se sila teže ne menja sa visinom.



Sl. 19 — Lansiranje veštačkog satelita po polueliptičnoj trajektoriji: orbitalnoj raketi se dvokratno saopštava horizontalna brzina — kod poletanja sa površine Zemlje i u apogeju. Kod ovoga se ponekad može dogoditi da se pri lansiranju na veliku visinu potroši manje goriva

Pretpostavimo da smo veštački satelit podigli na visinu ravnu poluprečniku Zemlje i u tu svrhu utrošili određenu količinu energije. Ispostavlja se da bi nam, ukoliko nastavimo penjanje, za podizanje veštačkog satelita na visinu od dva poluprečnika Zemlje bilo potrebno ne za dva puta više energije, nego, kako pokazuje proračun, svega samo za 1/3 više. A pri svakom narednom penjanju na istu dopunsku visinu utrošićemo samo 1/6, 1/10, 1/15 onog rada koji smo obavili kod podizanja na visinu od jednog poluprečnika.

5. Lansiranje veštačkog satelita po polueliptičnoj putanji

U astronautičkoj literaturi smatra se opšte priznatim (Homan, Obert, Pirke, Esno-Peltri, Loden i dr.) da će kod odsustva otpora zbirna brzina neophodna za prelaz na kružnu putanju biti minimalna, ako se taj prelaz bude

vršio po polueliptičnoj putanji, tangentnoj na kružnu putanju. U slučaju lansiranja veštačkog satelita, jedan kraj poluelipse treba da dodiruje površinu Zemlje a drugi kraj — kružnu putanju (sl. 19). U slučaju, pak, preleta sa jednog veštačkog satelita na drugi, svaki od krajeva poluelipse mora da se dotiče svoje kružne putanje.

I pri takvom načinu lansiranja, kao i kod gore navedenog, može se ponekad dogoditi da je lakše izbaciti satelit na veliku, nego na malu visinu.

Pretpostavimo da smo pri površini Zemlje lansirali dve rakete sa brzinama 10.834 i 11.079 metara u sekundu (sl. 19). Ako zanemarimo otpor vazduha, rakete će poleteni po poluelipsama i dostići će, kako pokazuje proračun, najveću visinu koja će za prvu raketu iznositi 15, a za drugu 50 poluprečnika Zemlje (računajući od težišta Zemlje). Po meri penjanja raketa, njihove brzine će se smanjivati i na vrhuncu će iznositi, kod prve — 722 a kod druge — 222 metra u sekundu. Za prelazak na kružnu putanju prva raketa treba da ubrza svoje kretanje na 1.321 metar u sekundu a druga na 897 metara u sekundu. Na taj način, prva raketa mora biti sposobna da razvije zbirnu brzinu od 12.155 metara u sekundu a druga od 11.976 metara u sekundu. Opet se susrećemo sa paradoksalnom pojavom.

Međutim, ako ovim istim metodom lansiramo veštački satelit na manje visine, naprimer, na deset, šest i tako dalje poluprečnika Zemlje, potrošnja goriva biće sve manja i manja.

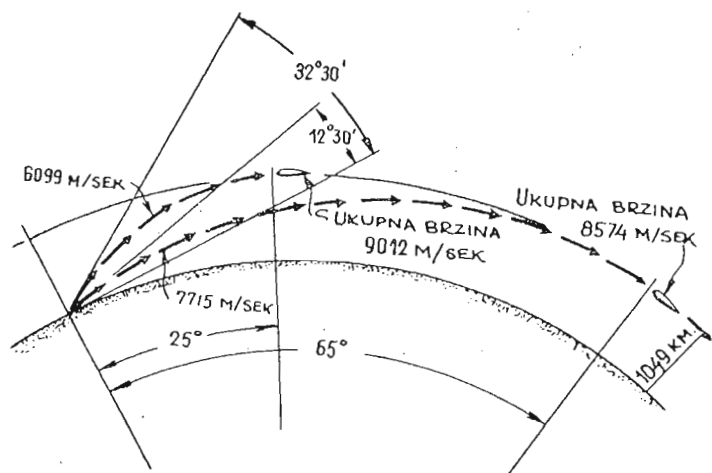
6. Lansiranje veštačkog satelita po balističkom eliptičnom luku

U jednom od dosad navedenih slučajeva poletanje orbitalne rakete ostvaruje se vertikalno (str. 91) a u drugom — horizontalno (str. 92). Kako smo videli, svaki od ovih metoda lansiranja ima svoje prednosti i nedostatke. Prirodno je da kompromisno rešenje, tojest poletanje pod nagibom, praktično može dati dobar rezultat.

Pod kakvim je uglom najbolje poleteti? Faktički zadatak se svodi na to, kako najbolje iskoristiti određenu br-

zinu za dobijanje maksimalne horizontalne komponente brzine kod što je moguće većeg vrhunca. U osnovnom, ovaj zadatak se poklapa sa balističkim zadatkom: pod kakvim uglom treba ispaliti zrno, da bi dostiglo maksimalni domet? Očevidno je, da će zrno, što se bude više penjalo, dalje leteti u horizontalnom pravcu i time će postići dalji domet.

Dobivši zalet koji odgovara navedenim optimalnim zahtevima, raketa će se početi kretati po luku elipse. I kada na vrhuncu — apogeju, njena brzina postane paralelna površini Zemlje, motor se opet uključuje i brzina se dovodi do mesne brzine kruženja.



Sl. 20 — Lansiranje veštačkog satelita po balističkom eliptičnom luku: orbitalnoj raketi se kod poletanja saopštava brzina u pravcu pod uglom prema horizontu a na vrhuncu — u horizontalnom pravcu. Kao što se vidi iz crteža, poletanje na jednu te istu visinu može se izvršiti pod jednim od dva moguća ugla

Ovaj način omogućuje izbacivanje veštačkog satelita na visinu koja nije veća od 1.321 kilometar. Takva visina je potpuno dovoljna, pošto se čak i na manjim visinama otpor vazduha praktično ne može ni osećati.

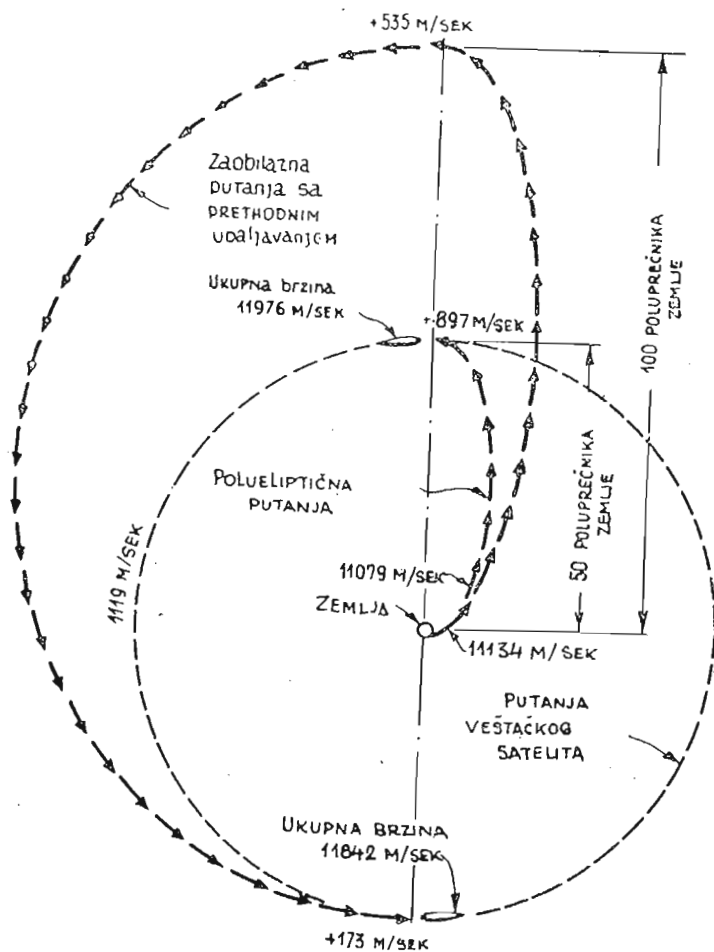
Za lansiranje veštačkog satelita na visinu ispod maksimalne, poletanje se može izvršiti pod jednim od dva moguća ugla (sl. 20).

Ako se zanemari otpor u vazduhu, tada će zbirna brzina kod poletanja po balističkom eliptičnom luku biti nešto veća, nego u slučaju poletanja po poluelipsi, no znatno manja, nego u slučaju poletanja po pravougloj putanji. Praktično, raketa mora proći kroz zemljinu atmosferu, tojest, leteti kroz sredinu koja pruža otpor i radi toga lansiranje po balističkom eliptičnom luku je pogodnije, nego po drugim putanjama.

7. Lansiranje veštačkog satelita po zaobilaznoj putanji

Ako zapitamo bilo kog čoveka da li je s gledišta štednje goriva celishodno leteti iz Londona u Moskvu preko Njujorka, on će nesumnjivo pomisliti da s njim zbijamo šalu. Ne samo što se ovi gradovi u odnosu na London nalaze u suprotnim pravcima, nego je Njujork uz to za preko dva puta dalje od Moskve nego London. Jasno je da je takav obilazni prelet vezan sa ogromnom nepotrebnom potrošnjom goriva. Sasvim drukčije stoji stvar u astronautici, između ostalog kod preleta sa Zemlje na veštački satelit. U nizu slučajeva, kod preleta na kružnu putanju po posebnoj putanji koju ćemo nazvati zaobilaznom (sl. 21), zbirna brzina ispada manja, nego u slučaju kretanja po polueliptičnoj prelaznoj putanji. Takva putanja može dobro doći ne samo za prelete sa Zemlje na veštački satelit, nego takođe i za prelaz sa jednog veštačkog ili prirodnog satelita na drugi, udaljeniji.

Pretpostavimo da astronauti odlaze sa Zemlje na veštački satelit koji se nalazi na udaljenosti od 50 poluprečnika Zemlje od naše planete, tojest u oblasti putanje Meseca. Krećući se po polueliptičnoj putanji, raketa se postepeno približava k putanji veštačkog satelita. No, ponekad će, radi smanjenja potrošnje goriva, biti pogodnije leteti po zaobilaznoj putanji sa prethodnim udaljavanjem. Radi ovoga raketa se mora u početku popeti, po eliptičnoj putanji, na visinu, naprimera, dva puta veću od udaljenosti Zemlje od veštačkog satelita. Dostigavši najveću tačku, astronauti ponovo uključuju motor, da bi »kočenjem« smanjili brzinu rakete i prisilili je da se po novoj polueliptičnoj putanji upravi na veštački satelit.



Sl. 21 — Ponekad će astronauti biti prisiljeni da lete na veštački satelit ne po najkraćem putu — poluelipsi, nego po dužem — za obilaznoj putanji, sa prethodnim udaljavanjem, štedeći gorivo, ali izgubivši u vremenu

Ovaj put pri kojem će raketa opisivati nešto slično nezavršenoj »mrtvoj petlji« biće nešto duži od obične polueliptične putanje. Međutim, dobitak u zbirnoj brzini rakete u poređenju sa preletom po kratkom putu, iznosi 134

metra u sekundu a ušteda goriva u odnosu na težinu prazne rakete pri brzini isticanja gasova od 4 metra u sekundu — 66 procenta. Ovo se tumači time, što kod preleta po dužoj i položenijoj putanji motor treba uključivati na kraće vreme samo tada, kada je neophodno promeniti brzinu i tim samim dalji put broda; ostalo vreme brod leti po inerciji.

Možemo zamisliti slučaj kada takva zaobilazna putanja — »astronautička petlja«, izbavi posadu koja je, penjući se po poluelipsi, potrošila gorivo i zbog toga ne može prevesti svoj brod na kružnu putanju veštačkog satelita u kretanju. Tada pilot može saopštiti raketi dopunsko ubrzanje i raketa će preseći putanju satelita, podižući se uvis. Zatim, smanjujući u apogeju svoju brzinu pomoću motora, brod će početi da se vraća satelitu po novoj polueliptičnoj putanji. Za takav prelet utrošiće se mnogo vremena, ali će zato posada ipak postići postavljeni cilj.

»Astronautička petlja« može biti iskorišćena u nekim međuplanetarnim preletima, naprimer kod leta na Mesec a takode i za školske svrhe — ispitivanje međuplanetarnog prostora. Na kraju, teoretski proračun pokazuje, da lansiranje veštačke planete na veliku udaljenost od Sunca po »astronautičkoj petlji« zahteva manju potrošnju goriva, nego po polueliptičnoj putanji.

8. Teoretski slučaj lansiranja veštačkog satelita uz minimalnu potrošnju goriva

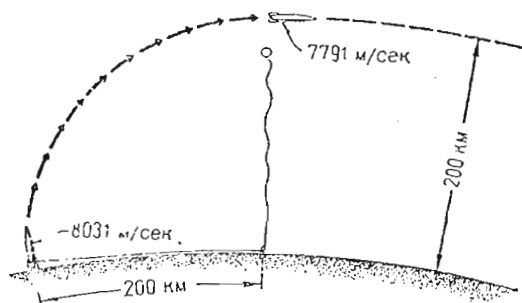
Da bi se telo pretvorilo u veštački satelit planete, koji će kružiti blizu njene površine, teoretski je potrebno utrošiti toliko energije, koliko bi bilo potrebno za podizanje istog tela na visinu ravnu poluprečniku planete. Ovo je za dva puta manje, nego što je potrebno za oslobodjenje tela od gravitacione sile planete i njegovog udaljavanja u beskonačnost.

Sa povećanjem željene visine leta potencijalna energija satelita se povećava a njegova kinetička energija (energija kretanja) se smanjuje, pošto se smanjuje brzina kruženja (vidi str. 16). Na visini jednakoj polovini poluprečnika Zemlje kinetička energija veštačkog satelita ravna je njegovoj potencijalnoj energiji. Za veštački sate-

lit koji bi se kretao na putanji Meseca potencijalna energija bila bi skoro sto puta veća od kinetičke.

Kod svih do sada razmatranih načina lansiranja veštačkog satelita, zbirna brzina, saopštena raketi za njen prelaz na kružnu putanju, premašivala je teoretsku minimalnu brzinu. Zar se ne može naći takav, makar čisto teoretski način lansiranja rakete da bi njena zbirna brzina bila minimalna?

Zamislimo da je u trenutno ubrzanjoj raketi pričvršćen kraj bestežinskog konopca rastegnutog na površini Zemlje; njegova dužina ravna je visini na kojoj će leteti raketa-satelit (sl. 22). Raketa se lansira vertikalno, sa minimalnom brzinom teoretski neophodnom za pretvaranje rakete (ili radiosonde) u veštački satelit Zemlje (otpor vazduha se ne uzima u obzir). No, pošto je raketa



Sl. 22 — Kod vezanog lansiranja veštačkog satelita (teoretski slučaj) potrošnja goriva bi bila najmanja. Neophodnu brzinu trebalo bi saopštiti raketi u jedan mah, na samoj površini Zemlje a dalje će raketa poleteti po krivoj sa isključenim motorom

vezana za konopac, ona ne može uzleteti po vertikali: zategnuti konopac iskrivljavaće njenu putanju. Kod isključenog motora raketa će poleteti po luku. Kako se ona bude penjala sve više i više, njeno kretanje će se usporavati. I u trenutku dostizanja vrhunca, kada raketa poleti horizontalno, njena brzina biće ravna proračunatoj brzini kruženja za datu visinu. Tada se konopac otkaçi od rakete i ona počinje da kruži oko Zemlje po kružnoj putanji.

Pretpostavimo da se takva raketa-satelit mora kretati po kružnoj putanji na 200-kilometarskoj visini, sa brzinom kruženja koja odgovara ovoj visini — 7.791 metar u sekundu; tada je dovoljno ubrzati je na površini Zemlje do brzine od 8.031 metar u sekundu. Ako motor rakete izbacuje gasove sa brzinom od 2,5 kilometra u sekundu, tada, saglasno formuli Ciolkovskog, količina goriva mora za 19,4 puta premašiti težinu proste jednostepene rakete.

Tablica 7 — Minimalna brzina, teoretski neophodna za lansiranje veštačkog satelita

Visina leta u kilometrima	Minimalna brzina lansiranja veštačkog satelita u metrima u sekundu	Za koliko je procenata minimalna brzina lansiranja satelita veća od mesne brzine kruženja
0	7.912	0
200	8.031	1,50
300	8.088	2,22
400	8.142	2,91
500	8.194	3,56
1.000	8.431	6,56
2.000	8.806	11,30
3.000	9.090	14,89
4.000	9.312	17,69
5.000	9.493	19,98
6.000	9.640	21,84
6.378	9.690	22,47
7.000	9.765	26,39

Kod opisanog vezanog lansiranja veštačkog satelita s površine Zemlje, dobija se teoretski najmanja potrošnja goriva. Ovo se događa zato, što se, za razliku od slobodnog poletanja, u ovom slučaju ne troši gorivo na povijanje putanje; putanja se iskrivljuje konopcem. Osim toga, kod vezanog lansiranja neophodna brzina može se raketi saopštiti u jedan mah, pri samoj Zemlji.

Ovde navedeno razmatranje može se i obrnuti. Pomislimo da na veštački satelit u pokretu nabacimo bestežinski konopac privezan drugim krajem za Zemlju, u tački

koja se nalazi upravo ispod satelita. Tada će satelit početi da pada na Zemlju po luku kruga i zabiće se u nju sa brzinom većom od brzine njegovog kružnog kretanja po putanji i ravnoj minimalnoj brzini lansiranja veštačkog satelita.

Kao što je već bilo rečeno, izneti način lansiranja veštačkog satelita samo je od teoretskog interesa. No, ipak, dobijeni zaključci omogućuju da se odrede uslovi lansiranja veštačkog satelita sa minimalnom potrošnjom energije i, prema tome, pomaže da se nađe put za rešenje zadatka najekonomičnijeg lansiranja veštačkog satelita.

Obzirom da je ovde navedena brzina najmanja za dostizanje veštačkog satelita (ili za njegovo lansiranje) na određenoj visini, ona može služiti kao jedinica kod upoređivanja zbirnih brzina potrebnih za to (tablica 7).

9. Optimalna putanja lansiranja veštačkog satelita

Pitanje izbora putanje za lansiranje rakete-satelita a takođe za naredni prelet na veštački satelit (u oba slučaja putanja je ista) ima veliki značaj. Putanje koje zahtevaju relativno veliku potrošnju goriva vrlo su složene. Leteći po njima, raketa mora neprestano menjati pravac i ubrzanje kretanja (Obert, FRN; Loden, Velika Britanija). Ako bi se letelo po uprošćenoj putanji (naprimer popeti se u početku vertikalno a na vrhuncu preći u horizontalni let), tada bi potrošnja goriva bila veća nego za dostizanje najbližih planeta po pravilno proračunatoj trajektoriji.

Što brže vasijska raketa dostigne neophodnu brzinu, time će biti manje potrebno goriva. Prema tome, ogromne uštede goriva mogu se postići ako se raketa trenutno ubrza do potrebne brzine a zatim nastavi let po inerciji, sa isključenim motorom. No ovo je, kako je već rečeno, praktično nemoguće: raketa, prirodno, može povećavati brzinu samo postepeno, srazmerno sagorevanju goriva. Osim toga, veličina ubrzanja kod poletanja ograničena je izdržljivošću čovečjeg organizma.

Zašto kod velikih ubrzanja treba manje goriva? Gravitaciona sila Zemlje smanjuje potisak rakete, no ovaj gubitak je utoliko manji, ukoliko se manje vremena motor bori sa ovom silom.

Neka imamo dve rakete. Jedna se kreće u slobodnom prostoru, sa priraštajem brzine od 15 metara u sekundu svake sekunde a druga — sa dvostruko većim ubrzanjem. Posle 2 sekunde od početka kretanja, prva raketa će imati brzinu od 30 metara u sekundu, dok će druga raketa postići istu brzinu već krajem prve sekunde.

Neka sada ove rakete uzleću vertikalno sa površine Zemlje. Gravitaciona sila naše planete smanjiće svake sekunde njihovu brzinu za približno 10 metara u sekundu. Posle 2 sekunde, prva raketa imaće brzinu od $(15-10) \times 2 = 10$ metara u sekundu a druga po isteku jedne sekunde kretaće se sa brzinom od $(30-10) \times 1 = 20$ metara u sekundu. Ako uporedimo ovaj rezultat sa onim koji je bio u slobodnom prostoru, videćemo da su gravitacioni gubici (str. 91) bili manji na raketi sa velikim ubrzanjem; njoj je trebalo manje goriva za postizanje određene brzine (otpor vazduha zanemarujemo). Ako pak, obrnuto, sila reaktivnog potiska bude manja od težine rakete, ona se tada uopšte neće ni podići.

Za vreme penjanja, raketa mora istovremeno savladivati i zemljino privlačenje i otpor vazduha. Sa gledišta štednje goriva obadva ova faktora postavljaju direktno suprotne zahteve. S jedne strane, kako je već rečeno, što je veće ubrzanje rakete, to će ona brže postići neophodnu brzinu i visinu i time je potrebna manja rezerva goriva. No, s druge strane, što je veće ubrzanje rakete, time je veći otpor vazduha i tim više je potrebno goriva za njegovo savlađivanje. Dalje, mada pri vertikalnom poletanju uvis privlačnost Zemlje znatno usporava brzinu rakete, ali se zato kod takvog leta najbrže smanjuje gustina vazduha, pa prema tome i njegov otpor. Kod horizontalnog leta privlačnost Zemlje samo neznatno usporava brzinu rakete. Ako, naprimer, veličina reaktivne sile, tojest potiska stvorenog radom motora, premašuje silu teže za četiri puta, tada gravitacioni gubici brzine iznose kod gravitacionog leta 25 procenata a kod horizontalnog — 3,5 procenata.

Ovi protivrečni uslovi u velikoj meri komplikuju rešenje pitanja izbora najpogodnije putanje preleta na putanju veštačkog satelita. Kako pokazuju proračuni, biće dosta ekonomična sledeća putanja uzletanja: u početku

raketa se usmerava skoro vertikalno uvis a zatim, posle postizanja znatne no ne maksimalne visine, okreće se za 90 stepeni, tako da bi potisak motora bio usmeren paralelno sa površinom Zemlje. Na taj način raketa, postižući horizontalnu brzinu, nastavlja sa penjanjem po inerciji do trenutka dostizanja kružne putanje.

U cilju smanjenja otpora vazduha neki autori smatraju celishodnim prethodno popeti orbitalnu raketu za lansiranje minimalnog veštačkog satelita na određenu visinu, pomoću dirižabla ili balona, slično kao što se ponekad čini kod lansiranja visinskih raketa (Obert, Van Alen i dr.).

Predlagane su putanje prelaska na kružnu putanju pomoću motora koji neprekidno radi (bez prelazne pasivne etape). Međutim, takve putanje nemaju praktičnog značaja, jer ukoliko se ograničimo malom potrošnjom goriva, putanje će prolaziti relativno nisko, u veoma gustim slojevima atmosfere. Ako bi se, pak, putanja satelita podigla koliko-toliko van granica guste atmosfere, tada bi se postiglo malo ubrzanje reaktivne sile a ogromna potrošnja goriva. Radi toga, kod lansiranja veštačkog satelita, aktivni deo putanje mora iznositi ne jedan neprekidni, nego nekoliko lukova podeljenih na pasivne delove. Naprimera, za trostepenu raketu dobro je napraviti prekid posle sagorevanja drugog stepena. Kada raketa postigne vrhunac, stupa u dejstvo treći stepen koji dovodi brzinu satelita do mesne brzine kruženja.

Pored ostalog, takav metod lansiranja veštačkog satelita pretpostavlja se primeniti kod već pomenutog američkog projekta »Vengard«: aktivni deo putanje neće biti neprekidan, nego će biti razdvojen pasivnim delom dužine od nekoliko stotina kilometara. Najniži stepen raketice biće odbačen na 65-om kilometru aktivne etape, srednji — na visini od 209 kilometara i, na kraju, na visini od oko 483 kilometra i na udaljenosti od 1.127 kilometara od mesta poletanja gde će, saglasno projektu, biti dostignuta mesna brzina kruženja, iz prednjeg stepena biće izbačen veštački satelit. Najniži stepen daće satelitu 15% potrebne brzine, srednji — 32% i prednji — 50%. Ostali deo brzine biće saopšten raketi obrtanjem zemljine površine (na rtu Kanaveral, u državi Florida, SAD, odakle

će se lansirati pomenute rakete, obimna brzina iznosi 395 metara u sekundu).

Dopušta se da će usled neizbežnog odstupanja brzine rakete od zadate veličine i pravca na kraju aktivnog dela stvarne putanje satelita biti eliptična i visina njegovog leta variraće u granicama od 320 do 1.300 kilometara. Vreme penjanja satelita do kružne putanje neće biti veće od 10 minuta.

Prema prethodnim proračunima, francuskog naučnika Vasia, lansiranje satelita na visinu od 515 kilometara može se ostvariti u toku 364 sekunde, kod ubrzanja 17 puta većeg od ubrzanja slobodnog pada na površini Zemlje.

Brzina kruženja, verovatno, može biti dostignuta takođe i na raketi sa krilima (F. A. Cander). Mada se takvo rešenje pitanja retko sreće u savremenoj literaturi, ono nije bez naučnog osnova. Na IV. Međunarodnom astronautičkom kongresu neki naučnici (Fike, Dajnert, Nojber i Gebauer) su tvrdili da se pomoću rakete sa krilima može postići određena ušteda goriva pri preletu na veštački satelit.

Kao što je već rešeno, veštački satelit velikih razmera, lansiraće se postepeno — u delovima. Sastavljanje pojedinih raketa u jednu celovitu konstrukciju biće moguće, naravno, samo pri istim brzinama svih raketa. Napominjemo, da će kod kretanja dva voza u istom pravcu paralelnom prugom i potpuno jednakim brzinama, putnici oba voza sve vreme videti jedan drugog. Ako bi se šine nalazile blizu jedna druge, tada bi putnici oba voza mogli slobodno prelaziti iz jednog voza u drugi dok su oni u pokretu.

Iz rečenog takođe proizilazi, da će rakete koje će polaziti sa Zemlje na veštački satelit morati, u trenutku »prijestajanja« k satelitu izravnati svoju sa njegovom brzinom.

10. Popravka putanje

Savremena visinska raketa razlikuje se od vasijske ne samo po visini, dometu i brzini. Postoji još veoma važan kriterijum za određivanje pogodnosti rakete u svojstvu vasijskog letećeg aparata — tačnost pogotka u cilju. Međutim, otvoren nedostatak raznih savremenih

raketa na tečno gorivo je taj, što postoje bitna odstupanja praktičnih uspeha od teoretski dobijenih rezultata.

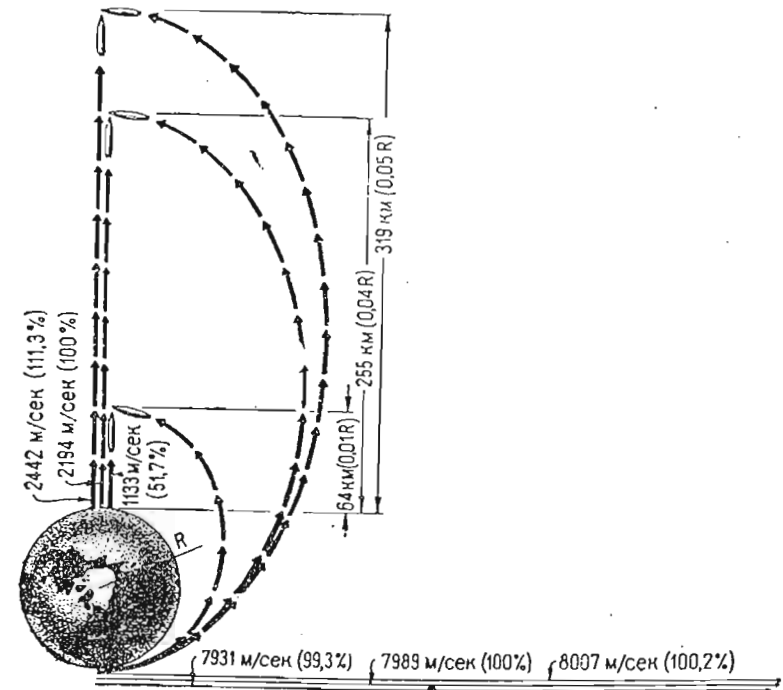
Kako je pokazalo iskustvo II Svetskog rata, bez obzira na identičnu konstrukciju i identične uslove lansiranja, rakete su se rasturale na velikoj površini. Tako, naprimer, od 1.927 raketa »Fau-2« koje su Nemci, za vreme II Svetskog rata izbacili na evropskom kopnu, samo je 600 dostiglo cilj na teritoriji Velike Britanije, sa odstupanjem ne većim od 40% a 79 raketa uopšte nije poletelo. Ova osobina svojstvena je čak i najboljim savremenim raketama. Mnogobrojna ispitivanja raketa vršena tokom mnogo godina na poligonu Uajt Sends u SAD takođe su očigledno pokazala da je raketa na tečno gorivo veoma čudljiv letеći aparat: od 66 raketa tipa »Fau-2« lansiranih vertikalno, samo 32 letele su više-manje dobro; jedna od njih podigla se na 213 kilometra, dvanaest drugih raketa uzletelo je nešto iznad 80 kilometara, tri su se popele do visine od 24 kilometra. Kod 14 raketa bio je neispravan sistem upravljanja a kod petnaest — pogonski sistem, dok su kod tri otkriveni razni drugi nedostaci. A sve to se događalo posle svestranog i pažljivog proveravanja raketa na fabričkom probnom stolu i na poligonu.

Rakete na tečno gorivo imaju, u poređenju sa barutnim, jedan bitan nedostatak: kod njih ne sagoreva sve gorivo i obično na dnu rezervoara ostaje izvesna količina goriva ili oksidatora. Uzrok ovome je neprecizan rad regulatora koji podešava dovod komponenti goriva. Kada se, naprimer, prekida dovod goriva u komoru sagorevanja, i plamen gasi, u rezervoarima ostaje još izvesna količina neiskorišćenog oksidatora, što smanjuje brzinu, domet i visinu leta rakete. Mogu se znatno poboljšati rezultati dobijeni sa raketama na tečno gorivo, ukoliko se stvore regulatori koji idealno rade i koji bi u komore sagorevanja dovodili komponente goriva strogo u skladu sa gorivom i oksidatorom koji se svakog trenutka nalaze u rezervoarima. No, čak i u znatno jednostavnijim statičkim uslovima, ovakvi uređaji rade sa tačnošću ne većom od dva procenta.

U slučaju lansiranja veštačkog satelita, kada se obavezno mora održavati strogo određena brzina i ugao poletanja, i najmanje odstupanje od programa leta je nedo-

pustivo. Radi toga orbitalna raketa mora biti snabdevena rezervom goriva za ispravljanje mogućih grešaka.

Iskustva stečena prilikom lansiranja raketa tipa »Viking« omogućuje da se proceni rezerva goriva neophodna za popravku putanje. Ove rakete, su, u većini slu-



Sl. 23 — Kod lansiranja po poluelipsi, minimalno odstupanje u početnoj brzini orbitalne rakete, povlači za sobom ogromne razlike u postignutim vrhuncima. Vertikalni metod lansiranja nema ove nedostatke, pošto u ovom slučaju samo znatna odstupanja od proračunske brzine mogu povući za sobom promene visine, jednake prethodnim. (Na slici su visine lansiranja povećane u poređenju sa razmerama Zemlje.)

čajeja, dostizale visinu nešto iznad srednjeg predračuna, ali ipak znatno manje teoretsku maksimalnu visinu (tako, naprimer, bila je postignuta visina od 219 kilometara, kada je po proračunima maksimalna visina morala iznositi 354 kilometra). Na osnovu ovih podataka Rozen i Snodgras

(SAD) proračunali su uticaj neiskorišćenih 2,5 procenata goriva na visine i brzine koje bi postigle tri orbitalne višestepene rakete. Koristan teret ovih raketa kod startne težine od 4,5 do 5.524 tona varira od 45 kilograma do 36,5 tona, visina putanja 322 do 1.730 kilometara. Ispostavlja se da bi, u ovom slučaju, vrhunac dveju prvih raketa bio znatno niži od planiranog a treća raketa uopšte ne bi mogla dostići kružnu putanju. Proračunom predviđena visina i brzina kretanja satelita mogla bi se postići samo u slučaju ako bi brzina isticanja gasova bila povećana za 3—5 procenata (na račun poboljšanja goriva) ili, pak, startna težina bila povećana za 10—20 procenata (velike rezerve goriva).

No i kod dovoljne količine goriva ispravljanje putanje može biti veoma složeno, pošto neznatna razlika u brzini odletanja povlači za sobom ogromne promene poluprečnika dometa rakete. Pretpostavimo, naprimer, da smo odlučili lansirati satelit po poluelipsi, na visinu od 225 kilometara. Za ovo je potrebna brzina odletanja od 7.989 metara u sekundu (sl. 23). Ako automatski pilot nešto zakasni i razvijena brzina bude za 0,23 procenta veća, tada će se raketa popeti, kako pokazuju proračuni, na 319 kilometara, tojest visina će biti za 25 procenata veća. Drugim rečima, ovde će povećanje visine biti za preko sto puta veće nego povećanje brzine. Ako pak brzina odletanja bude za 0,72 procenta manja, tada će se raketa popeti na svega 64 kilometra, tojest na jednu četvrtinu planirane visine.

Kod lansiranja satelita po drugoj, prelaznoj putanji, odstupanje od neophodne brzine može izazvati znatno manje odstupanje od programa. Uporedimo, naprimer, pomenute rezultate sa gore pomenutim pravouglim lansiranjem. Za vertikalno poletanje do visine od 225 kilometara potrebna je početna brzina od 2.194 metra u sekundu. Za povećanje ovog vrhunca za 25 procenata, potrebno je povećati brzinu do 2.442 metra u sekundu, tojest, za 11,25 procenata. Za četverostruko smanjenje vrhunca treba smanjiti brzinu do 1.133 metra u sekundu, tojest za 49,26 procenata.

Kao što se vidi, sa gledišta mogućnosti popravke u lansiranju pogodnija je pravouгла trajektorija, ali je

takav način lansiranja, kao što je već rečeno, veoma neekonomičan.

Brzina rakete mora biti pažljivo regulisana ne samo kod poletanja rakete sa Zemlje, nego u istoj meri i u trenutku njenog prelaska na projektovanu putanju.

Ako se brzina satelita koji treba da kruži po kružnoj putanji ne dovede sa dovoljnom tačnosti do proračunske vrednosti, tada se satelit neće moći održati na predviđenoj visini i počće se spuštati, ne krećući se po krugu, nego po eliptičnoj putanji smeštenoj unutar kružne, što može dovesti do pada satelita na površinu Zemlje. Veštačkom satelitu, lansiranom na visinu od 200 kilometara, takva opasnost preti već tada, kada je stvarna brzina za svega šesdeset metara u sekundu manja od proračunske. Za visinu od 500 kilometara dozvoljena granična odstupanja brzine povećavaju se do 145 metara u sekundu. S daljim povećanjem visine lansiranja dozvoljeno odstupanje od brzina se povećava, ali samo do određene granice a to je do 1.500 metara u sekundu za veštačke satelite koji lete na visini oko 35.000 kilometara. Na još većoj udaljenosti od Zemlje, ovo dozvoljeno odstupanje brzine koje povlači za sobom pad satelita na površinu Zemlje, postepeno se smanjuje, težeći k nuli.

Navedeno se odnosi i za slučaj odsustva atmosfere. U stvarnosti, pak, otpor atmosfere može izazvati uništenje veštačkog satelita i kod manje značajne greške u brzini, nego što je gore navedeno. Ako usled takve greške satelit pređe na eliptičnu putanju koja prolazi kroz više ili manje guste slojeve atmosfere, on će se pritom zagreјati od trenja i može sagoreti kao meteor ne dostignuvši čak ni površinu Zemlje. No, ako on čak i ne sagori i ne prođe kroz čitavu atmosferu očuvan, onda će se pri padu na Zemlju zabiti u nju kao meteorit.

Navedena razmatranja rečito govore o teškoćama vezanim za izgradnju veštačkog satelita. Ustvari, kod lansiranja satelita na visinu od 200 do 500 kilometara, dovoljno je odstupanje od srednjih brzina za 1—2 procenta od proračunatih, pa da zadatak ne bude izvršen. No, ako čak i bude održana tačna vrednost proračunate brzine kruženja, uspeh neće uvek biti obezbeđen: na određenoj visini neophodna brzina treba da bude usme-

rena strogo horizontalno, jer će se inače dobiti eliptična a ne kružna putanja. Ako pri ovome brzina veštačkog satelita bude odstupala uvis, on će u početku proći kroz apogej; ako brzina bude usmerena naniže, tada će veštački satelit proći kroz perigej koji se može nalaziti... i ispod površine Zemlje (tojest, satelit će se razbiti). Kao što vidimo, obezbeđenje neophodnog pravca brzine pretstavlja dopunsku teškoću. Sve ovo, uzgred, takođe govori i o velikoj ranjivosti satelita.

Zanimljivo je, ipak, da se period kruženja veštačkog satelita neće promeniti, ako pravac brzine na kraju aktivnog dela i ne bude održan, ali ako bude tačno održana veličina proračunate brzine. No, takva greška povući će za sobom promenu položaja apogeja i perigeja, čije se visine mogu menjati u širokim granicama.

Gore navedena odstupanja brzina veštačkog satelita od proračunatih moraju se bezuslovno ispraviti, jer prete njegovom opstanku. Međutim, proveravati pomoću najpreciznijih aparata kurs veštačkog satelita i korigovati njegovu putanju treba ne samo prilikom lansiranja veštačkog satelita, nego za sve vreme leta po inerciji, naročito ako se veštački satelit bude kretao na relativno malim visinama, u jonosferi, gde se uticaj vazduha više ne oseća. Teoretski, veštački satelit se nalazi pod uticajem raznih gravitacionih polja: Zemlje, Meseca i Sunca. Naprimer, na jednakoj udaljenosti orbitalnog broda od Zemlje i Meseca, gravitacione sile koje moraju u ovom mestu biti srazmerne masama uzajamno dejstvujućih planeta, imaju odnos 1 : 81,5.

Poremećajni uticaj gravitacionog polja Sunca i Meseca na kretanje veštačkog satelita osetiće se po sporim njihanjima satelita. Isto takav uticaj na kretanje satelita ispoljiće planinski masivi. Besumnje će se takođe osetiti i preletanje iznad obala okeana (pošto je gustina Zemlje znatno veća od gustine vode) i let iznad gušćih delova zemljine kore. Zapravo, svi ovi faktori na neki način menjaju karakter gravitacionog polja Zemlje.

Spljoštenost Zemlje vršiće znatno veće poremećaje na putanji niskoletjećeg veštačkog satelita, nego privlačna sila Sunca i Meseca. Ne menjajući nagib putanje u odnosu na ravan ekvatora, ono će izazvati obrtanje ravni putanje

tako, da će linija njenog preseka sa ravni ekvatora vršiti usputno obrtanje.

Tiring (FRN) istraživao je deformaciju putanje veštačkog satelita pod uticajem remetećeg uticaja privlačnih sila Meseca i Sunca i odredio je količinu goriva potrebnu za popravku nastalih odstupanja. On je došao do sledećih zaključaka: ako se veštački satelit bude kretao na visini od 1.730 metara i raketni motor koji popravljaja njegovo kretanje bude neprekidno izbacivao gasove sa brzinom od 3 kilometra u sekundu, tada će, u toku godine, potrošnja goriva iznositi 1,1 procenta ukupne mase veštačkog satelita. No, da bi se u analognim uslovima kompenzovao uticaj spljoštenosti Zemlje na putanju veštačkog satelita, neophodna potrošnja goriva iznosiće 6,5 procenata mase satelita.

Metod neprekidnog kompenzovanja poremećaja posebno je nepogodan za veštački zemljini satelit koji će leteti oko Meseca (orbitalni brod »Zemlja-Mesec«). Kod brzine isticanja gasova od 95 kilometara u sekundu (atomska raketa budućnosti) za popravku putanje pri jednom obletanju, po proračunu Tiringa, bila bi potrebna masa goriva koja bi iznosila 1/10 ukupne mase satelita. No, tada, pri brzini izbacivanja gasova od 3 kilometra na sekundu (termo-hemiska raketa) masa goriva morala bi za 19,44 puta premašiti konačnu masu »satelita«, što je potpuno nemoguće.

Napominjemo, ipak, da se remeteći uticaj Meseca i Sunca ne mora potpuno kompenzovati. Neznatne promene oblika putanje satelita ne moraju pretstavljati nikakvu opasnost. Osim toga, mogu se postići ogromne uštede goriva ako se putanja ne popravljaja stalno, nego samo povremeno.

U vrlo visokim slojevima atmosfere, pritisak sunčeve svetlosti na veštački satelit može, u određenim slučajevima, biti veći od otpora vazduha. Po mišljenju nekih autora, ova pojava se može iskoristiti za popravku putanje veštačkog satelita i na taj način bezgranično produžiti vreme njegovog života. Ipak, ovo nije sasvim tako. Ustvari, najjači pritisak svetlosnih zrakova je na površinama koje ga potpuno odbijaju. Takvu površinu koja se nalazi

na istoj udaljenosti od Sunca kao i Zemlja, sunčani zraci potiskuju sa silom koja iznosi približno 1 miligram na kvadratni metar. Apsolutno crna površina trpi, čak, dvostruko manji pritisak sunčevih zraka. Očigledno je da u oba slučaja imamo posla sa potpuno ništavnom silom i kudikamo je jednostavnije i efikasnije iskoristiti za korekciju putanje satelita minijaturni raketni motor.

VI. TEHNIKA IZGRADNJE VEŠTAČKOG SATELITA

1. Priprema za orbitalni let

Minuti leta sa uključenim motorom biće najnapetiji za posadu vasijske rakete: postizanje neophodne brzine na određenoj visini i tačan pravac kretanja toga trenutka u velikoj meri odlučuju o uspehu lansiranja veštačkog satelita u celini. Šofer, krmanoš ili pilot uvek mogu ispraviti svako skretanje automobila, broda i aviona od određenog puta. Za razliku od regulisanja zemaljskih sredstava transporta, upravljanje vasijskom raketom za vreme uzletanja, biće veoma otežano ne samo usled povećanja teže koju će osećati pilot, nego i zato, što će on morati dejstvovati trenutno.

Duga obuka astronauta a takođe i svestrano proveravanje raznih uređaja veštačkog satelita u laboratorijskim uslovima sličnim uslovima u letu, pretstavlja obaveznu etapu na putu ostvarenja nastanjenih orbitalnih raketa i veštačkih satelita. Takva priprema može se vršiti u takozvanom dubleru — modelu veštačkog satelita. Tako na primer, prema mišljenju Amika (SAD) dubler kosmičkog letećeg aparata mora biti snabdeven naučno-mernim, kontrolnim i drugim instrumentima i agregatima a takođe i opremom za kvarove. Svi instrumenti moraju biti stavljeni u pokret i mora se stvoriti verna slika fizičkih uslova »leta«. Kabina dublera mora sa maksimalnom tačnošću oponašati kabinu projektovane orbitalne rakete (ili veštačkog satelita). U njoj treba stvoriti ekvivalentan pritisak vazduha, odgovarajuću temperaturu, ubravljanje, osvetljenje, razne radijacije i t. sl. Automati moraju regulisati uslove brzine kretanja, nagib aparata u odnosu na nebeski svod, pritisak u rezervoarima i cevovodima, potrošnju goriva i t. sl.

Za vreme uslovnog leta sa graničnom brzinom takođe će se rešavati navigaciona pitanja vezana sa kretanjem po uslovnoj putanji. Opitna sprava takođe mora imati sistem radio upravljanja.

Kod imitacije aktivnog dela putanje na kojem će raditi motor, biće neophodno da se uzme u obzir smanjenje sile teže i gustine vazduha s visinom, promena aerodinamičkog otpora, promena mase rakete, kod čega kao i pri odbacivanju pomoćnih stepena.

Svaki pritisak vazduha može se postići u barokomori, dejstvo reaktivne sile može se zameniti centrifugalnom silom itd., ali stvoriti, naprimer, bestežinsko stanje u laboratorijskim uslovima je nemoguće. Dubler će besumnje imati i druge nedostatke, jer je teško stvoriti ekvivalent različitih opasnosti koje prete astronautima u letu, kao što su kosmičke radijacije, udarci meteorskih tela i t. sl. a ovi nedostaci mogu svesti na nulu čitav ogled.

Za vreme izvršavanja svojih obaveza u toku »poletanja« astronauti moraju biti obučeni u zaštitna »antigravitaciona« odela (vidi str. 128) za proveravanje mogućnosti rada u takvim uslovima. Posada mora ne samo da postigne normalan sistem opsluživanja aparature orbitalne rakete, nego i da bude sposobna da se sa najvećom brzinom koristi sredstvima za spasavanje. Trenaža u korišćenju sredstava za spasavanje je veoma važna. U vazduhoplovstvu, naprimer, obuka pilota uključuje program savlađivanja svih mogućih nesretnih slučajeva koji se u stvarnosti mogu dogoditi u toku 20 godina službe. Treba ispitati efikasnost sredstava za spasavanje, u slučaju da meteorsko telo probije brod, u slučaju jakog zagrevanja oplata a takođe i njenog hlađenja do apsolutne nule, u slučaju otkaza kiseoničkog uređaja, sistema upravljanja ili veze, električne mreže itd.

Ispravnost automata će posada stalno kontrolisati, jer mora da prati pokazivanje instrumenata i da na odgovarajući način reaguje na njih.

Pored toga, rad astronauta u dubleru treba da se kontroliše i beleži spolja. Ovo omogućuje analizu grešaka koje su napravili.

Pod rukovodstvom instruktora-kontrolora posada mora u početku da savlada pojedine operacije (naviga-

ciske, za spasavanje itd.) i tek posle pažljive pripreme vršiće se generalna proba čitavog »vasionskog aparata«, na primer orbitalne rakete ili veštačkog satelita. Rad posade koja se nalazi u kabini dublera ovog puta neće kontrolisati pojedini konstruktori, nego štab stručnjaka za razne oblasti nauke.

Takav program rada neophodan je ne samo za postizanje konačnog cilja — racionalnog projektovanja vasion-skih aparata i obuke kvalifikovanih kadrova za njihovo opsluživanje, nego i za svakodnevni napredak u datoj oblasti. Napominjemo da, naprimer, obuka probnih pilota raketnih aviona traje obično nekoliko godina.

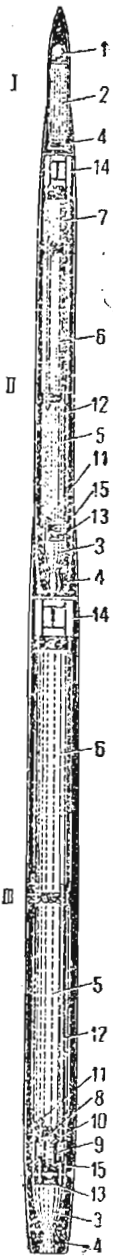
2. Konstrukcija orbitalnih raketa

Kako će izgledati u opštim crtama orbitalne rakete, tojest one rakete koje će ili postati veštački zemljini sateliti, ili će služiti za vezu sa njima?

Za lansiranje satelita mogu se iskoristiti rakete raznih konstrukcija. Ako se, naprimer, u tu svrhu primene tro- ili četvorostepene rakete koje rade na obično gorivo, tada će njihova težina u poletanju približno za sto — dvesta puta premašiti težinu korisnog tereta. Čvrsto spojeni stepeni rakete biće smešteni u aerodinamično telo, radi boljeg savlađivanja otpora vazduha prilikom kretanja kroz atmosferu. U prednjem delu rakete nalaziće se koristan teret ili kabina za pilota (sl. 24). Oprema ovakve kabine biće veoma prosta, ukoliko prelet na kružnu putanju bude trajao manje od jednog sata.

Stepen rakete koji izvrši zadatak moći će se spustiti na Zemlju bilo padobranom, bilo pomoću izvlačenih krila koja će nepotreban stepen pretvoriti u jedrilicu. (Oni stepeni koji se očuvani spuste na Zemlju, mogu ponovo biti iskorišćeni).

Da se raketa ne bi obrtala za vreme rada motora, neophodno je da sila potiska uvek prolazi kroz njeno težište. Radi toga rezervoari za gorivo moraju biti tako izgrađeni, da se srazmerno potrošnji goriva opšte težište pomera duž osovine simetrije aparata, bez obzira što po pravilu sve sagorelo gorivo nije jednako potrošenom oksidatoru.



Sl. 24 — Jedna od mogućih varijanti orbitalne rakete: I — prednji stepen rakete, II — srednji stepen rakete, III — najniži stepen rakete; 1 — veštački satelit, 2 — barutni štapići, 3 — komora za sagorevanje, 4 — mlaznik, 5 — rezervoar za gorivo, 6 — rezervoar za oksidator, 7 — rezervoar sa komprimovanim gasom za dovod goriva u komoru sagorevanja, 8 — pumpa za gorivo, 9 — pumpa za oksidator, 10 — turbina, 11 — cevovod za gorivo, 12 — cevovod za oksidator, 13 — zglobovi za pričvršćivanje motora, 14 — automatski pilot, 15 — poluge automatskog pilota za okretanje motora

Ako se raketa kreće u atmosferi, tada se centar pritiska vazduha mora nalaziti na osi simetrije, po mogućnosti pozadi težišta, kao što je to kod strela koje se bacaju iz luka.

U praksi je vrlo teško postići da se pravac reaktivnog potiska strogo poklapa sa osovinom, naročito u onim slučajevima, kada postoji nekoliko komora za sagorevanje, kod kojih je nemoguće postići potpuno jednoobrazan rad.

Otstranjenje »parazitskog« obrtanja »vasonske rakete« može se postići pomoću vazdušnih ili gasnih kormila. Na isti način može se izvesti, ako je potrebno, okretanje rakete za vreme rada motora. Ovo se može postići ako se za neko vreme promeni orijentacija motora u odnosu na osu simetrije rakete. U tom cilju motor se ne fiksira za telo rakete, nego se veže za zglobove.

Kod postojanja nekoliko motora, isti rezultat se može postići promenom dovoda goriva u odgovarajuću komoru ili u nekoliko komora. Tada rezultujući potisak neće prolaziti kroz težište rakete, usled čega će nastati obrtni moment, potreban za okretanje rakete ili za suprotstavljanje parazitskom obrtanju.

U raketi, takođe, mogu biti predviđeni i razmešteni na odgovarajući način posebni mlaznici manjih razmera koji se uključuju u trenutku kada je potrebno okrenuti raketu. Takođe je moguće automatsko pomeranje unutar

rakete neke mase, da bi se raketa okrenula tako kako je potrebno.

Za postizanje stabilnog kretanja organi stabilizacije mogu se upravljati žiroskopskim automatima koje će pokretati sabijeni vazduh ili gas, čuvan u balonima, gasni generator ili na neki drugi način. Prenos pomeranja organa automata na kormila, može se ostvariti pomoću električne struje, pneumatičkim ili mehaničkim prenosom. Slični mehanizmi, takozvani servomotori široko se primenjuju u tehnici.

Ranije se smatralo da su za obezbeđenje stabilnosti rakete u gustim slojevima atmosfere najpogodniji vazdušni stabilizatori. Međutim, u poslednje vreme, konstruktori su došli do zaključka da su takvi stabilizatori preteški, neprikladni, jer u prvoj etapi leta ne vrše stabilizujući uticaj, usled male brzine kretanja a zatim kada se raketa, postigavši brzinu, nalazi na velikoj visini, oni ne daju traženi efekat, pošto je usled male gustine vazduha na velikoj visini sila njegove reakcije na stabilizatore ništavna. Takve nedostatke imaju vazdušna kormila. No i gasna kormila su nesavršena: ona su krhka. Radi toga se neke orbitalne rakete projektuju bez vazdušnih stabilizatora, bez vazdušnih i gasnih kormila. Stabilnost rakete i promena njenog kursa obezbeđuje se motorima na kardanskom zglobu koji se potčinjavaju organima upravljanja automatskog pilota i skreću gasni mlaz iz pravca uzdužne osovine rakete u bilo kom pravcu.

Prema projektu koji je sastavila grupa stručnjaka na čelu sa Braunom, za izgradnju međuplanetarne stanice na visini od 1.730 kilometara, kao i za prebacivanje posade i tereta na nju, treba da se iskoriste trostepene rakete koje rade na hidrazin i azotnu kiselinu. Prvi stepen rakete treba da razvije potisak od 12.800 tona, drugi od 1.600 tona a treći — 200 tona. Ukupno vreme rada sva tri stepena je 5 minuta. Težina sva tri stepena iznosi 6.400 tona, od kojih 5.683 tone otpada na gorivo. Posle otkaćivanja prvog stepena, tojest u početku rada drugog, težina rakete iznosiće samo 900 tona a u trenutku stavljanja u rad trećeg stepena — 130 tona. Na cilj će stići treći stepen rakete težak 34,4 tone, od kojih će 25 tona biti koristan teret. Visina ovog stepena iznosi 15 metara a prečnik podnožja 10

metara. Sva tri stepena smeštena su u kupasto telo visine šezdeset metara (ne uračunavajući stabilizatore) sa prečnikom podnožja od 20 metara. Spuštanje motora koji su odradili vrši se pomoću padobrana ili planirajućeg leta.

Getlend, Kuneš i Dikson (Velika Britanija) smatraju Braunov projekat nerealnim i predlažu izgradnju trostepene rakete koja će automatski poletati na kružnu putanju, sa početnom težinom od 520 tona od kojih 5,2 tona sačinjava koristan teret. Kod izvesnih konstruktivnih izmena rakete i povećanja njene početne težine do 700 tona, na veštački satelit se može prebaciti jedrilica za naredno sletanje na površinu Zemlje. Brzina isticanja gasova iz donja dva stepena iznosi 3 kilometra u sekundu (hidrazin sa tečnim kiseonikom), maksimalno ubrzanje za šest-sedam puta prevazilazi ubrzanje slobodnog pada na morskoj površini; brzina isticanja gasova iz čeone rakete iznosi 2,8 kilometara u sekundu (hidrazin sa azotnom kiselinom) a maksimalno ubrzanje rakete je za 20 procenata manje od ubrzanja slobodnog pada na površini Zemlje.

Lansiranje američkih veštačkih satelita po projektu »Vengard« ostvariće se pomoću trostepenih raketa. Pretpostavlja se da će orbitalna raketa sa prečnikom 1,14 metara imati visinu oko 20 metara i biti više slična olovci nego cigari. »Parazitsko« obrtanje rakete oko uzdužne ose biće kompenzovano pomoćnim mlaznicima malih dimenzija. Prednji deo će obezbeđivati raketu od aerodinamičkog zagrevanja za vreme rada najnižeg stepena i zatim će biti odbačen.

Kod najnižeg stepena iskoristiće se kao gorivo smeša sa većim sadržajem alkohola a kao oksidator — tečni kiseonik; srednji stepen radiće na etanov hidrazin sa azotnom kiselinom a najviši na čvrstom gorivu. Donji stepen imaće dovod goriva pomoću pumpe a srednji prenos pod gasnim pritiskom. Potisak najnižeg stepena iznosiće oko 12 tona. Početni aktivni deo putanje imaće oblik luka; zato će ovde upravljanje raketom biti vršeno pomoću automatskog pilota. Poslednji aktivni deo putanje biće pravoliniski, te će biti dovoljno da se, za obezbeđenje pravca leta, raketi saopšti okretanje oko uzdužne ose. Iz prednjeg stepena biće, pomoću opružnog mehanizma, izbačen veštački satelit loptastog oblika.

3. Ispitivanje orbitalne rakete

Za proveravanje čvrstoće konstrukcije, sigurnosti rada aparata itd izvršiće se niz probnih lansiranja orbitalne rakete.

Kako izvršiti ispitivanje orbitalne rakete pre njenog odašiljanja u vasionu? Kako se uveriti da će se ona moći pretvoriti u veštački zemljin satelit?

Pretpostavimo da je veštačkom satelitu određeno da kruži oko Zemlje na visini od 300 kilometara; brzina kruženja koja odgovara ovoj visini je 7.732 metra u sekundu. Osim rada potrebnog da se raketi da takva brzina, takođe je potrebno utrošiti izvestan rad za podizanje rakete na zadatu visinu i za savlađivanje otpora vazdušnog omotača Zemlje. Napokon, treba uzeti u obzir gubitke za ispravljanje putanje zbog mogućih ne-tačnosti u radu mehanizama i instrumenata, gubitka usled vrlo neznatnog no ipak stalno delujućeg otpora krajnje razređenog vazduha na putanji veštačkog satelita, kao i neke druge gubitke. Uzevši u obzir sve ove činjenice i izvršivši neophodne predračune, doći ćemo do zaključka da za izvršenje postavljenog zadatka raketa mora biti sposobna da razvije, u slobodnom prostoru i kod potpunog utroška goriva brzinu od 9.640 metara u sekundu (idealna ili kako je još ponekad nazivaju, karakteristična brzina).

No, kako takvu raketu ispitati u uslovima leta? U tom cilju možemo, u početku, saopštiti raketi polovinu idealne brzine (u razmatranom slučaju $9.640:2=4.820$ metara u sekundu) a zatim, pomoću njenih motora, zadržati ovu brzinu. Ovo će nam omogućiti da se osvedočimo da raketa može razviti brzinu neophodnu za njeno pretvaranje u veštački zemljin satelit. Takođe se raketa može poslati na let po odgovarajućoj putanji u granicama Zemlje. Kako proračuni pokazuju, takva raketa mogla bi preleteti 2.405 kilometara, tojest, udaljenost između Moskve i Karagande ili između Kijeva i Narijan-Mara za 14 minuta i 43 sekunde.

Kod takvog prethodnog leta raketni motor će biti neograničeno vreme u radu, ali će brzina narastati maksimalnim dozvoljenim tempom s gledišta izdržljivosti čoveč-

jeg organizma. Raketa će poleteti, naprimer u Moskvi, sa ubrzanjem reaktivne sile*) od 50 metara u sekundu za sekundu (takvo bi bilo ubrzanje rakete kada bi odsustvovala gravitaciona sila Zemlje i otpor vazduha). No, usled privlačnosti Zemlje ubrzanje kretanja smanjiće se na 43,2 metra u sekundu za sekundu.**) Posle 96,4 sekunde, na visini od 127,8 kilometara, kada raketa preleti 200,5 kilometara, motor će biti isključen. Tog trenutka raketa će imati brzinu od 4.161 metar u sekundu (u slobodnom prostoru njena brzina iznosila bi 4.819 metara u sekundu). Od toga trenutka, ona će poleteti po inerciji po elipsastom luku. Posle toga, kada raketa na visini od 539 kilometara pređe preko svoga »vrhunca« njena brzina će ponovo rasti i na nivou od 127,8 kilometara dostići će vrednost koju je imala u trenutku isključivanja motora, tojest 4.161 metar u sekundu.

U tom trenutku treba početi kočenje pomoću raketnih motora. Ono će trajati 96,4 sekunde — toliko, koliko period poletanja, i raketa će sleteti. Čitav let trajaće, kako je već rečeno, nešto manje od četvrt sata.

Kada, pak, pilot sedne za upravljač broda, analognog po konstrukciji opisanoj raketi, ali već namenjenog ne za probe, nego za pravi vasioni let, on neće kočiti kretanje aparata, nego će, obrnuto, povećavati brzinu prema određenom programu za postizanje veličine neophodne za pretvaranje rakete u veštački satelit (za ovo će motori trebati da rade sa prekidima nešto više od 3 minuta).

4. Konstrukcija veštačkih satelita

Očigledno je da će prvi veštački sateliti biti sasvim sićušni, ali vremenom će besumnje biti stvorene čitave leteće opservatorije i međuplanetarne stanice.

Veštački satelit će se bitno razlikovati od svih zemaljskih tvorevina, no neće biti sličan ni nebeskom telu: bilo

*) Ubrzanjem reaktivne sile (ubrzanje koje osećamo) nazivamo veličinu potiska podeljenu težinom letećeg aparata u datom trenutku, tojest ubrzanje kretanja rakete koje bi ona imala u slobodnom prostoru.

**) Poletanje se vrši pod uglom prema vertikali i sila ubrzanja se geometrijski (po »pravilu paralelograma«) slaže sa ubrzanjem sile teže, tojest ubrzanjem slobodnog pada.

bi teško i necelishodno stvarati u prostoru loptu od guste mase sličnu planetama i njihovim satelitima. Bilo bi potpuno nemoguće snabdeti takvu loptu ili drugo veštačko nebesko telo atmosferom: ništavna privlačna sila takvog objekta ne bi mogla zadržati vazdužni omotač koji bi odmah odleteo u međuplanežarni prostor.

Kako je već bilo pomenuto, problemu izgradnje veštačkog satelita bilo je posvećeno mnogo pažnje na međunarodnim astronautičkim kongresima. Tako je, na V Međunarodnom astronautičkom kongresu održanom 1954 godine u Insbrodu (Austrija), američki naučnik Levit predložio projekt satelita u obliku lopte koja dobro odbija sunčeve zrake. Gumeni omotač lopte, pokriven aluminijumskom folijom, penje se na trostepenoj raketi i kada prednja raketa dostigne brzinu kruženja, naduva je sa gasom. Aluminijumska lopta neće izgubiti svoj oblik ni posle iščezavanja gasa. Takav satelit — svetionik koji će odbijati kako svetlosne zrake, tako i radiotalase, može služiti za geodetska i gravimetriska merenja.

Krajem 1955 godine, u Njujorku je bio izložen model veštačkog satelita koji je prikazivao konstrukciju veštačkog satelita koji se namerava lansirati za vreme Međunarodne geofizičke godine. Model ima prečnik od 48 santimetara i težak je 11 kilograma, izrađen je od providne plastične materije: pravi satelit imaće aluminijumsku oplatu. Da bi u toku dužeg vremena prema Suncu bila okrenuta jedna te ista strana satelita (u cilju stalnog ispitivanja sunčevih zračenja i korišćenja sunčeve energije za punjenje akumulatora) primenjuje se žiroskopski efekt. Još na Zemlji će veštačkom satelitu, postavljenom na kardanski zglob, biti saopšteno brzo rotaciono okretanje oko osovine paralelne sunčevim zracima. Veštački satelit će biti lansiran pomoću trostepene rakete, na visini od oko 300 kilometara i praviće dnevno 16 krugova oko Zemlje. Satelit će automatski emitovati preko radija rezultate merenja magnetskog polja Zemlje, ultraljubičastih zrakova Sunca, gustine vazduha i podatke o kosmičkim zracima. Radio predajnik će biti veličine kutije za cigarete. Trajanje života takvog veštačkog satelita ceni se na 15 dana, posle čega će se usled otpora vazduha, spustiti u gušće slojeve atmosfere, gde će izgoreti kao meteor.

Konture velikih veštačkih satelita još su nedovoljno razrađene, ali je dovoljno jasno da njihovi konstruktori neće biti primorani da im daju aerodinamičan oblik. Tako, naprimer, satelitu se može dati oblik ogromnog kosog prstena u kojem će se stvoriti svi potrebni uslovi za život i rad posade. Na njegovim spoljnim zidovima mogu se napraviti stepenice, rukohvati kao i palube i uređaji neophodni za usidrenje i montažu vasioniskih raketa.

Kabine satelita moraju, naravno, biti hermetički odvojene od spoljnog prostora. Osim toga, unutrašnja vrata, zakloni i pregrade moraju obezbeđivati hermetičnost pojedinih prostorija a kapci se moraju pritiskivati rezama sa elastičnim ulošcima. Oplata satelita mora biti bez šavova. Naročito su pažljivo pojačani okviri između metalnog kostura i prozorskih stakala, koja moraju biti nesalomljiva i da imaju isti koeficijent toplotnog širenja kao i metal u kojeg su ugrađena ili zalemljena.

Stakla i oplata veštačkog satelita zadržavaće, kao i zemljina atmosfera, ultraljubičaste zrake Sunca koji prodiru kroz međuplanetarni prostor i koji su u većim količinama štetni za čovečji život. Ako se pokaže da se, u cilju zaštite od meteorske opasnosti ili od štetnih zračenja, u prostorijama veštačkog satelita, neće smeti da prave prozore koji izlaze neposredno napolje, tada će se za propuštanje svetlosnih zrakova moći koristiti uski kanali sa sistemom sočiva i ogledala. Za osmatranja će, u ovom slučaju, morati da se koristi periskop kao kod podmornica.

Braun predlaže da se omotač veštačkog satelita napravi od nepropustljive najlonsko-plastične materije. No, teško da će se uspeti naći materijal sposoban da služi kao zaštita od kismičkih zračenja. Verovatnije je da će se u tu svrhu napraviti oplata od nekoliko slojeva raznih materijala (Vize, FRN).

Na satelitu će, kako je već rečeno, gravitaciona sila Zemlje biti uravnotežena centrifugalnom silom koja će se stvarati pri kretanju satelita po njegovoj kružnoj putanji. Radi toga će predmeti i ljudi koji se budu nalazili u satelitu, biti bez težine. (Isto tako, na Zemlji, zahvaljujući njenom vrtoglavom kretanju oko Sunca, mi ne osećamo silu sunčevog privlačenja, nego osećamo samo gravitacionu

silu naše planete.) Sila sopstvenog privlačenja satelita neće se osećati zbog njegove ništavne mase.

Mogu se graditi sateliti i sa veštačkom težom: prisilivši satelit da se obrće oko sopstvene osovine, stvaraćemo na njemu centrifugalnu silu koja će zameniti silu teže (str. 131). Takođe se mogu izgrađivati kombinovani sateliti: u jednom delu će vladati bestežinsko stanje, dok će u isto vreme, u drugom — veštačka teža. Na sl. 25 prikazan je takav objekt na kojem se nalaze obrtne kabine sa veštačkom težom.

Po mišljenju Erikea (SAD) veštački satelit sa posadom od 4 čoveka treba da ima zapreminu od 566 kubnih metara, pri težini od oko 225 tona. Za njegovu izgradnju biće potrebno 50 preleta teretnih raketa sa površine Zemlje. Za snabdevanje takvog satelita sa svim potrebnim, bilo bi potrebno svakog meseca prebacivati otprilike jednu tonu tereta. Za snabdevanje ekspedicije za Mars koja bi se sastojala od 3 broda sa ukupno osam ljudi posade, bilo bi potrebno prebaciti na veštački satelit teret od 3.000 tona, za što bi bilo potrebno izvršiti šest stotina letova teretnih raketa.

Prema Nordungu (Nemačka) veštački satelit se mora sastojati od nekoliko posebnih delova (stanbene prostorije, opservatorija, heliouređaj), spojenih međusobno elastičnim cevima, električnim kablovima i tome slično.

Početkom 1956 godine, Romik (Američko raketno društvo) predložio je da se izgradi veštački satelit u obliku čitavog grada sa 20.000 stanovnika. Koliko se može suditi po objavljenim člancima, Romikov projekat zasnovan je na podacima ne jedanput objavljenim u astronautičkoj literaturi i ne sadrži ništa što bi ga činilo praktično neostvarljivim. Što se tiče razmera satelita na kojem bi živelo 20.000 ljudi potrebno je podvući da ove razmere ne utiču na ostvarenje projekta: ako se može izgraditi satelit za 100 ljudi, tada se može izgraditi i za 1.000 i za 20.000 ljudi. Jedino izaziva sumnju pitanje da li je praktično potreban tako veliki satelit. Moguće je da je autor projekta pretpostavljao, govoreći o broju stanovnika vasionskog ostrva od 20.000 ljudi, da će na taj način lakše

naći put k mislima i srcu svojih sugrađana. Nas može samo radovati da ideje »oca astronautike« K. E. Ciolkovskog o stvaranju celih »gradova« sa veštačkom težom u vasion-skom prostoru nastavljaju da oplođuju tehničku misao.

5. Sklapanje satelita

Zamislimo da je raketa lansirana sa brzinom kruženja i da je dovoljno velika da se u njoj može nalaziti prostorija za ljude, laboratorije, radionice, skladišta, pristaništa za vasijske brodove i ostalo. Ovo će, ustvari, biti veštački satelit — leteća laboratorija ili prelazna stanica za astronaute koji sa Zemlje odlaze na Mesec i na planete. Međutim, potpuno je jasno da se tako velika raketa ne može izgraditi. Usled toga će se izgradnja velikog veštačkog satelita, izgleda, ostvariti na sledeći način. Posle izvesnog vremena, posle lansiranja prve rakete, k njoj će doleteti druga i pomoću radio upravljanja približiće se sasvim uz nju. Zatim, na potpuno isti način, biće lansirana treća, četvrta i sledeće rakete sve dok se ne izgradi nebesko telo dovoljne veličine da bi na njemu mogli živeti ljudi i da bi se smestile sve potrebne rezerve, mehanizmi i instrumenti.

U vezi sa ovim, potsetimo se da je prebacivanje goriva na avione za vreme leta već davno ostvareno. Kod izgradnje veštačkih satelita, očigledno će se koristiti ovo iskustvo, bez obzira na to što su brzina i visina ovde znatno veći. Pozicija i brzina veštačkog satelita svakoga trenutka se može unapred odrediti i to sa većom tačnošću nego za avion. Zapravo, maršruta i brzina zavise od vremena i ponašanja motora, dok je veštački satelit potpuno slobodan od uticaja meteoroloških uslova i kreće se po inerciji kad mu je isključen motor.

J. V. Kondratjuk je smatrao »da bi bilo poželjno udesiti dopremanje punjenja i svih predmeta... sposobnih da bez štete za sebe izdrže ubrzanja od nekoliko hiljada metara u sekundu za sekundu (uz odgovarajuću ambalažu — sve, osim preciznih instrumenata), u međuplanetarni prostor raketno-artiljeriskim načinom, bez čoveka...«. Dalje on je pisao:

»Raketno-artiljerisko dopremanje tereta na bazu (veštački satelit — A. Š.) obavlja se na sledeći način:

U saopšteno ili ranije uslovljeno vreme iz oruđa se... sa Zemlje vrši ispaljivanje zrna-rakete sa rezervom snabdevanja za bazu... Od trenutka ispaljivanja zrno-raketa periodički i automatski daje svetlosne signale, za koje mogu služiti eksplozije smeše magnezija i šalitre. Period od signala do signala treba da bude takav, da za to vreme zrno-raketa ne bi moglo izaći iz vidnog polja velikog teleskopa baze... Od trenutka ispaljivanja veliki teleskop baze, unapred usmeren na tačku odakle treba da se izvrši ispaljivanje ne ispušta iz svoga polja vida zrno-raketu... Izvesno vreme pre najvećeg približenja zrno-rakete k bazi, kada se raketa bude slobodno raspoznavala u većem od dva postojeća instrumenta na bazi za instrumente, ova će poći ususret zrnu-raketi, približavajući se k njoj i smanjivši relativnu brzinu do nule, prikačiće je i vući k bazi, koristeći se, ako je potrebno, rezervama goriva koje postoje na zrnu-raketi«.

Dakle, veštački satelit moći će se, u početku, izgraditi na Zemlji i ispitati do najsitnijih detalja sigurnost njegove konstrukcije i mogućnost stvaranja na njemu nepohodnih uslova za život posade. Zatim će se veštački satelit moći demontirati na sastavne delove i odati na unapred projektovanu putanju, gde će se ovi delovi ponovo sklopiti u jednu celinu.

Takođe, nije isključena i sledeća varijanta: umesto da se rakete odašilju na satelit u izgradnji jedna za drugom, sve rakete se odašilju istovremeno — kao eskadrila. U ovom slučaju otpadaju teškoće da pojedine rakete traže ranije lansirane rakete, montaža veštačkog satelita može se izvršiti za kraće vreme, jer neće trebati da se čeka na prebacivanje pojedinih delova sa Zemlje. Ovo će, sa svoje strane, smanjiti meteorsku opasnost za montere (vidi takođe str. 64).

VII. ČOVEK U VASIONSKOM PROSTORU

1. Neškodljivost velikih brzina kretanja po organizam

Razmotrimo sada pitanje može li čovek izdržati fizičke pojave vezane sa preletom na veštački satelit, boravkom na njemu i spuštanjem na Zemlju posle toga.

Za vreme takozvanog vasijskog putovanja, poboljšavanja mogu biti izazvana uglavnom remećenjem normalnog osećanja sile teže. Pre toga napominjemo da nema takve brzine koju čovečji organizam ne bi mogao izdržati, ukoliko ona samo nije praćena prekomernim ubrzanjem. Upravo, da li nas ma u najmanjoj meri uzbuđuje obrtanje Zemlje oko svoje osovine? A na ekvatoru obimna brzina predmeta koji se nalaze na površini Zemlje dostiže 1.675 kilometara na sat. Da li nas uznemirava kretanje Zemlje oko Sunca koje premašuje 100.000 kilometara na sat? Opažamo li, napokon, kretanje čitavog našeg sunčevog sistema u svemirskom prostoru koji se kreće sa brzinom od 70.000 kilometara na sat? Imajući u vidu ove činjenice, možemo tvrditi da je čovečji organizam u stanju da bez štete izdrži svaku brzinu.

Prelet sa Zemlje na veštački satelit i natrag, može se uporediti sa gigantskim skokom u vasionu za vreme koga će se astronauti povremeno podvrgavati dejstvu povećane sile teže a povremeno se nalaziti u bestežinskom stanju. Analogne pojave opažamo kod običnog skoka u dalj ili u visinu. Kada se trzajem odvojimo od Zemlje, osećamo povećanu težinu našeg tela. Ova etapa skoka analogna je poletanju rakete sa površine Zemlje. Od trenutka odvajanja naših tabana od Zemlje i naše telo se prenosi na neku udaljenost, letimo po inerciji, ne osećajući svoju težu. Ova etapa skoka slična je kretanju raketnog broda.

sa isključenim motorom. Kada, napokon, naše noge ponovo dodirnu Zemlju, počinje kočenje naše brzine i ponovo ćemo osetiti brzinu. Ova treća etapa analogna je periodu kočenja kod sletanja sa veštačkog satelita.

2. U svetu povećane teže

Pri naglom polasku voza iz mesta, putnik zadobija udar unazad i ako se iza njega nalazi zid, putnik će se osetiti pritisnutim uz njega. Nastaje opterećenje čiji je uzrok ubrzano kretanje. Dejstvo opterećenja na organizam potpuno je isto kao i dejstvo sile teže. Upravo, dejstvo opterećenja izazvanog potiskom raketnog motora osećaću i astronauti u kabini rakete. Kod starta ova sila je, naravno, veća od sile zemaljskog privlačenja, jer se inače raketa ne bi pomerila sa mesta — radi čega je i dobila naziv »preopterećenje« (kaže se trostruko, petostruko itd. opterećenje).

Kada bi pomoću raketnog motora koji se nalazi u slobodnom prostoru saopštili ravnomerno-ubrzano kretanje, tada bi se na brodu osećali potpuno isto kao i na planeti koja nas privlači sa postojanom silom.

Kod poletanja aviona pomoću katapulte pilot trpi četvorostruko opterećenje, tj. oseća se četiri puta težim nego što jeste; piloti kod akrobatskog letenja često trpe osmostruko opterećenje a za sportiste koji skaču u vodu šesnaestostruko opterećenje pri zagnjurivanju u vodu je obična pojava. Neophodno je ipak imati u vidu da se na katapultu vreme trajanja dejstva opterećenja meri sa nekoliko sekundi a kod skoka u vodu (tačnije, kod kočenja u vodi posle skoka) tek beznačajnim delom sekunde. Takođe je poznato da se na običnim saobraćajnim sredstvima može povećati brzina u toku dužeg vremena, ukoliko je ubrzanje malo. Navedeni primeri, međutim, nikako ne dokazuju da čovek može tokom dužeg vremena izdržati opterećenje neophodno za postizanje brzine kruženja.

Postoji li mogućnost da se pre ostvarenja vasijskog leta ustanovi kakvo opterećenje može bez opasnosti za život da izdrži čovek i u toku koliko vremena?

Centrifugalna sila takođe stvara opterećenje. Kod rotacionog kretanja može se dobiti po veličini svako opte-

rećenje u dugom trajanju. Čovek se može smestiti u obrtnu kabinu, neku vrstu vrteške koja se stavlja u vrlo brzo obrtno kretanje. Podešavanjem poluprečnika i brzine obrtanja, može se stvoriti isti osećaj kao i u datoj raketi za vreme leta. Dobijeni rezultati svedoče da posada rakete može izdržati ubrzanja (i opterećenja) vezana sa razvitkom brzine kruženja: četvorostruko-petostruko opterećenje u toku nekoliko minuta većina ljudi izdržava bez ikakve štete.

Stepen izdržljivosti čoveka na opterećenje veoma bitno zavisi od položaja tela za vreme rada motora. Čovek, naprimer, drukčije reaguje na opterećenje ležeći na leđima ili potrbuške, nego sedeći. Stojeći, čovek najviše oseća težu u nogama. U drugim, pak, položajima osećaj teže, kao i opšti zamor tela, biće drukčiji. Tako, manje se zamaramo sedeći, nego stojeći a najmanje — ležeći. Najefikasnije sredstvo za smanjenje zamora kod opterećenja je smeštanje čoveka u specijalno, individualno podešeno, odelo. Opiti su pokazali da specijalna »antigravitaciona« odela, u kojima se obezbeđuje pojačani pritisak oko nogu i donjeg dela tela s ciljem usporenja odliva krvi iz glave i olakšanog snabdevanja mozga krvlju, omogućuje čoveku da lako izdrži trostruko opterećenje.

Napominjemo da sposobnost za izdržavanje velikih opterećenja zavisi od individualnih osobina organizma i delom od trenaže. Opterećenja koja može relativno lako da izdrži jedan čovek, za drugoga mogu biti ubitačna.

3. U svetu bez teže

Videli smo da raketa, postigavši brzinu kruženja van granica atmosfere, neće više pasti natrag na Zemlju, nego će kružiti oko nje kao satelit. Pošto će, pri tome, centrifugalna sila biti izjednačena sa gravitacionom silom, astronauti neće osetiti svoju težinu.

U astronautičkoj literaturi pod pojmom »težina« obično se podrazumeva sila koja deluje na predmete i ljude u kabini vasionkog broda, pritiskujući ih na pod a ne gravitaciona sila k Zemlji koja nikada, razume se, ne iščezava. Dejstvo ove sile a ne gravitacione sile Zemlje, osećaju astronauti; upravo sila težine zateže oprugu vage

(u bezvazдушnom prostoru ova sila izazvana je isključivo potiskom raketnog motora a u vazduhu, pak, kombinovanim dejstvom potiska raketnog motora i otporom vazduha). Kada nje nema, predmeti ne pritiskuju jedan na drugog, ljudi ne osećaju nikakvu silu koja ih pritiskuje na pod, tojest, gube težinu.

Bestežinsko dejstvo na čoveka uspelo se izučiti za vreme visinskih letova mlaznih aviona. Za izvođenje takvih opita avion se penje na veliku visinu i u trenutku kada avion, penjući se, postiže maksimalnu brzinu, motori se isključuju. Avion se tada kreće po inerciji u vrlo razređenim slojevima atmosfere kao bačeni kamen, podnoseći samo beznačajan otpor vazduha. U ovim slojevima sila teže skoro potpuno iščezava (»skoro« — pošto ipak postoji izvestan otpor sredine). Napokon, bestežinski uticaj (istina nepotpun) na ljude i životinje može se izučavati za vreme vertikalnog padanja aviona ili padobranskog skoka sa zadržkom.

Ako se za vreme leta pomoću motora poništava uticaj aerodinamičkih sila, aparat se kreće u skladu sa istim zakonima, kao i u bezvazдушnom prostoru. Na taj način može se na mlaznom avionu stvoriti bestežinsko stanje u trajanju od 1 minute. Na usavršenom raketnom avionu ovo vreme se produžava do 2—3 minuta.

Izvršeni opiti su pokazali da je bestežinsko stanje u trajanju od 1 minuta bez štete po čoveka, mada u prvim trenucima on gubi svaku kontrolu nad svojim pokretima (oni postaju vrlo nagli).

Boravak na veštačkom satelitu može, ipak, trajati mnoge dane ili, čak, čitave nedelje i mesece i radi toga, zasada, možemo izgraditi tek više ili manje dokazane pretpostavke o osećaju astronauta. Neki istraživači pretpostavljaju da će i pri dužem bestežinskom stanju srce raditi normalno, ukoliko je njegov rad sličan radu pumpe sa zatvorenim ciklusom: srce treba samo da savladuje trenje krvi o zidove vena. Međutim, na takve pretpostavke se ne smemo osloniti, jer je rad srca tesno vezan sa centralnim nervnim sistemom.

Pitanja disanja u bestežinskim uslovima su složenija. Naprimer, kod kratkovremenog pada opaža se zastoj disanja. Ukoliko let na veštački satelit koji će čovek, usled

otsustva teže, osećati upravo kao pad, bude dugo trajao, moguće je da će doći i do primene uređaja za veštačko disanje. Uzimanje hrane može se vršiti i kad nema teže, jer je gutanje hrane uslovljeno skraćivanjem mišića jednjaka (gutanje tečnih materija može se vršiti čak i u slučaju kada je glava spuštена ispod tela).

U običnim uslovima fiziološki procesi se odvijaju u svakom položaju tela: uspravnom, sedećem ili ležećem. Prema tome, promena položaja organa tela u odnosu na pravac sile teže ne ispoljava bitan uticaj na njihov rad. Poznato je, međutim, da je vrlo teško dugo vremena držati glavu ispod tela. Ovo pokazuje da kod nekih neuobičajenih položaja tela, sila teže štetno utiče na organizam, ali se iz toga ne sme praviti zaključak da je za druge položaje tela prisustvo sile teže neophodno. Naprotiv, držeći se toga da se veći deo fizioloških funkcija obavlja pod uticajem snage mišića, procesa osmoze (probijanje kroz polupropusne pregrade opni) i t. sl. ipak se nadamo da odsustvo teže neće uneti znatniji poremećaj u funkcije organizma.

4. Veštačka teža

Dakle, zasad još ne raspoložemo eksperimentalnim dokazima da će se čovek osećati potpuno normalno u bes-težinskim uslovima. Moguće je da će biti potrebno primenjivati specijalna medicinska sredstva da bi se izbeglo poremećenje normalne funkcije ljudskog organizma (Obert). Usled dugog boravka u bestežinskom stanju astronautima takođe preči atrofija većine mišića.

Stvaranje veštačke teže koja bi zamenila silu teže bilo bi radikalno rešenje pitanja, ukoliko bi se pokazalo da je nedostatak teže pogibeljan za čovečji organizam.

Najjednostavnije je, na prvi pogled, stvoriti veštačko gravitaciono polje, podržavajući neprekidni rad motora, pa makar i na smanjenoj snazi, kako je to predlagao Esno-Peltri (1912 g.) Međutim, takav način povlači za sobom preterano veliku potrošnju goriva. Ali, postoji vanredno jednostavan način stvaranja veštačke teže a to je upravo obrtanje veštačkog satelita. Prema ideji K. E. Ciolkovskog koju je on izneo još krajem prošlog veka (1895 g.), vasion-ska letelica (naprimer veštački satelit) mora se sastojati iz

dva međusobno povezana tela. U potrebnom trenutku ovi se delovi odvajaju jedan od drugog, ostajući, ipak, povezani konopcima, i zatim pomoću malih raketnih motora stavljaju se u rotaciono kretanje oko njihovog zajedničkog težišta. Očigledno je da će se u bezvazdušnoj sredini, pošto sistem postigne potrebnu ugaonu brzinu, dalje obrtanje nastaviti po inerciji, bez učešća motora.

Sa gledišta fiziologije neće biti nesavladljivih prepreka za boravak na veštačkim satelitima. Za vreme rada motora, kod preleta na veštački satelit astronauti će, besumnje, moći izdržati četverostruko opterećenje u trajanju od nekoliko minuta. Ovo će omogućiti da se raketi saopšti brzina kruženja uz dosta ekonomične uslove rada motora.

Što se tiče leta rakete po inerciji, posle isključenja motora i na veštačkom satelitu, nismo potpuno sigurni da će nestanak teže u toku dužeg perioda biti neškodljiv za čovečji organizam. Čak ako bi i bilo štete, to ne mora da postane prepreka na putu stvaranja nastanjenih veštačkih satelita, pošto je tehnički potpuno moguće stvoriti osećaj teže pomoću rotacionog kretanja.

5. Pitanja ishrane i disanja

Mada su pitanja obezbeđenja astronauta kiseonikom, vodom i namirnicama za ishranu u hermetički zatvorenoj kabini veštačkog satelita već sada rešena, stručnjaci će morati da još mnogo rade na njihovom usavršavanju. A ova pitanja nisu drugostepena, ako se ima u vidu da veliki veštački sateliti mogu kružiti oko Zemlje mnogo godina. Zasad su slabo razrađena i pitanja mogućnosti kondicioniranja vazduha i prečišćavanja vode u veštačkom satelitu.

Kod raznih autora postoji veliko razilaženje u mišljenjima u pogledu obroka ishrane i kiseonika, neophodnih za snabdevanje astronauta: neki određuju ovaj obrok ispod 4 kilograma, drugi čak na 10 kilograma po čoveku dnevno. Za potpuno suve, ocedene namirnice, donja granica izgleda da je bliža istini. Za ove namirnice biće dosta nešto više od 1 kilograma kiseonika. (Ne treba zaboraviti da je proces disanja tesno vezan za varenje: što više jedemo, tim više

trošimo i kiseonika). Obzirom da ugljeni hidrati sa kiseonikom daju manje kalorija od belančevina i masti, ove treba da prevlađuju u hrani za astronaute.

Međutim, u visokokvalitetnim prehranbenim artiklima ugljeni hidrati sa kiseonikom mogu uspešno konkuri-sati mastima u pogledu kalorične sposobnosti. Zahvaljujući tome, jelovnik astronauta može biti raznovrstan, uz minimalnu težinu prehranbenih rezervi. Između ostalog, omiljeno jelo severo-američkih Indijanaca — pemikan (pasta od sušenog mesa, masti i soka jagoda*) obzirom na njegovu veliku kaloričnost i mogućnost čuvanja, verovatno će se visoko ceniti na veštačkom satelitu.

Dnevni obrok vode za čoveka iznosi 2 kilograma. Racionalniji izgleda predlog da se uzme voda i kiseonik u obliku vodonik superoksida. Ovo će omogućiti smanjenje zapremine kiseoničkih rezervoara, jer će se kiseonik naći kao upakovan u vodi. Osim toga, kod rasčlanjavanja vodonik superoksida na vodu i kiseonik, oslobađa se određena količina toplote koja se može iskoristiti za zagrevanje stanbenih prostorija.

Uređaj za postizanje regeneracije vode može biti pogodan samo za stalne satelite. Pri tome će se ukupna težina vode na satelitu sve vreme povećavati u korist sintetičke vode koja će se stalno proizvoditi u organizmu prilikom oksidacije vodonika koji se nalazi u suvim prehranbenim artiklima.

6. Štetna zračenja

Kao što je poznato, atmosfera naše planete pretstavlja sigurnu zaštitu svega živog na Zemlji od štetnih sunčevih zračenja koja apsorbuje kiseonik koji se nalazi u gornjim slojevima atmosfere pri njegovom pretvaranju u ozon. Ovaj proces odvija se na sledeći način: pod uticajem ultraljubičastog sunčevog zračenja, privlačne sile između atoma koji sačinjavaju molekul kiseonika, postaju nedovoljne, i vrši se disocijacija molekula — njihovo raspadanje. Ova pojava praćena je znatnim upijanjem energije sunčevih

*) Verovatno se radi o sušenom istucanom koncentrisanom mesu bizona (prim. prev.)

zraka iz ultraljubičastog dela spektra. Dalje se atom kiseonika nastao pri raspadu molekula spaja sa molekulom kisenioka i u tome procesu dobija se molekul azota koji se sastoji od tri atoma kiseonika.

Ozon se nalazi u stratosferi na promenljivoj visini od 16—50 kilometara. Ovo govori da upravo ovaj sloj vazduha apsorbuje ultraljubičaste zrake Sunca. Prema tome, čak i veštački satelit koji bude leteo veoma nisko neće biti zaštićen od njihovog dejstva. Istina, u zadnje vreme je uspelo pomoću visinskih raketa («Viking-11» i dr.) utvrditi (Taner, Velika Britanija), da je ultraljubičasto zračenje Sunca znatno manjeg intenziteta nego što se pretpostavljalo na osnovu posmatranja vršenih sa Zemlje. Radi toga je moguće da će sama oplata satelita biti dovoljna zaštita od ovih zračenja. U suprotnom slučaju, prostor između zidova biće moguće popuniti slojem kiseonika koji će se, dejstvujući analogno atmosferskom kiseoniku, pretvoriti u ozon, stvarajući barijeru protiv ultraljubičastih zrakova Sunca.

Što se tiče prozora kod veštačkih satelita, čak i obično staklo, kao što je poznato, u velikoj meri apsorbuje ultraljubičaste zrake.

Napominjemo da je manja količina ovih zrakova nepohodna za normalni rad organizma (higijeničari smatraju da bi prozore stanova trebalo snabdeti sa staklom koje propušta ultraljubičaste zrake).

Sunčev spektar sadrži takođe štetne rentgenove zrake, ali borba sa ovim zracima na veštačkom satelitu ne pretstavlja nikakve teškoće, jer njih lako apsorbuju svi građevinski materijali.

Prostor iznad atmosfere takođe je prožet kosmičkim zracima, od kojih veći deo zadrži zemljina atmosfera i koji se sastoje uglavnom od protona i alfa-čestica (jezgra vodonika i helijuma). Ako se uzme u obzir da ove čestice imaju brzinu blisku brzini svetlosti i da će kvadratni metar veštačkog satelita svakih deset minuta biti pogođen milionom (a može biti i sa nekoliko miliona) takvih projektila postaće jasno koliko je ozbiljna opasnost koja pretil veštačkom satelitu od strane kosmičkog zračenja. No nije za čoveka opasna samo ova takozvana primarna radijacija. Pri sudaru kosmičkih zrakova sa oplatom veštačkog sate-

lita (ili vasijskih odela), stvaraće se takozvano sekundarno zraćenje isto tako, kao što se stvara kod padanja kosmičkih zrakova u atmosferu Zemlje.

Po podacima Pomorske istraživačke laboratorije (SAD), samo 9 procenata registrovanih kosmičkih zrakova odnosi se na primarno zraćenje. Na visinama preko 100 kilometara, 35 procenata kosmičkih zrakova zadržava sloj olova od 2—4 santimetra.

Vodonik i spojevi u kojima se nalazi, kao što su voda i ugljeni hidrati, odlično su sredstvo zaštite od dejstva kosmičkih zrakova. Za tu svrhu je najpogodniji vodonik u čvrstom agregatnom stanju, ukoliko se u ovom slučaju čestice, podvrgnute bombardovanju kosmičkih zrakova, ne bi mešale sa ostalim vodonikom. Čelična pregrada morala bi biti 18 puta teža od vodene ili kerosinske. Čvrsti vodonik može istovremeno služiti i kao oklop koji će štititi veštački satelit od probijanja meteorskih tela (Djufer, SAD).

Za zaštitu čoveka od primarnih i sekundarnih kosmičkih zrakova, prema nekim autorima, bilo bi moguće prekriti veštački satelit olovnom okloпом debelim deset santimetara. No, dopremanje na veštački satelit čak i znatno tanjeg oklopa vezano je za ogromne teškoće.

Iz navedenog je jasno, da je pitanje kosmičkih zrakova vrlo važno s gledišta njihovog uticaja na čovečji organizam.

Laboratoriski opiti u ovom pravcu nalaze se u početnom stanju. Male životinje penjale su se u stratosferu na visinu od oko 30 kilometara i posle boravka od jednog dana na ovoj visini, nalazile su se dugo vremena pod pažljivim posmatranjem. Nikakve patološke promene nisu otkrivene. Indirektnim putem takođe se uspelo ustanoviti da čovečja koža, kratkotrajno podvrgnuta dejstvu kosmičkih zraka, ne gubi sposobnost za život (Ojgster, Švajcarska).

No, kako će delovati kosmički zraci na ljude koji će se nalaziti na veštačkom satelitu duže vremena? Ovo pitanje zasada ostaje otvoreno.

VIII. NA VEŠTAČKOM SATELITU

1. Dani, noći i godišnja doba na veštačkom satelitu

Kao i na Zemlji i na veštačkom satelitu smenjivaće se dani i noći. No, ovde oni neće ličiti na zemaljske. Pošto broj obilazaka veštačkog satelita oko Zemlje može dnevno dostići šesnaest (ovaj broj se menja u zavisnosti od visine leta), toliko puta se za jedan zemaljski dan i noć na satelitu smenjuju i jedno i drugo. Noć na satelitu — to je neka vrsta pomraćenja Sunca: Zemlja zaklanja Sunce. Satelit ulazi u senku Zemlje koja pokriva samo manji deo njegove putanje; radi toga je noć na satelitu uvek kraća od dana. Tako, naprimer, na veštačkom satelitu koji vrši 16 obilazaka za zvezdani dan, mesni dan trajaće 1 sat 29 minuta 45 sekundi a najduža »zimski« noć — 37 minuta.

Putanja veštačkog satelita može se tako proračunati, da satelit u toku mnogih dana ne dođe u senku (ili čak u polusenku) Zemlje. Radi toga ugao nagiba ravni putanje satelita u odnosu na pravac sunčevih zrakova (sl. 26) ne treba da bude veći od određene veličine. Sa izduženjem putanje ovaj ugao će se povećavati.

Tako, za veštački satelit koji se kreće na visini od 0,1 poluprečnika Zemlje, ugao α iznosi 116° , za trostruko veću visinu — 130° , za visinu ravnu 3 poluprečnika Zemlje on iznosi 166° .

Kod određenih razmera putanje maksimalno trajanje noći (i minimalno — dana) odgovara slučaju kada je ravan putanje paralelna sa sunčevim zracima. No i tada, teoretski, na veštačkom satelitu može i da ne vlada potpuna noć: ovo će se dogoditi ako se veštački satelit bude kretao na udaljenosti koja je veća od dužine potpune senke Zemlje, koja se nalazi na udaljenosti 217 puta većoj od poluprečnika Zemlje ili 3,6 puta većoj od udaljenosti Meseca od Zemlje.

Mada u poslednjem teoretskom slučaju na satelitu nikada ne može da zavlada noć, on će ipak ulaziti u polusenku Zemlje i tada će se s njega moći videti prolaznje Zemlje preko diska Sunca.

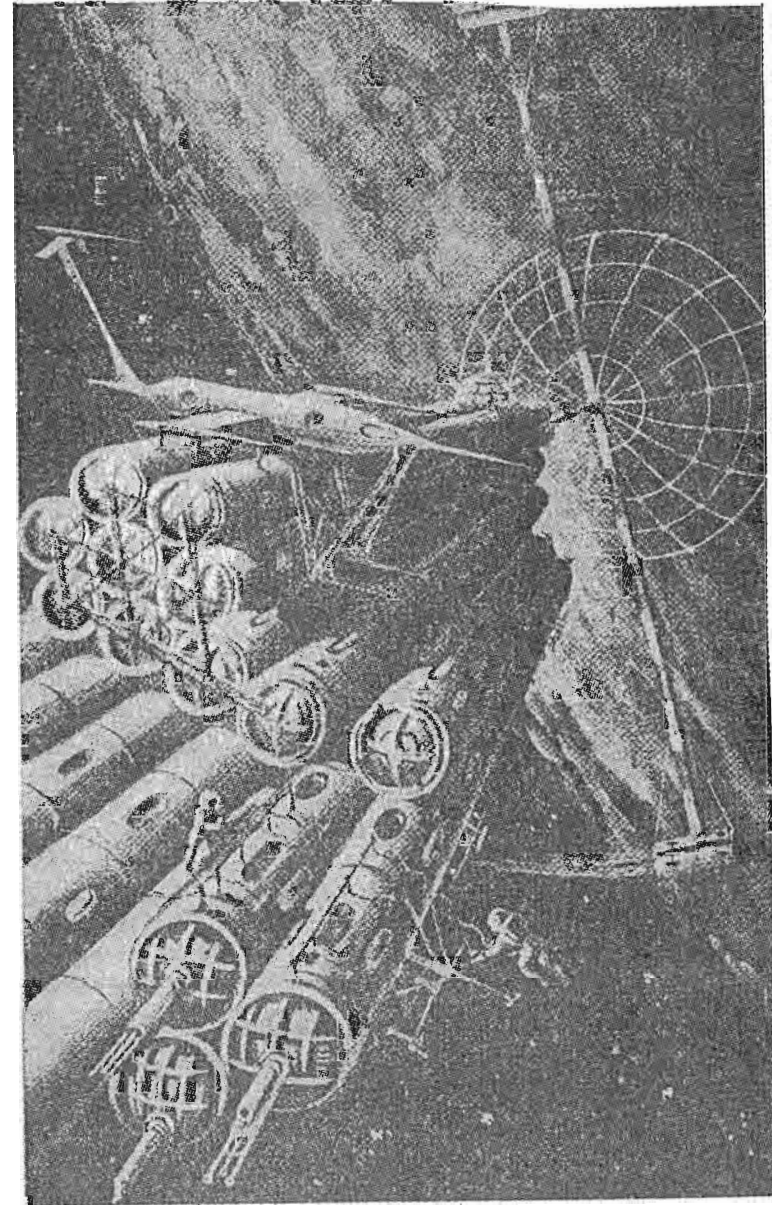
U tablici 8 (str. 136) navedene su vrednosti trajanja dana i noći za visine leta veštačkog satelita koje dostižu do 7.000 kilometara. Vidimo da, srazmerno udaljavanju od Zemlje, minimalno trajanje dana neprekidno raste a maksimalno trajanje noći u početku se smanjuje, pa zatim počinje rasti.

Tako, kod povećanja visine leta kod satelita od 200—1.000 kilometara, trajanje noći skraćuje se za 2 minuta i 20 sekundi. No, na visini od 200 kilometara noć traje za 6 sekundi više nego na dvostruko manjoj visini.

Tablica 8 — Trajanje dana i noći na veštačkom satelitu

Visina kretanja veštačkog satelita u kilometrima	Minimalno trajanje dana (uključujući sumrak)				Maksimalno trajanje noći		
	sati	min.	sek.	u procentima u odnosu na nultu vis.	min.	sek.	u procentima u odnosu na nultu visinu
0	0	42	13	100,0	42	12	100,00
200	0	51	09	121,2	37	15	88,24
1.000	1	10	07	166,1	34	55	82,71
2.000	1	32	08	218,2	35	01	82,94
3.000	1	54	40	271,6	35	51	84,92
4.000	2	18	11	327,7	36	56	87,49
5.000	2	45	06	386,3	38	06	90,24
6.000	3	08	58	447,6	39	20	93,17
6.378	3	18	59	471,3	39	48	94,28
7.000	3	35	56	511,5	40	35	96,13

Na veštačkom satelitu, kao i na Zemlji (vidi sl. 26), nastupanju noći prethodi sumrak. Sumrak će biti na satelitu i pred nastupanje dana. No, večernja polutama i sumrak pred zoru biće izazvani sasvim drugim uzrocima nego na Zemlji (gde svetlost rasipaju gornji slojevi atmosfere), a to je upravo prolazak satelita kroz polusenku naše



Sl. 25 — Jedna od mogućih varijanti konstrukcije nastanjenog veštačkog satelita. U središnjem delu vlada bestežinsko stanje; u obrtnom delu oseća se veštačka teža

planete. Veštački satelit najpre ulazi u polusenku Zemlje i tek posle toga tone u njenu potpunu senku. Dok se prečnik potpune senke Zemlje postepeno smanjuje, i na kraju opada do nule, dotle se polusenka Zemlje stalno povećava. Ukoliko se u toku mesne noći Sunce na satelitu uopšte ne bude videlo, u sumrak će se videti delimično.

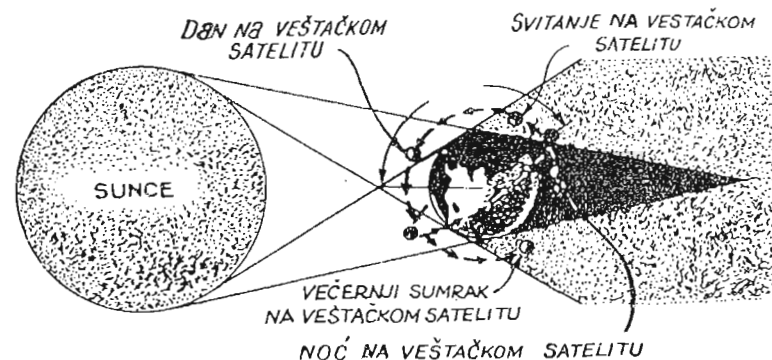
Na veštačkom satelitu takođe će biti sopstvena godišnja doba uslovljena, kao i na Zemlji, dužinom dana i noći, ali uzroci koji izazivaju ovu pojavu neće biti isti kao i na našoj planeti. Dok su na Zemlji promene dužine dana i noći u toku godine izazvane nagibom osovine zemljine lopte prema ekliptici, na veštačkom satelitu one se objašnjavaju različitim trajanjem boravljenja satelita u senci Zemlje. Uslovna zima na satelitu nastupiće u periodu najdužih noći a leto kod najdužih dana.

Čitav tok kalendara na satelitu određuje se time, što njegov put leži uvek u jednoj te istoj ravni, nepokretnoj u odnosu na zvezde. Uzmimo, naprimer, veštački satelit koji obilazi polove na visini od 210 kilometara. Ravan takvog satelita, kao i zemljina osovina, biće nagnuta prema ekliptici pod uglom $66^{\circ}33'$. Pretpostavimo da je za vreme septembarske ravnodnevice ova ravan paralelna u odnosu na sunčeve zrake. U trenutku kada satelit uđe u senku Zemlje, na njemu će nastupiti noć. Ovo će se dogoditi posle četiri minuta od trenutka kada satelit pređe iznad Severnog Pola i u toku ovih četiri minuta satelit će još biti obasjan sunčevim zracima, mada će predeo ispod njega u to vreme već obaviti noć. Kada se na satelitu rodi Sunce, površina Zemlje još uvek će se nalaziti u senci i ovo će ponovo trajati četiri minuta, dok satelit ne dostigne Južni Pol. Na taj način dan će na satelitu trajati $4 \times 4 = 16$ minuta više od noći, pri čemu će njegovo ukupno trajanje iznositi 52 minuta. U to vreme, na satelitu će biti najduža noć i zato će na njemu vladati zima.

Na opisanom satelitu, u junu i decembru, leto je u najvećem jeku, a krajem marta i septembra — sredina zime. Na taj način, u toku jedne zemaljske godine, na satelitu se smenjuju dve zime i dva leta.

Ako, pak, kružna putanja veštačkog satelita leži u ravni ekliptike, tada se i trajanje dana i noći na njemu, u toku čitave godine, neće menjati i godišnjih doba neće

biti. Kada se Zemlja ne bi kretala oko Sunca, tada bi trajanje dana i noći, na takvom satelitu, bilo onakvo, kako je navedeno u tablici 8. No, pošto u toku godine Zemlja pravi jedan obilazak oko Sunca i broj obilazaka satelita u odnosu na Sunce biće za jedan obilazak veći nego u odnosu na zvezde, u slučaju ako su pravac kruženja satelita oko Zemlje i Zemlje oko Sunca suprotni i za jedan obilazak manji, ako su jednaki. Prema tome, trajanje dana i noći takođe će biti različito u zavisnosti od pravca kretanja satelita. Naprimer, veštački satelit koji leti na visini jedne desetine poluprečnika Zemlje napravio bi u toku sideričke godine 5.400 obilazaka oko naše planete, u odnosu na zvezde. U odnosu na Sunce on bi napravio 5.399 obilazaka, u slučaju direktnog kretanja (jednaki pravci obilaženja) i 5.401 obilazak pri obratnom



Sl. 26 — Svitjanje, dan, večernji sumrak i noć na veštačkom zemljinom satelitu

kretanju (suprotni pravci). Usled ovoga, kod direktnog kretanja, period obilaženja veštačkog satelita, u odnosu na Sunce, povećao bi se za $1/5.400$ deo, tj. približno za jednu sekundu. Kod obratnog kretanja, period obilaženja satelita u odnosu na Sunce morao bi se za istu veličinu smanjiti. Istovremeno bi se za $1/5.400$ deo povećalo (ili smanjilo) trajanje dana i noći.

Navedena popravka raste sa visinom leta satelita. Tako, za visinu jedan, dva i tri poluprečnika ona već iznosi, za svaku visinu, $1/2.002$, $1/1.199$, $1/779$. Ako za

satelit koji leti na visini od jedne desetine poluprečnika Zemlje ova razlika iznosi svega ± 1 sekundu, onda kod poslednjeg navedenog slučaja dobija se već ± 1 minuta. Za veštački satelit koji se kreće u pojasu Meseca, u suprotnim pravcima po krugovima jednakih razmera, razlika u periodu obilaska u odnosu na Sunce već bi premašila četiri dana.

Na trajanje dana i noći na satelitu takođe utiče i oblik putanje. Gore smo razmatrali kružne putanje. No, ako pri istom periodu kruženja satelita njegova putanja ne bude kružna nego eliptična, tada će se trajanje dana i noći izmeniti. Kod toga spljoštenost putanje, nezavisno od njenog položaja, izazvaće, po pravilu, povećanje trajanja dana i noći u poređenju sa njihovim trajanjem u slučaju kružnog kretanja. Napominjemo da će kod toga trajanje noći biti, po pravilu, duže u apogeju, nego u perigeju. Mada je u apogeju senka Zemlje uža nego u perigeju (za koji mi pretpostavljamo da se nalazi na površini Zemlje), zato se u apogeju, u znatno većem stepenu, usporava kretanje samoga satelita.

Najveće promene u trajanju dana (ili noći) u toku godine moraće se dogoditi na satelitu sa putanjom upravnom na ravan ekliptike. Može se, uslovno, nazivati zimom period vremena kada satelit ulazi (po pravilu, periodično) u potpunu senku Zemlje (tojest, kada na njemu, osim dana i sumraka, postoje i noći), prolećem i s jeseni — periodi kada on ulazi u polusenku naše planete (tojest, kada u toku dana i noći na satelitu postoji samo dan i sumraci) i, na kraju, letom — takav period, kada satelit u toku mnogih obilazaka oko Zemlje potpuno izbegava i senku i polusenku, budući da je sve vreme obasjan sunčevim zracima. Trajanje godišnjeg doba za takav satelit navedeno je u tablici 9. Kod sastavljanja tablice dozvoljavalo se da se, naprimer, u početku zime ili proleća, kada putanja dodiruje senku ili polusenku Zemlje, sam satelit nalazi upravo u mestu dodirivanja. U stvarnosti takvo poklapanje neće se po pravilu dogoditi. Radi toga, smenjivanje godišnjih doba na satelitu teći će nešto drukčije, nego što je navedeno u tablici, ali popravke u njihovom trajanju ne mogu biti veće od perioda obilaženja satelita oko Zemlje.

Izmenе trajanja noći na veštačkom satelitu zavisiće od visine kretanja satelita: što se više nalazi putanja satelita, time će se naglije produžavati noć u početnom periodu mesne zime i time će brže ono, zatim, opadati.

Ovo se objašnjava iz dva uzroka. Kao što smo videli s povećanjem visine kretanja satelita, s jedne strane, povećava se trajanje noći na njemu a s druge — skra-

Tablica 9 — Trajanje godišnjih doba na veštačkom satelitu, čija je ravan putanje upravna na ekliptiku

Visina kretanja veštačkog satelita u poluprečnicima Zemlje	Trajanje »proleća« ili »jeseni« u danima	Trajanje »leta« u danima	Trajanje »zime« u danima
0,1	0,56	51,86	129,65
0,2	0,56	67,51	114,00
0,3	0,56	80,01	101,50
0,4	0,56	89,53	91,98
0,5	0,56	97,20	84,31
0,7	0,56	108,93	72,58
1	0,56	121,17	60,34
1,5	0,56	134,20	47,31
2	0,56	142,53	38,98
3	0,56	152,67	28,84
4	0,56	158,63	22,88

ćuje se zima. Tako, kod poluprečnika putanje od 1,1 poluprečnika Zemlje, produženje noći na satelitu ne premašuje minut i po, dok u isto vreme, za satelit koji se kreće po krugu sa prečnikom koji je deset puta veći od prečnika Zemlje, odgovarajuća veličina dostiže 37 minuta. Najmanje promene u trajanju noći su sredinom zime koja vlada na satelitu.

2. Kretanje nebeskih tela kod posmatranja sa veštačkog satelita

Izgled neba sa veštačkog satelita biće sasvim drukčiji nego sa površine Zemlje. Našim očima, očima ljudi koji žive na severnoj polulopti, nepristupačan je veći deo

nebeskog svoda južne polulopte, kao što je stanovnicima južne polulopte nevidljiv veći deo severnog nebeskog svoda. Sa veštačkog satelita, nezavisno od pravca njegovog kretanja, moći će se, u toku mesnih »dana« (tojest u toku jednog obilaska oko Zemlje) posmatrati čitava nebeska sfera.

Za mesne zvezdane dane posmatraču sa veštačkog satelita izgledaće da je Zemlja napravila puni obrt oko satelita. Ako se ravan putanje satelita bude poklapala sa ekliptikom, tada će se Zemlja pomerati duž zodijakovog pojasa, prolazeći kroz sazvežđa Ovna, Bika, Blizanaca, Raka, Lava, Device, Terazija, Škorpije, Strelca, Jarca, Vodolije i Riba i vraćajući se k sazvežđu Ovna (ili obrnuto — u zavisnosti od pravca kretanja satelita). Ako satelit bude proletao iznad polova, tada će u toku mesnih zvezdanih dana posmatrač sigurno videti Malog Medveda i sazvežđa bliska južnom nebeskom polu — Kameleona, Rajske Ptice, Stonog Brda i dr. U ovom slučaju Zemlja će, s vremena na vreme, prekrivati Polarnu zvezdu i niz drugih zvezda koje se nalaze duž nebeskog meridijana, u čijoj ravni leži putanja veštačkog satelita. Zemlja može periodički prolaziti, naprimer, kroz sazvežđa Andromede i Kasiopeje, duž 15° meridijana i zatim, obišavši nebeski svod i prošavši na suprotni, 195° meridijan (uporedi sa globusom) preći sazvežđe Gonič Pasa i Bereničina Kosa. Ako bi se okrenula ravan putanje satelita za 90° oko osvine vasiona (i Zemlje), tojest tako, da satelit nastavlja obilaženje polova, tada će Zemlja periodički prolaziti kroz sasvim druga sazvežđa, zapravo, kroz sazvežđa Orla, Kozoroga, Velikog Psa, Malog Psa i Strelca.

Ako putanja bude kružna, tada će na nebeskoj sferi vidljivo kretanje Zemlje biti ravnomerno. U slučaju, pak, ekliptične putanje usled neravnomernosti kretanja samog satelita a takođe i zbog promene udaljenosti do Zemlje, posmatraču na satelitu će izgledati da se Zemlja čas ubrzava, čas usporava svoje kretanje po nebeskom svodu. Ako se, naprimer, apogej satelita nalazi dva ili tri puta dalje od centra Zemlje, nego perigej, tada će se, za vreme prolaznja satelita kroz najudaljeniju tačku njegove putanje, prividno ugaono pomeranje Zemlje po zvezdanom nebu

smanjiti četiri ili devet puta, u poređenju s ugaonim pomeranjem u perigeju za isti vremenski interval.

Prirodno je da će se, kod kretanja satelita po elipsi, ugaoni prečnik Zemlje neprekidno menjati, jer što je veća udaljenost koja razdvaja posmatrača od gledanog predmeta, time je manji ugao pod kojim se vidi dati predmet.

Za posmatrača na veštačkom satelitu Mesec će takođe biti u stalnom kretanju, u odnosu na nebeski svod, koje će delimično biti izazvano sopstvenim pomeranjem satelita u prostoru. No, dok je usled ovog prividno kretanje Zemlje po velikom krugu nebeske sfere uvek pravolinisko (što se objašnjava prolazanjem ravni putanje satelita kroz centar Zemlje), put Meseca može takođe izgledati kružan i elipsast. Pretpostavimo, naprimer, da je kružna putanja veštačkog satelita upravna na liniju Zemlja—Mesec. Prema pomeranju satelita, posmatrač će videti Mesec na promenljivoj pozadini zvezda, slično kao što kroz prozor voza koji se kreće vidimo telegrafске stubove koji se pomeraju na pozadini pejzaža. U toku jednog obilaska satelita oko Zemlje, Mesec će opisivati krug koji će biti tim veći, što je veća putanja veštačkog satelita. Jednostavni proračun pokazuje, naprimer, da će kod poluprečnika putanje deset puta većeg od ekvatorijalnog poluprečnika Zemlje, Mesec opisati krug sa poluprečnikom koji će se videti pod uglom od 9 do 10° (njegova veličina menjaće se zavisno od toga da li se Mesec nalazi u apogeju ili perigeju).

Ako ravan kružne putanje satelita bude nagnuta u odnosu na pravu Zemlja—Mesec, izgledaće da Mesec opisuje elipsu. Kod kretanja samog veštačkog satelita po elipsi vidljivo kretanje Meseca biće elipsasto ili kružno, u zavisnosti od ugla nagiba putanje.

Što se tiče prividnih razmera Meseca, oni će se menjati tek kod kretanja satelita po krugu čija ravan je upravna na pravu koja prolazi kroz centar Zemlje i Meseca. U svim drugim slučajevima veličina vidljivog diska Meseca će se menjati. Najveća promena prividnog prečnika Meseca dešavaće se tada, kada ravan putanje bude prolazila kroz centar Meseca. Tako, ako prečnik kružne putanje satelita iznosi dvadeset poluprečnika Zemlje, onda će u opoziciji (tojest kada se veštački satelit nalazi na

najbližoj udaljenosti od Meseca) Mesec za posmatrača izgledati dvaput veći nego u položaju konjunkcije (tojest kada je Mesec najudaljeniji od satelita). Ako se, pak, poluprečnik putanje poveća 2,75 puta, tada će, u opoziciji, disk Meseca izgledati 22 puta veći nego u konjunkciji, i preko 11 puta veći nego kod posmatranja sa površine Zemlje.

Prividno kretanje Sunca, izazvano pomeranjem satelita, ima isti karakter kao i prividno kretanje Meseca. Međutim, zbog velike udaljenosti naše dnevne zvezde, ovo kretanje će biti kud i kamo manje primetno.

3. Život u bestežinskim uslovima

Ako na veštačkom satelitu ne bude stvoreno veštačko gravitaciono polje, tada će fizičke pojave na njemu biti suštinski drukčije od pojava koje se događaju na Zemlji i na koje smo navikli.

Usled odsustva teže, pretstave o tome šta je »gore« i »dole« iščeznuće, privlačne sile između predmeta u satelitu neće se primećivati zbog malih uzajamno dejstvjućih masa. Ljudi se mogu odmarati u bilo kom položaju. Hodanje će biti nemoguće, jer neće biti pritiska nogu na oslonac, pa prema tome neće biti ni trenja koje je neophodno za kretanje.

Kretanje unutar veštačkog satelita biće moguće na taj način, što će se ljudi hvatati za zidove i učvršćene predmete i privlačiti se sopstvenom snagom k njima ili što će se otiskivati od njih. Kod izlaska iz veštačkog satelita u vasioni prostor, astronaut će, očigledno, morati s njim održavati vezu pomoću konopca. On može uzeti sa sobom težak predmet privezan za tanak konopac i odbacujući ga od sebe u jednom pravcu, pomeraće se u suprotnom pravcu (na osnovu zakona o očuvanju centra mase pri dejstvu samo unutrašnjih sila). Isti efekt se može postići pomoću male rakete ili pištolja, ali su ovi načini vezani za bespovratni gubitak mase.

Običan nameštaj i pribor neće se moći koristiti. Da bi svaki predmet ostao na svome mestu, on se mora pričvrstiti. Kod spremanja hrane biće potrebno sudove pokrivati poklopcima i obrtati ih da bi njihov sadržaj prillegao uz zidove. Biće vrlo pogodno koristiti se elektro-

magnetskim i električnim priborima koji treba da dobro služe u bestežinskim uslovima.

Kod izlivanja iz posuda tečnost će se pretvoriti u loptu usled dejstva površinskog napona. Pri dodiru sa čvrstim telom kohezivne sile mogu prevagnuti nad silom površinskog napona i tada će se tečnost razliti po površini tela. Uopšte, rukovanje tečnostima biće dosta nezgodno. Umivanje će biti moguće samo pomoću nakvašenog šunđera ili peškira. Da bi se ispraznila flaša, biće potrebno da se u pravom smislu reči »stisne« zajedno sa tečnošću koju sadrži ili će se morati iskoristiti centrifugalni efekat, obrćući flašu u velikom luku, ili će se na kraju pribeci pumpi ili gumenoj kruški.

Za održavanje plamena u plameniku, biće potrebno stalno dodavati neprekidni mlaz kiseonika: bez toga produkti sagorevanja neće se odvajati od plamena i on će se ugasiti. Odelo mora biti tako izrađeno, da se zadržava na telu, nezavisno od gravitacione sile.

Na taj način, upravljanje mnogim pojavama i funkcijama na veštačkom satelitu biće nešto otežano. S druge strane, neke funkcije pri odsustvovanju teže bitno se olakšavaju.

Na veštačkim satelitima na kojima u celini ne bude stvorena veštačka teža, može biti neophodno da se ona stvori u određenim »kutićima« za vršenje nekih opita. Naprimer, za vreme slobodnog leta veštačkog satelita neće se ispoljavati sila teže u jonizacionim komorama a to će ometati stvaranje maglene trake pri prolazu naelektrisanih čestica. U ovom slučaju sila teže može se zameniti centrifugalnom silom koja se može stvoriti obrtanjem jonizacione komore oko njene uzdužne osovine. Takav metod već se primenjuje u savremenim visinskim raketama.

4. Kondicioniranje vazduha

Moguće je da će pri pravilno podešenim sastavnim elementima vazduha astronauti moći normalno disati kod pritiska u kabini mnogo niže od jedne atmosfere. A što manji bude pritisak u prostorijama veštačkog satelita, moći će da budu tanji njegovi zidovi.

Vazduh u kabini može se neprestano pročišćavati putem hlađenja u specijalnom kondenzatoru, do temperature na kojoj je ugljendioksid tečan, tojest, do -78°C . Pri tome će se, u početku, kondenzovati voda a zatim i tečni ugljendioksid. Pročišćenom vazduhu će se dodavati u potrebnoj količini kiseonik i nešto malo vodene pare (manje nego što je bilo uzeto), posle čega se smeša mora zagrejati do normalne temperature. Dim koji se stvara prilikom pušenja i gasovi koji nastaju kod spremanja hrane, mogu se kondenzovati na hladnim površinama a talog zatim sastrugati pomoću raznih četaka.

Ipak, kondicioniranje*) vazduha u kabinama satelita biće otežano činjenicom da je proces disanja i lučenja vodene pare od strane čoveka veoma neravnomeran. Kako su pokazali opiti kod napornog rada, u toku jednoga sata, čovek može osloboditi u obliku pare kilogram vode (kod skoka sa padobranom ispari se do pola kilograma vode).

Teško da će biti celishodno prebaciti na veštački satelit teški regeneratorski uređaj za obnavljanje sastava vazduha na kraći rok. Jednostavnije će, izgleda, biti zameniti pokvarenu mikroatmosferau svežom, putem »provetravanja« kabina na sledeći način: povlačeći se u usudnu kabinu (ili oblačeći vasiono odelo) astronauti okreću slavinu, ispuštajući iz napuštene prostorije vazduh u vasioni prostor. Takva operacija će biti kratka, jer će vazduh brzinom zvuka poleteti napolje. Potom se slavina zatvara i kabina se puni svežim vazduhom. Izdvajanje ugljene kiseline takođe se može vršiti pomoću hemiskih sredstava. Tako, naprimer, u zaronjenoj podmornici uspeva se, pomoću posebnih apsorbera (upijača), odstraniti ugljena kiselina za mnogo dana.

Mikroatmosfera se ne mora sastojati od čistog kiseonika koji povećava opasnost od požara, brzo oksidira i kvari prehranbene artikle, nego takođe mora da sadrži inertne gasove. Između ostalog često predlažu da se u svojstvu sastavnog dela mikroatmosferae vasionkog broda iskoristi helijum, pošto je on znatno (za 7,4 puta) lakši od azota. Međutim, helijum se brže od svih drugih gasova

*) Kondicionirati (od francuske reči »conditionner«) znači dobro očuvati, održati u dobrom stanju. (prim.prev.)

gubi kroz mikroskopske otvore, ima tačku ključanja blizu apsolutne nule, poseduje veliku specifičnu zapreminu i slab je provodnik zvuka. Ove osobine ga čine nepogodnim za sastavni deo mikroatmosferae. Opitima je utvrđeno da čisti kiseonik pod pritiskom od 190 milimetara živinog stuba izaziva iste reakcije kao i vazduh na morskoj površini. Ipak, pri dužem udisanju čisti kiseonik vrši na organizam oslabljujuće dejstvo. Smatra se da smanjenje parcijalnog pritiska*) kiseonika do 150 milimetara živinog stuba ne može izazvati fiziološki poremećaj, ako ukupni pritisak nije ispod 190 milimetara živinog stuba. Radi toga se za veštački satelit predlaže mikroatmosfera od 190 milimetara živinog stuba, u kojoj parcijalni pritisak kiseonika iznosi 160, vodene pare 20 i ugljendioksid gasa 10 milimetara živinog stuba (Grent, SAD). Smatra se da drugi gasovi nisu neophodni za funkcionisanje čovečjeg organizma, ali ovu pretpostavku je potrebno proveriti, tim više što, kako se utvrdilo u poslednje vreme, azot u manjim dozama igra izvesnu ulogu u razmeni materija.

Neophodnu rezervu kiseonika najpogodnije je uzeti u tečnom obliku. U ovom slučaju i zapremina rezervoara biće manja od balona za gas. Konstrukcija rezervoara za čuvanje sabijenog kiseonika može se izvesti po principu Djuarovih sudova (kao u termosu), što će obezbediti dugotrajno čuvanje sabijenih gasova. Prebacivanje kiseonika sa Zemlje na veštački satelit, može se ostvariti čak i u čvrstom stanju, što će zahtevati i najlakšu ambalažu. Kiseonik za disanje može se obezbediti takođe uzevši ga u sastavu superoksida natrijuma koji apsorbuje ugljenu kiselinu i suvišnu vlagu i oslobađa kiseonik. Još bi pogodniji bio superoksid vodonika u čvrstom stanju.

Pri bestežinskim uslovima, u mikroatmosferae veštačkog satelita nema pojave konvekcije (cirkulacije vazduha između gornjih i donjih slojeva) što može, između ostalog, izazvati gušenje: vazduh se ustoji, pri čemu se formiraju »džakovi« ugljendioksida, čineći nemogućim procese disanja (a takođe i proces gorenja plamena). Radi toga, u kabinama se mora, pomoću ventilatora i drugih sred-

*) Parcijalni pritisak gasa u smeši je onaj pritisak koji bi taj gas imao ako bi zauzimao celu zapreminu smeše.

stava, stalno mešati vazduh i istovremeno vršiti prinudna jednostrana cirkulacija vazduha.

Za vreme stratosferskih letova, posade aviona obezbeđuju se veštačkom mikroatmosfera pomoću specijalne aparature koja uz odgovarajuća usavršavanja može biti primenjena i na veštačkom satelitu.

5. Helio tehnika na veštačkom satelitu

U popularnoj literaturi dosta često se srećemo sa pogrešnim pretstavama o »temperaturi međuplanetarnog prostora«. Stvar je u tome, da materiju kojom je ispunjen međuplanetarni prostor praktično ne treba uzimati u obzir radi njene veoma male gustine. Prema tome, međuplanetarni prostor nema nikakve temperature i za razliku od atmosfere sredine koja nas na Zemlji okružuje, ne greje i ne hladi.

Za održavanje temperature unutar veštačkog satelita, moći će se primeniti veštačko zagrevanje. Pri tome će biti potrebno preduzimati mere protiv gubitka toplote kroz zidove kabine; naprimer pomoću oblaganja kabine za toplotu nepropustljivim materijalom, međutim, teško da će se primenjivati veštačko zagrevanje, vezano s potrošnjom goriva. Normalno će se temperatura u prostorijama veštačkog satelita održavati bez bilo kakve potrošnje goriva — korišćenjem energije sunčevih zrakova. Zapravo, svako telo podvrgnuto dejstvu sunčevih zrakova, zagreva se ili ohlađuje dotle, dok se količina upijene toplote ne izravna sa količinom toplote koju zrači, posle čega se temperatura tela ustali na određenoj stalnoj nivou — na takozvanoj ravnotežnoj temperaturi.

Ravnotežna temperatura tela zavisi od vrste materije od koje je ono sastavljeno, od položaja i osvetljavane površine tela u odnosu na sunčeve zrake i, na kraju, od udaljenosti od Sunca. Naprimer, na putanji veštačkog satelita temperatura apsolutno crne kugle koja se brzo okreće oko ose upravne na sunčeve zrake, iznosiće približno plus 3°. Temperatura apsolutno crnog valjka sa visinom od 5 dijametara variraće od -93 do +13°, u zavisnosti od položaja valjka u odnosu na sunčeve zrake.

U trenutku zalaska veštačkog satelita u senku Zemlje, njegova ravnotežna temperatura naglo opada a kod ponovnog obasjavanja satelita sunčevim zracima naglo se penje. Biće neophodno ublažiti ove nagle prelaze temperature, ne samo radi normalnog funkcionisanja živih organizama koji se nalaze na satelitu (naprimer male životinje), nego i radi različitih aparata.

Što se tiče udaljenosti veštačkog satelita od Sunca, ona se praktično može smatrati jednakom udaljenosti Zemlje od Sunca: ona će se sasvim malo menjati u toku godine. U januaru će ono biti za 3,3 procenta manje nego u julu i tada će se intenzivnost sunčevog zračenja na satelitu povećati za 7 procenata.

Apsolutno crno telo potpuno upija sunčeve zrake. Tela druge boje odbijaju deo sunčevih zrakova u većoj ili manjoj meri. Ova okolnost omogućuje da se lako i u širokim granicama podešava temperatura u prostorijama veštačkog satelita. Biće dovoljno da se jedan od spoljnih zidova satelita presvuče omotačem od materijala koji snažno upija sunčeve zrake a drugi deo — omotačem koji dobro odbija zrake i okretati ove omotače na odgovarajući način u odnosu na Sunce (zgodnije bi bilo okretati omotače zajedno sa satelitom).

Postojeće zalihe tečnog kiseonika i drugih sabijenih gasova na međuplanetarnoj stanici moraju se, naravno, čuvati na potpuno određenoj niskoj temperaturi. Ovi protivrečni zahtevi uslovljavaju prilično složenu konstrukciju međuplanetarne stanice. Za rešenje ovog zadatka biće, naprimer, moguće odvojiti rezervoare sa tečnim gorivom od putničke kabine i u njima veštački održavati nisku temperaturu. Ako se održavanje niske temperature na strani koja je okrenuta Suncu ne može obezbediti pomoću izolacionog materijala, sadržina materijala moraće se mešati mehaničkim putem. Postojanje atmosfere na površini Zemlje unosi primetnu popravku u veličinu ravnotežne temperature, uslovljene sunčevim zračenjem. Ovo se događa usled konvekcije koja oduzima toplotu od zagrevanog tela. Zbog toga se podaci o zagrevanju tela, dobijeni iz svakodnevnih opita, ne mogu primeniti u slučaju kada se telo nalazi u vasionom prostoru; neka tela koja se u

vazduhu zagrevaju jače nego druga, u praznini će imati nižu temperaturu.

Na veštačkom satelitu energija sunčevih zraka može, takođe, biti iskorišćena i za tehničke svrhe, delom i za proizvodnju mehaničke i električne energije. Na satelitu (ili blizu njega) može se, naprimer, postaviti odavno primenjivani tip sunčeve parne mašine u kojoj se kazan zagreva koncentrisanim snopom sunčevih zraka odbijenih od ogledala velikih razmera. U vasijskom prostoru takođe će se lako vršiti zgušnjavanje pare sa zasenčene strane uređaja. Napominjemo da je temperaturni prelaz između osvetljene i zasenjene strane na veštačkom satelitu znatno nagliji nego na Zemlji a zahvaljujući ovome koeficijent korisnog dejstva heliouređaja na satelitu može biti veći.

U zemaljskim uslovima, za dobijanje sile od jedne konjske snage, sada je potreban heliouređaj sa ogledalom površine 17 kvadratnih metara. Na veštačkim zemaljskim satelitima teoretski bi se, usled odsustva atmosfere, mogli postići nešto bolji rezultati. No, praktični uslovi rada na veštačkom satelitu su, naravno, neuporedivo složeniji. Dobro je poznato da i na čvrstoj Zemlji heliotehnika još nije postigla dovoljno dobre rezultate. Heliouređaji su veoma teški. Primena novih metoda pretvaranja sunčeve u električnu energiju, naprimer putem iskorišćavanja fotoelemenata i baterija od poluprovodnika, možda će dati bolje rezultate.

Iznosimo poglede Štulingera (SAD) o snabdevanju energijom automatskih veštačkih satelita.

Silicijumski fotoelement postavljen na veštački satelit može pretvarati sunčevu energiju u električnu. Takvi fotoelementi daju struju od 50 vati na 1 kvadratni metar snopa sunčevih zrakova. Fotoelement se automatski postavlja upravno prema sunčevim zracima. Ipak, fotoelektrični generator struje ne može beskonačno raditi. Sada je, čak, neizvesno može li on služiti u toku nekoliko meseci.

Duži je rok službe baterija termoelemenata. Poseban automat usmerava ogledalo upravno na sunčeve zrake. Termoelementi se na jednom kraju zagrevaju koncentrisanim sunčevim zrakama, a na drugom se hlade. Hlađenje

termoelemenata može se ostvariti pomoću uljnog radijatora koji radi na principu zračenja. Za dobijanje 1 kilovata toplotne energije pomoću crnog tela (radijatora), smeštenog u senci sa temperaturom od 100°C potreban je radijator sa površinom od 0,93 kvadratna metra. Kod temperature, pak, od 20°C zračeća površina mora biti već za 2,7 puta veća, jer jačina zračenja raste proporcionalno četvrtom stepenu apsolutne temperature tela. Uređaj za hlađenje sačinjavaće više od polovine ukupne težine generatorskog uređaja.

Za vreme prolaska satelita kroz sunčeve zrake, deo proizvedene elektroenergije mora ići na punjenje akumulatora koji će početi raditi u trenutku ulaska satelita u senku Zemlje.

Termoelementi se takođe mogu zagrevati radioaktivnim izotopima kod čega se kinetička energija beta-raspadanja, pri upijanju čestica raspadanja od strane same mase izotopa i zidova gde su smešteni, pretvara u toplotnu energiju. U tom cilju se predlaže korišćenje elementa stroncijum-90, čiji period poluraspadanja iznosi 20 godina. No, za proizvodnju 1 kilograma ovog izotopa potrebno je iskoristiti 25 kilograma urana ili plutonijuma. Količina neophodnih sirovina znatno će se smanjiti ako se zadovoljimo stroncijumom-89, čiji period poluraspadanja traje svega 53 dana. Za izlaznu snagu struje od 100 vati bilo bi potrebno 18,1 kilogram stroncijuma-90.

Kod korišćenja izotopa, brojače naelektrisanih čestica i druge instrumente osetljive na radioaktivna zračenja, neophodno je zaštititi od gama i rentgen zrakova zaštitnom pregradom. Kod težine aparature sa registrujućim instrumentima od 27 kilograma i težine radio prijemnika od 14 kilograma, ukupna težina veštačkog satelita sa fotoelektričnim izvorom struje iznosiće 159 kilograma a sa termobaterijom, zagrevanom Suncem ili izotopom — oko 206 kilograma. Koeficijent korisnog dejstva predloženih izvora električne energije iznosi približno 5 procenata a njihova težina — od 0,7 do 1,1 kilograma na vat. Parna mašina sa elektrogeneratorom ukupne snage od 100 vati imala bi manji koeficijent korisnog dejstva, dok bi kod snage od 20 kilovata njen koeficijent korisnog dejstva dostizao 10

do 15 procenata. S druge strane postoje osnovi da će se koeficijent korisnog dejstva elemenata od poluprovodnika uspeti znatno povećati. Fotoelektrični generatori struje mogu biti pogodniji od elektromašinskih generatora. Kod snage koja dostiže do nekoliko stotina vati i trajanju rada od nekoliko dana, sada obični galvanski elementi imaju prednost pred svim drugim izvorima elektroenergije. Najbolji izvori ovog tipa daju 0,11 kilovat časova na 1 kilogram težine baterije. Između ostalog, živine baterije ne samo da daju najjaču struju po jedinici težine, nego imaju i najveće vreme trajanja.

6. Uređaji za merenje

Merni, navigacijski i drugi naučni instrumenti i agregati kojima će biti opremljeni veštački satelit i prenosne rakete, moraju biti prilagođeni za rad, kako u bestežinskim uslovima, tako i u uslovima povećane težine.

Za merenje pritiska vazduha u kabinama rakete i satelita nužno je koristiti se aneroidom, pošto je obični živin barometar nepodesan za tu svrhu. Ustvari, aneroid je zasnovan na elastičnoj deformaciji čvrstog dela a ovo svojstvo se ne menja usled povećanja ili iščezavanja ubrzanja kojem je podvrgnut instrument. Živin barometar zasnovan je na izjednačenju pritiska vazduha i težine odgovarajućeg stuba žive. No, dok se pritisak vazduha u kabini rakete praktično neće menjati ni za vreme rada motora, ni za vreme leta sa isključenim motorom, težina živinog stuba bitno će zavisi od veličine potiska raketnog motora.

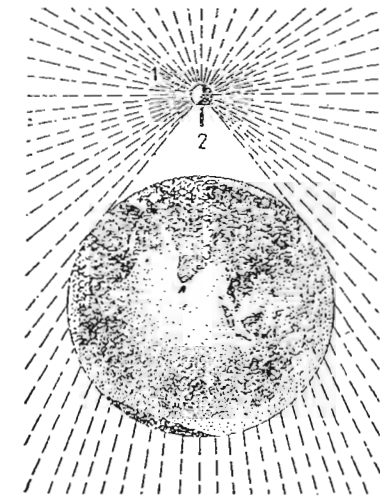
Tako, naprimer, ako se posle uključivanja motora sila teže na raketi poveća za četiri puta, pritisak vazduha u kabini rakete će se uravnotežiti stubom žive četiri puta manjim od normalnog, što posmatrača može dovesti u zabludu. Kod leta, pak, po inerciji (na raketi ili veštačkom satelitu) masa žive, uopšte, gubi svoju težinu, zbog čega se živa u uskom kolenu podiže do samog vrha i barometar prestaje da zapaža promene pritiska.

U slučaju manjeg gubitka vazduha iz prostorije veštačkog satelita, njegov pritisak može vrlo sporo opadati i biti neprimetan za običan aneroid. Zbog toga za kontrolu

hermetičnosti kabine biće primenjeni posebni (diferencijalni) detektori isticanja. Napominjemo, ipak, da stalni pritisak mikroatmosfera nikako ne daje garanciju da nema gubitaka, pošto će u kabinu neprestano priticati sveži vazduh.

Zbog gubitka težine za vreme leta po inerciji, sat sa klatnom i tegovima neće moći da radi. Ali, ovde nije dovoljno zameniti tegove oprugom. Kada pri uzletanju raketni motor razvije veliko ubrzanje, hod klatna će biti učestaniji i sat će žuriti, posle isključivanja motora klatno će potpuno prestati da šeta i sat će se zaustaviti. On neće raditi ni na veštačkom satelitu koji leti po inerciji. Zato treba klatno zameniti ankerom (balanserom), čija će opruga raditi nezavisno od uslova kretanja rakete ili satelita (takav balanser nalazi se i na običnim ručnim i džepnim satovima).

Sl. 27 — Za automatsko određivanje vertikale na veštačkom satelitu može biti iskorišćen efekt ekranizujućeg dejstva zemljine kugle u odnosu na kosmičke zrake. Takvi zraci padaju u brojač naelektrisanih čestica iz vasion-skog prostora u položaju 1, ali ne mogu ući u njega, kada se kanal brojača nalazi u položaju 2



Kako na veštačkom satelitu izmeniti masu? Prikačimo teg od jednog kilograma na vagu sa oprugom. Do trenutka poljetanja rakete kazaljka će stajati na jedinici. No, u trenutku uključivanja motora, kazaljka će se naglo pomeriti i pokazivaće onoliko kilograma, koliko puta je opterećenje na raketi veće od normalne težine na površini Zemlje. Kada ubrzanje prestane, kazaljka će preskočiti na »nulu«. Prema tome, obične opružne vage ne omogu-

ćuju da se izmeri masa na veštačkom satelitu ili na prenosnoj stanici. I poluzne vage neće raditi u bestežinskim uslovima. Biće potrebno koristiti se centrifugalnim vagama kod kojih će sila koja steže opruge nastajati usled obrtanja i neće zavisiti od karaktera kretanja letećeg aparata.

Poseban instrument tipa opružne vage biće ipak veoma koristan u raketi, za vreme poletanja, ali za sasvim drugu svrhu. U periodu rada motora, ubrzanje na raketi (vidi primedbu na str. 120) određivaće se pomoću akceleroografa. Ovaj registrujući instrument pokazuje priraštaj brzine rakete u svakoj sekundi, ali bez uticaja gravitacionog polja Zemlje. Drugim rečima, on pokazuje ono ubrzanje koje bi raketa imala u slobodnom prostoru (ubrzanje reaktivnog potiska). Polazeći od pokazivanja akceleroografa, moći će se izračunati ubrzanje kretanja rakete koja poleće, u odnosu na Zemlju (instrument koji će neposredno pokazati ovu veličinu, čeka svoga pronalazača). Dejstvo akceleroografa zasniva se, obično, na principu dejstva opružnog kantara a zapravo: ako slobodno prikličimo za oprugu pričvršćenu za raketu izvesnu masu, tada će veličina istezanja opruge biti proporcionalna merenom ubrzanju. Akcelerograf ima skalu u metrima u sekundu za sekundu. Njega je takođe moguće tako ugraditi, da pokazuje za koliko je puta, za vreme rada motora, težina tela na raketi veća ili manja od njihove normalne težine na Zemlji.

Veliki značaj u opremi veštačkog satelita imaće radioaparatura. Pomoću primo-predajnih radiostanica moći će se, sa velikom tačnošću, odrediti, kako udaljenost između veštačkog satelita i Zemlje, tako i brzina njegovog kretanja. Kako su pokazala ispitivanja, brzina će se moći izmeriti sa tačnošću od jednog desetiljaditog a udaljenost — do jednog desetmilionitog dela merene veličine (savremeni radioaltimetri pokazuju visine do 15 kilometara, sa tačnošću do 5 metara, pri čemu njihova težina ne premašuje 15 kilograma). Između ostalog, za određivanje radijalnih (dužnih) brzina (tojest brzina udaljavanja od posmatrača ili približavanja njemu) veštačkih satelita i raketa koje preleću na veštački satelit, može se iskori-

stiti Doplerov efekt*). Izvesno iskustvo u tom pravcu već je dobijeno kod lansiranja upravljivih raketa. Kod po-pravljanja putanje orbitalnih raketa i veštačkih satelita, kao i za mnoge druge svrhe, moći će se koristiti elektronski instrumenti.

Za niz istraživanja, kao naprimer, merenje albeda Zemlje ili intenzivnosti kosmičkih zračenja a takođe i za eventualno korišćenje dirigovane antene postavljene na satelit u svrhe radio veze i televizije, neophodno je da osovina obrtanja satelita bude stalno usmerena k centru Zemlje. Na veštačkom satelitu, gde se sila zemljine gravitacije ne oseća, nemoguće je odrediti položaj težišta Zemlje pomoću viska. Štulinger (SAD) predložio je da se u tu svrhu iskoristi ekranizirajući efekt (efekt nepropuštanja zraka) zemljine lopte u odnosu na kosmička zračenja.

U automatskom uređaju smeštenom na veštačkom satelitu, postoji brojač naelektrisanih čestica — kosmičkih zraka. Izdvojimo iz prostora kupu sa vrhom u satelitu čije podnožje dotiče površinu Zemlje. Ako se brojač naelektrisanih čestica nalazi van ovoga konusa (položaj 1 na sl. 27), on će registrovati ovu ili onu količinu naelektrisanih čestica; ako se, pak, on nalazi u kupi (položaj 2 na sl. 27), onda brojač uopšte neće beležiti čestice, pošto je u ovom položaju njegov kanal zaklonjen zemljinom kuglom od kosmičkih zraka.

Kada se brojač koji se okreće u ravni koja prolazi kroz centar Zemlje, nalazi na ivici kupe, tada će se i kod njegovog najmanjeg pokretanja, broj zabeleženih čestica ili naglo povećati ili će spasti do nule. Na taj način će se lako naći dve linije koje leže u pomenutoj ravni. Linija koja bude popola delila ugao između njih (osovina kupe), biće ta koja će davati traženi pravac mesne vertikale. Ovo će omogućiti da se osovina satelita stalno drži upravljena ka centru Zemlje. Takav položaj satelita postiže se na sledeći

*) Kada se lokomotiva koja zviždi približava k nama, izgleda nam da se visina zvižduka postepeno povećava a kada se lokomotiva udaljuje, visina tona kao da se smanjuje. Ovo se objašnjava time, što u prvom slučaju učestanost treperenja raste a u drugom — opada. Ova pojava dobila je naziv Doplerovog efekta, po imenu fizičara koji ga je prvi objasnio.

način: sistem brojača naelektrisanih čestica, koristeći zakon očuvanja momenta količine kretanja, prisiljava satelit da se pokreće, putem uključivanja servomotora — upravo postavljenih jednog prema drugom zamajaca koji koče (po pravilu ne istovremeno) u trenutku kada je osovina satelita zauzela željeni pravac.

Ako bi se moglo postići da se osovina satelita ne pomera od centra Zemlje više od 10° , tada bi bilo moguće iskoristiti na satelitu dirigovanu antenu sa otvorom snopa radiotalasa od 30° . U ovom slučaju, za emisije bi bilo potrebno petnaest puta manje energije, nego prilikom korišćenja neusmerene antene.

Sva oprema satelita mora se izrađivati sa takvim proračunom, da se ne podvrgava, ne samo naglim promenama temperature i pritiska, nego ni promenama ubrzanja reaktivne sile.

Neki autori smatraju da bi niz funkcija postojećih automatskih aparata bilo pogodnije, sa gledišta ekonomičnosti i težine, staviti u zadatak čoveku koji se nalazi na veštačkom satelitu (Grin, Kanada).

7. Vasijska odela

Prirodno je da se izlaženje iz tela veštačkog satelita napolje može izvršiti samo u vasijskim odelima*) i kroz poseban otvor. Obukavši vasijska odela, kosmonauti prelaze iz kabine u posebnu prostoriju i hermetički zatvaraju za sobom vrata. Zatim se vazduh iz prostorije ispumpa i tek sada se mogu otvoriti spoljna vrata.

Sada su već izrađena vasijska odela za boravak u vrlo razređenom i, čak, u bezvazdušnom prostoru. Razrađuju se takođe projekti vasijskih odela za vanzemaljske letove (Obert i dr.). Takvo vasijsko odelo principijelno se razlikuje od hermetičkog odela predviđenog za super-visoke letove. Ono mora da obezbedi astronautima ne samo normalnu sredinu za disanje, nego i neophodnu tempera-

*) Autor upotrebljava izraz »skafander« koji je verovatno pogodniji kada se radi o gnjuračkim odelima. Radi toga je prevodilac smatrao da je u našem jeziku pogodniji izraz — vasijsko odelo (Prim. prev.).

turu u bezvazdušnom prostoru; osim toga, ono mora zadržavati štetna zračenja Sunca i zvezda i štititi od kosmičke prašine i mikrometeora koji se kreću sa ogromnom brzinom. Za to se predlažu vasijska odela sa višeslojnom oplatom.

Termostat će održavati postojanu temperaturu vasijskog odela, kako u sunčevim zracima, tako i u senci Zemlje. Ovaj automat će takođe kompenzovati promene ravnotežne temperature vasijskog odela pri njegovim raznim položajima u odnosu na pravac sunčevih zraka.

Mikroatmosfera vasijskog odela obnavljaće se stalnim jednostranim kretanjem svežeg vazdušnog mlaza uz pomoć specijalnog aparata. Voda dobijena u ovom procesu, moći će biti iskorišćena od strane astronauta odevnog u vasijsko odelo, za piće.

Vasijsko odelo od mekane tkanine nepogodno je za bezvazdušni prostor, pošto bi se, usled unutrašnjeg pritiska, ono naduvalo do zapremine koju dopušta površina tkanine, pa bi pokreti astronauta bili krajnje otežani. Vasijsko odelo treba da bude čvrsto i da kod svakog pokreta sačuva stalnu zapreminu. Da bi se astronautima obezbedila sloboda kretanja, vasijska odela treba da imaju zglobove sa potrebnim brojem stepena slobode. Najteži konstruktivni zadatak je obezbeđenje pokretljivosti prsta. U tom cilju je najbolje primenjivati spoljna klješta koja bi se upravljala iz vasijskog odela. Za obezbeđenje od posledica udaraca, predlaže se da se vasijsko odelo prekrije suknenom navlakom. Mala razlika u pritisku unutar i izvan vasijskog odela, za razliku od gnjuračkog, omogućiće da ono bude relativno lako, bez obzira na složenost konstrukcije.

8. Meteorska opasnost

Često se iznosi strahovanje da je veštački satelit izložen riziku da se susretne sa krupnim meteorskim telima. Koliko je velika ova opasnost i kakvi su načini zaštite od nje?

Kod pada velikog meteorita na Zemlju događa se jaka eksplozija, pri čemu se osnovna masa meteorita pretvara u gas a ostala se razleti u obliku parčadi. Na površini

Zemlje, na mestu pada meteorita, obrazuje se krater čiji prečnik ponekad dostiže i do nekoliko kilometara. Međutim, pad tako velikog meteorita je izvanredno retka pojava i opasnost sudara sa takvim telom veštačkom satelitu praktično ne preti.

Zadnjih godina je ustanovljeno da je ukupna masa mikrometeorita znatno veća od mase svih vizuelno posmatranih meteora. Blizu Zemlje mlaz mikrometeorita prečnika od 0,0005 milimetra koji presecaju površinu od 93 kvadratna metra, iznosi 4.900 jedinica na sat. Za mikrometeorite prečnika 0,01 milimetar ova veličina se smanjuje do 0,49 jedinica na sat a za meteorite prečnika 1 milimetar — do 0,0000005 jedinica na sat, to jest, jedan udarac ... za 230 godina (Taner, Velika Britanija).

»Bombardovanje« meteorskom prašinom takođe ne preti kao opasnost za veštački satelit, bez obzira na ogromnu brzinu njegovog kretanja koja dostiže do nekoliko desetina kilometara u sekundu. Udarci mikrometeorita u visinske rakete, naprimer, ostavljaju tako neznatne tragove, da se oni mogu otkriti samo pomoću mikroskopa. Napominjemo, ipak, da je učestanost udaraca mikrometeorita u visinske rakete ipak relativno velika: na visini od 35 kilometara bilo je prosečno 2,2 pogotka u sekundu. Najveću opasnost predstavljaju meteoriti veličine zrnca peska ili kamenčića. Za zaštitu od takvih meteorita neki predlažu da se izradi dvostruka ili višeslojna oplata veštačkog satelita, nadajući se, da eksplozija koja će nastati pri udarcu meteorskog tela u spoljnu oplatu neće poremetiti celinu unutrašnje oplata.

Iznosi se, takođe, mišljenje da će meteorska tela koja budu probijala tanke zidove broda nanositi možda manju štetu, nego ona koja eksplodiraju našavši se u debelom oklopu.

Moguće je da će se za borbu sa meteorskom opasnošću uspeti koristiti radiolokacioni uređaj koji će automatski skretati put veštačkog satelita. Ipak, treba istaći, da su veštački sateliti, usled ogromne brzine njihovog kretanja, lišeni one »elastičnosti« koju poseduju saobraćajna sredstva na Zemlji. Dok je pešaku lako obići prepreku koja ga čeka na njegovom putu, automobilisti koji juri velikom brzinom to će biti teže a raketnom avionu biće još teže

da skrene ustranu. Prirodno je da će mogućnost brzog skretanja veštačkog satelita od njegove putanje biti vrlo teška. U ovoj oblasti naučnoj misli pretstoji još veliki napor.

Nije isključeno da će se problem zaštite od meteorske opasnosti uspeti rešiti putem gađanja meteorskih tela. Razume se da se radiolokacija meteora koji prete satelitu a takođe i nišanje protivmeteorskih mitraljeza i gađanje moraju voditi automatski. Meteorsko telo koje »nišani« na satelit, udarivši o zrno, eksplodira na izvesnoj udaljenosti od satelita i tek ništavni deo »krhotina« može pasti na veštački satelit. Ove čestice, kako izgleda, neće biti opasnije od meteorske prašine protiv koje kao dovoljna zaštita može da služi oplata broda.

Kao delimična zaštita od meteora takođe mogu da služe i gornji slojevi atmosfere, ukoliko se satelit bude kretao dosta nisko iznad površine Zemlje na takvoj visini, gde je s jedne strane vazduh već toliko razređen da skoro ne smeta kretanju satelita a s druge, dosta gust za obezbeđenje od »najbržih« sitnih meteora. Za takvu visinu može se smatrati približno 200 kilometara. Mada je na toj visini gustina vazduha za deset miliona puta manja nego pri površini Zemlje, veliki deo sitnih meteora neće se probiti do ovoga nivoa.

Moguće je da će za vreme »zvezdanih kiša«, kada meteorska tela padaju na Zemlju u čitavim rojevima, veštački sateliti morati da se zagnjuravaju u gušće slojeve atmosfere (ali ne niže od 100 kilometara) koji će im služiti kao delimična zaštita. Da bi se savladao otpor vazduha, biće neophodno potrebno da se za ovo vreme uključi manji raketni motor a isto tako da se preduzmu mere za obezbeđenje oplata satelita od pregrevanja.

Uipl (SAD) smatra da će za veštački zemljin satelit koji se kreće blizu naše planete, meteorska opasnost biti veća, nego za međuplanetarni brod, pošto Zemlja privlači sebi meteorsku materiju. Drugi autori smatraju, obrnuto, da će zemljina lopta delimično zaklanjati vasioni brod od udaraca meteorskih tela.

Interesantna teoretska istraživanja o upijanju energije meteorita pomoću amortizujućih ekrana napravio je engleski naučnik Lengton. On u svome proračunu dopušta da se sva kinetička energija koja se stvara pri udarcu meteorskog tela o oklop, pretvara u toplotnu energiju koju potpuno apsorbuje oklop i meteor. Ako pri ovome poluprečnik polulopte rastopljenog metala oklopa dostiže veličinu ravnu njegovoj debljini, tada se oklop smatra probijenim. Lengton dolazi do zaključka da je za upijanje termičke energije meteorskih tela srednjih razmera koja imaju brzinu do 30 kilometara u sekundu, praktično dovoljan metalni oklop debljine 1 milimetar. Ipak, mehanički uticaj meteorskog tela na oklop znatno pogoršava ove rezultate, mada je teško odrediti u kom stepenu.

IX. VEZA SA ZEMLJOM

1. Svetlosna signalizacija

Može se reći da je vid najosetljiviji od svih naših spoljnih čula. Istovremeno osetljivost oka je kod raznih lica veoma različita i kod svakog čoveka se menja u zavisnosti od uslova: stepena zaštite od drugih izvora svetla, trajanja prilagođavanja oka tami itd.

Kako su pokazali opiti, lica sa dobrim vidom mogu videti zvezde do 8—8,5 veličine, naviknuvši se na noćnu tamu u toku 1,5 sata, tojest pri odgovarajućem proširenju zenice. Prosečno normalno ljudsko oko lako hvata zvezde svetlosne jačine samo do šeste veličine. Ovo odgovara jačini svetlosti jedne međunarodne sveće na udaljenosti 11 kilometara. Ova sveća mogla bi se primetiti čak sa površine od 1.520 kvadratnih kilometara, ako bi je podigli van granica atmosfere i pomoću specijalnih ogledala ravnomerno raspodelili njenu svetlost.

U ovom slučaju udaljenost sveće od površine Zemlje ne igra nikakvu ulogu, pošto je bezvazdušni prostor idealno prozračan. Radi toga je dovoljno da se na veštački satelit koji leti na visini od 200 kilometara postavi izvor svetla sa nešto većom snagom od 5.000 sveća da bi on mogao biti primećen prostim okom skoro sa 8 miliona kvadratnih kilometara na površini Zemlje.

Što se veštački satelit kreće na većoj visini, time će dalje biti njegovi signali primetni sa površine Zemlje. Tako, naprimer, satelit koji kruži na visini od oko 300 kilometara, i koji obavlja jedan puni obilazak oko Zemlje u toku sat i po, može držati vezu sa jednim određenim posmatračkim mestom na Zemlji svega u toku 8 minuta. »Vreme razgovora« povećaće se za 17,5 minuta za veštački satelit koji leti na visini od 1.000 kilometara sa periodom

obrtnja od 1 sat i 45 minuta. U tablici 10 navedeno je vreme u toku koga se u određenoj posmatračkoj tački može primati svetlosna signalizacija sa veštačkih satelita koji lete na raznim visinama a takođe i vreme u toku koga se svetlosna signalizacija ne može primati.

Tablica 10 — Trajanje perioda svetlosne i radio veze

Visina leta veštačkog satelita u km	Trajanje svetlosne i radio veze			Isto trajanje u odnosu na period obilaska u procen.	Trajanje vremena kada je nemoguća svetlosna i radio veza		
	sati	min.	sek.		sati	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
1.000	0	17	37	16,77	1	27	25
2.000	0	28	33	22,45	1	38	36
3.000	0	39	25	26,19	1	51	6
4.000	0	50	42	28,92	2	4	35
5.000	1	02	30	31,06	2	18	42
6.000	1	14	49	32,77	2	33	29
6.378	1	19	35	33,33	2	39	12
7.000	1	27	40	34,17	2	48	51

Za prenošenje svetlosnih telegrama može se koristiti azbuka sastavljena iz kombinacija tačaka i crtica, naprimera telegrafski Morzeova azbuka.

2. Radio signalizacija

Prednost radio signalizacije u odnosu na svetlosnu signalizaciju sastoji se prvo u tome, što se može ostvariti u svako vreme, čak i tada kada je Zemlja sakrivena u oblacima. Drugo, radio signale skoro uopšte neće gušiti drugi elektromagnetski talasi, dok će se svetlosni zraci, dobijeni pomoću nekog tehničkog uređaja, najčešće gubiti u ogromnoj količini zvezda koje gledamo kroz teleskop. Radi toga može se pretpostaviti da svetlosna signalizacija,

kao sredstvo veze, između veštačkog satelita i Zemlje, mora ustupiti mesto radio signalizaciji, mada se u nekim pojedinačnim slučajevima ona može pokazati pogodnijom.

Nije svejedno koja će se talasna dužina koristiti za vezu između veštačkog satelita i Zemlje. U visokim slojevima atmosfere elektromagnetski talasi se, u većoj ili manjoj meri, odbijaju ili upijaju. Između ostalog, jonosfera predstavlja neprobojan zaklon za talase duže od 50—100 metara. Radio talasi koji dostignu jonosferu, odbijaju se od nje i vraćaju na površinu Zemlje. Ponovno odbijanje talasa od tvrdog zemljinog omotača izaziva mnogostruko ponavljanje ovog procesa, usled čega radio talasi mogu, kao što je poznato, dopreći do onih tačaka Zemlje koje su dijametralno suprotne položaju emisione radio stanice. Upravo ova svojstva jonosfere i otežavaju prenošenje elektromagnetskih talasa sa Zemlje na veštački satelit. Čak i kraći talasi, dužine 20—40 metara, mogu prodreti van granica jonosfere tek vrlo malim delom. Osim toga, propustljivost jonosfere za radio talase se veoma jako menja u toku dana i u razna godišnja doba. Ipak, postoje pretpostavke da u atmosferi postoje prolazi kroz koje se elektromagnetski talasi mogu probiti u vasioni prostor.

Konačno se može reći da za slanje radio signala kroz atmosferu mogu služiti samo snažni mlazevi strogo usmerenih ultrakratkih radio talasa. Međutim, isuviše kratki talasi, manje dužine od 3 santimetra, nisu pogodni za međuplanetarnu signalizaciju, jer ih upijaju donji slojevi atmosfere. Radi toga se radio veza između veštačkog satelita i Zemlje, izgleda, može najbolje održavati na kratkim talasima, dužine od 100 do 3 santimetra. Ipak, ovo pitanje nije još definitivno rešeno. Hevilend (SAD) smatra da se za radio vezu između veštačkog satelita i Zemlje mogu koristiti radio talasi dužine od 500 do 1 santimetra.

Poluprečnik dejstva kratkotalasnih aparata se ograničava, kao što je poznato, zonom optičke vidljivosti. Zbog toga trajanje perioda radio veze između veštačkog satelita i Zemlje biće isto kao i u slučaju svetlosne signalizacije. Za održavanje neprekidne radio veze biće potreban niz radio stanica, raspoređenih na određenoj udaljenosti jedna od druge. Količina i raspored ovih radio stanica zavisi od karaktera putanje veštačkog satelita.

Na IV Međunarodnom astronautičkom kongresu (1953 god.) Golej (SAD) predložio je sistem radio upravljanja vasijskih raketa sa Zemlje. Ovaj sistem predviđa da se na Zemlji postavi oko 20 primopredajnih stanica, od kojih će 6 biti stalno vezane sa raketom.

U automatskim veštačkim satelitima sa najprostijom opremom koji se sada projektuju, najveći deo korisnog tereta otpada na radio predajnik i njegov sistem napajanja. Razume se da će se, ubuduće, po meri povećanja razmera veštačkih satelita, deo težine radio aparature, neprekidno naglo smanjivati.

Radio prenos zabeležaka sa manjeg veštačkog satelita, po mišljenju nekih stručnjaka, treba u cilju uštede električne energije vršiti periodično a ne stalno. Radio signal sa Zemlje uključuje radio predajnik na veštačkom satelitu koji radeći 1—2 minuta, saopštava pokazivanja instrumenata, zapisana u toku 10 minuta. U tom cilju biće potrebna elektroenergija snage od 5—10 vati.

3. Sletanje sa veštačkog satelita

Da li će biti moguće uhvatiti veštački satelit koji se spusti na Zemlju i dobiti na taj način sve zabeleške automatskih instrumenata ili je, pak, raspadanje satelita u gustim slojevima atmosfere neminovno? Kako će se moći ostvariti spuštanje posade sa veštačkog satelita? Eto pitanja koja uzbuđuju istraživače.

Pri sletanju sa veštačkog satelita na Zemlju, kočenje letućeg aparata može se vršiti ili pomoću njegovog sopstvenog motora, ili putem korišćenja otpora vazduha.

Međutim, način kočenja putem obrtanja potiska raketnog motora, tojest pomoću mlaza gasova izbacivanih u pravcu kretanja iz motora, okrenutog »zadnjim delom unapred« praktično će biti neprihvatljiv: kod takvog načina biće potrebna ogromna količina goriva za paralisanje brzine kruženja pri spuštanju i još veća količina za to da bi se ponela na veštački satelit neophodna rezerva goriva za sletanje. Naprotiv, kočenje putem korišćenja otpora vazduha, imaće vrlo veliki značaj ne samo za prizemljenje pri spuštanju sa veštačkog satelita, nego i za superdaljinske zemaljske rakete a takođe i za vasijske brodove.

Zadatak obezbeđenja aparata za sletanje od preteranog zagrevanja, pri kočenju brzine kruženja pomoću atmosfere zasad se još ne može ni teoretski ni eksperimentalno ispitati. Očigledno je da će se za vreme kočenja veći deo kinetičke energije aparata za sletanje pretvarati u toplotu koja će zagrevati, kako sam aparat, tako i vazduh koji ga okružuje; manji deo kinetičke energije potrošiće se na vrtloženje vazduha. Toplota koju će dobiti aparat delimično će se prenositi na spoljnu sredinu.

Kod sporog kočenja zagrevanje aparata za sletanje neće biti veliko a u slučaju naglog kočenja aparat može sagoreti, čak ako je i najaerodinamičnijeg oblika.

Sagorevanje meteorskih tela, tojest pojava »zvezda padalica«, ne može poslužiti kao argument protiv kočenja brzine kruženja aparata pomoću zemljine atmosfere. Meteorska tela se kreću sa daleko većim brzinama, nego što je brzina koju će imati aparat za sletanje prilikom puštanja sa veštačkog satelita; osim toga, meteorska tela vrlo brzo dostižu guste slojeve atmosfere i nemaju aerodinamičan oblik. No, čak i pri ovim nepovoljnim uslovima, u atmosferi potpuno sagorevaju samo najsitnija meteorska tela (prečnika do nekoliko milimetara); kod krupnijih meteorskih tela, temperatura jezgra je daleko ispod 0° C.

Fizička slika sagorevanja meteorskih tela, pri kočenju u atmosferi, još je malo izučena. Moguće je da pri takvim ogromnim brzinama tela dolaze do izražaja nove, nama nepoznate činjenice. Postojeće teorije o ovim pojavama protivrečne su i nepotpune. Međutim, i kod znatno manjih brzina tela koja se kreću u vazduhu opažaju se pojave slične onima koje se događaju pri padu meteora. Naprimera, u jednom od napravljenih opita, aluminijsko zrno ostavilo je iza sebe u vazduhu svetleći trag dužine 6 metara, već kod leta sa brzinom od 5 kilometara u sekundu. Takav trag nastaje zbog skidanja rastopljenih čestica aluminijuma sa zrna, od strane vazduha koji ga okružuje. Pri ovome se površina zrna zagreva kudikamo jače, nego komora za sagorevanje raketnog motora ili komora električne peći. Veličina traga i njegova svetlost zavisi od materijala od kojeg je napravljeno zrno. Posmatranja su, naprimera, pokazala da se čelik skida i zagrejava daleko manje nego aluminijum. Još bolje bi bilo prekriti zrno oksidom berilijuma koji

ima nisku toplotnu provodljivost i koja apsorbuje prilikom sublimacije*) ogromnu količinu toplote (oko 5.900 velikih kalorija na kilogram), što bi obezbedilo njegov unutrašnji deo od zagrevanja.

Iz navedenog se mogu napraviti neki zaključci o konstrukciji aparata za sletanje sa veštačkog satelita.

Neophodnost obezbeđenja aparata od preteranog zagrevanja i naprezanja i takođe i fiziološki razlozi zahtevaju da period kočenja bude po mogućnosti što duži. Radi toga treba odustati od bilo kakvih padobrana za spuštanje: pri ogromnoj brzini aparata oni bi momentalno izgoreli a astronauti ne bi izdržali ni suviše naglo kočenje u gustim slojevima atmosfere. Glavna briga konstruktora treba da bude u tome, da se otpor vazduha pri spuštanju smanji do krajnjih granica. Aparat za prizemljenje treba da bude idealno aerodinamična jedrilica a smanjenje njene brzine treba da se vrši u razređenim slojevima atmosfere, na vrlo dugačkom delu puta, što zahteva skoro horizontalno spuštanje.

Međutim, veštački satelit se praktično kreće u bezvazдушnom prostoru. Radi toga jedrilicu treba »gurnuti« sa satelita sa malom brzinom unazad, suprotno njegovom kretanju, pomoću minijaturnog raketnog broda. Tada će brzina jedrilice postati manja od mesne brzine kruženja i ona će postepeno ući u atmosferu. Prema smanjenju brzine i sila uzgona krila aparata će se smanjivati i da jedrilica ne bi prešla u strmije spuštanje, površina njenih krila mora se postepeno povećavati.

Jedrilica će početi da se polagano spušta u sve gušće slojeve atmosfere; spuštanje na zemljinu površinu trajaće nekoliko sati. Na taj način, kočenje u planirajućem letu će se vršiti postepeno, što će obezbediti aparat od pregrevanja, zbog čega se temperatura u kabini neće popeti suviše visoko (u slučaju potrebe u jedrilici se može ugraditi uređaj za hlađenje). Kada, na kraju, brzina jedrilice bude skoro potpuno smanjena, ona će se prizemljiti.

Nešto drukčije će se, izgleda, vršiti sletanje sa veštačkog satelita, u slučaju kada se njegova kružna putanja ili

*) Sublimacija je prelaz materije iz čvrstog neposredno u gasovito stanje preskačući tečno i obrnuto

apogej budu nalazili daleko od površine Zemlje. U ovom slučaju aparat mora ući u atmosferu sa brzinom koja znatno premašuje mesnu brzinu kruženja. Tako, pri spuštanju sa stacionarnog veštačkog satelita, ova brzina ulaska u atmosferu biće veća od 10 kilometara u sekundu. Radi olakšanja zadatka, operacija kočenja može se podeliti na nekoliko etapa (Homan, Nemačka). Orbitalna jedrilica, obišavši Zemlju u vrlo razređenim slojevima atmosfere, vraća se u međuplanetarni prostor. Napravivši put po elipsi, aparat ponovo ulazi u zemljinu atmosferu. Ovdje će on još jednom delimično usporiti svoje kretanje i izaći iz atmosfere s manjom brzinom od one s kojom se ušao. Boravak u bezvazдушnom prostoru dovešće do hlađenja pregrejanih delova konstrukcije jedrilice, usled zračenja. Koristeći nekoliko puta takvo ulaženje u atmosferu, biće moguće znatno smanjiti brzinu aparata ne podvrgavajući ga pregrevanju.

Nije isključeno da će praksa kočenja orbitalne jedrilice pokazati da zagrevanje aparata nije baš tako veliko i tada će otpasti potreba da se vrše letovi van atmosfere. Sletanje će se izvršiti od prvog ulaska u zemljinu atmosferu a da bi se jedrilica zadržala u granicama vazdušnog omotača Zemlje, biće potrebno tako postaviti krila, da njihova sila uzgona bude usmerena prema dole, tj. prema Zemlji. Ljudima koji se budu nalazili u vasijskoj jedrilici izgledaće da se nebo nalazi pod njima a Zemlja — iznad njih, ali će se osećati normalno, tojest, kao da stoje na podu jedrilice. Isto tako se pilotu koji na avionu izvodi mrtvu petlju čini da zemljinu kuglu pretura preko glave.

Pošto brzina spadne do veličine jednake brzini kruženja, dalje spuštanje jedrilice može se vršiti običnim planiranjem. Sada krila na jedrilici treba da budu tako postavljena, da njihova sila uzgona bude usmerena uvis, u odnosu na zemlju. U tom cilju se, naprimer, jedrilica može okrenuti za 180 stepeni oko uzdužne ose. Dalje spuštanje će za astronaute biti »nogama dole«, tojest, oni će videti, kao obično, nebo nad svojom glavom a Zemlju ispod nogu.

Pri odgovarajućem pilotiranju jedrilica će moći da sleti na bilo koju tačku Zemlje, nezavisno od toga u kojoj tački je ušla u atmosferu. Na poslednjoj etapi spuštanja,

jedrilicu takođe može prihvatiti superbrzi avion, na čijim će se »leđima« ona i prizemljiti.

Putanju povratka vasijske jedrilice biće moguće pratiti pomoću radiolokacionih i drugih uređaja. Osim toga, može biti iskorišćena veštačka zvezdana kiša koja će omogućiti praćenje sletanja jedrilice prostim okom. Takva kiša moći će se stvoriti izbacivanjem iz jedrilice nekih sitnih predmeta u trenutku njenog ulaska u više-manje guste slojeve atmosfere. Tako, naprimer, izbačeni komadić metala težine od nekoliko grama, biće primećen sa Zemlje kao meteor velikog sjaja. Čak predmeti veličine glavice od čiode stvaraju приметne meteore. Krupniji delovi koji na jedrilici postanu suvišni i budu izbačeni napolje, stvoriće efektne plamsajuće bolide. Sjajan trag duž puta padanja bolida može se posmatrati tokom nekoliko minuta, što će omogućiti da se tačnije odredi pravac prizemljenja jedrilice. Razmere i težina izbacivanih predmeta moraju biti, razume se, takvi da bi potpuno ili skoro potpuno izgoreli u atmosferi, jer bi inače pretstavljali opasnost za stanovništvo i građane.

X. PRAVNA I DRUGA PITANJA

1. Pretpostavljena cena i rokovi ostvarenja veštačkih satelita

Stvaranje veštačkih satelita (akcija u kojoj će, izgleda, uzeti učešća mnoge države) zahteva utrošak ogromnih sredstava. Iz razloga ekonomije sredstava, Braun smatra neophodnim zadržati se na seriskoj proizvodnji dva-tri tipa snažnih standardnih raketnih motora koji se u raznim kombinacijama mogu primenjivati, kako za teretne, tako i za putničke rakete, sposobne da dostignu brzinu kruženja. Izvesnu pretstavu o rashodima vezanim za izgradnju vasijskih raketa može dati cena koštanja savremenih visinskih raketa koje se primenjuju za ispitivanje atmosfere. Tako, naprimer, raketa tipa Van Alena, nosivosti 13,6 kilograma koja dostiže visinu 97 kilometara, pri poletanju s visine od 15 kilometara, staje 1.200 dolara (ovde je uračunata i cena vazdušnih balona koji prethodno podižu raketu na navedenu visinu). Francuska trostepena barutna raketa koja nosi koristan teret od tri kilograma na visinu od 70 kilometara, staje oko 1 milion franaka. Raketa tipa »Aerobi«, nosivosti 70 kilograma, koja se podiže na visinu od 120 kilometara, staje bez instrumenata 25 hiljada dolara. Raketa tipa »Viking« koja se penje na visinu od 250 kilometara, staje već 400 hiljada dolara.

Na V Međunarodnom astronautičkom kongresu, Ceringer (SAD) dokazao je da se tehničke karakteristike gore pomenute rakete tipa »Viking« mogu takođe postići pomoću barutnih raketa, što bi omogućilo da se za približno 8 puta snizi cena aparata.

Mnogi stručnjaci pokušavaju da odrede cenu opreme veštačkog satelita.

Kod termohemiske orbitalne rakete mora se žrtvovati repni i srednji stepen, što pretstavlja ogromni materijalni gubitak, pošto težina čeone rakete iznosi tek mali deo težine opšte konstrukcije rakete. Kod brzine isticanja gasova iz savremenih raketa od 2.500 metara u sekundu, na velikim visinama, konačna težina trostepene rakete ne premašuje 5 procenata opšte težine orbitalne rakete, kod koje 1 tona staje 80.000 dolara. U ovim uslovima, po mišljenju Krokua (Italija), prebacivanje na kružnu putanju jedne tone korisnog tereta neće koštati manje od 3 miliona dolara.

Prema Krokou, program akcije za ostvarenje nastanjenih veštačkih satelita trebalo bi podeliti na tri etape koje bi zahtevale novčana ulaganja koja rastu u geometrijskoj progresiji, naprimer u odnosu 1:2:4. U prvom periodu, u toku 2 godine, trebalo bi izgraditi dve opitne rakete (jednu za drugom) na kojima postepeno može biti dostignuta brzina koja za 8 puta premašuje brzinu zvuka, posle čega bi se rakete spustile na Zemlju. U drugom periodu, neophodno je postići, najmanje dvostruko veće brzine i rešiti pitanje pretakanja goriva u letu, hlađenja nosećih površina vasijske jedrilice pri spuštanju, mogućnost prizemljenja na određenom kosmodromu itd. Tokom trećeg perioda morala bi se postići brzina kruženja i razviti tehnika prizemljenja putem korišćenja pomoćnih sredstava. Za sveobuhvatni program izučavanja procesa lansiranja i eksploatacije veštačkih satelita, nisu dovoljne samo automatske rakete; biće, takođe, potrebne rakete sa naučnim i tehničkim personalom, tim više, što je reč o otkrivanju novih pojava a takođe je potrebno proveriti, kako se čovek može prilagoditi bestežinskim uslovima.

Po proračunima Gartmana (FRN) jedna minuta raznih fizičkih merenja izvršenih na visinskim raketama staje prosečno 100.000 dolara. Cena merenja na veštačkim satelitima (u jedinici vremena) biće za stotine i hiljade puta manja.

O. Zenger (FRN) polazeći od cene vojnih brodova, gigantskih aviona, atomskih bombi i t. sl., dolazi do zaključka da izgradnja raketa-satelita sa brzinom isticanja gasova od 2.000 metara u sekundu, običnom u sadašnje vreme zahteva utrošak 100 radnih časova čoveka na 1

kilogram početne težine rakete (kao gigantski avioni), kod povećanja ove brzine do 2.500 metara u sekundu — 1.000 radnih sati čoveka na 1 kilogram (kao lo'ci), kod brzine isticanja gasova od 3.000 metara u sekundu — 10.000 radnih časova čoveka na 1 kilogram (kao avionski motori novih tipova), na kraju, kod 4.000 metara u sekundu, 100.000 radnih časova čoveka na 1 kilogram težine rakete (kao prve rakete »Fau-2«) ili više.

Množenje ovih veličina sa početnom težinom rakete (uračunavajući odgovarajuće brzine isticanja gasova) daje cenu veštačkog satelita u radnim časovima čoveka. Za navedene polazne podatke minimum cene rakete dobija se kod brzine isticanja gasova oko 2.000—2.500 metara u sekundu. Prema tome, već se sada može pristupiti izgradnji vasijskih raketa. No, na njihovu serisku proizvodnju biće celishodno preći tek kada bude postignuto znatno povećanje brzine isticanja gasova iz raketa.

Kod brzine isticanja gasova koja je jednaka 3.000 metara u sekundu, izgradnja rakete sposobne da razvije brzinu kruženja neće biti skuplja, nego što je u svoje vreme bila izgradnja rakete »Fau-2«. A izgradnja veštačkog satelita — međuplanetarne stanice — sa svoje strane će znatno smanjiti rashode za organizaciju međuplanetarne ekspedicije.

Na konferenciji posvećenoj pitanjima astronautike koja je 1954 godine održana u Njujorku, S.F. Singer saopštio je o projektu 50-kilogramskog veštačkog satelita koji bi kružio oko Zemlje na visini od 320 kilometara. Cenu takvog aparata autor projekta procenjuje na 1 milion dolara. Cena radova, po američkom projektu »Vengard« Braun procenjuje na 10 miliona dolara.

Nemački stručnjak Kele smatra da će izgradnja veštačkog satelita, kod početne težine rakete od 150 tona, izaći, kako izgleda, na pola miliona dolara a mesečni rashodi za njegovu eksploataciju dostići će 10 procenata ovog iznosa. Izgradnja i osvajanje veštačkih satelita u svojstvu međuplanetarnih stanica, zahtevaće oko 15 godina i završice se izgradnjom veštačkog satelita težine 150 tona (u prethodnom slučaju toliko je iznosila početna težina rakete).

Po Keleu osnovne karakteristike razvitka tehnike i izgradnje veštačkih satelita u narednim godinama, mogu se odrediti na sledeći način:

Period Godine	I	II	III
	1956—1960	1961—1965	1966—1970
Ukupna težina u poletanju lansiranih vasijskih raketa u tonama — — — —	6.000	—	130.560
Ukupan koristan teret lansiranih vasijskih raketa u tonama — — — —	20	—	626
Broj poletanja — — — —	100	—	160
Cena u milionima dolara	600	1.700	2.400
Godišnji rashodi u milionima dolara — — — —	120	340	480

Kako se vidi iz tablice, prosečno na svakih 211 tona težine rakete u poletanju dolazi 1 tona korisnog tereta čija cena uključujući sve rashode, iznosi 7,28 miliona dolara. Nosivost raketa porašće od 0,2 tone u 1956—1960 godini do 3,9 tona u 1966—1970 godini. Navedeni podaci uključuju rashode na izgradnju i održavanje naučno-istraživačkih instituta, konstruktorskih biroa a takođe i na stalno snabdevanje veštačkih satelita svim potrebama itd.

Po Keleu, na ostvarenje ovog programa potrebno je utrošiti oko 4,7 milijardi dolara, dok za to vreme godišnji obrt kapitala američke i engleske vazduhoplovne industrije, zajedno, iznosi približno 10 milijardi dolara a vojni budžeti SAD i evropskih članova Severoatlantskog pakta iznosi, za SAD oko 40 milijardi a za evropske članove NATO 10 milijardi dolara (rashodi SAD na atomska istraživanja za 1940—1954 godinu cene se na 12 milijardi dolara).

Prema Kliveru (Engleska) izgradnja i lansiranje 10 automatskih satelita, sa početnom težinom od 100 tona, stajace pojedinačno po 50 miliona funti sterlinga. Pedeset raketa-veštačkih satelita sa dva ili tri mesta, sa početnom težinom oko 500 tona, stajace približno po 250 miliona funti sterlinga svaka ponaosob.

Gore navedene ocene ne mogu se smatrati kao potpuno dokazane. U sadašnje vreme još nema mogućnosti da se tačno ustanovi cena veštačkih zemljinih satelita i vasijskih raketa raznih tipova.

S obzirom na to da izgradnja veštačkih satelita zahteva ogromna sredstva, neki autori predlažu razne načine za njihovo dobijanje. Tako, naprimer, Truaks (SAD) smatra da je realan način finansiranja mera za ostvarenje vasijskih letova odvajanje u tom cilju manjeg dela prikupljenih poreza, naprimer 0,2 procenta.

Ostvarenje veštačkih satelita zahteva, besumnje, najveće napore naučnika i tehničara, inženjera i radnika. Mnogobrojne laboratorije i fabrike morace raditi na izgradnji takvih letećih aparata, za koje će biti potrebni najlakši i najčvršći materijali, najpreciznija i najpažljivija obrada delova, najkvalitetnije gorivo, oksidator itd. Zbog toga nije čudno da se budući vasijski saobraćaj smatra kao najskuplji. Međutim, u mnogim slučajevima, cena svakog kilometra puta koji prođe veštački satelit biće vrlo niska.

Veštački satelit koji kruži oko Zemlje na visini od 300—1.000 kilometara, prelaziće dnevno 668—636 hiljada kilometara. I ako, kako dopuštaju gore navedeni autori, njegova izgradnja bude stajala oko 1 milion dolara, onda će posle nedelju dana kilometar puta stajati manje od 23 centi i dalje će se njegova cena smanjivati.

2. Kome pripada vasijski prostor?

Jedan od simptoma nastupajuće ere vasijskih letova je pojava prvih »izdanaka« najnovije grane pravne nauke — vasijskog prava. Njoj su posvećeni mnogobrojni članci, knjige i disertacije. U nekim inostranim zemljama drže se predavanja na ovu temu. Postoje pravници koji unapred pokušavaju da zaštite »prava« određenih krugova na međuplanetarni prostor, Mesec ili susednu planetu.

Već kod ispitivanja interkontinentalnih i visinskih raketa srećemo se s pitanjima suverenih prava raznih država, pri savremenoj definiciji ovih prava.

Razvitak astronautike, prirodno, postavlja pitanje o suverenitetu država u odnosu na prostor koji se nalazi iznad njihove teritorije.

Međunarodno vazduhoplovno pravo polazi od osnovne teze o priznavanju punog suvereniteta države u odnosu na vazdušni prostor koji se nalazi iznad njoj potčinjene teritorije. Mnogi pravници smatraju, da iako ovo pravo ne može da posluži kao principijelna osnova za međuplanetarno vasijsko pravo, ono može pomoći u razradi njegovih principa.

Neke pravne i političke komplikacije koje mogu nastati kod lansiranja veštačkih satelita, postaće očiglednije iz sledećih primera.

Pretpostavimo, naprimer, da je Kanada odlučila da lansira veštački satelit sa Zemlje Granta. Ima li ona na to pravo? Ako polazimo od vazduhoplovnog prava — bezuslovno ima. No, Zemlja Granta nalazi se iznad osamdesete paralele i ma kako lansirali sa ove teritorije veštački satelit, on će neminovno preletati ekvator i takođe obleteti južnu poluloptu do samog Antarktika. U ovom slučaju svaka od zemalja nad kojom bude preletao veštački satelit, može ovu činjenicu smatrati kao kršenje njenog suvereniteta. No, može li data zemlja zabraniti Kanadi da lansira veštački satelit sa svoje teritorije?

Neke države imaju mogućnost da tako izgrade veštački satelit da on ostane nepokretan nad njihovom teritorijom (stacionarni veštački satelit). Saglasno postojećim međunarodnim pravnim normama, niko ne može zabraniti, recimo, Ekvadoru da izgradi takav satelit malo severnije od Kitoa (prestonica Ekvadora), nad ekvatorom. No, saglasno tom istom međunarodnom pravu, zemlje kao Meksiko, Bolivija, Brazilija i neke druge, mogu uložiti protest: čitava teritorija njihovih zemalja naći će se u vidnom polju posmatrača koji će se nalaziti na takvom satelitu; ta on leti na visini desetak hiljada kilometara!

Na taj način, pravници zasad nailaze na »nereshljiva« pitanja. Radi toga nije čudno što se sada mišljenja pravnikā o pravnim normama koje moraju regulisati pitanja korišćenja vasijskog prostora, oštro razilaze. Neki inostrani stručnjaci ističu tezu »slobode prostora« (Majer, FRN). Drugi se izjašnjavaju za ograničenje slobode kre-

tanja vasijskih aparata (Kuper, Argentina). Kroko se pridržava mišljenja da se suverenitet države u odnosu na vazdušni prostor mora ograničiti određenom visinom, iznad koje će prostor biti slobodan za vasijsku navigaciju, slično kao što su okeani za interkontinentalni saobraćaj (sami, pak, veštački sateliti pripadaće državi, grupi država ili, najzad, privatnom međunarodnom preduzeću koje ih je izgradilo).

Osnovna teškoća na koju nailaze pravници je pitanje: do koje visine su, iznad površine potčinjene im teritorije, države u pravu da utvrđuju svoju vlast? Mada u prostoru ne može biti vidljivih demarkacionih granica, zakonodavni akti koji regulišu visinske granice države, mogu polaziti od svojstava gravitacionog polja Zemlje ili gornjih slojeva atmosfere koji se mogu tačno odrediti. Ističu se, naprimer, takva obeležja kao plava boja neba koje se još vidi sa visine kretanja veštačkog satelita (Krej, Francuska) ili nedovoljno jasno precizirana od strane autora »maksimalna udaljenost s koje još telo ne pada na teritoriju date države« (Kuper). Mnogi stručnjaci smatraju da razvitak radova u oblasti astronautike ne treba biti stvar države, nego, naprotiv, treba da se vodi po programu usklađenom u međunarodnim razmerama (Hester, Engleska).

Ako se uzme u obzir da, naprimer, relativno nisko lansirani veštački sateliti moraju obavezno pasti natrag na Zemlju i što se ne može unapred odrediti mesto njihovog pada, postaje jasno da takvi opiti prete bezbednosti svakog čoveka i neprikosnovenosti njegove imovine. Veliko strahovanje izaziva takođe, primena atomske energije u interkontinentalnim raketama, jer proizvodi izbacivanja ovih raketa predstavljaju veliku opasnost za žive organizme. Sve ovo određuje odnos javnosti prema ovim pitanjima, čije mnjenje državni funkcioneri ne smeju zanemarivati.

Bez obzira na navedene teškoće, astronautika će se razvijati. Ipak, ako se ne preuzmu odgovarajuće mere, njen razvitak uporedo sa bezbrojnim blagom može doneti i ogromna razaranja.

Ispitivanja raketa a takođe i druga delatnost u oblasti astronautike moraju biti, po mišljenju nekih pravnikā, pot-

činjeni međunarodnoj kontroli. Neophodno je utvrditi režim kretanja veštačkih satelita.

Razradom međunarodnih normi u oblasti astronautike i ispitivanjem interkontinentalnih raketa, po mišljenju već pomenutog člana britanskog astronomskeg društva Hestera, trebalo bi se prihvatiti Organizacije ujedinjenih nacija, jer teško da pregovori po običnim diplomatskim kanalima mogu dovesti do pozitivnih rezultata. Hester postavlja sledeća pitanja:

- a) Ustanovljenje komisije OUN za koordinaciju naučnih istraživanja u oblasti astronautike,
- b) Razmena informacija, naučnika i tehničara,
- c) Sloboda međunarodnih akcija i ograničenje privatne inicijative u oblasti astronautike,
- d) Kontrola i koordinacija ispitivanja, uključujući program izabranih putanja, brzina, vremena, koordinata poletanja i spuštanja itd.,
- e) Metode ograničenja broja nesrećnih slučajeva, vezanih s poletanjem, letom i spuštanjem objekata (tako, na primer, može se ograničiti trasa eksperimentalnog preleta s jednog pola na drugi vodenim prostorom i određenim teritorijama, preduzimati uređaje predostrožnosti protiv radioaktivnog trovanja, odrediti površine za poletanje na terenima sa ledenim pokrivačem itd.),
- f) Zabrana snabdevanja letećih aparata svake vrste bojnim teretom, zabrana ili, najmanje, ograničenje primene astronautičkih objekata u vojne svrhe,
- g) Primena sankcija protiv država koje prekrše sporazum o mirnom korišćenju astronautike.

Potpuno je jasno da sva ova pitanja, bez obzira na njihovu složenost, mogu biti rešena dobronamernim prilaganjem zemalja koje se dogovaraju i pod uslovom da veštački sateliti budu korišćeni samo u mirnodopske naučne svrhe.

UOČI LETA U VASIONU

Mašta o stvaranju veštačkog nebeskog tela nije utopija. Oslanjajući se na zakone kretanja nebeskih tela a takođe i na druge zakone prirode, polazeći od mogućnosti savremene tehnike, nauka je došla do zaključka o mogućnosti stvaranja veštačkih zemljinih satelita, uz pomoć raketnih aparata.

Rakete koje treba pretvoriti u satelite Zemlje, principijelno se neće razlikovati od visinskih raketa ili raketa za daljinske letove iz jedne u drugu tačku zemljine kugle. Lansiranje sićušnih veštačkih satelita-automata očekuje se u najskorijoj budućnosti. Ipak, pre no što se pristupi radovima na izgradnji nastanjenih veštačkih satelita, tehnika će, bez sumnje, morati potpuno da ovlada daljinskim raketnim preletima u granicama Zemlje. Stvaranje takvih satelita zahteva prethodno rešenje niza pitanja kao što su, naprimer, izbor odgovarajućih materijala, najpogodnijeg goriva, pitanje radio upravljanja i t. sl.

Mnogi misle da je za to potrebno izvršiti revoluciju u tehnici. Međutim, prodiranje čoveka u vasionu ostvaruje se svakodnevnim uspesima nauke i tehnike.

Povećanjem brzine isticanja gasova iz rakete i relativne rezerve goriva, korak po korak će se proširivati poluprečnik dejstva rakete sve dotle, dok toliko ne naraste, da aparat više ne padne na Zemlju, nego će nastaviti da kruži neograničeno oko nje.

Primena atomske rakete na čijem stvaranju naučna misao zadnjih godina ubrzano radi, uveliko će olakšati izgradnju veštačkih satelita. No, atomska raketa stvar je budućnosti. Savremena tehnika zasada ne poznaje takve materijale koji bi izdržali temperature i pritisak koji nastaju u atomskim raketama. Druga teškoća koju će morati savladati konstruktori orbitalne atomske rakete — to je

stvaranje dovoljno lakih štitova za zaštitu posade od štetnih radioaktivnih zračenja. Radi toga treba smatrati, da će prvi veštački sateliti biti ostvareni pomoću običnih raketa na tečno gorivo koje će koristiti sagorevanje — proces sa kojim je čovek upoznat od davnih vremena. Ipak, pri korišćenju hemiskih goriva, čak i minimalni veštački satelit može se ostvariti samo pomoću višestepene rakete.

Svi problemi vezani za lansiranje satelita-automata, rešavaju se relativno prosto, no zasada ima mnogo teškoća koje zadržavaju stvaranje veštačkih satelita sa posadom. Glavna teškoća je problem spuštanja ljudi sa veštačkog satelita na Zemlju. Od savremene rakete do nastanjenog veštačkog satelita potreban je postepeni prelaz.

U čemu se sastoji glavna teškoća na putu izgradnje velikih veštačkih satelita — letućih opservatorija i međuplanetarnih stanica?

Teškoće su, naravno, mnogobrojne i raznovrsne; svaka od njih čini kariku zajedničkog lanca. Ipak, jedna od njih može se smatrati kao osnovna. Stručnjaci najrazličitije oblasti nauke i tehnike koji rade na stvaranju veštačkih satelita, teže da reše ovaj problem. On se sastoji u rešenju pitanja smanjenja neophodne rezerve goriva u cilju smanjenja razmera orbitalne rakete.

Tečno gorivo, u poređenju sa čvrstim, daje mogućnost smanjenja startne rakete-satelita. Upravo zato konstruktori odustaju od primene baruta u superdaljinskim raketama, zamenjujući ga tečnim gorivom, bez obzira na komplikovanje konstrukcija u vezi sa tim. U ovom cilju, takođe se vodi neprekidna borba za dalje povećanje brzine isticanja gasova iz rakete, putem korišćenja atomske energije.

Da bi se smanjila potrošnja goriva, konstruktori idu na komplikacije vezane sa konstrukcijom višestepenih raketa i motora velike snage a fiziolozi — na krajnja opterećenja koja čovek još može izdržati za vreme poletanja rakete.

Zasada još se ne uspeva stvoriti dovoljno lak oklop protiv meteora pogodan za veštačke satelite. Ovo dovodi do još većih teškoća vezanih za ogromnu potrošnju goriva, radi podizanja teškog oklopa. Radi uštede goriva, astronauti će možda morati da odustanu od ove zaštitne pregrade.

Na kraju, može se reći, da će, kada konstrukcija rakete bude dovoljno čvrsta i laka, i zajedničkim naporima stručnjaka raznih grana nauke i tehnike, potrošnja goriva bude dovoljno smanjena, automatski uređaji napravljeni savršnije i preciznije, pitanje izgradnje kako letućih laboratorija, tako i međuplanetarnih stanica biti rešeno.

Razvitak astronautike biće novi korak u istraživanju i otkrivanju tajni vasiona.

Izgradnja veštačkih satelita takođe dodiruje niz međunarodnih pravnih i političkih pitanja. No sve ove protivrečnosti mogu se veoma jednostavno rešiti u uslovima mirne koegzistencije naroda. Nema sumnje da će, kada se napokon uspe prekinuti sa trkom u naoružanju, kada sva energija čovečanstva, svi materijalni i intelektualni izvori društva budu pretvoreni ne na stvaranje oružja za razaranja i rat, nego u miroljubive svrhe, za dobro čovečanstva, kada bude obezbeđena mirna saradnja među narodima, tada će se i za astronautiku otvoriti veličanstvene mogućnosti.

Astronautika može i mora postati još jedna karika u učvršćenju međunarodne saradnje.

DODATAK

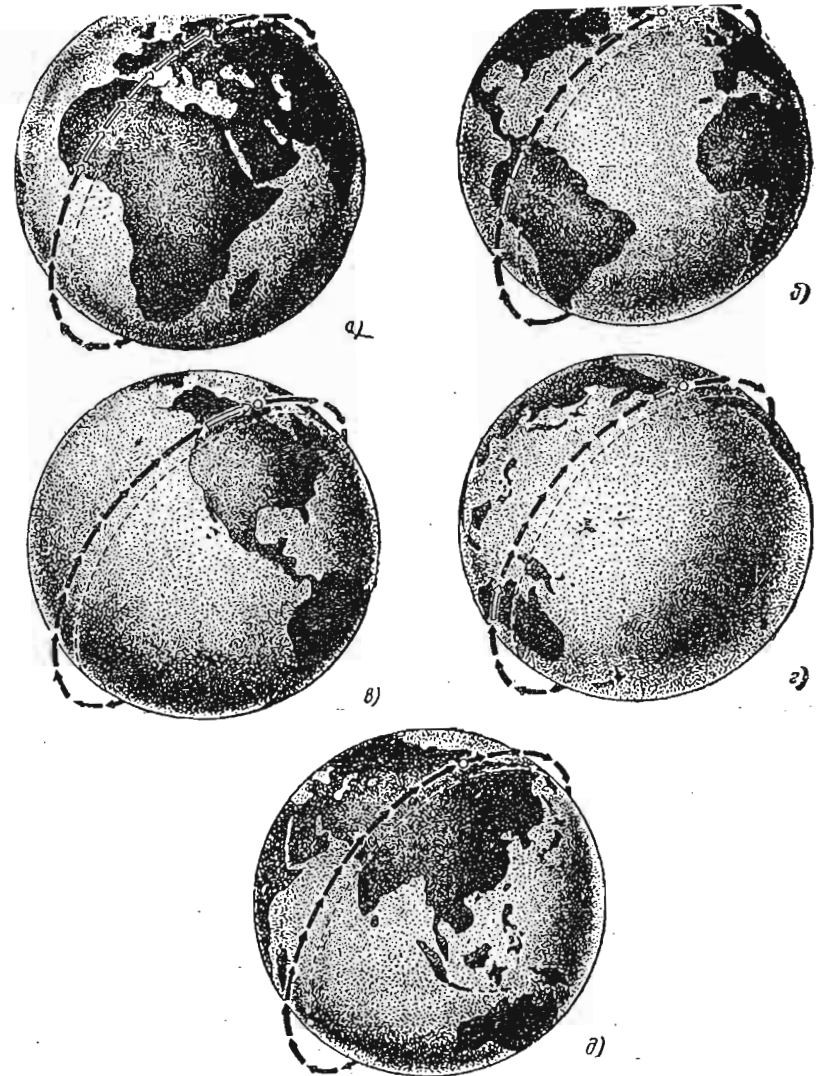
Za vreme štampanja ove knjige autor je poslao prevodiocu drugo dopunjeno i prerađeno izdanje, što nam omogućuje da uz prevod prvog izdanja priložimo podatke i fotografije o lansiranju sovjetskih veštačkih satelita. Prevodilac je uz ovaj tekst odabrao samo crteže i fotografije koji se odnose na sovjetske veštačke satelite.

Sputnjik I i II

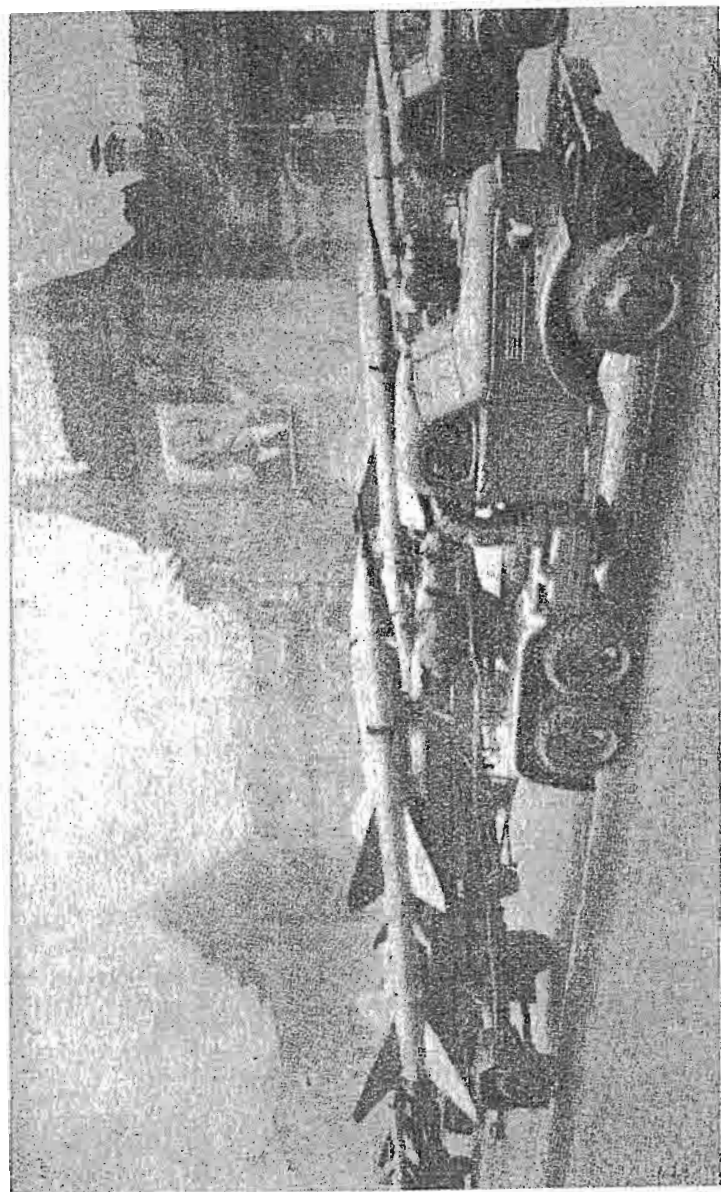
Veštački sateliti bitno će se razlikovati od svih zemaljskih naprava ali neće ličiti ni na nebeska tela: bilo bi teško i necelishodno stvarati u vasionom prostoru loptu od guste mase sličnu planetama i njihovim satelitima. Bilo bi potpuno nemoguće snabdeti takvu loptu ili drugo nebesko telo atmosferom: ništavna gravitaciona sila takvog tela ne bi, naravno, mogla zadržati vazdušni omotač.

Prvi sovjetski veštački Mesec — to je sasvim malo telo: lopta je prečnika 58 santimetara i težine 83,6 kilograma. Telo satelita izrađeno je od aluminijskih legura. Njegova površina pažljivo je obrađena i ispolirana što obezbeđuje dobru vidljivost satelita. Ovaj omotač zaštićuje kontrolno-mernu aparaturu ne samo od mikrometeorita nego i od naglih promena temperature.

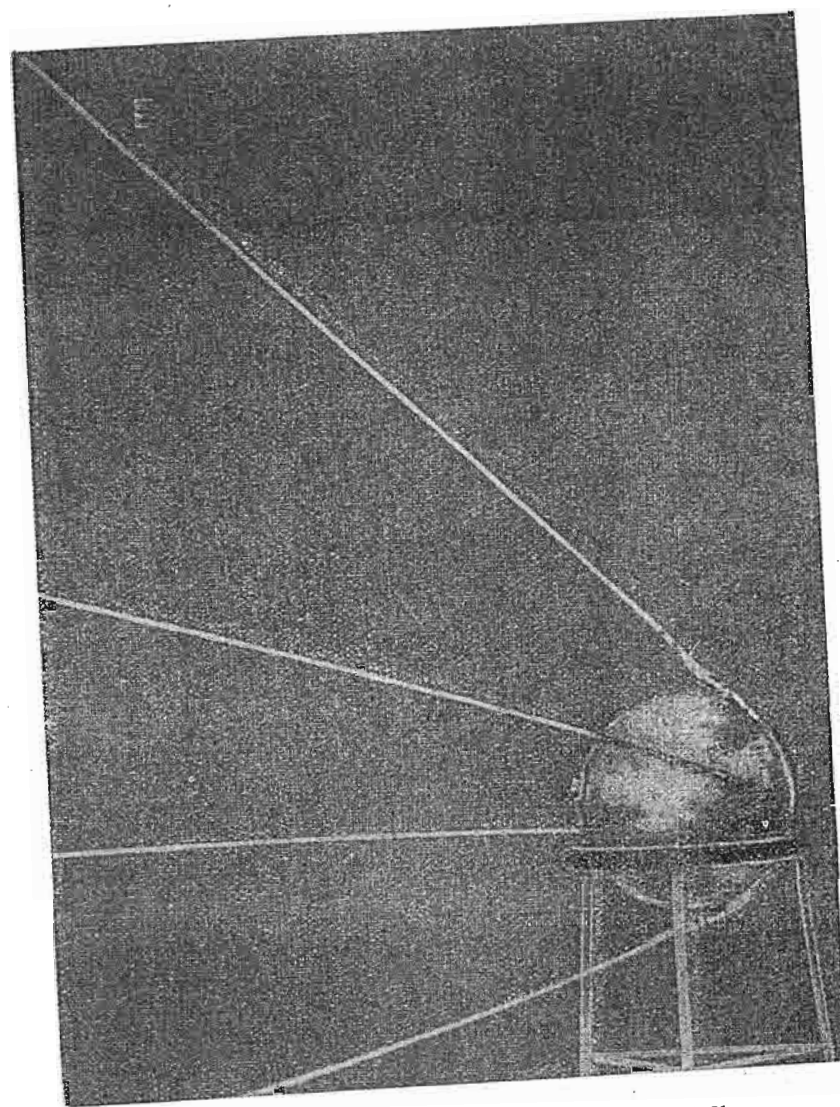
Satelit je snabdeven radioaparaturom. Četiri štap antene imaju dužinu po 2,4 — 2,9 metara. Za vreme polaganja orbitalne rakete ove antene bile su priljubljene uz njeno telo. Posle odvajanja satelita kao samostalnog



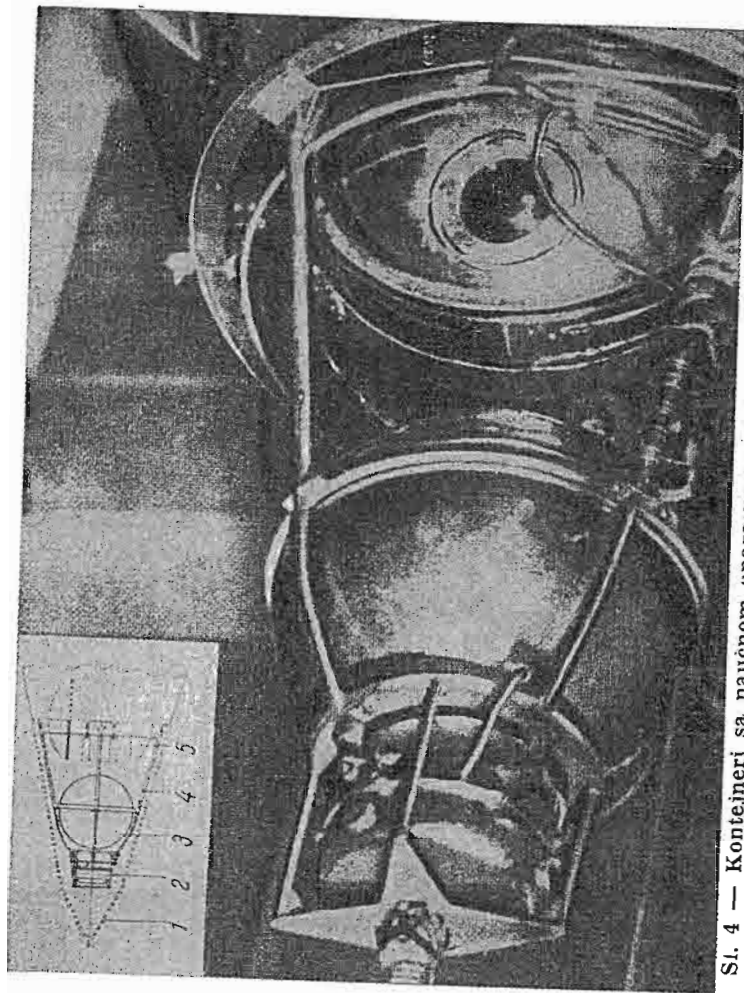
Sl. 1 — Putanja prvog veštačkog satelita u početku njegovog leta. Na crtežu a je satelit u momentu kada preleće iznad Moskve. Na crtežu b prikazana je Zemlja sa satelitom posle njegova puna tri obrtaja za vreme koje iznosi 1/5 zvezdanih dana. Za ovo vreme Zemlja se obrnula u istočnom pravcu oko svoje ose za 72 stepena. Pri ovome satelit preseca moskovsku paralelu na 72 stepena zapadnije (iznad Atlantskog Okeana). Crteži a, g i d pokazuju uzajamni položaj zemljine lopte i satelita posle istih vremenskih intervala kao i u prethodnom slučaju. Posle tri kruga saveanta ponovio bi se položaj a



Sl. 2 — Sovjetske rakete (snimak napravljen na Crvenom Trgu 7 novembra 1957 god)

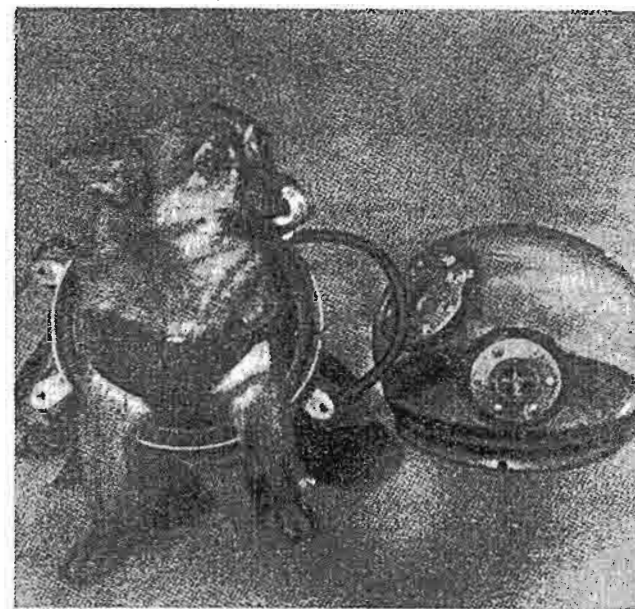


Sl. 3 — Prvi sovjetski veštački satelit na stalku



Sl. 4 — Kontejneri sa naučnom aparaturom u drugom sovjetskom vestačkom satelitu. Sema razmeštaja aparature: 1 — zaštitni konus koji se odbacuje posle izlaska satelita na putanju; 2 — uređaj za ispitivanje ultraljubičastog i rentgenskog zračenja Sunca; 3 — sferni kontejner sa aparaturom i radio otpremnicima; 4 — noseći okvir za pričvršćivanje aparature; 5 — hermetička kabina sa eksperimentalnom životinjom

tela, štapovi antene pričvršćeni za telo satelita pomoću zglobova, raširili su se i zauzeli položaj prikazan na sl 3. Antene su jedini deo na spoljnoj površini satelita, dok je čitava aparatura sa izvorom elektroenergije smeštena unutar tela. Hermetizovani satelit ispunjen je azotom koji usled stalne prinudne cirkulacije reguliše razmenu toplote između instrumenata i delova satelita.

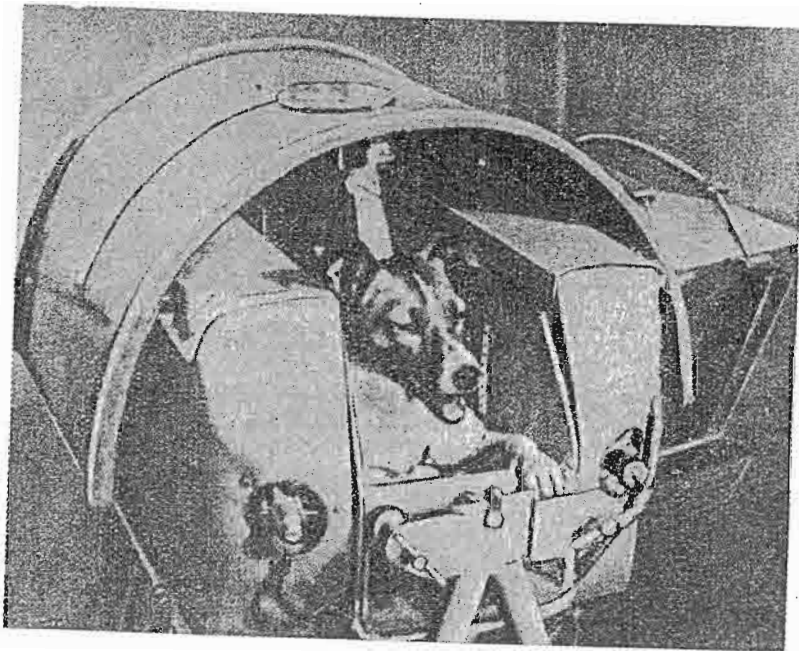


Sl. 5 — Pseto „Mališka“ posle povratka sa visine od 110 kilometara na koju je izbačeno u raketi

U početku leta prvog satelita ispred njega je išao zaštitni poklopac prvog stepena orbitalne rakete koji je bio odbaćen kada je stepen postigao potrebnu brzinu: iza satelita leteo je stepen rakete koji je izbacio satelit.

Drugi sovjetski veštački zemljini satelit, za razliku od prvog, predstavlja poslednji stepen sastavne rakete: na ovom stepenu smeštena je naučna i merna aparatura (sl. 4).

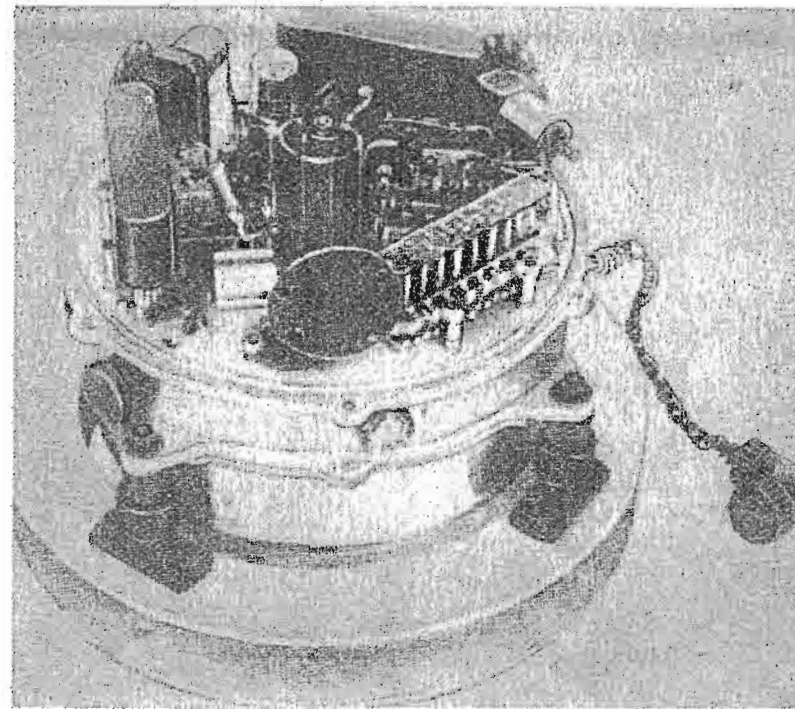
Takav razmeštaj aparature bitno je uprostito zadatak određivanja koordinata satelita pomoću optičkih sredstava za praćenje, pošto, kako je pokazalo iskustvo prvog satelita, praćenje rakete — nosača bilo je znatno jednostavnije nego praćenje samog satelita (sjaj rakete — nosača prevazilazi sjaj prvog satelita za nekoliko zvezdanih veličina). Ukupna težina aparature, eksperimentalne životinje i izvora električne energije na drugom veštačkom satelitu iznosi 508 kilograma i 300 grama.



Sl. 6 — Pseto „Lajka“ u hermetičkoj kabini pred stavljanje u drugi sovjetski veštački satelit

U prednjem delu poslednjeg stepena rakete na specijalnom okviru smešten je uređaj za ispitivanje sunčeve radijacije u ultraljubičastim i rentgenskim oblastima spektra, sferni kontejner sa radio predajnicima i drugim aparatima, hermetička kabina sa eksperimentalnom živo-

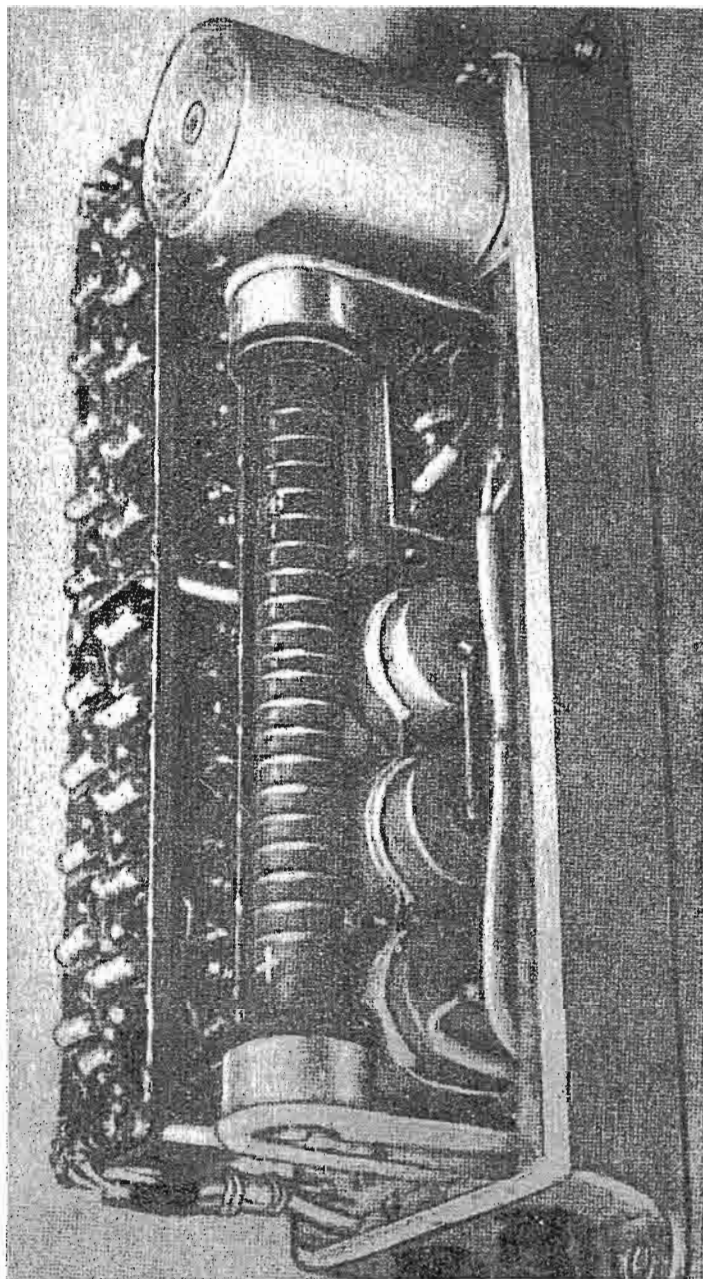
tinjom — psetom. Aparatura za izučavanje kosmičkih zraka nalazi se na telu rakete. Uređaji i kontejner na okviru zaštićeni su od aerodinamičkih i toplotnih uticaja koji se pojavljuju kod leta rakete u gustim slojevima atmosfere specijalnim aerodinamičkim konusom. Nakon



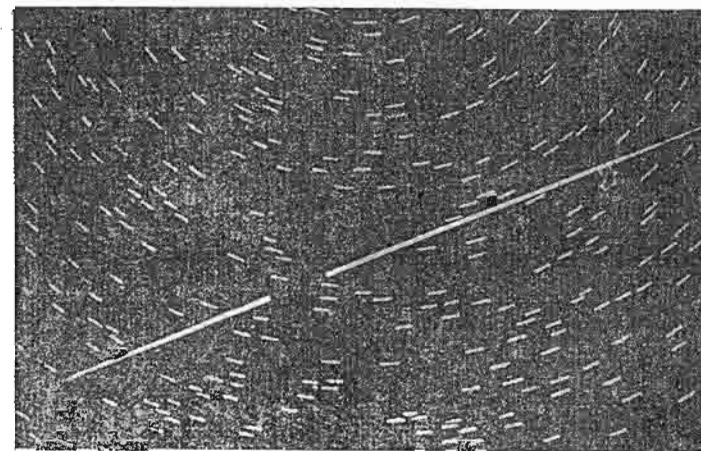
Sl. 7 — Aparatura za ispitivanje sunčevih radijacija postavljena na drugom sovjetskom veštačkom zemljinom satelitu

izlaska poslednjeg stepena rakete na putanju, zaštitni konus je bio odbačen.

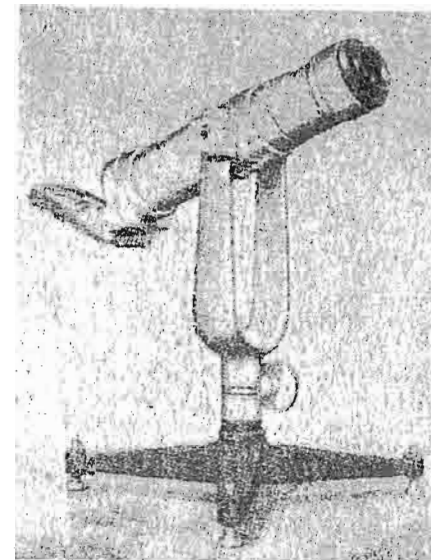
Radio predajnici, koji se nalaze u sfernom kontejneru, radili su na frekvencijama 40,002 i 20,005 megaherca. Izvori elektroenergije, sistem termoregulacije, kao i osetljivi elementi koji regulišu promene temperature i



Sl. 8 — Aparatura za izučavanje kosmičkih zrakova postavljena na drugom sovjetskom veštačkom satelitu



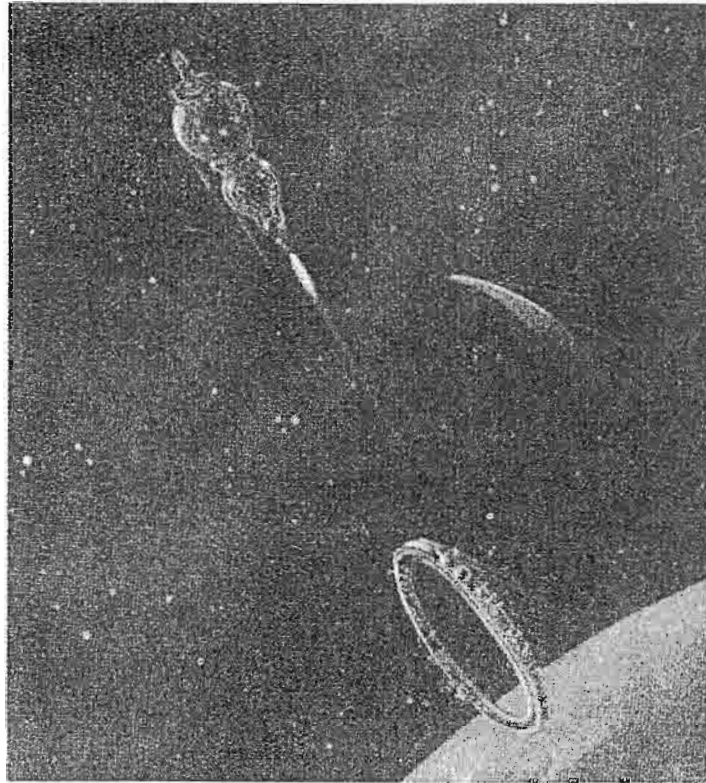
Sl. 9 — Trag koji je ostavila raketa-nosač na fotografskoj ploči pri dugoj ekspoziciji (snimak T. P. Kiseljeve, Pulkovska opservatorija, 10 oktobra 1957 god.) Na snimku se vidi za koliko se puta brže od dnevnog kretanja zvezda kreće po nebeskom svodu raketa nosač (uporedi dužinu crtica). Prekid u tragu raketne nosača pokazuje moment i trajanje vremena prolaženja po nebeskom svodu rakete-nosača



Sl. 10 — Standardna sovjetska optička sprava za posmatranje veštačkih satelita

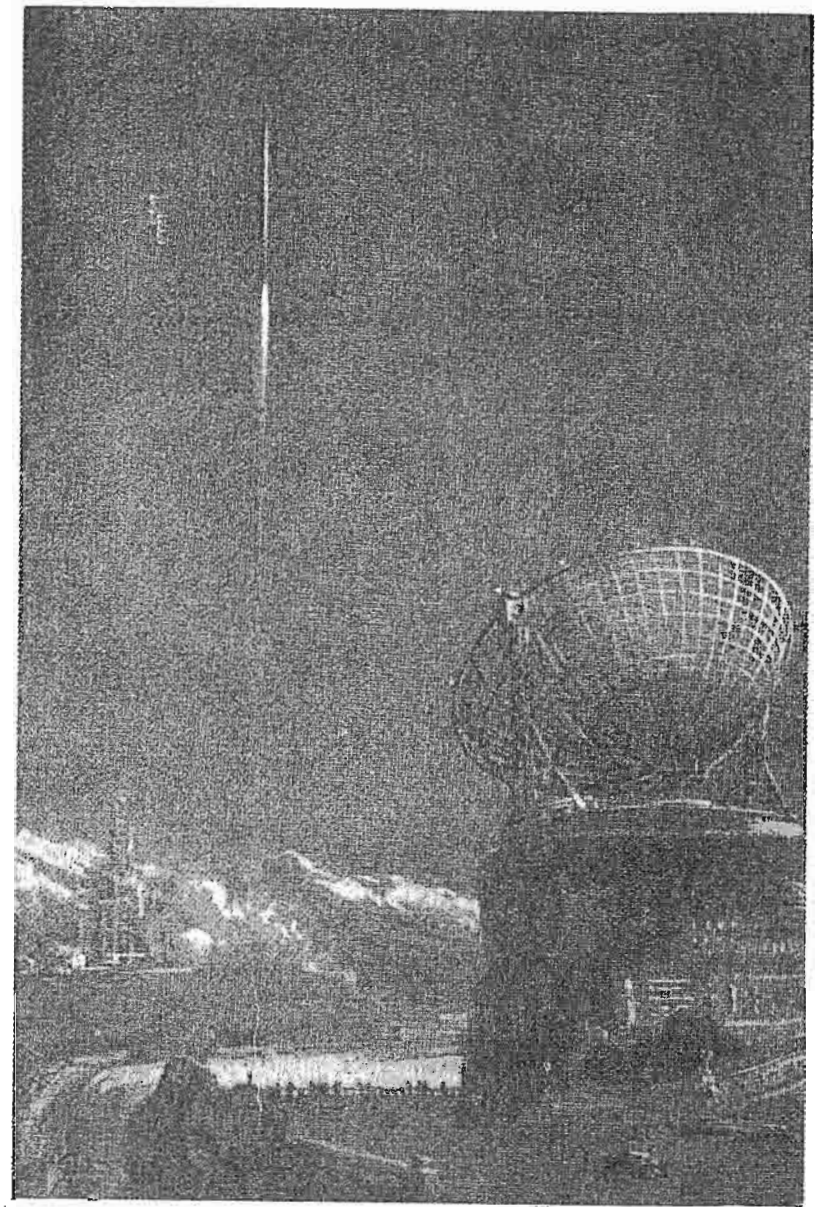
drugi parametri takođe su smešteni u ovom kontejneru. Po svojoj konstrukciji sferni kontejner sličan je prvom sovjetskom veštačkom zemljinom satelitu.

Hermetička kabina u kojoj je smeštena eksperimentalna životinja (pseto) ima oblik valjka. Kabina životinje

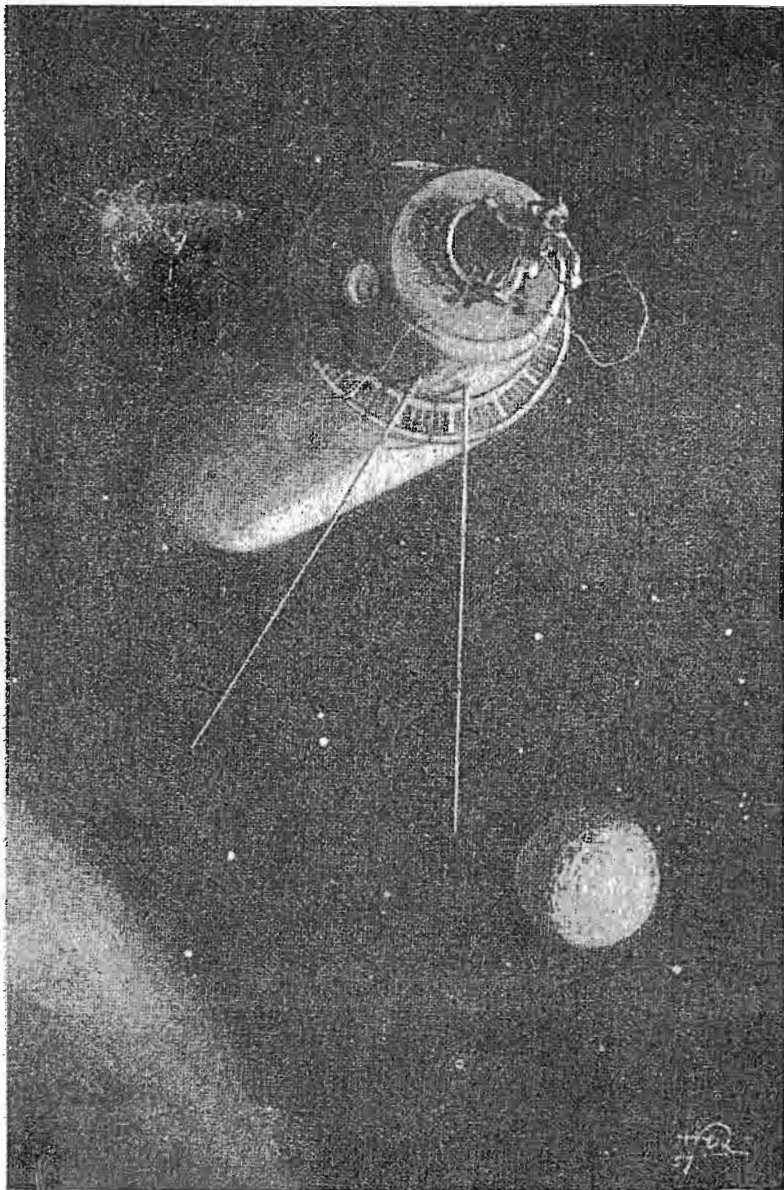


Sl. 11 — Kosmički brod odleće u vasioni prostor sa veštačkog zemljinog satelita (po A. Šternfeldu umetnik N. Koljčicki)

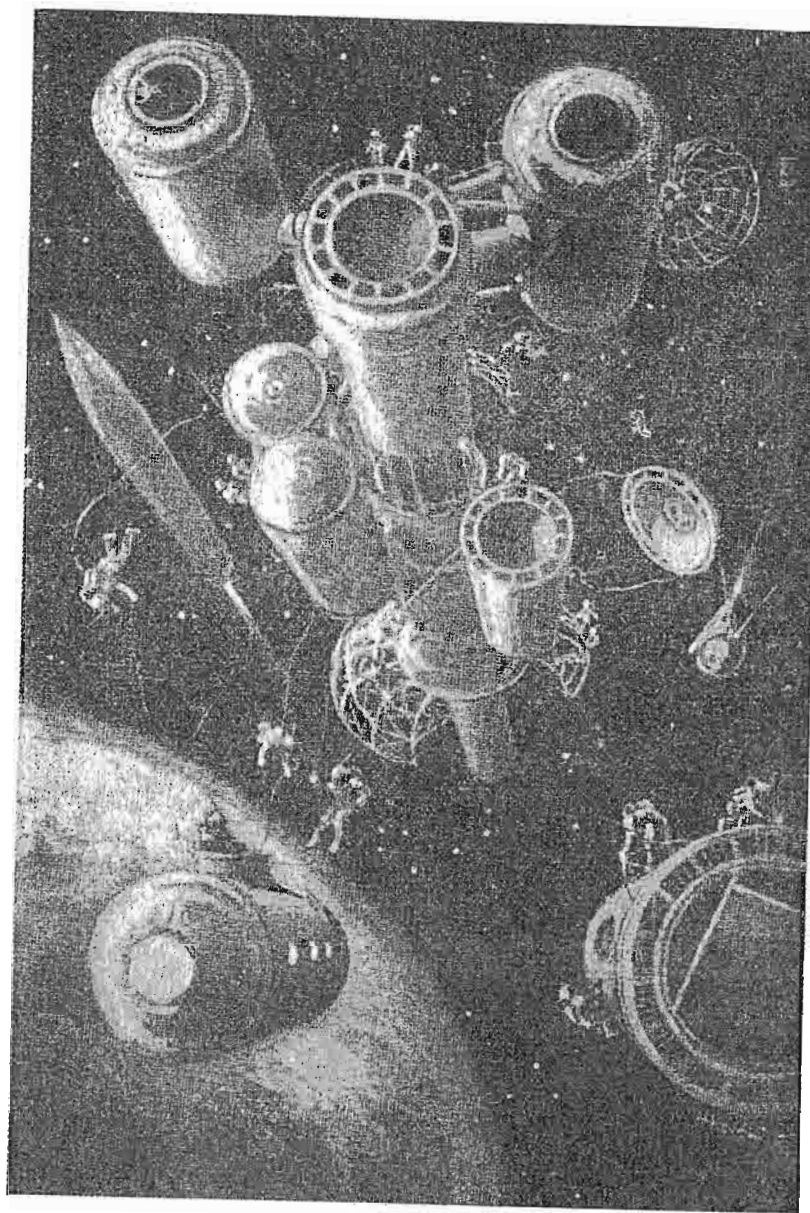
kao i sferni kontejner, izrađeni su od aluminijskih legura. Njihova površina je polirana i podvrgnuta specijalnoj obradi u cilju postizanja neophodnih vrednosti koeficijenta isijavanja i apsorbovanja sunčeve radijacije.



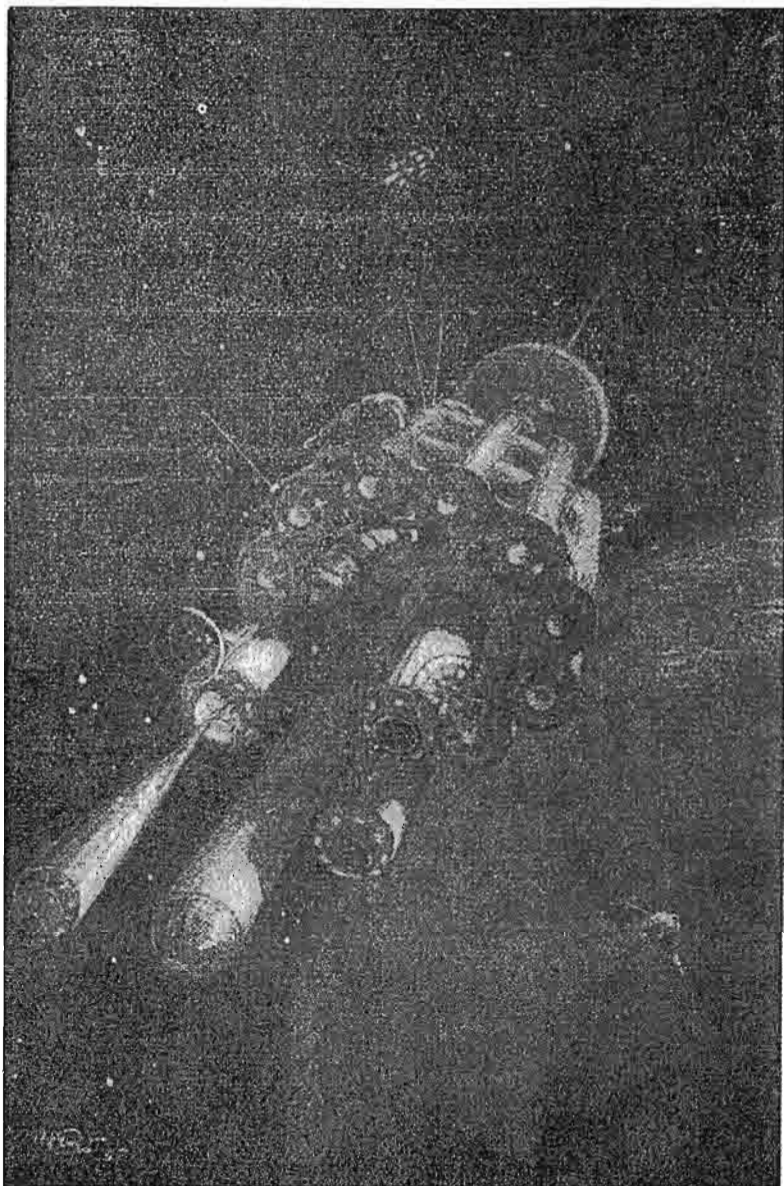
Sl. 12 — Start orbitalne rakete (crtež umetnika N. Koljčickog)



Sl. 13 — Prvi elementi međuplanetarne stanice na putanji (po A. Šternfeldu, crtež umetnika N. Koljčickog)



Sl. 14 — Montaža međuplanetarne stanice (po A. Šternfeldu, crtež umetnika N. Koljčickog)



Sl. 15 — Međuplanetarna stanica (po A. Šternfeldu, crtež umetnika N. Koljčickog)

S A D R Ž A J

Napomena prevodioca o autoru dela	5
Predgovor	7
Uvod	9
I. Vazdušni okean	11
II. Zakoni kretanja veštačkih satelita	15
III. Korišćenje veštačkih satelita	50
IV. Raketa-nosač veštačkog satelita	75
V. Lansiranje veštačkog satelita	87
VI. Tehnika izgradnje veštačkog satelita	113
VII. Čovek u vasionском prostoru	126
VIII. Na veštačkom satelitu	135
IX. Veza sa zemljom	161
X. Pravna i druga pitanja	169
Uoči leta u vasionu	177
Dodatak	180

A. Šternfeld
VEŠTAČKI ZEMLJINI SATELITI

Prevodilac: Mihajlo Velimirović

Tehnički urednik: Ratko A. Jovčić

Korektori: J. Bogdanović i Z. Zirojević

Izdanje: Novinsko-izdavačko preduzeće »Tehnička knjiga«,
Beograd, 7 Juli 26/I

Štampa: Beogradski grafički zavod,
Beograd, Bulevar Vojvode Mišića 17
Štampanje završeno juna 1958 godine