

SATELITI, UMJETNI ZEMLJINI, tijela koja se gibaju oko Zemlje i djelovanjem gravitacije održavaju na putanji koja se naziva orbitom. Masa Zemlje je mnogo veća od mase satelita. Putanja može imati različite karakteristike, ali se uvijek nalazi u ravnini u kojoj su gravitacijska središta Zemlje i satelita, te vektori brzine gibanja satelita. Satelit se lansira u putanju pomoću snažnog pogonskog sustava (v. *Astronautika*, TE 1, str. 431). Putanja satelita može biti zatvorena (kružnica ili elipsa) ili otvorena krivulja (parabola ili hiperbola), a ravnina putanje može imati različit nagib prema ravnini Zemljina ekvatora. Oblik putanje ovisi o brzini satelita, pa se s povećanjem brzine satelit giba po sve izduženijoj elipsi. Ako je, međutim, brzina veća od određene granične vrijednosti, satelit se giba po otvorenoj krivulji, pa se takvo tijelo naziva sondom (v. *Sonda, svemirska*). Trajanje obilaska oko Zemlje ovisi o obliku putanje i o udaljenosti od Zemlje. Ako satelit kruži blizu Zemlje, dolazi u dodir s česticama zraka, koje ga zbog aerodinamičkog trenja usporavaju. Takav satelit ulazi u sve gušće slojeve atmosfere i u njima izgara.

VRSTE UMJETNIH SATELITA

Sateliti se mogu razvrstati prema namjeni i prema obliku i položaju putanje. Prema namjeni sateliti mogu biti komunikacijski, meteorološki, navigacijski, geodetski, sateliti za istraživanje Zemlje i sateliti za znanstvena istraživanja. Razlikuju se pasivni i aktivni komunikacijski sateliti. Prema klasifikaciji Međunarodnoga savjetodavnog komiteta za radio (CCIR) pasivni su komunikacijski sateliti reflektori elektromagnetskih valova, različito su oblikovani i nemaju aktivnih elemenata, dok aktivni komunikacijski sateliti imaju prijemnik i odašiljač, odnosno prijemnike i odašiljače s antenskim sustavom i uređajem za napajanje. I sateliti koji nisu komunikacijski imaju uređaje za prijenos informacija elektromagnetskim valovima sa satelita na Zemlju. Razlikuju se od komunikacijskih satelita po tome što kao *inteligentni sateliti* tokom kruženja sami skupljaju informacije, a često ih i oblikuju, i emitiraju na Zemlju. Postoje sateliti koji skupljaju informacije, ali ih ne šalju na Zemlju, nego ih zapisuju i nose sa sobom, pa se tako osigurava tajnost tih informacija.

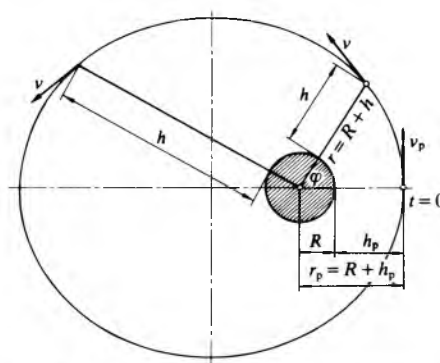
Prema obliku putanje razlikuju se sateliti koji se gibaju po kružnoj ili eliptičnoj putanji, a prema položaju putanje sateliti koji kruže po polarnoj, ekvatorskoj ili putanji s određenim nagibom prema ekvatoru.

Brzina satelita u putanji i oblici putanja. Da bi neko tijelo postalo satelit, treba ga lansirati do potrebne visine savlađujući gravitaciju Zemlje i na toj mu visini impulsom treba dati brzinu (približno u horizontalnom pravcu) dovoljnu da centrifugalna sila inercije bude u ravnoteži sa Zemljinom gravitacijom (v. *Astronautika*, TE 1, str. 429). Ta brzina iznosi

$$v_c = \sqrt{\frac{Gm}{r}}, \quad (1)$$

gdje je $G = 6,672 \cdot 10^{-11} \text{ m}^3 \text{ kg}^{-1} \text{ s}^{-2}$ opća konstanta gravitacije, $m = 5,976 \cdot 10^{24} \text{ kg}$ masa Zemlje, a r udaljenost središta satelita od središta Zemlje. Obično se uzima da je $r = R + h$, gdje je $R = 6,378 \cdot 10^6 \text{ m}$ polumjer Zemlje u ravnini ekvatora, a h

visina satelita iznad površine Zemlje. Prema tome, potrebna je manja brzina satelita što je veća njegova udaljenost od površine Zemlje.



Sl. 1. Prikaz gibanja satelita u eliptičnoj putanji

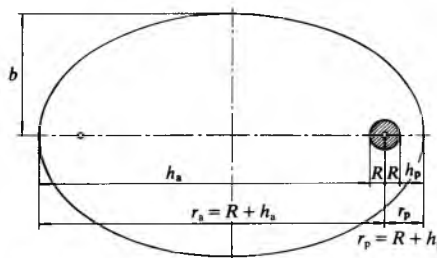
Kad satelit postigne potrebnu brzinu, nastavlja se gibati oko Zemlje bez utroška energije prema istim zakonima kao i ostala nebeska tijela, tj. prema Keplerovim zakonima i prema Newtonovu zakonu gravitacije (v. *Astronautika*, TE 1, str. 429; v. *Gravitacija*, TE 6, str. 260). Prema prvom Keplerovu zakonu putanja je satelita elipsa kojoj je jedno žarište u središtu Zemlje. Kružna putanja satelita samo je posebni slučaj eliptične putanje. Točka putanje koja je najbliža Zemlji zove se *perigej*, a najudaljenija od Zemlje *apogej*. Brzina satelita na putanji mijenja se prema drugom Keplerovu zakonu i određena je izrazom (sl. 1)

$$v = \sqrt{v_p^2 + 2Gm \left(\frac{1}{r} - \frac{1}{r_p} \right)}, \quad (2)$$

gdje je v_p brzina satelita u perigeju, r_p udaljenost od središta Zemlje u perigeju ($r_p = R + h_p$), a r udaljenost od središta Zemlje na kojoj satelit ima brzinu v . Prema tome, satelit ima najveću brzinu u perigeju, a najmanju u apogeu. Ako se, međutim, radijvektor prikaže kao funkcija kuta φ (sl. 1), dobiva se udaljenost satelita od središta Zemlje iz izraza

$$r = \frac{r_p^2 v_p^2}{Gm} \cdot \frac{1}{1 + \varepsilon \cos \varphi}, \quad (3)$$

gdje je ε ekscentričnost putanje koja je, prema sl. 2, određena izrazom



Sl. 2. Uz određivanje ekscentričnosti putanje satelita

$$\varepsilon = \frac{r_a - r_p}{r_a + r_p} = \frac{h_a - h_p}{2R + h_a + h_p} \quad (4)$$

O vrijednosti ekscentričnosti ovisi oblik putanje. Ako je $\varepsilon = 0$, satelit se giba po kružnoj, a ako je $\varepsilon < 1$, po eliptičnoj putanji. Ako je $\varepsilon \approx 1$, satelit postaje sonda, pa se uz $\varepsilon = 1$ giba po paraboli, a uz $\varepsilon > 1$ po hiperboli.

Za kružnu putanju ($\varepsilon = 0$) brzina je satelita, u skladu s izrazom (3),

$$v_{kr} = \sqrt{\frac{Gm}{R + h_{kr}}} \quad (5)$$

Budući da je u kružnoj putanji brzina konstantna, vrijedi relacija

$$2\pi(R + h_{kr}) = v_{kr} t_{kr}, \quad (6)$$

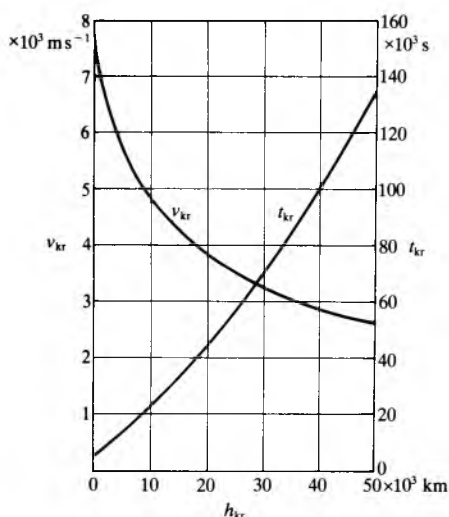
gdje je t_{kr} trajanje obilaska. Ako se za v_{kr} uvrsti (5), dobiva se

$$t_{kr} = 2\pi \sqrt{\frac{(R + h_{kr})^3}{Gm}} \quad (7)$$

Iz izraza (7) za trajanje obilaska po kružnoj putanji može se odrediti i visina satelita iznad površine Zemlje, pa je

$$h_{kr} = \sqrt[3]{\frac{Gm}{4\pi^2} t_{kr}^2} - R. \quad (8)$$

Na sl. 3 vidi se ovisnost brzine i trajanja obilaska satelita na kružnoj putanji o udaljenosti od površine Zemlje.



Sl. 3. Ovisnost brzine (v_{kr}) i trajanja obilaska (t_{kr}) satelita po kružnoj putanji o udaljenosti od površine Zemlje (h_{kr})

Posebno su važni za mnoge praktične primjene sateliti koji se gibaju po kružnoj putanji u ravni ekvatora i kojima je trajanje obilaska jednako trajanju okreta Zemlje oko svoje osi, a smjer gibanja im je jednak smjeru okretanja Zemlje (od zapada prema istoku). Takva se putanja naziva *geostacionarnom* i na njoj satelit ostaje u stalnom odnosu prema svim točkama na Zemlji, što znači da prividno miruje kad se promatra sa Zemlje. Budući da trajanje okreta Zemlje iznosi $86,164 \cdot 10^3 \text{ s}$, visina je geostacionarnog satelita iznad površine Zemlje, prema izrazu (8), $h_{gs} = 3,578 \cdot 10^7 \text{ m}$, a brzina satelita na toj putanji, prema izrazu (5), $v_{gs} = 3,074 \cdot 10^3 \text{ m s}^{-1}$.

Ako je $0 < \varepsilon < 1$, putanja je satelita elipsa. Udaljenost od središta Zemlje, prema izrazu (3), funkcija je kuta φ (sl. 1), pa je i brzina satelita, prema izrazu (2), također funkcija kuta φ . Tada je

$$v = \sqrt{\frac{Gm r (1 + \varepsilon \cos \varphi)}{r_p^2}} \quad (9)$$

U perigeju je $\varphi = 0^\circ$, a u apogeju $\varphi = 180^\circ$.

Brzina je satelita u perigeju

$$v_p = \sqrt{\frac{Gm(1 + \varepsilon)}{r_p}}, \quad (10)$$

jer je $r = r_p$ i $\cos 0^\circ = 1$. Ako je udaljenost satelita od središta Zemlje u perigeju $r_p = R + h_{kr}$, izraz (10), uzimajući u obzir izraz (5), može se napisati u obliku

$$v_p = v_{kr} \sqrt{1 + \varepsilon}, \quad (11)$$

što znači da će brzina satelita koji se giba po eliptičnoj putanji biti u perigeju za $\sqrt{1 + \varepsilon}$ puta veća nego brzina satelita koji se giba po kružnoj putanji koja je jednako udaljena od Zemlje kao eliptična putanja u perigeju.

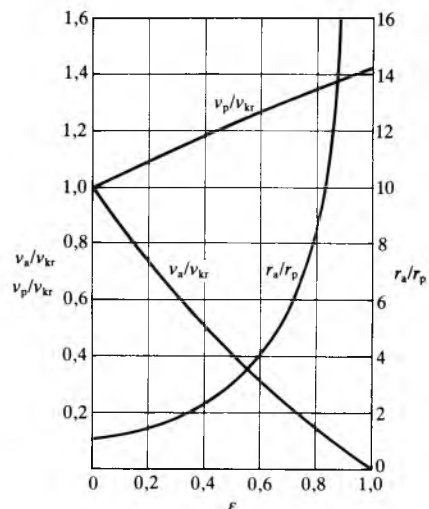
Brzina satelita u apogeju može se odrediti iz izraza (2) ako se postavi da je

$$r = r_a = r_p \frac{1 + \varepsilon}{1 - \varepsilon}, \quad (12)$$

što slijedi iz izraza (4), te ako se za v_p uvrsti izraz (10). Nakon sređenja dobiva se

$$v_a = v_{kr} \frac{1 - \varepsilon}{\sqrt{1 + \varepsilon}}. \quad (13)$$

Na sl. 4 vidi se kako o ekscentričnosti eliptične putanje ovise vrijednosti omjera brzina satelita u perigeju i apogeju na eliptičnoj putanji prema brzini satelita na kružnoj putanji iste visine kao eliptična putanja u perigeju. Također se na sl. 4 vidi ovisnost vrijednosti omjera udaljenosti satelita od središta Zemlje u apogeju prema njegovoj udaljenosti u perigeju.



Sl. 4. Ovisnost omjera v_p/v_{kr} , v_a/v_{kr} i r_a/r_p o ekscentričnosti ε . v_p brzina u perigeju, v_{kr} brzina u kružnoj putanji, v_a brzina u apogeju, r_a udaljenost u apogeju i r_p udaljenost u perigeju od površine Zemlje

Kad se satelit želi dovesti na geostacionarnu putanju, najprije se dio rakete sa satelitom dovodi na visinu $180 \dots 200 \text{ km}$, gdje se postavlja u vodoravan položaj i uvodi u kružnu putanju za čekanje, a iz nje, u pogodnom trenutku, u eliptičnu, tzv. transfernu putanju s apogejom jednakim visini geostacionarne putanje. Za prijelaz iz putanje za čekanje u transfernu putanju, a zatim za prijelaz iz kružnu, sinkronu putanju potrebni su impulsi koji ovise o razlici brzina. Ostvarena sinkrona putanja nije nužno i geostacionarna. Kad lansirna baza nije točno na ekvatoru, potreban je dodatni impuls radi ispravljanja nagiba, koji, bez prethodnog ispravljanja, nije manji od geografske širine lansirne baze. Za tu operaciju, skupa s nagibanjem putanje i usmjeravanjem, služi raketni motor koji je sastavni dio satelita i naziva se apogejskim motorom.

Uz $\varepsilon = 1$ satelit se giba po paraboli. Tada je brzina u perigeju

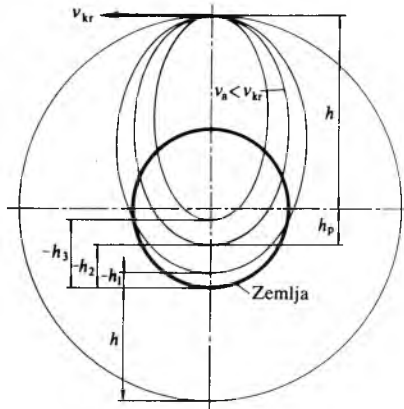
$$v_p = \sqrt{2} v_{kr}, \quad (14)$$

što znači da je brzina satelita u perigeju za 1,414 puta veća od brzine u kružnoj putanji koja je jednako udaljena od površine Zemlje.

Da bi se ostvarila hiperbolna putanja ($\varepsilon > 1$), mora biti

$$v_p > \sqrt{2} v_{kr}. \quad (15)$$

Ako je brzina satelita manja od v_{kr} za tu visinu satelita, putanja će biti elipsa kojoj je ta visina apogej, a perigej bi se nalazio u unutrašnjosti Zemlje, pa bi putanja probijala površinu Zemlje. Na sl. 5 prikazane su takve eliptične putanje za tri različite brzine satelita.



Sl. 5. Teorijske eliptične putanje satelita kada je brzina na visini h manja od brzine koja odgovara kružnoj putanji

Ako je, međutim, brzina satelita na visini h (sl. 5) jednaka nuli, što se događa kad satelit, doveden na neku visinu, ne dobije nikakav horizontalni impuls, tada elipsa degenerira u pravac, pa satelit pada okomito na Zemlju.

Navedeni izrazi za brzine i putanje satelita izvedeni su pod pretpostavkom da je Zemlja homogena kugla, da se satelit giba u prostoru koji ne pruža otpor gibanju i da gibanje satelita ovisi samo o gravitacijskom djelovanju Zemlje. Te pretpostavke, međutim, nisu ispunjene, pa će nehomogenost i spljoštenost Zemlje, otpor atmosfere i mase Sunca i Mjeseca utjecati na karakteristike gibanja satelita, te će se one nešto razlikovati od onih dobivenih iz već navedenih izraza. Npr. u visini perigeja od 180 km transferne putanje za geostacionarne satelite, zbog otpora atmosfere, gubitak visine kod svakog prolaza kroz perigej iznosi ~ 3 km. Osim toga, Zemlja nije ni u presjeku kroz ekvator idealan krug, već ima uzvisine i udoline, pa će zbog toga postojati par stabilnih ($\sim 77^\circ$ E i $\sim 252^\circ$ E) i par nestabilnih točaka ($\sim 162^\circ$ E i $\sim 348^\circ$ E), te će satelit, kad je u njihovoj blizini, kliziti prema njima ili od njih. Sunce i Mjesec će svojim djelovanjem pomicati putanju iz ravnine ekvatora u smjeru sjevera ili juga. Zbog djelovanja Sunca nastaje nagib putanje $\sim 0,27^\circ$ godišnje. Utjecaj je Mjeseca složeniji i njegovo se djelovanje periodički ponavlja svakih 18 godina pa je promjena nagiba putanje $0,675^\circ \dots 0,948^\circ$ godišnje.

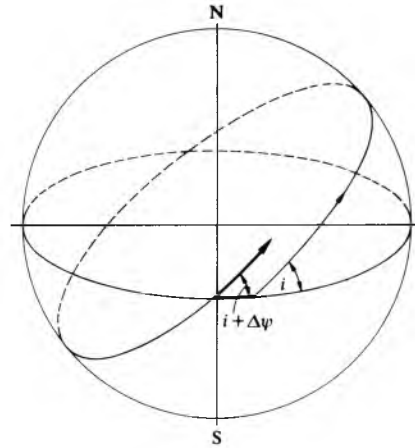
Zbog tih utjecaja satelit odstupa od geostacionarne putanje, pa ga treba vraćati u položaj koji odgovara takvoj putanji, što se provodi sustavom mlaznica i pogonskim sredstvom koje satelit nosi sa sobom. Količina pogonskog sredstva obično je tolika da osigurava održavanje u geostacionarnoj putanji tokom 7...10 godina. To smanjuje masu drugih uređaja na satelitu. Intervencije za ispravak putanje provode se na nalog sa Zemlje na temelju vrlo točnog opažanja položaja satelita. Dakako, takve korekcije putanja nisu potrebne kad se radi o satelitima koji nisu geostacionarni.

Ako eliptična putanja ima nagib i (sl. 6) prema ekvatoru, što je najčešći slučaj, pojavljuje se, zbog spljoštenosti Zemlje,

zakretanje velike osi putanje (apsidalno gibanje) za kut ψ koji ovisi o kutu nagiba putanje i prema izrazu

$$\Delta\psi \approx 2 - \frac{5}{2} \sin^2 i. \quad (16)$$

Zakret $\Delta\psi = 0$ bit će kad je $i = 63,43^\circ$. Kad satelit ima taj nagib putanje, apogej će se uvijek pojavljivati nad istom geografskom širinom. Kako je brzina u blizini apogeja manja od brzine satelita koji se giba po kružnoj putanji jednake visine (sl. 4), bit će, za povoljno odabranu točku na Zemlji, satelit u vidljivom području dulje vremena nego kad bi se gibao po kružnoj putanji. Tako je npr. u Sovjetskom Savezu lansirano više satelita (tip Molnija) u eliptičnu putanju s perigejom ~ 300 km, apogejom ~ 35800 km, trajanjem obilaska ~ 12 sati i s nagibom $\sim 63^\circ$. Ti sateliti osiguravaju komunikaciju na području od Moskve do Vladivostoka tokom 20 sati dnevno.



Sl. 6. Zakretanje putanje satelita zbog spljoštenosti Zemlje

Lansiranje satelita. Brzina se tijela mase m , koje se giba brzinom v , može povećati izbacivanjem dijela mase (pogonskog sredstva, propelenta) brzinom v_p s obzirom na to tijelo. Zbog reakcije tijelo će dobiti promjenu količine gibanja. Povećanje brzine Δv ovisi o brzini istjecanja i o količini upotrijebljenog propelenta, pa vrijedi izraz

$$\Delta v = -v_p \ln \frac{m - m_p}{m}, \quad (17)$$

gdje je m masa tijela prije povećanja brzine, a m_p masa utrošenog propelenta. Iz izraza (17) slijedi

$$m_p = m \left[1 - \exp \left(-\frac{\Delta v}{v_p} \right) \right]. \quad (18)$$

Sila razvijena izbacivanjem propelenta iznosi

$$F = v_p q_m, \quad (19)$$

gdje je q_m maseni protok propelenta (omjer mase i vremena), a v_p brzina njegova istjecanja, dok je impuls

$$I = v_p m_p. \quad (20)$$

Specifični impuls karakteristika je propelenta i određen je omjerom impulsa i težine propelenta (pa je jedinica specifičnog impulsa sekunda):

$$I_{sp} = \frac{v_p}{g} \quad (21)$$

gdje je g ubrzanje Zemljine teže. Ako je protok q_m omjer mase i vremena, bit će potisak

$$F = I_{sp} q_m g. \quad (22)$$

Potrošak propelenta može se izraziti i specifičnim impulsom pomoću izraza (21), pa je

$$m_p = m \left[1 - \exp \left(- \frac{\Delta v}{g I_{sp}} \right) \right] \quad (23)$$

Specifični su impulsi za neke propelente: za kruto gorivo 286 s, nesimetrični dimetilhidrazin + kisik 310 s, nesimetrični dimetilhidrazin + dušik-tetraoksid 285 s, tekući vodik + tekući kisik 390 s, električnu propulziju 4000...10000 s.

Satelit se, kao korisni teret, dovodi na putanju raketnim sustavom s više stupnjeva koji se postepeno, prema razrađenom programu, stavljaju u djelovanje (sl. 7). Primjer lansirnih karakteristika raketnog sustava prikazan je snopom krivulja na sl. 8. Granična lijeva krivulja daje ovisnost visine apogeja o teretu za eliptične putanje. Snopovi krivulja vrijede za lansiranje u istočnom, odnosno sjevernom smjeru, pa se pokazuje da su mogućnosti pri lansiranju u sjevernom (ili južnom) smjeru manje nego kad se lansiraju u istočnom smjeru.

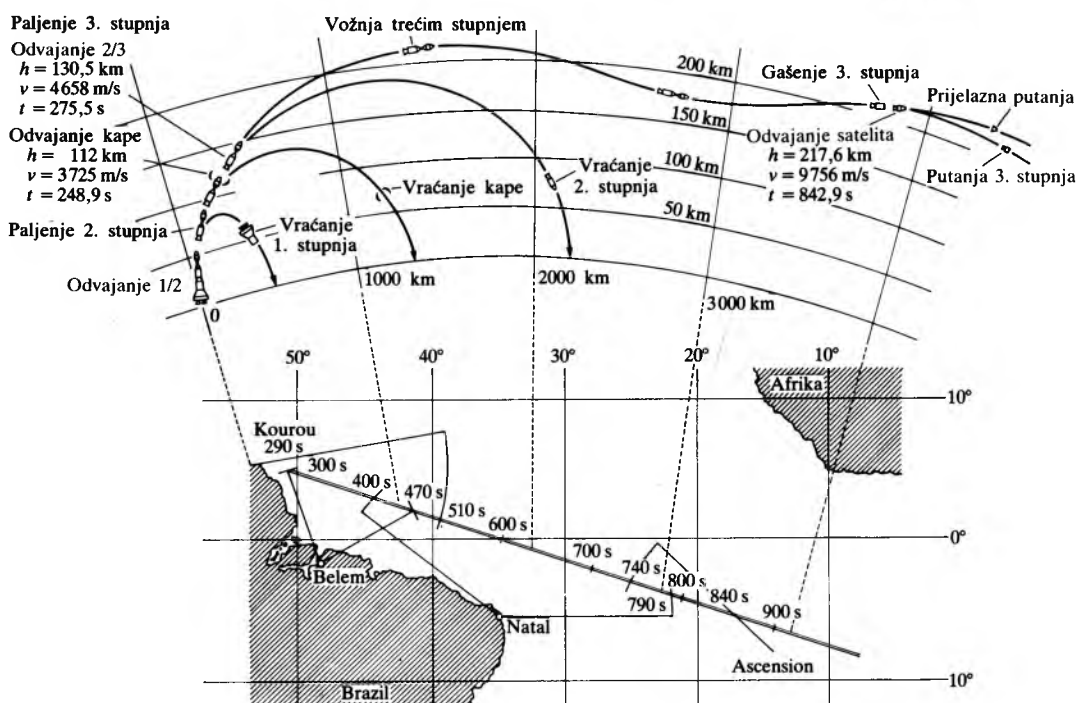
Satelit se dovodi na putanju uz stalno praćenje njegova gibanja s više točaka na Zemlji, iz kojih se daju nalozi za intervenciju kad je to potrebno. U raketnom sustavu,

međutim, ugrađen je program koji pomoću elektroničkog računala upravlja raketnim sustavom ako nema drugih naloga sa Zemlje. Nalozima sa Zemlje može se cio sustav i razoriti ako se pokaže da bi satelit mogao ugroziti ljude i dobra na Zemlji.

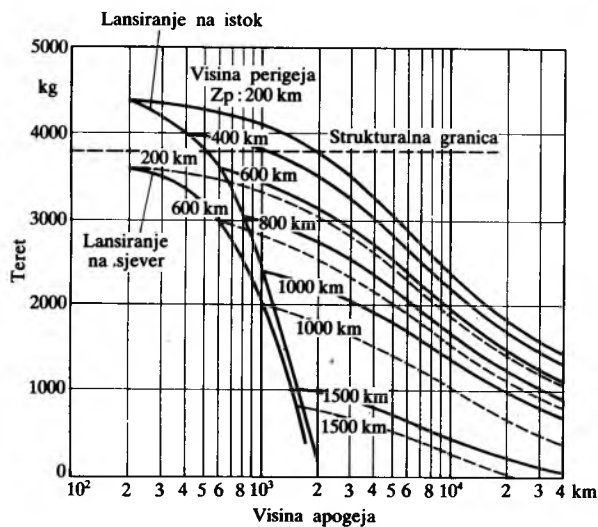
Površina komunikacije sa satelitom. Površina s koje je moguće komunicirati sa satelitom ovisi o visini satelita. Ona je veća što je satelit na većoj visini. Ako je satelit na kružnoj putanji koja nije geostacionarna, površina područja s koje je moguće komunicirati ostaje konstantna, ali se područje Zemlje stalno mijenja. Kad je satelit na geostacionarnoj putanji, ne mijenja se ni površina ni područje, ali se i površina i područje stalno mijenjaju kad je satelit na eliptičnoj putanji. Kad je satelit na geostacionarnoj putanji, površina Zemlje s koje se satelit vidi iznosi $216,94 \cdot 10^6 \text{ km}^2$.

Ako je satelit na visini h iznad površine Zemlje (sl. 9), površina Zemlje s koje se vidi satelit određuje se prilagođenim izrazom

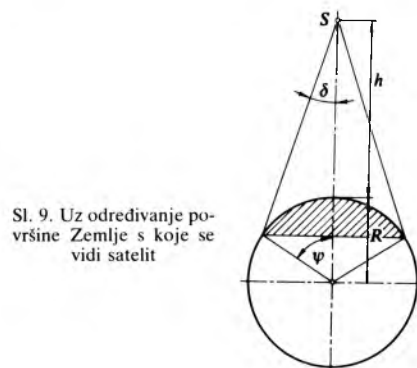
$$Z_s = 255,61 \left(1 - \frac{R}{R+h} \right) \cdot 10^6 \text{ km}^2, \quad (24)$$



Sl. 7. Primjer lansiranja satelita raketom sa tri stupnja



Sl. 8. Primjer lansirnih karakteristika raketnog sustava



Sl. 9. Uz određivanje površine Zemlje s koje se vidi satelit

gdje su R i h brojčani iznosi pripadnih veličina, dok je kut ψ prema sl. 9

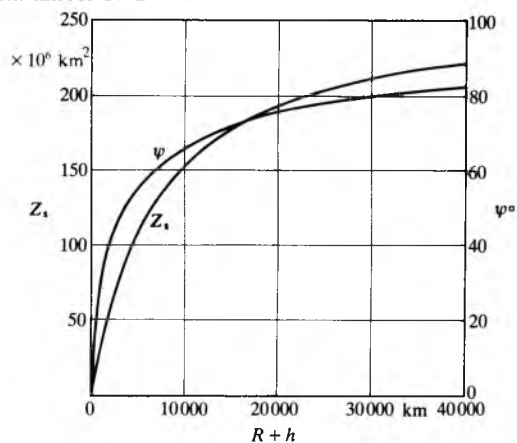
$$\psi = \arccos \frac{R}{R+h} \quad (25)$$

Ovisnost površine Zemlje s koje se vidi satelit i kuta ψ o visini satelita vidi se na sl. 10.

Mogućnost iskorištenja te površine za komunikacije ovisi o širini snopa antene na satelitu. To je ona širina pri kojoj emitirana snaga na obodu snopa padne na polovicu vrijednosti snage u osi snopa. Najvećoj površini pokrivanja odgovara otvor snopa kojem je kut δ određen izrazom

$$\delta = \arcsin \frac{R}{R+h} \quad (26)$$

Najvećoj površini odgovara i najveći kut δ , a stvarno pokrivena površina može biti i manja ako je širina snopa antene manja od one određene kutom δ , ali i veća, te elipsasta oblika ako podsatelitska točka nije središte snopa kružnog presjeka ili snop nije kružnog presjeka. Za geostacionarni je satelit $\psi = 81^\circ 17' 58''$ i $\delta = 8^\circ 42' 2''$, pa širina snopa koji obuhvaća sve ono što se može vidjeti s geostacionarnog satelita iznosi $17^\circ 24' 4''$.



Sl. 10. Ovisnost površine Zemlje Z_s , s koje se vidi satelit i središnjeg kuta ψ (sl. 9) o udaljenosti satelita od središta Zemlje

Energetsko napajanje uređaja na satelitima. Svaki aktivni umjetni satelit treba energiju za napajanje uređaja. Kao energetske izvoru na prvim satelitima služili su kemijski izvoru električne energije, ali su oni bili ograničena kapaciteta i ograničena trajanja, pa je i aktivnost satelita bila vremenski ograničena. Već se, međutim, 1958. godine na satelite (Explorer 3, Sputnik 3) uz kemijske izvoru postavljaju i solarne ćelije za neposredno pretvaranje sunčane energije u električnu (v. *Sunčana energija*), te one postepeno postaju glavni energetske izvor na satelitima. Uz njih se ugrađuju i kemijski izvoru (obnovljivi akumulatori velikog specifičnog kapaciteta), ali samo onda kad je potrebno osigurati neprekidnu opskrbu električnom energijom i za vrijeme ulaska

satelita u sjenu Zemlje ili Mjeseca. Kako je za djelovanje suvremenih satelita potrebno sve više energije, potrebni su sve jači energetske izvoru, pa se solarne ćelije grade i za snage od nekoliko kilovata (sl. 11).

U satelitima, osim toga, postoje pretvarači za pretvorbu istosmjerne u izmjeničnu električnu struju, a iz nje opet u istosmjernu visokog napona jer se solarnim ćelijama proizvodi istosmjerna struja niskog napona.

Vanjski utjecaji na satelite. Izvedba satelita mora biti prilagođena okolini u kojoj će se nalaziti, a koja se bitno razlikuje od one na Zemlji. Za vrijeme kruženja oko Zemlje satelit je u prostoru vrlo niskog tlaka i intenzivnog zračenja, u kojemu se nalaze mikrometeoriti i van Allenovi pojasi (v. *Astronautika*, TE 1, str. 437).

Zbog vrlo niskog tlaka nastaje ubrzano isparivanje i sublimacija materijala, pa dodirne površine uređaja postaju ljepljive, što onemogućuje klizanje po njima kad je to potrebno. Na satelitima koji nisu zaštićeni Zemljinim zračnim plaštem djelovanjem ultraljubičastog zračenja nastaje fotoionizacija i fotodisocijacija s emisijom slobodnih elektrona iz metalnih materijala, odnosno s promjenom svojstava polimernih materijala.

Mikrometeoriti ispunjavaju prostor oko Zemlje. Najvjerojatnije je da je masa mikrometeorita manja od 10^{-4} g i da njihova brzina iznosi $\sim 35 \cdot 10^3$ ms $^{-1}$. I tako sitni meteoriti oštećuju zaštitni sloj solarnih ćelija, što smanjuje efikasnost pretvorbe energije. Iskustvo s geostacionarnim satelitima pokazuje da se zaštitnim kremenim slojem debljine 0,3 mm osigurava rad solarnih ćelija kroz 5000 dana uz smanjenu snagu solarne ćelije za 20%.

Zaštita od zračenja u van Allenovim pojasi ovisi o visini na kojoj bi se satelit mogao naći. Unutrašnji pojas nalazi se na visini ~ 10000 km i u njemu je visoka koncentracija, pretežno, protona velike energije. Zaštita od zračenja u unutrašnjem pojasu ne može se racionalno ostvariti, jer su potrebni vrlo debeli oklopi. Vanjski je pojas deblji, seže do visine od 30000 km, i u njemu je visoka koncentracija elektrona niske energetske razine.

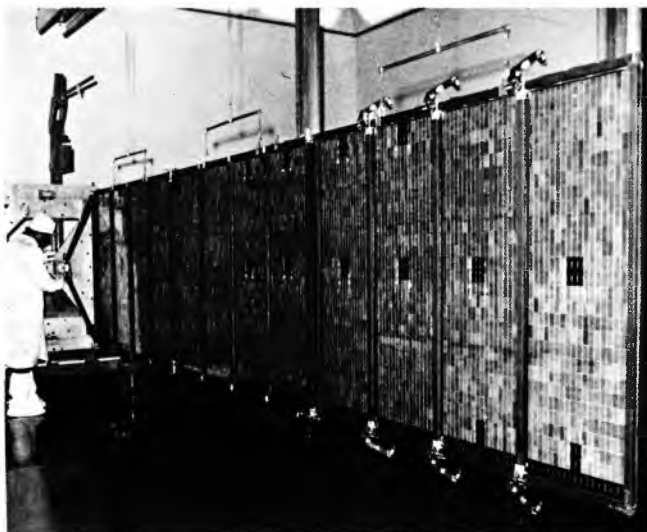
Osim termičkih naprezanja koja se pojavljuju pri lansiranju, od kojih se satelit štiti tzv. kapom koja ga prekriva, pojavljuju se termička naprezanja i u putanji. Između osunčane strane satelita i strane u sjeni velika je temperaturna razlika. Za ispravan rad uređaja u kućištu satelita potrebno je održavati temperaturu od 20–40 °C. O stabilnosti odnosa između osunčane i neosunčane strane satelita ovisi mehanička stabilnost koja je vrlo važna za ispravan rad antena velikih dimenzija. To se ostvaruje složenim sklopovima, kad se izvodi aktivna regulacija, ili vrlo pažljivim izborom materijala i posebnim izvedbama, kad se izvodi pasivna regulacija toplinskih odnosa.

R. Galić

Prvi umjetni Zemljini sateliti

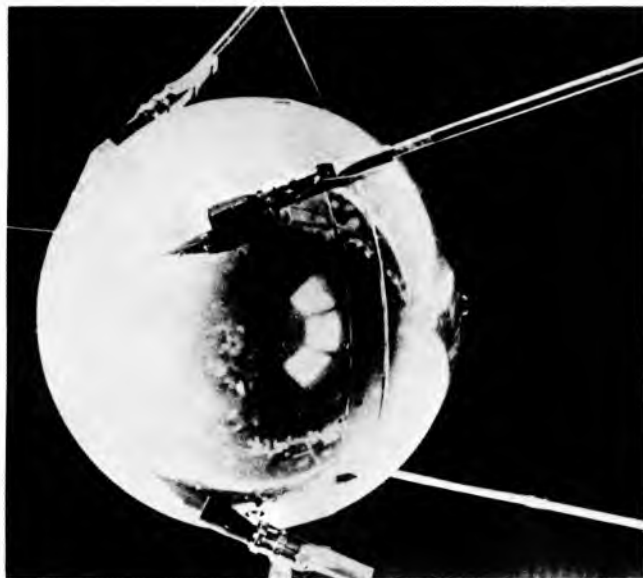
U okviru znanstvenih istraživanja u Međunarodnoj geofizičkoj godini lansirano je u SSSR 4. listopada 1957. prvo umjetno nebesko tijelo *Sputnik 1*. Satelit je bio u obliku kugle promjera 58 cm i mase 83 kg, a imao je četiri štapne antene (sl. 12). U satelit su bila ugrađena dva radioemisijjska uređaja koja su kroz 21 dan odašiljala signale frekvencija 20,005 MHz i 40,002 MHz (valne duljine $\sim 15,0$ m i 7,5 m), što je omogućilo istraživanje rasprostiranja elektromagnetskih valova u ionosferi. Na valnoj duljini 15 m signali sa satelita primani su i na udaljenostima 10–12 tisuća kilometara. Taj prvi umjetni satelit uveden je u putanju oko Zemlje s visinom perigeja 228 km i visinom apogeja 947 km. Trajao je 92 dana kao umjetno svemirsko tijelo. Nakon toga ušao je u gušće slojeve atmosfere i izgorio zbog aerodinamičkog zagrijavanja. Obišao je Zemlju ~ 1400 puta i prevalio je $\sim 40 \cdot 10^6$ km. Kao rezultat lansiranja toga satelita dobiveni su podaci o gustoći atmosfere i koncentraciji elektrona u njoj.

Drugi umjetni Zemljin satelit *Sputnik 2* počeo je kružiti 3. studenoga 1957. Njegov je perigej bio na visini od



Sl. 11. Solarne ćelije u ispitnom laboratoriju

~ 225 km, apogej na ~ 1670 km, a obilazak je trajao 103,75 min. Za 162 dana obišao je Zemlju 2370 puta i prevalio ~ $100 \cdot 10^6$ km. Masa je toga satelita iznosila 508,3 kg. Sputnik 2 imao je dva radioemisijiska uređaja. U hermetički zatvorenoj kabini bila je smještena prva pokusna životinja (pas Lajka). Bio je opremljen instrumentima za mjerenje Sunčeva i kozmičkog zračenja, temperature i tlaka atmosfere, te za kontrolu ponašanja prvoga živog bića u bestežinskom stanju.



Sl. 12. Prvi umjetni Zemljin satelit Sputnik 1

Prvi američki umjetni satelit *Explorer 1* lansiran je 31. siječnja 1958. Masa mu je iznosila samo 14,0 kg, a u početku kruženja obilazio je Zemlju za 114,95 min. Početni je perigej bio na visini ~ 350 km, a apogej ~ 2550 km. Kružio je oko Zemlje punih 11 godina, tokom kojih je obletio Zemlju ~ 60000 puta. Imao je uređaje za mjerenje kozmičkog zračenja.

Drugi američki umjetni satelit *Vanguard* lansiran je 17. ožujka 1958. Ima oblik kugle, promjera 16 cm i mase samo 1,5 kg, a na kugli je šest štapova koji služe kao antena za odašiljanje signala. Početni mu je perigej iznosio 654 km, a apogej 3970 km. Solarne ćelije omogućile su da taj patuljak među satelitima emitira signale do 12. veljače 1965. Vijek se toga satelita procjenjuje na oko 200 godina.

Treći sovjetski umjetni satelit *Sputnik 3* lansiran je 15. svibnja 1958. Imao je stožasti oblik visine 3,57 m s promjerom osnovke 1,73 m. Ukupna je masa toga satelita iznosila 1327 kg, a masa znanstvene i radioemisijiske aparature 968 kg. Bio je opremljen instrumentima za ispitivanje sastava i tlaka atmosfere, koncentracije nabijenih čestica u ionosferi, za mjerenje električnog i magnetskog polja Zemlje, te Sunčeva i kozmičkog zračenja.

Sateliti lansirani s teritorija SSSR kružili su po eliptičnim putanjama nagnutim za ~ 63° prema ekvatoru. Oni su zbog toga obilazili Zemlju iznad znatno većeg kopnenog dijela Zemljine površine nego američki sateliti koji su u početku svi lansirani u jugoistočnom smjeru s putanjom nagnutom ~ 33° prema ekvatoru.

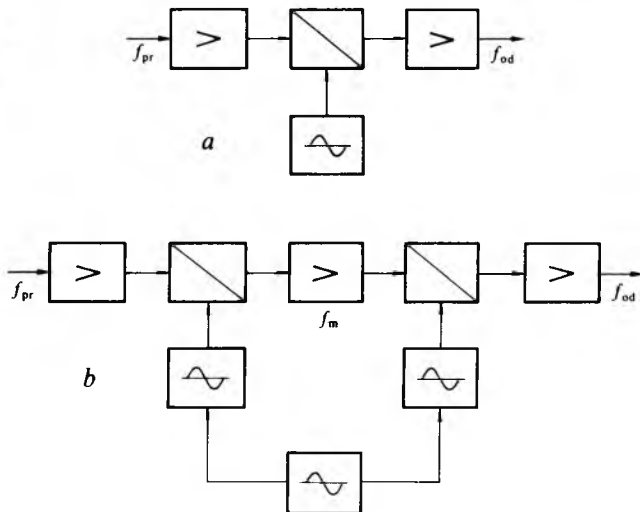
D. Bazjanac

Komunikacijski sateliti

Iako se svi sateliti lansirani poslije Sputnika 1, koji je također slao na Zemlju radiosignale, služe radiokomunikacijama (u jednom, u drugom ili u oba smjera), samo se jedan tip satelita naziva komunikacijskim satelitima, odnosno satelitima za fiksne satelitske veze. To su sateliti koji služe za telekomunikacije i za radiokomunikacije, dakle za prijenos, emitiranje ili primanje pomoću elektromagnetskih valova

znakova, glasova, slika ili obavijesti bilo kakve vrste. Takvi sateliti osiguravaju obično neposredne veze u oba smjera. Zbog većih gubitaka pri prijenosu višim frekvencijama, prenosi se signal sa Zemlje na satelit obično u višem, a sa satelita na Zemlju u nižem frekvencijskom pojasu, kako bi odašiljač na satelitu mogao raditi s manjom snagom. Za sve veze u oba smjera dodijeljena su frekvencijska područja ili frekvencije, što osigurava, u najvećoj mogućoj mjeri, komunikacije s najmanje međusobnih smetnja. Na Svjetskoj administrativnoj konferenciji u Ženevi 1979. godine dodijeljene su za veze satelit–Zemlja frekvencijska područja u pojasi 4, 7, 11, 12 i 20 GHz, a za veze Zemlja–satelit u pojasi 6, 8, 14 i 30 GHz.

Zahvaljujući visini na kojoj sateliti kruže oko Zemlje, oni mogu osigurati veze među točkama na površini Zemlje koje su, po najkraćem luku, međusobno udaljene 3 150...18 100 km, kad se sateliti nalaze na visini 200...35 786 km (geostacionarni satelit). Komunikacijski sateliti danas su aktivni sateliti. Oni su, dakle, relejne stanice koje imaju prijemnik–odašiljač, odnosno prijemnike–odašiljače s antenskim sustavom i napajanjem. Prijemnik prima signale poslane sa Zemlje (zemaljska stanica) u jednom frekvencijskom pojasu, transponira ih, što znači prebacuje ih u drugo frekvencijsko područje bez promjene njihova oblika, pa ih nakon pojačanja emitira za stanice na Zemlji. Sklop prijemnik–odašiljač (sl. 13) koji ima opisanu funkciju naziva se satelitskim transponderom ili frekvencijskim pretvaračem.

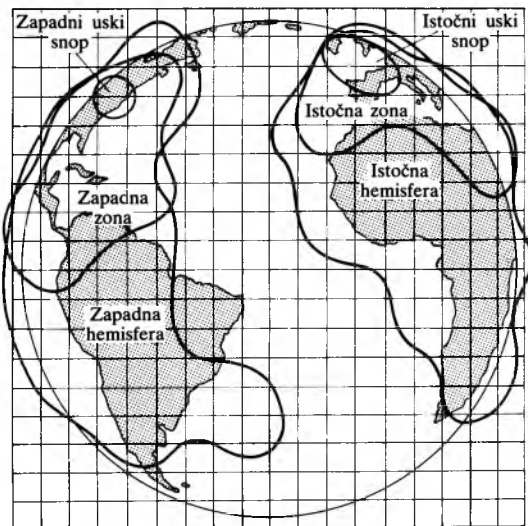


Sl. 13. Shema satelitskog transpondera. a neposredna transpozicija, b transpozicija s međufrekvencijom

Američki komunikacijski sateliti. Prvi, prema namjeni, komunikacijski satelit bio je SCORE (*Signal Communication by Orbiting Relay Experiment*), lansiran 18. prosinca 1958. u eliptičnu putanju (perigej 180 km, apogej 910 km) s nagibom putanje 30° prema ekvatoru. Primao je signale sa Zemlje, registrirao ih na magnetofonsku vrpcu i odašiljao kad je nadlijetao prijemne stanice na Zemlji. Drugi komunikacijski satelit, *Courier*, radio je na isti način.

Prvi komunikacijski satelit koji je omogućio neposrednu dvosmjernu razmjenu informacija, visokofrekvencijsku telefoniju i prijenos televizijskog signala preko Atlantika, bio je satelit *Telstar 1*, lansiran 10. srpnja 1962. u eliptičnu putanju (perigej 955 km, apogej 5685 km) s nagibom od 45° i trajanjem obilaska 158 min. Kao i nekoliko satelita većeg prijenosnog kapaciteta koji su lansirani nakon toga, satelit *Telstar* (sl. 14) imao je dva transpondera, po jedan za svaki smjer. *Telstar* je mogao istodobno održavati vezu samo između dviju točaka na Zemlji, pa je međusobno povezivanje više točaka bilo moguće samo u različitim vremenskim intervalima (*time sharing*). Kao ni ostali komunikacijski sateliti u to doba, ni *Telstar* nije bio stacionaran. Stalno je mijenjao svoj položaj prema zemaljskim stanicama, pa su antenski sustavi tih stanica morali biti pokretni, te su

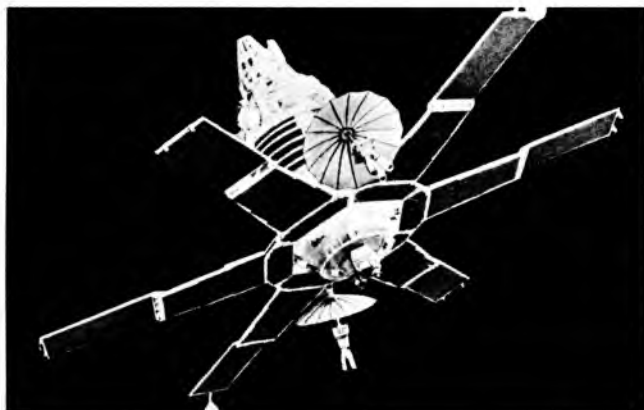
dok je masa satelita u putanji za čekanje ~ 1900 kg, a u geostacionarnoj putanji ~ 1100 kg. Antenski sustavi omogućuju hemisferno i zonsko pokrivanje, te pokrivanje uskim snopom (sl. 17). Sateliti imaju 27 izlaznih emisijskih pojačala u području 4 i 11 GHz (primanje je u području 6 i 14 GHz), pa u različitim kombinacijama imaju 12000 telefonskih kanala i 2 kanala za prijenos televizijskog signala. Lansirana su tri, a u pripremi je još šest satelita INTELSAT V A i pet satelita INTELSAT VI koji imaju znatno veći kapacitet prijenosa zbog primjene novih mogućnosti slaganja kapaciteta pojedinih transpondera i sustava višestrukog pristupa.



Sl. 17. Pokrivanje područja sustavom antena na satelitu INTELSAT V

Sovjetski komunikacijski sateliti kruže po izduženoj eliptičnoj putanji (perigej 450 km, apogej 40000 km), koja je nagnuta prema ekvatoru pod kutom 63° . Takva putanja osigurava bolje pokrivanje Sovjetskog Saveza, koji se najvećim dijelom nalazi na većim geografskim širinama, nego geostacionarna putanja, koja se s tih širina vidi pod malim kutom iznad horizonta. Za primanje na Zemlji, međutim, potrebne su antene koje mogu automatski pratiti gibanje satelita. Osim toga u svakoj putanji mora biti više satelita, tako da sljedeći satelit bude iznad horizonta kad prethodni bude u blizini horizonta na zalaznoj strani.

Sateliti serije *Molnija* (Munja) lansiraju se od 1965. godine u tri različite izvedbe (Molnija 1; sl. 18; Molnija 2; Molnija 3), pa je do sredine 1985. godine lansirano 105 satelita iz te serije, a samo od tipa Molnija 3 do početka 1988. lansiran je 31 satelit. Sateliti iz obitelji Molnija uključeni su u međunarodnu organizaciju Intersputnik, koja je osnovana 1967. godine i koja uz Sovjetski Savez i istočnoevropske zemlje obuhvaća još neke azijske zemlje i Kubu.

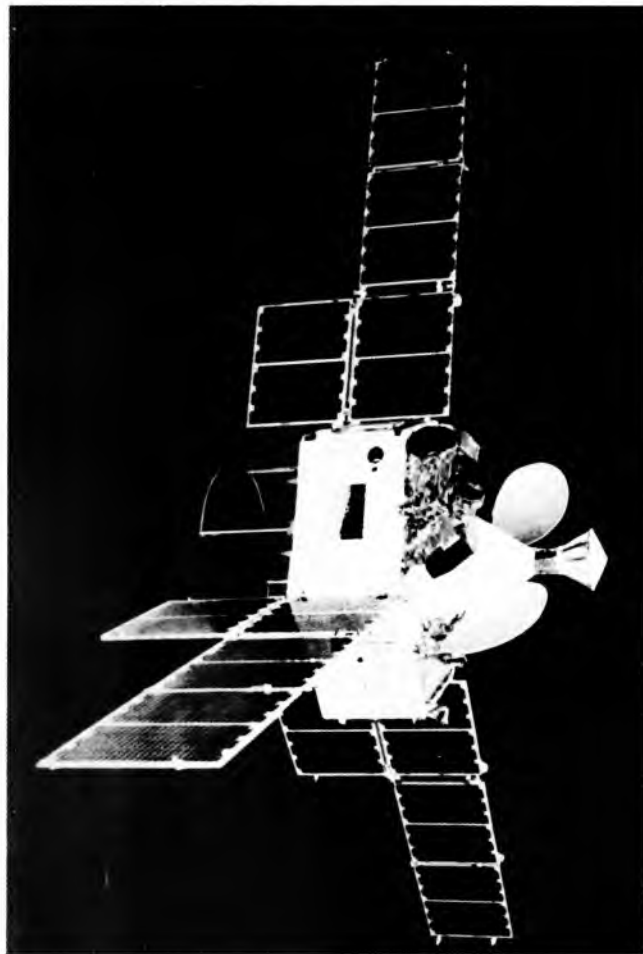


Sl. 18. Sovjetski komunikacijski satelit Molnija 1

U SSSR je lansiran i niz geostacionarnih satelita od 1975. do početka 1988. godine, i to: 21 satelit tipa *Raduga*, 14 tipa *Gorizont*, 17 tipa *Ekran* i 10 tipa *Stacionar*. Sateliti tipa *Raduga* služe za prijenos telefonskih i televizijskih signala. Stabilizirani su u smjeru svih triju osi, a masa im je ~ 5000 kg. Primaju signale u frekvencijskom pojasu $5,7\cdots 6,2$ GHz, a emitiraju u pojasu $3,4\cdots 3,9$ GHz. I sateliti *Gorizont* služe za prijenos telegrafskih, telefonskih i televizijskih signala, a sateliti *Ekran* služe uglavnom za prijenos televizijskih signala. Prvima je masa ~ 4000 kg, a drugima $3000\cdots 5000$ kg. Oba su sustava stabilizirana u smjeru svih triju osi i rade na frekvencijama kao i sateliti *Molnija*.

Regionalni komunikacijski sateliti. Uz već navedene satelitske komunikacijske sustave postoje i manji, regionalni sustavi.

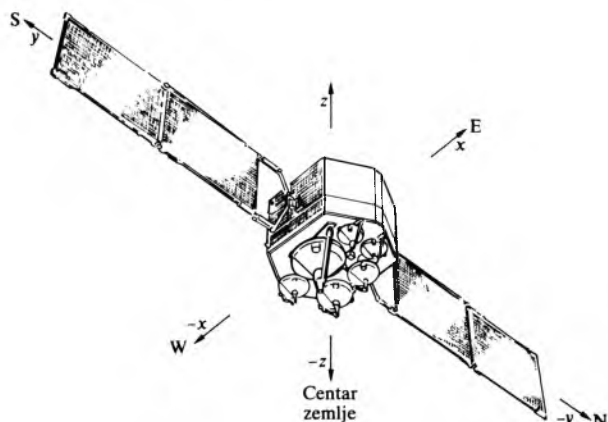
Prvi takav sustav ostvaren je sa dva satelita *Symphonie* (sl. 19), koji su lansirani 1974. i 1975. godine i koji su izgrađeni u Evropi (suradnja Francuske i SR Njemačke). Oni povezuju evropske zemlje s nekim afričkim zemljama i s francuskim prekomorskim teritorijama. Sateliti su stabilizirani u tri osi, imaju oblik šesterostrane prizme s osnovicom od 0,92 m i visinu od 2 m, a masa im je u putanji 230 kg. Imaju po dva transpondera širine po 90 MHz, a rade u frekvencijskom području 6, odnosno 4 GHz. Primanje je moguće antenom s otvorom snopa od $18,5^\circ$ (globalno pokrivanje), a odašiljanje dvjema antenama s otvorom snopa $13^\circ \times 8^\circ$ i $14,4^\circ \times 9,5^\circ$. Uređaji se napajaju energijom iz solarnih ćelija, smještenih na tri krila, snage 303 W na početku i 187 W na kraju aktivnog života satelita.



Sl. 19. Prvi evropski komunikacijski satelit Symphonie

Evropski su regionalni sateliti i oni koji pripadaju organizaciji EUTELSAT, koja je osnovana 1981. godine. Lansirana su od 1983. četiri satelita: ECS1 (EUTELSAT 1 – F1), ECS2 (EUTELSAT 1 – F2, sl. 20), EUTELSAT 1 – F4 i EUTELSAT 1 – F5. Ti se sateliti nalaze u geostacionarnoj putanji na

položajima 16°E , 7°E , 13°E i 10°E . Imaju oblik četverostrane prizme s osnovicom od 2,2 m i visinom 2,4 m, te dva krila sa solarnim ćelijama (snage 1 kW). Na satelitima postoji po 12 transpondera snage po 20 W, a rade na frekvencijskom području 11 GHz, odnosno 14 GHz. Satelit ECS1 prenosi pomoću 9 transpondera televizijski program privatnih kompanija, dok je ECS2 namijenjen fiksnim satelitskim vezama i eurovizijskoj raspodjeli televizijskog programa. Sateliti mogu primati iz područja zapadne Evrope, Bliskog istoka i sjeverne Afrike, a emitiraju u tri snopa koji se prekrivaju, a koji pokrivaju nešto manje područje.



Sl. 20. Evropski komunikacijski satelit EUTELSAT 1

Postoji još nekoliko regionalnih komunikacijskih satelitskih sustava: ANIK (Kanada), PALAPA (Indonezija), ARABSAT (arapske zemlje u Africi i Aziji), BRASISAT (Brazil), TELECOM (Francuska), te još ~30 satelita u SAD.

Naša je zemlja članica organizacija INTELSAT i EUTELSAT, te ima dvije zemaljske stanice u Ivanjici. Jedna od njih komunicira sa satelitima iznad Atlantika, a druga s onima iznad Indijskog oceana. Priprema se gradnja stanice koja bi bila u vezi sa satelitima EUTELSAT.

Radiodifuzijski sateliti

Radiodifuzija dobila je status satelitske službe 1971. godine, kad je međunarodno definirana kao služba koja odašilje signal koji može primati širok krug slušalaca ili gledalaca. Podjela pozicija na geostacionarnoj putanji i frekvencija u pojasu $11,7\cdots 12,5\text{ GHz}$, za Evropu i Afriku, izvršena je 1979. godine na temelju pokrivanja državnog teritorija. To znači da svaka zemlja ima mogućnost da ima svoj satelit koji može emitirati do 5 različitih televizijskih programa ili drugih signala koji jednako opterećuju frekvencijski spektar. Jugoslavija je dobila 10 kanala zbog svojega višenacionalnog sastava.

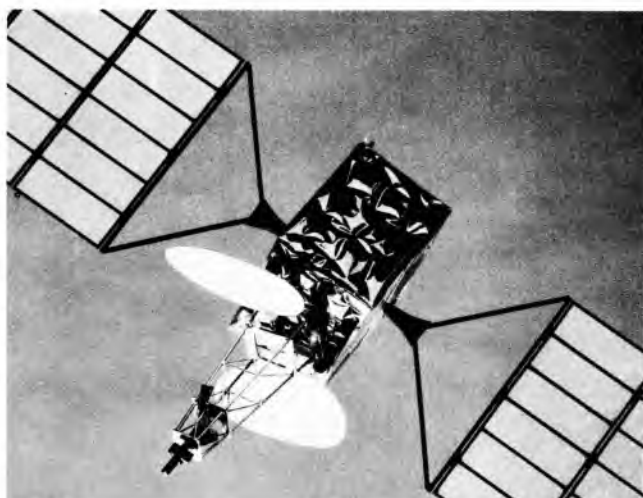
Radiodifuzijski sateliti imaju također prijemni i odašiljački dio povezan u transponder, ali će snaga odašiljača i izračena snaga, odnosno umnožak snage privedene anteni i dobitka antene biti veći nego na komunikacijskim satelitima, da bi se omogućilo primanje jednostavnijim prijemnicima. Za razliku od komunikacijskih prijemnika za fiksne satelitske veze, koji imaju antenske reflektore promjera do 30 m, prijemnici za satelitsku radiodifuziju radić će preko antena s reflektorom promjera ~1 m. Reflektor, kao dio antenskog sustava, jednostavno je i djelotvorno sredstvo za povećanje dobitka i usmjerenosti sustava. Da bi se sadašnjim prijemnicima mogla primati satelitska televizija, treba im uz antenski sustav dodati i dio koji će frekvencijsko modulirani signal sa satelita u frekvencijskom području 12 GHz prebaciti u niže frekvencijsko područje za primanje običnim televizijskim prijemnikom, pa ga pretvoriti u signal slike s amplitudnom modulacijom i jednim bočnim pojasom te u signal zvuka s frekvencijskom modulacijom, tj. u oblik koji odgovara prijemniku. Običnom prijemniku treba dodati i birač kanala. Antenski sustav

prijemnika mora biti usmjeren točno na satelit, a između satelita i antene ne smije biti zapreka.

Signali što ih emitira satelit idu preko zemaljske stanice koja je slična onoj za fiksne satelitske veze, jer se satelitski prijemnik također mora napajati signalom koji se dovodi preko antene ograničenog dobitka i koji zbog toga mora biti jači.

Veza za napajanje, tj. veza Zemlja-satelit, fiksna je satelitska veza i ne pripada radiodifuzijskoj službi.

Satelitska radiodifuzija razvija se sporije nego što se očekivalo, pa su do sada lansirana samo dva japanska radiodifuzijska satelita. U Evropi su lansirana 2 radiodifuzijska satelita: njemački TV SAT 1 krajem 1987. godine i francuski TDF 1 godinu dana poslije. Njemački satelit nije, usprkos vrlo uspješnom lansiranju, mogao biti stavljen u pogon, pa je ostao samo francuski satelit. Osnovne su karakteristike tih satelita (sl. 21): masa pri lansiranju 2075 kg, masa u geostacionarnoj putanji 1055 kg, dimenzije $2,4\text{ m} \times 1,6\text{ m} \times 2,3\text{ m}$, visina 6,5 m, raspon ploha sa solarnim ćelijama 19 m, a snaga ćelija na kraju životnog vijeka (7 godina) 3 kW. Oba će satelita biti stacionirana na 19°W . Moći će prenositi po četiri televizijska kanala. Programski signali sa Zemlje prenositi će se na frekvenciji od 17 GHz.



Sl. 21. Radiokomunikacijski satelit

Luksemburg je krajem 1988. lansirao satelit za istodobno emitiranje više programa, prijavljen međunarodnom uredu za registraciju (IFRB) kao LUX-SAT, a sada poznat kao Astra, koji ne odgovara standardu radiodifuzijskih satelita. Lociran je na 19°E umjesto na 19°W , gdje je trebao biti postavljen luksemburški radiodifuzijski satelit.

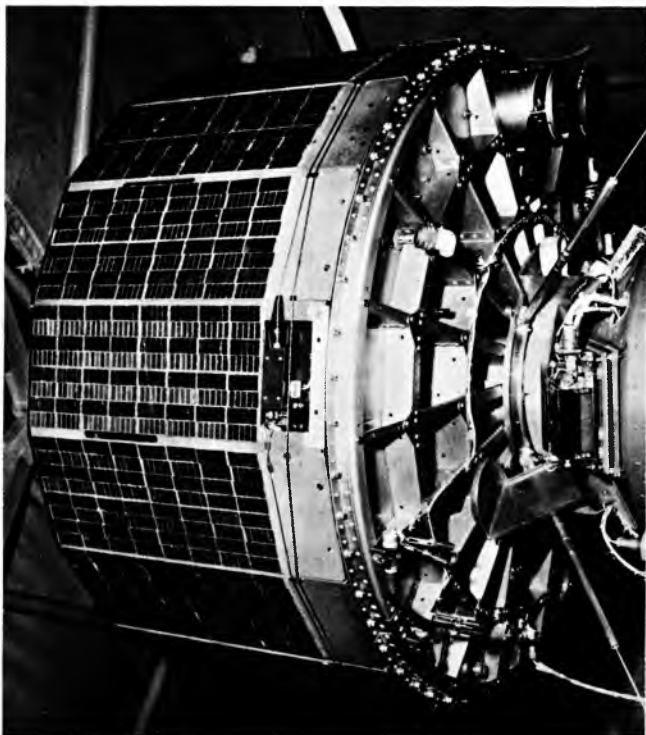
Meteorološki sateliti

Zadatak je meteoroloških satelita: promatranje Zemljina oblaknog pokrivača, mjerenje temperature gornje strane oblaka, određivanje sadržaja vodene pare u višem dijelu atmosfere, opažanje karakteristika vjetra i sakupljanje podataka o okolišu s međunarodnih promatračkih točaka u suradnji s drugim satelitima.

Sva se opažanja moraju dovoljno često ponavljati da bi se omogućilo praćenje promjena. Podaci se o tim promjenama pribavljaju registriranjem, na različite načine, zračenja što ih odašilje, apsorbira ili reflektira Zemlja i njezina atmosfera. Dva su glavna izvora za dobivanje podataka: proučavanje infracrvenog zračenja i snimanje, u kratkim vremenskim razmacima, oblaknog pokrivača. Na satelitu moraju, dakle, postojati uređaji za registriranje podataka u vidljivom i bliskom infracrvenom dijelu spektra ($0,4\cdots 1,1\text{ }\mu\text{m}$), infracrvenom dijelu ($10,5\cdots 12,5\text{ }\mu\text{m}$) i u području apsorpcije infracrvenog dijela spektra u vodenj pari ($5,7\cdots 7,1\text{ }\mu\text{m}$).

Mnogo je meteoroloških podataka dobiveno tokom vremena od satelita koji nisu bili meteorološki. Prvi meteorološki

satelit TIROS (*Television and Infra-Red Observation Satellite*, sl. 22) lansiran je u SAD 1960. godine. Prvih sedam satelita iz te serije međusobno su se razlikovali, ali su svi imali sličnu opremu za snimanje televizijskom kamerom u vidljivom dijelu spektra i senzore za infracrveno zračenje. Osmi satelit iz te serije ima dva nezavisna televizijska sustava, jedan za registriranje slike i drugi za automatsko emitiranje na Zemlju (sustav APT, *Automatic Picture Transmission*). Jedna od kamera ima okidač koji je otvara svakih 30 minuta pri svakom obilasku. Satelit se giba po kružnoj putanji na visini od ~700 km, a obilazak traje 99 min. Za vrijeme ekspozicije šalju se signali na Zemlju. Za primanje signala koji nosi sliku dovoljan je standardni komercijalni prijemnik (sustav APT radi na frekvenciji 136,95 MHz), što omogućuje primanje slike velikom broju korisnika. TIROS 9 i TIROS 10 imaju poboljšane vidikon-kamere, višu putanju, te rotiraju oko osi okomite na ravninu putanje. Uz vidikon-kamere imaju radiometre za skupljanje podataka o zračenjima u infracrvenom dijelu spektra i niz različitih meteoroloških instrumenata.



Sl. 22. Meteorološki satelit TIROS

Nakon tih satelita lansirana je od 1964. do 1978. godine serija od sedam satelita *Nimbus* (sl. 23) koji su veći i kompliciraniji od satelita TIROS. Prva dva satelita iz te serije imaju poboljšane vidikon-kamere. Treći može snimati na zahtjev sa Zemlje i ima nuklearni energetski izvor. Četvrti je namijenjen za posebno i globalno mjerenje energije u infracrvenom dijelu spektra, za mjerenje vertikalne raspodjele temperature i zračenja u ultravioletnom dijelu spektra, te za svakodnevno snimanje Zemlje. *Nimbus 6* sakuplja pomoću 9 instrumenata podatke koji bi trebali omogućiti izradu numeričkog modela atmosfere, a posljednji iz te serije sakuplja globalne podatke o onečišćavanju atmosfere. Posljednja dva satelita iz serije *Nimbus* imaju masu 907 kg i kruže po kvazipolarnoj putanji s trajanjem obilaska 104 min.

Treća skupina meteoroloških satelita jesu sateliti ESSA (*Environmental Survey Satellite*) kojih je devet lansirano u periodu od 1966. do 1969. godine. Ti su sateliti zamijenili ispaljene satelite TIROS i njima su slični.

Sateliti ITOS (*Improved Tiros Operational Satellite*) zadnja su skupina satelita u nižim putanjama. Šest takvih satelita lansirano je od 1970. do 1976. godine. Njihov je zadatak da snimaju danju i noću čitavu površinu Zemlje. Pri prijelazu iz

dana u noć prelazi se, naime, od snimanja u vidljivom dijelu spektra na snimanje u infracrvenom dijelu. Takvi sateliti mogu emitirati podatke u realnom vremenu bilo gdje se nalazili, ili ih mogu registrirati i naknadno emitirati. Treći iz te serije (NOAA-3) radi samo na principu radiometrijskog otipkavanja površine koju snima. Podaci se neposredno emitiraju nizu stanica u više zemalja na različitim frekvencijama. Do sredine 1985. godine lansirano je 9 takvih satelita, koji imaju valjkasto tijelo promjera 2 m, visine 4 m i mase 1712 kg, dok je prvi satelit tipa *Tiros* bio promjera 1,07 m, visine 0,48 m i mase 122 kg.



Sl. 23. Meteorološki satelit Nimbus

Od 1969. do 1980. godine u SSSR je lansirano 30 satelita *Meteor 1*, a od 1975. do 1985. godine 12 satelita *Meteor 2* sa zadacima sličnim onima američkih satelita. Posljednjim lansiranim sovjetskim satelitima masa je veća od 2000 kg.

Svi su spomenuti meteorološki sateliti kružnih ili malo eliptičnih putanja na relativno malim visinama (manje od 1000 km), s nagibom od 50°-100° i trajanjem obilaska od ~100 min. Prvi geostacionarni meteorološki satelit GOES (*Geostationary Operational Environmental Satellite*) lansiran je u SAD 1975. godine. Stacioniran je na 49° W. Dvije godine poslije lansiran je drugi (na 75° W), a 1978. godine i treći (na 15° W) satelit GOES. Godine 1977. lansiran je prvi evropski (METEOSAT, na 0°, sl. 24) i prvi japanski (GMS, na 140° E) geostacionarni meteorološki satelit. Poslije su lansirana još tri satelita GOES, dva GMS i jedan METEOSAT. Spomenuti sateliti, zajedno s planiranima Sovjetskog Saveza, dio su međunarodnog satelitskog sustava WWW (*World Weather Watch*) kojem pripadaju već lansirani američki i sovjetski kvazipolarni sateliti. Geostacionarni meteorološki sateliti valjkasta su oblika (promjer ~2 m, visina ~2,3 m), a stabilizirani su vrtnjom oko svoje osi. Opremljeni su radiometrima za vidljivi i infracrveni dio spektra, koji otipkavaju vidljivu površinu Zemlje (~10⁸ km²) pri okretanju satelita oko svoje osi (100 min⁻¹) i pri stepenastom pomaku radiometarskog teleskopa od sjevera prema jugu nakon svakog okreta tokom 25 min. Otipkani redak šalje se na Zemlju, a rezolucija za subsatelitsku točku iznosi 2,5 km×2,5 km, a za infracrvena



Sl. 24. Evropski meteorološki geostacionarni satelit METEOSAT

područja $5\text{ km} \times 5\text{ km}$. Satelit GMS-3 šalje podatke stanici na Zemlji, a ona ih obrađuje i vraća na satelit koji ih emitira u obliku upotrebljivom za korisnike. Dva tipa radiometara omogućuju snimanje danju i noću, a ritam od 25 min omogućuje praćenje promjena.

Navigacijski sateliti

Umjetni Zemljini sateliti mogu se iskoristiti za određivanje položaja objekata koji se gibaju površinom Zemlje ili zrakom. Ideja o navigaciji pomoću satelita pojavila se proučavanjem rezultata praćenja satelita Sputnik 1 i zapažanja u vezi s Dopplerovim efektom (v. *Optika*, TE 9, str. 674). Opazilo se, naime, da se mjerenjem iznosa Dopplerova efekta, ako se zna frekvencija odašiljanog signala sa satelita kojega su elementi putanje poznati, može odrediti položaj prijemnika koji se nalazi na pokretnom objektu.

Prvi satelitski navigacijski sustav *Transit* realizirala je mornarica SAD. Imao je osam satelita lansiranih od 1960. do 1965. godine koji su kružili po kvazikružnim i kvazipolarnim putanjama na visini od $\sim 1000\text{ km}$ (sl. 25). Od Transita 4 dalje satelit odašilje signal na dvjema vrlo stabilnim frekvencijama 150 MHz i 400 MHz s točnošću od 10^{-11} Hz , što ih multiplikacijom daje oscilator s frekvencijom 5 MHz. Iz memorije satelita emitiraju se podaci o elementima putanje i o točnom vremenu. Poruka traje dvije minute. Poznajući parametre putanje satelita, utjecaj ionosfere (pomoću dviju frekvencija), Dopplerov efekt poruke, kurs broda iz podataka girokompasa (v. *Girokompas*, TE 6, str. 134) i brzinu broda, prijemnički sustav na brodu može izračunati položaj broda. Između dvaju satelitskih prolaza ili između dvaju kontakata sa satelitom neprekidno se izračunavaju novi položaji broda pomoću kursa i brzine, a položaj se korigira pri sljedećoj vezi sa satelitom. Točnost određivanja položaja iznosi $\pm 100\text{ m}$, a točnost između dvaju kontakata sa satelitom (ovisno o točnosti kompasa i brzinomjera) iznosi $\pm 1500\text{ m}$.

Drugi navigacijski satelitski sustav, NAVSTAR, trebao je imati 24 satelita, ali je njihov broj smanjen na 16, a do sredine 1985. godine lansirano je 8 satelita iz te serije. Putanja je tih satelita gotovo kružna na visini od 20000 km s nagibom od 63° prema ekvatoru i s trajanjem obilaska $\sim 700\text{ min}$. Ostali bi sateliti trebali imati putanju s nagibom od 55° . Imaju solarne ćelije i nikal-kadmiske akumulatore (v. *Akumulator*, TE 1, str. 54) za rad dok je satelit u Zemljinoj sjeni. Masa je satelita 550 kg. Princip rada ne razlikuje se od onog za satelite serije Transit. Na satelitima NAVSTAR nalazi se generator standardne frekvencije s rubidijem, odnosno cezi-

jem ($10,22999999545\text{ MHz}$). Uređaji na brodu mogu imati različite karakteristike, ali rade slično kao u sustavu Transit. Ovisno o njihovoj složenosti mogu se odrediti položaj broda s točnošću $\pm 16 \dots \pm 30\text{ m}$, a brzina s točnošću $\pm 0,7 \dots \pm 4\text{ ms}^{-1}$.



Sl. 25. Putanje satelita Transit

Oba su sustava razvijena za potrebe mornarice SAD, ali je njihova upotreba dopuštena i za mornarice drugih zemalja.

U SSSR je od 1982. do polovice 1985. godine lansirano 18 navigacijskih satelita za civilnu zračnu i pomorsku navigaciju. Sateliti imaju kružnu putanju na visini od $\sim 19000\text{ km}$ s nagibom prema ekvatoru $\sim 65^\circ$. Trebalo bi da svi ti navigacijski sateliti postanu dijelovi sustava GLONASS (*Global Navigation Satellite System*).

Geodetski sateliti

S vremenom je razvijeno više od 80 neovisnih triangulacijskih sustava, a oblik i dimenzije Zemlje te raspodjela njezina gravitacijskog polja određivani su na različite načine. Stalno se pojavljuje problem točnosti triangulacije, pogotovu kad je potrebno povezati dva triangulacijska sustava. Tada se često radi o povezivanju dvaju sustava preko točaka koje nisu međusobno vidljive.

U postupku istodobnosti, u istom vremenskom intervalu s dvaju različitih mjesta fotografira se satelit prema zvjezdanoj pozadini neba. Snimanjem iz više točaka može se dobiti osnova za uspješnu triangulaciju. Primjena takvog postupka pomoću satelita koji nemaju tu namjenu moguća je samo pri svanuću i sumraku, kad se još mogu vidjeti i Suncem osvijetljeni satelit i zvijezde. Zbog toga geodetski sateliti imaju vlastitu rasvjetu, što omogućuje snimanje tokom cijele noći. Vrijeme snimanja može se vrlo točno odrediti preciznim urama, a okidati se može daljinski i sinkronizirano. Ako su točke s kojih se snima međusobno udaljene nekoliko stotina kilometara, mogu se stranice trokuta odrediti s točnošću od 10^{-6} . Dosadašnje triangulacijske mreže koje su na priključnim točkama imale pogreške od nekoliko stotina metara, mogu se sada uskladiti s točnošću od 10 m .

Pasivni geodetski satelit PAGEOS (*Passive Geodetic Earth Orbiting Satellite*), lansirano 1966. godine, metalizirana je kugla od polimernog materijala, promjera $30,5\text{ m}$ i mase $56,7\text{ kg}$.

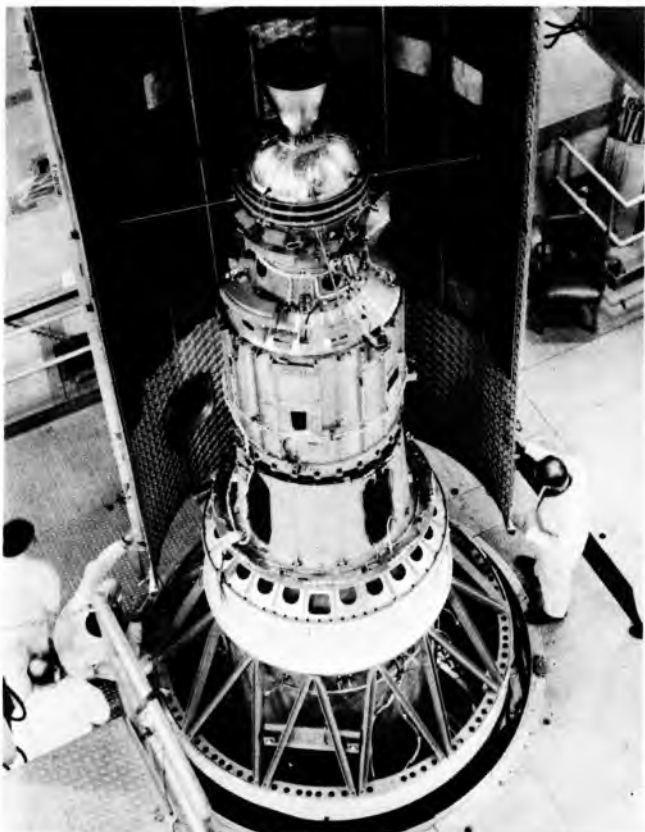
Aktivni geodetski satelit ANNA (*Army-Navy-NASA-Air Force*), koji je lansirano 1962. godine, imao je ksenonski izvor svjetla vrlo velike intenzivnosti. Putanja mu je skoro kružna, na visini od $\sim 1100\text{ km}$ i s nagibom od $\sim 50^\circ$. Taj je satelit služio, osim kao geodetski, za određivanje promjena gravitacijskog polja i za proučavanje unutrašnjosti Zemlje. Satelit

ANNA emitira svakih 5,6 sekunda svjetlosne impulse s trajanjem od nekoliko milisekunda. Da bi se smanjio potrošak energije koju proizvode solarne ćelije, satelit emitira dnevno samo četiri sekvencije svjetlosnih impulsa.

Tri satelita iz serije GEOS (*Geodetic Earth Orbiting Satellite*) lansirana su između 1965. i 1975. godine i imaju slične zadatke kao satelit ANNA. Prvi od njih ima pet geodetskih mjernih sustava, izvor svjetlosnih impulsa, optički laserski reflektor, solarne ćelije i baterije. Ima eliptičnu putanju (perigej 1114 km, apogej 2275 km) s nagibom 60° i trajanjem obilaska 120 min. Drugi satelit iz te serije ima šest mjernih sustava i izvor svjetlosnih impulsa. To je prvi satelit kojem je upućen modulirani signal putem laserskog snopa.

U Francuskoj je 1975. godine lansiran pasivni geodetski satelit *Starlette*. To je kugla od urana 238, promjera 0,24 m i mase 47 kg, koja je obložena sa 60 laserskih prizmatičnih reflektora. Putanja je eliptična (perigej 804 km, apogej 1137 km), s nagibom 50° i trajanjem obilaska 104,5 min.

Sličan satelit LAGEOS (*Laser Geodynamic Satellite*, sl. 26) lansiran je u SAD 1975. godine. Promjer mu je 60 cm, a masa 411 kg. Ima 426 specijalnih reflektora kojima je zadatak da laserske impulse vrata na mjesto s kojeg su poslani. Pomoću toga satelita, uz vrlo točno mjerenje vremena, mogu se mjeriti udaljenosti s točnošću ~2 cm.



Sl. 26. Geodetski satelit LAGEOS

Geodetska se mjerenja kombiniraju s drugim opažanjima. Tako je ustanovljeno da je spljoštenost Zemlje veća od one koja je određena teorijski. Proučavanje putanja niza satelita omogućilo je stvaranje slike o gravitacijskom polju Zemlje koje se znatno razlikuje od očekivane. Tako je utvrđeno da Zemlja ima četiri izrasline s primjetno povećanom gravitacijom, ali i gravitacijske depresije.

Sateliti za istraživanje Zemlje

Daljinsko istraživanje jest pribavljanje informacija o svojstvima promatranog objekta upotrebom uređaja koji nisu u fizičkom kontaktu s objektom. Daljinsko se istraživanje osniva na mjerenju i registriranju promjene intenziteta

elektromagnetskog zračenja koje djeluje na senzore što ih nosi satelit. Pri tom se iskorištava energija Sunčeva zračenja što je Zemlja reflektira u vidljivom i infracrvenom dijelu spektra, te emitirano zračenje same Zemlje. Osim toga, i mikrovalno područje radiovalova ($10^3 \cdots 10^6 \mu\text{m}$) može sadržavati informacije o površini Zemlje.

Prva se dva područja upotrebljavaju za istraživanje pasivnim otipkavanjem površine koja se ispituje. Energija u mikrovalnom području koja zračenjem dopire do satelita nije dovoljna za rad, pa se u tom području mora raditi s aktivnim istraživanjem. Energija se, naime, zrači sa satelita i prima nakon refleksije. Razina energije koja se može registrirati na satelitu, u određenom frekvencijskom području, ovisi o fizikalnoj strukturi ispitivane površine. Iskustvo je pokazalo da su pojedina frekvencijska područja posebno pogodna kao izvori za pojedine vrste informacija, pa najnoviji sateliti za istraživanje Zemlje iskorištavaju sedam frekvencijskih područja za posebna ispitivanja. To su sljedeća frekvencijska područja: a) frekvencijsko područje $0,45 \cdots 0,52 \mu\text{m}$ pogodno je za kartiranje obalnih primorskih zona, za razlikovanje golog tla od tla pokrivenog vegetacijom, za razlikovanje zimzelene od listopadne vegetacije; b) frekvencijsko područje $0,52 \cdots 0,60 \mu\text{m}$ pogodno je za mjerenje reflektivnosti u području valnih duljina zelene svjetlosti i za određivanje stanja vegetacije; c) frekvencijsko područje $0,63 \cdots 0,69 \mu\text{m}$ služi za razlučivanje vrsta vegetacije i za određivanje apsorpcije klorofila; d) frekvencijsko područje $0,76 \cdots 0,90 \mu\text{m}$ pogodno je za određivanje sadržaja biomase i granica vodene mase; e) frekvencijsko područje $1,55 \cdots 1,75 \mu\text{m}$ služi za razlikovanje oblaka od snježnog pokrivača, te za mjerenje sadržaja vode u vegetaciji i u tlu; f) frekvencijsko područje $2,08 \cdots 2,35 \mu\text{m}$ pogodno je za razlikovanje tipova stijena (rudarska geologija) i za hidrotermičku kartografiju; g) frekvencijsko područje od $10,4 \cdots 12,5 \mu\text{m}$ služi za termičku kartografiju, za mjerenje sušenja vegetacije i za registraciju termičkih podataka o geološkim formacijama. Za mikrovalno područje vrlo su bogat izvor informacija reflektirani radarski signali koji imaju prednost da omogućuju rad i kroz oblake i maglu, danju i noću.



Sl. 27. Satelit LANDSAT 2 za istraživanje Zemlje

Informacije što ih osjetljivi senzori na satelitu pribavljaju pretvaraju se u električne signale koji se radiovalovima, u različitim područjima frekvencijskog spektra, prenose zemaljskim stanicama. Njihovom obradom mogu se izraditi konvencionalne ili tematske karte područja za različite potrebe.

Prve informacije o površini Zemlje došle su sa satelita lansiranih u druge svrhe. Prve je slike na Zemlju poslao 1959. godine satelit *Explorer 6*. Prvi satelit za istraživanje Zemlje bio je satelit *LANDSAT* (sl. 27), lansiran 1972. godine. Do 1984. godine lansirana su još četiri satelita istog imena. Prva tri satelita imala su kvazikružnu putanju na visini 900 km s nagibom 99° i trajanjem obilaska 103 min. Putanja je kvazihe-liosinkrona pa se svako križanje traga satelita s ekvatorom događa u isto mjesno vrijeme (za prva tri satelita u 8,30, 9,00 i 9,30 sati), a razmak susjednih križanja s ekvatorom iznosi ~159 km. Tragovi se poklapaju nakon 251 obilaska, odnosno nakon 18 dana. Ostalim dvama satelitima visina je putanje ~705 km, nagib 99°, a trajanje obilaska 99 min. Udaljenost sukcesivnih presjecišta traga satelita s ekvatorom iznosi 2750 km. Razmak je susjednih tragova ~172 km, pa se tragovi preklapaju nakon 233 obilaska, odnosno nakon 16 dana. Križanje traga satelita s ekvatorom događa se uvijek u 9,40 sati po mjesnom vremenu, što znači da se uvijek i snima uz sezonski jednako osvjetljenje.

Prva tri satelita serije *LANDSAT* razlikuju se od posljednjih dvaju satelita iste serije. Masa im je u putanji 815 kg, a napajaju se energijom iz solarnih ćelija smještenih na krilu dugom 4 m. Instrumentarij za sakupljanje podataka razlikuje se od satelita do satelita. Prva dva imaju za promatranje cijele Zemljine površine (s preklapanjem i do 80% na velikim geografskim širinama) sustav multispektralnog otipkavanja (*MSS*, *Multispectral Scanner System*), a treći od njih još i elektronske kamere *RBV* (*Return Beam Vidicon*). *LANDSAT 4* i *5* imaju sustav *MSS* i sustav za tematsku kartografiju *TM* (*Thematic Mapper*). Dva su posljednja satelita mase 1924 kg.

Sustav *MSS* ima četiri reda senzora (red za svako frekvencijsko područje) i po šest senzora u svakom redu (za 6 pojasa na Zemlji koji se istodobno otipkavaju). Za otipkavanje služi zrcalo, a za vrijeme trajanja jednog otipkavanja

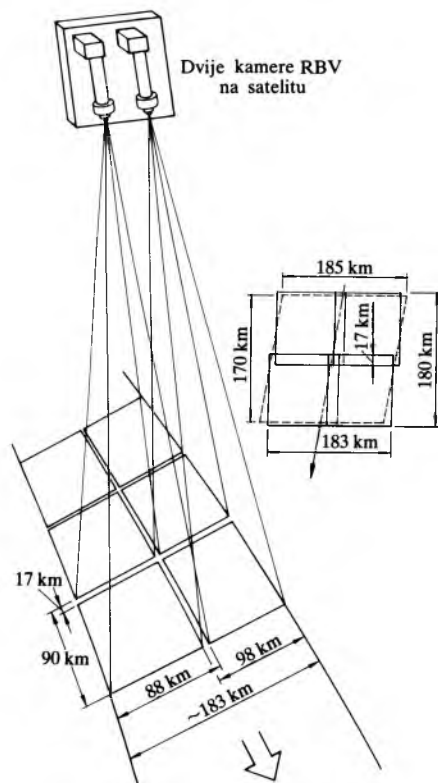
(36,71 ms) podsatelitska se točka pomakne za 474 m, pa je širina jednog otipkanog pojasa 79 m. Uz zadanu širinu vidnog polja (11,56°) i trenutnog vidnog polja (0,086 mrad) dobiva se veličina elementa slike nominalnih dimenzija 57 m×79 m. Prema tome, istodobno se otipkava pojas širine 474 m i duljine 185 km. Ono što se naziva slikom, površina 185 km×185 km, sastoji se od 2340 linija sa po 3240 elemenata.

Sustav *RBV* ima dvije kamere (dva kanala) s posebnom upotrebom vidikonske cijevi (povratni snop), s većom definicijom i mogućnošću rada uz slabije svjetlo od običnog vidikona. Tako se dobivaju vrlo kvalitetne slike bez upotrebe filma. Osjetljivi sloj cijevi eksponira se preko optičkog sustava i okidača, a otipkavanje je zapravo dobivanje analognog signala s intenzivnošću ovisnom o sadržaju slike, odnosno djelića slike koji djeluje na element fotoosjetljivog sloja. Na sl. 28 vidi se princip snimanja sustavom *RBV*. Snimana je površina oko četiri puta manja od površine snimane sustavom *MSS*, pa je rezolucija skoro dva puta bolja.

Ono što se naziva tematskom kartografijom radi na principu sličnom kao sustav *MSS*, ali se otipkava u oba smjera (istok-zapad i zapad-istok), što smanjuje brzinu oscilacije zrcala. U sustavu *MSS* otipkava se samo u smjeru zapad-istok. Detektorske su ćelije u žarišnoj ravnini optičkog sustava, pa su redovi detektora za različita frekvencijska područja postavljeni u različitim ravninama (16 senzora u redu). I sustav *TM* otipkava površinu 185 km×185 km s rezolucijom od 30 m (slika ima ~41·10⁶ elemenata), osim u frekvencijskom pojasu 7 (2,08...2,35 μm), gdje je rezolucija 120 m.

Iz detektora se dobivaju analogni signali, od kojih se uzimaju uzorci i pretvaraju u numeričke signale te šalju zemaljskim stanicama, a one ih primaju dok je satelit u vidljivom području. Upotrebom drugih satelita kao relejnih stanica može *LANDSAT 5* biti trajno u vezi s jednom ili više stanica. Prema tome, stanice primaju sve što satelit snima, jer on nema uređaja za konzerviranje podataka. Zemaljske stanice pripremaju primljene informacije za korisnike u različitim oblicima.

Na sl. 29 vidi se snimka dijela naše obale iz satelita *LANDSAT 5*.



Sl. 28. Princip snimanja površine Zemlje sustavom RBV



Sl. 29. Snimka dijela naše obale sa satelita *LANDSAT 5*

U Francuskoj je početkom 1986. godine lansirani satelit za istraživanje Zemljine površine *SPOT* (*Satellite Pour Observation de Terre*, sl. 30). Satelit ima početnu masu 1700 kg, giba se kružnom putanjom na visini 832 km, s nagibom 98,7°. Dimenzije su tijela satelita 2,2 m×3,5 m, a raspon krila sa solarnim ćelijama 15,6 m. Putanja je heliosinkrona, pa trag

satelita siječe ekvator u 10,30 h po mjesnom vremenu. Satelit se vraća na prethodni trag svakih 26 dana. Satelit SPOT predstavlja velik napredak u finoći slike, odnosno u rezoluciji koja iznosi $20\text{ m} \times 20\text{ m}$ za multispektralnu i $10\text{ m} \times 10\text{ m}$ za pankromatsku sliku. Prva slika ima 3000 elemenata po liniji, a druga slika 6000 elemenata. Slikom je obuhvaćena površina $60\text{ km} \times 60\text{ km}$. Mogućnost promjene smjera promatranja omogućuje stereoskopsko snimanje istog pojasa u razmacima 4–5 dana. Ista točka na ekvatoru može se prijeći 7 puta u 26 dana, a 11 puta ako je točka na geografskoj širini 45° . To je osobito važno kad se žele pratiti brze promjene stanja (npr. u poljoprivredi) i kad postoji opasnost od naoblacenja.



Sl. 30. Satelit SPOT za istraživanje Zemlje

SPOT šalje elemente slike u numeričkom obliku na Zemlju na frekvijskom pojasu $8,025 \dots 8,4\text{ GHz}$. Centar za primanje signala za sada postoji samo u Toulouseu. Centar uspostavlja vezu sa satelitima tri puta u toku noći i dva puta u toku dana, i to kad je njegov trag unutar kruga s polumjerom od 2600 km i središtem u centru za primanje. Antena prati gibanje satelita i vraća se u položaj u kojemu će uslijediti idući kontakt.

Mana je opisanih sustava za daljinska istraživanja da se na intenzivnost izvora zračenja na Zemlji ne može utjecati, pa rezultati opažanja ovise o događanjima u zračnom omotaču Zemlje i o doba dana. Tu manu nemaju daljinska istraživanja za koja se upotrebljava radar s aktivnim sustavom koji odašilje na Zemlju signale i s nje prima reflektirane signale neovisno o meteorološkim prilikama (oblaci, magla) i o doba dana. Tada radar ima antenu kojoj rezolucija nije jednoznačno vezana na uobičajeni način (omjer λ/d , ako je λ duljina vala, a d linearna dimenzija, npr. promjer aperture antene) uz veličinu antene. Rezolucija se povećava i za više redova veličine elektronskim procesom reflektiranog signala, stvaranjem sintetske aperture antene, prema kojoj je sustav i dobio akronimsku oznaku SAR (*Synthetic Aperture Radar*). Prvi pokusi radarom počeli su sa zrakoplova, satelita (*Seasat*) i letjelice (*Space Shuttle Columbia*).

Satelit evropske svemirske organizacije ASE-ESA, ERS-1 (*ESA Resource Satellite-1*), lansiran je sredinom 1991. godine

u polarnu putanju, na visini 800 km. Predviđeno je da se uskoro lansira i kanadski satelit *Radarsat*, namijenjen ispitivanju stanja zaleđenosti u Arktiku, odnosno obalnim dijelovima Kanade.

Svi spomenuti sateliti šalju tražene informacije radiovalovima na Zemlju. Međutim, višekratno upotrebljivom letjelicom *Space Shuttle* satelit za istraživanje Zemlje dovodi se u putanju, a nakon završene misije letjelica ga preuzima i vraća na Zemlju sa snimljenim materijalom. Sredinom 1983. i početkom 1984. godine ponijela je letjelica *Challenger* (koja je stradala početkom 1986. godine) njemački satelit SPAS (*Shuttle Pallet Satellite*, dakle, satelit kao paletirani teret), s originalnim optoelektronskim sustavom snimanja (v. *Optoelektronika*, TE 9, str. 694). Slika terena koji se optički otipkava okomito na smjer gibanja satelita dovodi se dvama objektivima na liniju s četiri reda fotoosjetljivih elemenata (u redu je 1728 elemenata, odnosno 6912 elemenata u liniji). Kad je satelit na visini od 300 km, snima se pojas dugačak 140 km, pa je rezolucija ili dimenzija elementarne površine $20\text{ m} \times 20\text{ m}$. Elektronskim otipkavanjem fotoosjetljivih elemenata dobivaju se impulsi kojima se pridaju numeričke vrijednosti (128 stupnjeva sivoga) te se snimaju na magnetske vrpce velike gustoće s 28 tragova, uz maksimalno trajanje snimanja od 30 minuta ($72 \cdot 10^9$ bita).

Sateliti za radioamatere

Prvi je dodir radioamatera sa satelitima ostvaren slušanjem signala emitiranih u području 20 MHz s prvog umjetnog satelita, *Sputnika 1*. Tada se rodila ideja o satelitima za amatere. Prvi takav satelit, OSCAR 1 (*Orbiting Satellite Carrying Amateur Radio*), izgrađen uz sudjelovanje amatera, lansiran je krajem 1961. godine uz satelit *Discovery*. Masa je satelita iznosila 7 kg, a u putanji je bio 18 dana i prestao emitirati jer mu se iscrpio akumulator. Satelit je imao odašiljač snage 100 mW radne frekvencije 144,98 MHz. Više od šest stotina amaterskih prijemnih stanica u 28 zemalja podnijelo je više od 6000 izvještaja o prijemu signala. Do 1970. godine lansirana su još četiri satelita istog naziva. Nakon toga, od 1972. godine, počinje serija amaterskih satelita AMSAT-OSCAR (AMSAT – Međunarodno društvo za amaterske satelite). Do kraja 1986. godine lansirano je jedanaest amaterskih satelita tipa OSCAR, osam tipa RS (radio-sputnik, DOSAAF – Dobrovoljno društvo za suradnju s armijom, avijacijom i flotom, SSSR) te još nekoliko istraživačkih satelita.

Prvi sateliti OSCAR konstruirani su u SAD, a posljednja tri u Evropi. OSCAR 9 i 11 nose nazive i UOSAT 1 i 2 (Sveučilište u Surrey, V. Britanija). Do sada najsofisticiraniji amaterski satelit je OSCAR 10, projektiran u SR Njemačkoj. Lansiran je 1983. godine uz evropski komunikacijski satelit. Ima gotovo ekvatorsku eliptičnu putanju (perigej 211 km, apogej 35503 km, nagib $8,5^\circ$) pa se dugo nalazi nad istim područjem. Trajanje obilaska mu je 625,8 min. Masa je satelita 130 kg, a ima oblik valjka s tri izbočine u kojima su smješteni elektronički moduli. Prima na frekvencijama 435,2 MHz i 1269,45 MHz, a emitira na frekvencijama 145,9 MHz i 436,55 MHz. Transponder ima višestruki pristup s raspodjelom po frekvenciji, što dopušta rad mnogobrojnih nekoordiniranih stanica na Zemlji. Širina je pojasa transpondera 1 MHz, a vršna izlazna snaga 50 W.

Do kraja 1987. godine lansirano je 28 satelita koji nose naziv OSCAR.

R. Galić

Istraživački sateliti serije Kosmos

Nakon prvih sovjetskih Zemljinih satelita započela su 1962. godine sustavna istraživanja Zemljine atmosfere sovjetskim satelitima serije *Kosmos*. Do kraja 1987. lansirano je 1907 satelita te serije, ali s različitim zadacima. U satelite tipa Kosmos ugrađuju se različiti mjerni instrumenti, radiotelemetrijske aparature s uređajima za registriranje podataka i za njihovo emitiranje stanicama na Zemlji. Kad je potrebno

spustiti na Zemlju kapsulu s rezultatima mjerenja, upotrebljavaju se padobranski uređaji za usporavanje. Sateliti se obično kratko zadržavaju u orbiti, pa se tako izbjegava odašiljanje podataka radiovalovima, što osigurava svježinu dobivenih podataka i njihovu tajnost.

SATELITI S LJUDSKOM POSADOM

Nakon lansiranja prvih umjetnih Zemljinih satelita, u SSSR i SAD pristupilo se sustavnim pripremama za čovjekov let u svemir. Da bi se to ostvarilo, trebalo je, osim izgradnje snažnog raketnog sustava, razraditi sustav orijentacije i upravljanja svemirskim brodom i sustav usporavanja u putanji i spuštanja u atmosferu da bi se postiglo tzv. meko spuštanje broda na Zemlju. Osim toga, trebalo je osigurati životne uvjete za boravak astronauta u svemirskom brodu i konstruirati posebno odijelo za astronaute (skafander).

Već 1960. godine počeli su u SSSR letovi eksperimentalnih brodova satelita bez čovjeka u kapsuli. Vrlo je brzo (1960. god.) uspjelo vraćanje satelita iz putanje na Zemlju (američki satelit Discoverer XIII, mase 136 kg, sovjetski satelit Sputnik

5, mase 4590 kg, s minijaturnim zoološkim i botaničkim vrtom i sa dva psa).

Prvi let čovjeka oko Zemlje ostvaren je 12. travnja 1961. svemirskim brodom Vostok 1 (astronaut J. A. Gagarin). Masa svemirskog broda bez posljednjeg stupnja rakete nosilice iznosila je 4730 kg, visina perigeja 181 km, a visina apogeja 327 km. Svemirski brod lansirao je trostupanjskom raketom Vostok, visine 38 m i promjera na dnu ~10 m (sl. 31). Svemirski brod Vostok 1 prevalio je kružni let oko Zemlje za 108 min i uspješno aterirao na Zemlju. U kolovozu iste godine obavljen je i drugi let čovjeka oko Zemlje, koji je trajao 25 h 18 min. Tokom idućih pet godina još je deset sovjetskih kozmonauta, među njima i jedna žena, oblijevalo Zemlju. U tom razdoblju izvršen je prvi skupni let u svemirskim brodovima Vostok 3 i Vostok 4.

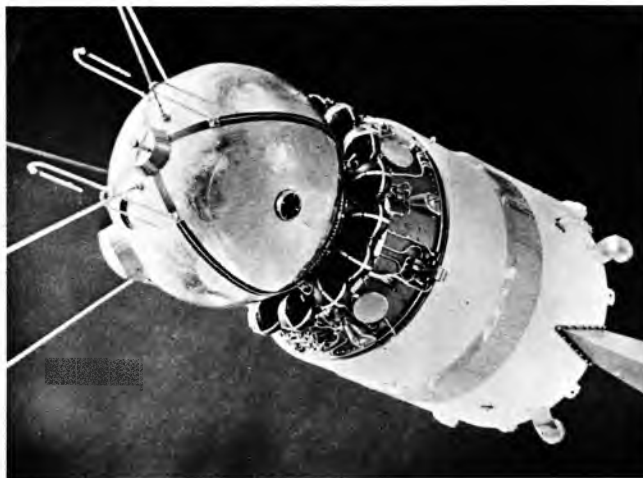
Početkom 1962. godine američki astronaut J. Glenn obletio je tri puta Zemlju u svemirskom brodu *Mercury*. Zatim je još pet astronauta obletjelo Zemlju u brodu istog tipa.

Pri kraju 1964. godine uspješno je izvršen let oko Zemlje prve tzv. *astronautske trojke* u svemirskom brodu Voshod 1.

Svemirski brodovi Vostok i Mercury. Svemirski brod *Vostok* (sl. 32) sastoji se od dva dijela: prednjeg u obliku kugle (kapsula), promjera 2,3 m i mase 2400 kg, u kojoj se nalazi astronaut (i u kojoj se vraća na Zemlju, sl. 33), te stožastog dijela u kojemu su smješteni uređaji za proizvodnju električne energije, za klimatizaciju, regeneraciju zraka i toplinsku regulaciju, radiotelevizijski i telemetrijski uređaji, retroraketni sustav i dr. Stožasti dio zapravo je posljednji stupanj rakete nosilice, koji na stražnjem kraju ima male reaktivne motore za stabilizaciju, a u trupu raketni motor i gorivo. Masa broda s posljednjim stupnjem rakete iznosi ~6170 kg. Kapsula ima tri kružna otvora od kojih jedan služi



Sl. 31. Trostupanjska raketa Vostok



Sl. 32. Svemirski brod Vostok



Sl. 33. Kapsula svemirskog broda Vostok na mjestu prizemljenja

za vezu sa stražnjim dijelom, drugi za izbacivanje pilotskog ležišta zajedno s astronautom u posljednjoj fazi spuštanja na Zemlju, a treći za izbacivanje padobrana za spuštanje kapsule. Prilikom starta kapsula i stožasti dio broda Vostok imaju zaštitnu stožastu kapu koja služi za smanjenje otpora zraka u nižim slojevima atmosfere i koja se zatim automatski odbacuje.

Svemirski brodovi *Mercury* (sl. 34) imaju oblik lijevka s valjkastim dijelom u kojemu je smješten padobran za spuštanje u more (sl. 35). Duljina je broda *Mercury* 2,85 m, promjer stožastog dijela 1,80 m, valjkastog dijela 0,50 m, a masa mu je ~1500 kg. U stožastom je dijelu kabina za smještaj astronauta, instrumenata za upravljanje brodom i ostalih uređaja za život i rad astronauta. Sjedište je postavljeno tako da se astronaut pri uzlijetanju i spuštanju nalazi približno u horizontalnom položaju, kako bi lakše podnio velika ubrzanja, odnosno usporenja.



Sl. 34. Svemirski brod Mercury



Sl. 35. Kapsula svemirskog broda Mercury nakon spuštanja u more

Svemirski brodovi Gemini. Nakon uspješnih letova američkih svemirskih brodova *Mercury* s jednim članom posade, započela je u 1964. godini u SAD serija lansiranja 12 svemirskih brodova tipa *Gemini* s dva člana posade (sl. 36). Brodovi *Gemini* bili su osposobljeni i za ručno upravljanje i manevriranje, tj. za promjenu putanje za vrijeme leta i prilikom vraćanja na Zemlju. U slučaju nužde astronauti se mogu katapultirati iz kabine zajedno s ležajima i padobrani-

ma. Brod se sastoji od tri glavna dijela: kapsule s astronautima, pogonskog dijela s raketnim motorom i gorivom, te zadnjeg dijela za smještaj opreme. Masa svemirskog broda *Gemini* iznosi ~3500 kg, a masa kapsule ~2000 kg.

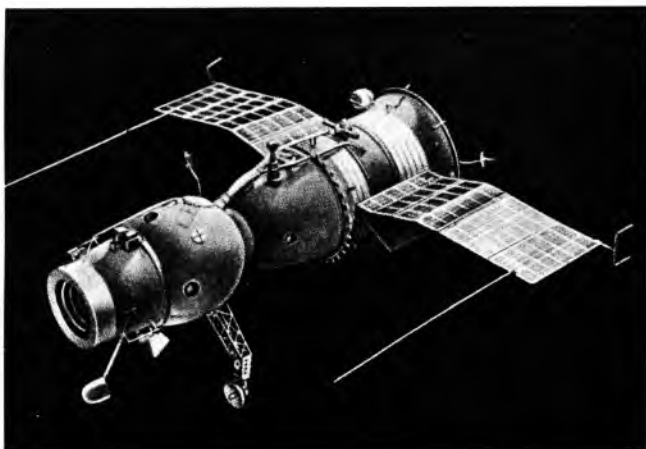


Sl. 36. Svemirski brod Gemini

Za vrijeme tih eksperimenata svemirski brodovi *Gemini* (prva dva su bila bez ljudske posade) letjeli su 969 sati i 55 minuta. Obavljeno je deset *susreta* i devet *spajanja* u svemiru. Prilikom leta *Geminija* 4 astronaut E. White proveo je 20 minuta izvan svemirskog broda. Pri tom je upotrijebljen *raketni pištolj* koji omogućuje promjenu položaja prema svemirskom brodu. Prilikom leta *Geminija* 9 astronaut E. Cernan obišao je Zemlju izvan broda, pa je on prvi čovjek-satelit. Najzad prilikom leta *Geminija* 12 astronaut je proveo 2 sata i 9 minuta izvan svemirskog broda.

Svemirski brodovi Sojuz. Prvi pripremni eksperimenti za ostvarenje prve orbitalne stanice s ljudskom posadom započeli su u SSSR lansiranjem novog tipa svemirskih brodova *Sojuz* (sl. 37). Prvi je eksperiment (1967) završio tragično, jer su zatajili padobranski uređaji u posljednjoj fazi ateriranja. Eksperimenti su nastavljeni 1968. godine, pa je uspješno obavljen susret *Sojuza* 3 sa *Sojuzom* 2 (bez posade), koji je lansiran dan prije. U 1969. godini spojili su se svemirski brodovi *Sojuz* 4 (s jednim) i *Sojuz* 5 (sa tri astronauta) u putanji oko Zemlje. Nakon spajanja dva su astronauta napustila brod i zadržala se izvan broda 37 minuta, a nakon 4,5 sata zajedničkog kruženja brodovi su se razdvojili i nastavili let oko Zemlje, a zatim se vratili na Zemlju.

Potkraj 1969. godine lansirana su tri svemirska broda *Sojuz*, s ukupno sedam astronauta. Sva su tri broda kružila oko Zemlje po približno jednakim putanjama na visini 200...235 km. Obišla su Zemlju 80 puta, s trajanjem obilaska od 118 minuta.



Sl. 37. Svemirski brod Sojuz

Orbitalne stanice Saljut. Prvi korak u izgradnji nastanjene orbitalne stanice učinjen je u SSSR lansiranjem (1971) prve orbitalne stanice-laboratorija (bez posade), *Saljuta 1*, u putanju oko Zemlje (masa ~18 t). Uskoro se zatim svemirski brod Sojuz 10 približio orbitalnoj stanici i spojio se s njom, da bi se provjerila upotrebljivost novog uređaja za spajanje. Nakon rastavljanja Sojuz 10 vratio se na Zemlju. Oko mjesec i po dana poslije lansirana je brod Sojuz 11 sa tri astronauta, koji se sutradan spojio sa stanicom Saljut 1, nakon čega je posada prešla u orbitalnu stanicu. Tako je stanica Saljut 1 počela funkcionirati kao prva nastanjena orbitalna stanica. Taj, do tada najdulji let čovjeka u svemiru (dulji od 23 dana), završio je tragično, jer su sva tri astronauta nakon odvajanja od orbitalne stanice prilikom povratka na Zemlju izgubila život zbog gubitka zraka i tlaka u kabini. Svemirska stanica Saljut 1 nakon gotovo 6 mjeseci kruženja oko Zemlje ušla je, na komandu sa Zemlje, u guste slojeve atmosfere gdje je izgorjela.

Dvije godine poslije (1973) lansirana je druga orbitalna stanica Saljut 2, ali je ubrzo eksperiment završen.

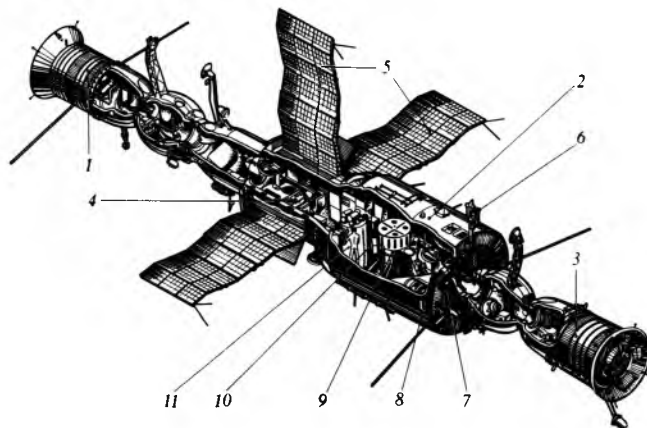
Sredinom 1974. godine lansirana je orbitalna stanica Saljut 3 bez posade, a nekoliko dana poslije brod Sojuz 14 sa dva astronauta te se spojio sa stanicom. Posada broda Sojuz 14 ostala je skoro 15 dana u stanici. Brod Sojuz 15 nije se uspio automatski spojiti sa stanicom Saljut 3. Orbitalna stanica Saljut 3 završila je svoj zadatak nakon šestomjesečnog kruženja. Dva dana prije završetka misije stanica Saljut 3 izbacila je automatski kapsulu s registriranim podacima, koja se uspješno spustila na Zemlju.

Sutradan nakon završetka misije stanice Saljut 3 lansirana je stanica Saljut 4, s kojom se nekoliko dana poslije spojio svemirski brod Sojuz 17 sa dva astronauta, koji su proveli u stanici 30 dana. Nakon povratka broda Sojuz 17 lansirana je brod Sojuz 18, koji se također spojio sa stanicom u kojoj su dva astronauta provela 60 dana.

Orbitalna stanica Saljut 5 lansirana je 1976. godine. Za vrijeme kruženja oko Zemlje u trajanju od 412 dana bila je dva puta nastanjena astronautima.

Orbitalna stanica Saljut 6 (sl. 38) lansirana je 1977. godine u putanju s perigejom 214 km i apogejom 256 km. Građena je tako da se istodobno može spojiti s dva broda tipa Sojuz. Prva ekipa od dva astronauta iz broda Sojuz 26 boravila je u stanici 96 dana. Za vrijeme njihova boravka pridružila su im se još tri astronauta (iz broda Sojuz 27), pa je svemirom zaplovila kompozicija od tri svemirske letjelice, duga ~30 m i mase ~32 t. Nakon pet dana prva dvojica astronauta vratila su se brodom Sojuz 27 na Zemlju, a uskoro se sa stanicom spojio prvi teretni svemirski brod Progres 1, koji je posadi dopremio gorivo, hranu, vodu i druge potrepštine. Nakon pretovara brod Progres 1 vratio se na Zemlju. Za vrijeme kruženja stanice Saljut 6 s njom se spojilo 14 brodova tipa Sojuz i 4 broda tipa Sojuz T sa 35 astronauta, te 11 teretnih brodova tipa Progres.

Orbitalna stanica Saljut 7 lansirana je 1982. godine. Prvu osnovnu posadu stanice (dva astronauta) donio je brod Sojuz T-5, a u stanici je proboravila 211 dana. Za vrijeme njihova boravka imali su tri posjeta od nekoliko dana, a donijela su ih dva broda tipa Sojuz T. Druga osnovna posada (dva astronauta), dopremljena brodom Sojuz T-9, ostala je u stanici 149 dana, a treća osnovna posada, dopremljena brodom Sojuz T-10, punih 237 dana. Dva člana treće posade radila su 22 sata izvan stanice. Za vrijeme treće posade ostvarena su dva posjeta brodovima Sojuz T. Za vrijeme drugog posjeta Svetlana Savickaja provela je kao prva žena 3 sata i 35 minuta u svemiru izvan stanice.



Sl. 38. Svemirska stanica Saljut 6 spojena s brodom Sojuz. 1 svemirski transportni brod, 2 orbitalna svemirska stanica, 3 svemirski transportni brod, 4 centralni upravljački pult, 5 solarne baterije, 6 antene sustava za navođenje do stanice, 7 motor za ispravak putanje stanice, 8 motor za orijentaciju (usmjeravanje) stanice u putanju, 9 prostor za mjerne i znanstvene instrumente, 10 kamera MKF-6M, 11 kupaonica (tuš)

Prva izgradnja veće orbitalne stanice za dulji boravak i veću posadu, te za različite pokuse, bila je stanica MIR. Za razliku od koncepcije koja se javlja u SAD (izgradnja stanice u putanji dopremom elemenata sa Zemlje), to je trebala biti velika, gotova konstrukcija, predviđena za istodobno priključivanje 6 letjelica dovedenih u putanju pomoću rakete. Središnja je stanica lansirana u veljači 1986. i od tada ju je letjelicama tipa Sojuz i njegovim modifikacijama, koje su se pojavljivale pod raznim imenima, posjetio niz posada iz različitih zemalja i s različitim zadacima.

Najdulje je, više od godinu dana, boravila posada koja se vratila na Zemlju 21. prosinca 1988.

Orbitalna stanica Skylab. Američka orbitalna stanica Skylab (nebeski laboratorij, sl. 39) lansirana je 1973. godine raketom Saturn V kao njezin treći stupanj u putanju oko Zemlje na visini ~435 km. Prema prvobitnom planu trebala je nakon 24 sata biti lansirana raketa Saturn IB s prvom ekipom astronauta. Zbog oštećenja stanice Skylab odgođeno je lansiranje rakete s astronautima. Prva je posada dovedena na stanicu 11 dana poslije, pa je nakon njezina popravka proboravila na njoj 28 dana.

Masa orbitalne stanice Skylab iznosi 85 t, a obilazila je Zemlju brzinom ~28000 km/h. Ona je zapravo prazni treći stupanj rakete Saturn V koja je rešetkastim podom podijeljena u dva dijela. Gornji je dio radionica, a donji služi za boravak posade. Ukupna je duljina 18 m, a promjer 6,7 m. Za vezu s komandnim i servisnim modulom *Apollo* služi spojni modul i zračna komora. Na stanici je mali astronomski opservatorij i šest specijalnih kamera koje, povezane u tzv. *multispektralni fotografski sustav*, omogućuju astronautima da vide na Zemlji i predmete veličine 30 m.

Druga posada od tri astronauta stanice Skylab ostala je u svemiru 59 dana, a treća posada, također od tri člana, 171 dan. Astronauti triju posada obišli su Zemlju 2470 puta.

Stanica Skylab vratila se u atmosferu polovicom 1979. godine.



Sl. 39. Svemirska stanica Skylab

Zajednički let brodova Apollo i Sojuz. Na temelju sporazuma SSSR i SAD o suradnji u istraživanju svemira uspješno su spojeni sovjetski brod Sojuz i američki Apollo (o brodovima Apollo v. *Sonde, svemirske*).

Bio je to smion pothvat, jer se predviđao susret, spajanje i razdvajanje u putanji oko Zemlje dvaju svemirskih brodova s ljudskom posadom, koji su različiti oblikom, dimenzijama i općom koncepcijom. U tu svrhu trebalo je modificirati oba broda i izgraditi dodatne uređaje.

Eksperiment je izveden 1975. godine. U brodu Sojuz nalazila su se dva, a u brodu Apollo tri astronauta. Nakon 24 sata manevriranja u putanji uspješno su spojeni brodovi Apollo i Sojuz. Tokom dvodnevnog zajedničkog leta astronauti su posjetili jedni druge i obavili predviđene zajedničke eksperimente. Poslije razdvajanja brodovi su nastavili let odvojeno izvršavajući vlastite programe istraživanja.

D. Bazjanac

SATELITSKE ZEMLJSKE STANICE

Zemaljske su stanice dio sustava u kojem djeluju umjetni Zemljini sateliti, svemirske letjelice ili sonde. One su posrednici u izmjeni informacija s tim Zemljinim pratiocima ili u izmjeni informacija preko njih. Ovisno o tome da li je riječ o sustavima za komuniciranje u užem smislu (fiksne satelitske veze), onima za komuniciranje u širem smislu sa satelitima s posebnim zadacima, letjelicama s ljudskom posadom ili sondama, zemaljska stanica ima prijemnik i odašiljač, odnosno samo prijemnik ili samo odašiljač. Naziv zemaljska stanica ipak se obično odnosi na sklop uređaja koji su posrednici između Zemlje i satelita u sustavima fiksnih satelitskih veza, koje danas rade u frekvencijskom području 4 i 6 GHz, te 11 i 14 GHz (viša frekvencija u paru služi za vezu Zemlja-satelit, a niža obratno). Tada su bitni sastavni dijelovi ili podustavi: odašiljač, prijemnik, antena, sklop uređaja za njezino kontinuirano ili povremeno pokretanje u azimutu i elevaciji, dio za preradbu primljenog i emitiranog signala, te dio koji omogućuje autonomiju napajanja električnom energijom i pogon s minimalnim prekidom. U sustavima s nestacionarnim komunikacijskim satelitima posebno je

važno kontinuirano, računalom upravljano praćenje. To je moguće i u mnogim stanicama iz sustava geostacionarnih komunikacijskih satelita, ali za rad nije prijeko potrebno.

Iako sastav stanice ovisi o sustavu kojeg je ona dio, projektiranje se osniva na traženju optimalnog odnosa tehničkih i ekonomskih činilaca, pri čemu se polazi od činjenice da komunikacijske mogućnosti ovise o gustoći toka snage na mjestu prijema. Ta gustoća ovisi o mjestu prijema signala (satelit ili zemaljska stanica). Gustoća je toka signala na Zemlji što ga emitira satelit ograničena snagom odašiljača na satelitu (zbog ograničene mase satelita i energije za napajanje) i njegovom antenom, kojoj je dobitak definiran područjem što ga ona pokriva na Zemlji. Dobitak antene u čvrstoj je vezi sa širinom glavnog snopa i ne može se po volji mijenjati. Dimenzije su antene ograničene, pa prema tome i dobitak, mogućnostima rakete (promjer zaštitne kape) koja satelit dovodi u putanju. Dobivanje kvalitetnog signala na Zemlji, uz ograničene mogućnosti satelita, odnosno ograničenu gustoću toka, traži u zemaljskoj stanici pripadnu kombinaciju dobitka antene i kvalitete prijemnog sustava, koja se izražava temperaturom šuma. Gustoća toka koji dopire do satelita može, naravno, biti mnogo veća jer na Zemlji nema ograničenja koja vrijede za satelit. Ako, npr., satelit s geostacionarne putanje pokriva cijelo vidno područje, a to je $\sim 2,17 \cdot 10^8 \text{ km}^2$ (otvor snopa $17,3^\circ$), relativno velika antena s promjerom reflektorskog otvora 30 m. moći će primati samo $\sim 1,8 \cdot 10^{-12}$ snage koju satelit šalje prema Zemlji. Kad bi, međutim, zemaljska stanica emitirala jednaku snagu preko svoje antene, antena na satelitu bi primala $1,6 \cdot 10^{-11}$ emitirane snage, dakle oko 10 puta više. Snaga stanice na Zemlji veća je, npr., 300 puta od one na satelitu, pa je primljena snaga na satelitu oko $3 \cdot 10^3$ veća od one što je prima zemaljska stanica. Time je definiran i zadatak zemaljskih stanica: mogućnost davanja vrlo jakog i primanja vrlo slabog signala.

Iz jednostavnih odnosa koji vrijede za bilancu veze, koja je određena kvocijentom primljene i emitirane snage (koji mora imati određenu minimalnu vrijednost), može se naći odnos primljene snage i snage šuma. Taj odnos karakterizira kvalitetu veze, a njegov apsolutni iznos ovisi o načinu na koji se signal utiskuje u radiofrekvencijski nosilac (modulacija).

Razina primljene snage C (snaga nosioca) u logaritamskom obliku ($X = 10 \lg x \text{ dB}$), izražena u decibelima, iznosi:

$$C = P_t + G_t + G_r - L, \quad (27)$$

gdje je P_t razina snage privedena anteni na satelitu (ili na Zemlji), u dB(W) , G_t i G_r dobitak antene odašiljača i prijemnika, a L gušenje signala pri širenju u slobodnom prostoru i dodatno gušenje u troposferi (sve u dB). Snaga je šuma u vatima:

$$n = k T b, \quad (28)$$

gdje je $k = 1,38 \cdot 10^{-23} \text{ JK}^{-1}$ Boltzmannova konstanta, T termodinamička temperatura šuma sustava koja uz temperaturu šuma prijemnika (pretpojačala) obuhvaća i temperaturu šuma svih elemenata pred prijemnikom, a b je širina pojasa šuma. Razina je te snage u dB(W) :

$$N = -228,6 + T + B, \quad (29)$$

gdje je sada $T = 10 \lg T \text{ dB(K)}$, a $B = 10 \lg b \text{ dB(Hz)}$. Razlika ($C - N$) jest razlika razina snage nosioca i snage šuma:

$$C - N = P_e - L + G - T + 228,6, \quad (30)$$

gdje je $P_e = P_t + G_t$ razina efektivne izračene snage u dB(W) , a G dobitak antene zemaljske stanice u decibelima kad radi kao prijemna antena. Projektant može utjecati samo na sumand $(G - T)$ tražeći optimum: antenu s velikim dobitkom i lošijim prijemnikom (viša temperatura šuma) ili antenu s malim dobitkom, a boljim prijemnikom (niža temperatura šuma). INTELSAT, organizacija koje je član i naša zemlja i koja ima najveći broj zemaljskih stanica u pogonu (sl. 40), daje za područje 4 i 6 GHz, između ostalih standarda, i sljedeću vrijednost za taj parametar u $\text{dB(K}^{-1}\text{)}$:

$$(G - T) \geq 40,7 + 20 \lg \frac{f}{4}, \quad (31)$$

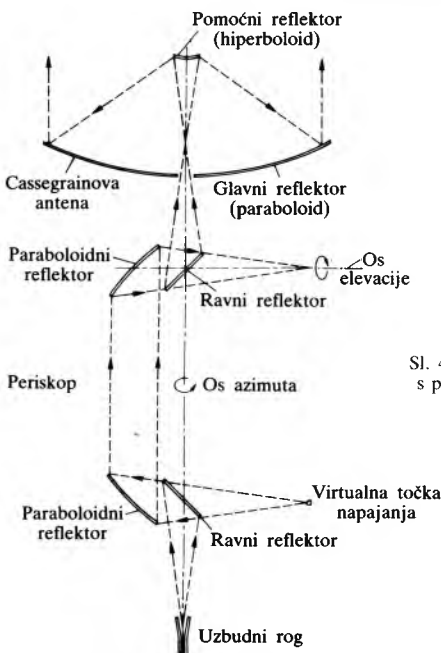
ako je radna frekvencija $f = 4$ GHz, a za dobitak antene zemaljske stanice u decibelima

$$G \geq 57 + 20 \lg \frac{f}{4}. \quad (32)$$

Ista antena služi za primanje i emitiranje, a u sustavu INTELSAT i području 4 i 6 GHz ima promjer otvora paraboloidnog reflektora 26...30 m, pa dobitak antene (uz stupanj djelovanja aperture od 0,56) iznosi 58...59,5 dB kod 4 GHz, odnosno 61,5...63 dB kod 6 GHz. U području 11 i 14 GHz promjer je otvora reflektora 13...19 m, a pripadni dobitak 60,4...62,5, odnosno 64,2...66,3 dB.



Sl. 40. Zemaljska stanica komunikacijskih satelita sustava INTELSAT s promjerom otvora antenskog reflektora 32 m



Sl. 41. Cassegrainova antena s periskopom za napajanje

Danas prevladavaju antene s rotacionim paraboloidom kao reflektorom, a za napajanje se upotrebljava, iz optike poznat, Cassegrainov teleskopski sustav (sl. 41; v. *Astronom-*

ski instrumenti, TE 1, str. 452). Ispred žarišta glavnog reflektora nalazi se pomoćni hiperboloidni konveksni reflektor. Energija se dovodi, odnosno odvodi kroz otvor u tjemenu glavnog reflektora. Prije upotrebljavano izravno povezivanje ulaznog prijemnog pojačala kratkim valovodom (smanjenje temperature šuma) zamijenjeno je u novijim stanicama sustavom ravnih i paraboloidnih zrcala, koji djeluje kao periskop s vrlo niskom temperaturom šuma (vrlo mali gubici). Prednost je novijeg sustava i mogućnost da se prijemnik i odašiljač postave nepomično u posve zatvoren prostor i da se osigura jednostavna pokretljivost oko osi azimuta i elevacije antenskog sustava.

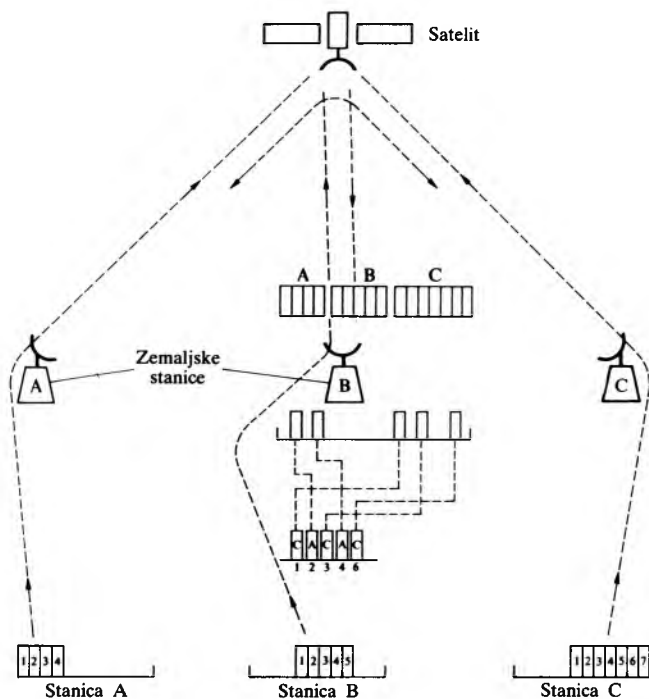
Budući da ni geostacionarni sateliti nisu potpuno nepomični prema zemaljskim stanicama i da ne postoji garancija da će novi satelit koji će zamijeniti prethodni biti na istom položaju, potrebno je da antenski sustav bude pomičan u azimutu i elevaciji (sl. 42). Trajno je praćenje satelita i u mnogo širem opsegu potrebno kad se radi o nestacionarnim satelitima. Danas se smatra da je za zemaljske stanice povezane sa stacionarnim satelitima dovoljno imati mogućnost praćenja od $\pm 5^\circ$ za obje osi, s tim da se veći zahvati mogu izvršiti za nekoliko sati. Ipak u gotovo svim velikim zemaljskim stanicama postoje mnogo veće mogućnosti (npr. $\pm 225^\circ$ kontinuirano za azimut i $2\cdots 90^\circ$ za elevaciju). Ta je posljednja mogućnost važna da bi se otvor reflektora postavio u horizontalan položaj kod vrlo jakog vjetrova. Pogon za praćenje obično su istosmjerni motori (Leonhardov spoj s tiristorima) relativno male snage (akceleracija potrebna za praćenje je mala) i obično rade po dva na istoj osovini, pa tako spojeni djeluju stabilizacijski na vjetru kojem je izložena velika površina reflektora.



Sl. 42. Zemaljska stanica za nestacionarne komunikacijske satelite Molniya

Vrlo oštri zahtjevi za točnost profila površine reflektora (profil dobrih reflektora smije se razlikovati od idealnog profila nekoliko milimetara ili dijelova milimetra, ovisno o frekvenciji) teško bi se mogli ispuniti ako bi se na njoj nakupljao led ili snijeg. Kako se ne mogu ukloniti uzroci, led i snijeg, uklanjaju se posljedice zagrijavanjem dijelova površine reflektora. Ono je selektivno i automatsko, a za zagrijavanje većih reflektora upotrebljava se i više tisuća grijača male snage (150 W), povezanih u skupine, pa se čitavom sustavu privodi i do nekoliko stotina kilovata. Površina se reflektora deformira i zagrijavanjem Sunčevim zračenjem, pa je potrebno osigurati jednoličnu raspodjelu topline da bi se otklonile te deformacije.

Odašiljački dio zemaljske stanice obično je najskuplji, posebice ako mu se pridruži i poseban rezervni izvor električne energije (dizelski agregat). Izračena snaga zemaljske stanice, koja je jednaka umnošku snage privedene anteni i dobitka antene, ovisi o količini i tipu informacija koje se istodobno prenose. Upute za rad u sustavu INTELSAT navode, za pojedine generacije satelita, izračenu snagu u ovisnosti o broju kanala. Za frekvencije 6 ili 14 GHz na raspolaganju su dva tipa elektronskih cijevi za izlazno pojačalo odašiljača: elektronske cijevi s putujućim valom i klistroni (v. *Elektronika*, TE 4, str. 465 i 577). Prve imaju veliku raspoloživu širinu pojasa, za veći broj nosilaca, i radnu izlaznu snagu 4...5 kW, no izvode se i za ograničen broj nosilaca i manje snage. Druge su namijenjene radu s užim frekvencijskim pojasom za pojedinačno pojačanje pojedinih nosilaca. Kad se radi s više nosilaca, moguće je multipleksorima ostvariti kombinaciju od više kanala na izlazu, dakle na višoj razini snage. Izlazne snage moraju biti veće od onih koje su potrebne za izračenu snagu, zbog gubitaka u elementima između pojačala i antene, koji mogu iznositi i nekoliko decibela. Dio su odašiljača i uređaji koji na ulazu prerađuju privedene signale u oblik pogodan za modulaciju. Višestruki pristup karakteristika je suvremenih satelitskih komunikacijskih sustava, a to je mogućnost da se preko jednog satelita (sl. 43) istodobno ostvari vrlo velik broj veza između mnogo parova zemaljskih stanica, u konfiguraciji koja se može po volji mijenjati.



Sl. 43. Shema principa višestrukog pristupa. Sve stanice primaju sve; stanica B odabire 2. i 4. kanal iz A te 1, 3. i 6. iz C.

Prijemni dio, zbog male snage signala sa satelita na mjestu primanja, mora, i uz veliki dobitak prijemne antene, imati vrlo malu snagu šuma, iako je ona samo dio snage šuma sustava, da bi se postigao potrební omjer snage nosioca i snage šuma sustava. Uz raspoloživih 10^{-13} ... 10^{-12} W i širinu pojasa šuma 25...50 MHz upotrebljavali su se najprije maseri (v. *Elektronika*, TE 4, str. 576) s temperaturom šuma 4 K, ali i s temperaturom okoline 4,2 K. Otkrićem upotrebljivih parametarskih pojačala postigla se veća radna širina pojasa i omogućio rad pri mnogo višim temperaturama (npr. 14 K) uz veliko nazivno pojačanje (pojačalo s tri stupnja, npr. 55 dB uz 4 GHz). Kad se radi s antenama koje ne garantiraju nisku temperaturu šuma, kakvu imaju velike antene, upotrebljavaju se tzv. nehladena parametarska pojačala (v. *Elektronika*, TE 4, str. 577), koja su hladena jednostavnijim sredstvima

(Peltierov efekt umjesto tekućeg helija u zatvorenom krugu). Iza ulaznog pojačala postavlja se širokopojasni prijemnik koji ulazni signal (4 ili 11 GHz) konvertira u međufrekvencijski (npr. od 750 MHz, pa zatim od 70 MHz), zatim ga demodulira i predaje sklopu za vraćanje signala u osnovni položaj.

Zemaljske stanice imaju uređaje za automatsko praćenje, dakle za permanentno usmjeravanje antenskog sustava na pridruženi satelit. Pri tome se pilotni signal dobiva sa satelita, privodi sklopu koji daje signal pogreške usmjerenja, a on se, nakon pojačanja i konverzije, privodi demodulatoru koji predaje signal pogreške azimuta i elevacije motornom pogonu. Za velike zemaljske stanice moguće je i potrebno praćenje s ukupnom pogreškom $\pm 0,01^\circ$, jer je širina snopa antene, definirana kao širina na polovici snage (-3 dB), npr. $0,2^\circ$. Stanicama koje rade s geostacionarnim satelitima pokretna je masa ~ 150 t oko osi elevacije i ~ 250 t oko osi azimuta.

Kad se grade zemaljske stanice, potrebno je voditi računa o smetnjama u radu stanice i onima što ih rad stanice može uzrokovati. Da se eliminiraju smetnje u radu, treba izbjeći izravnu vidljivost stanice sa stanicama zemaljskih veza u istom frekvencijskom području. Stanica može također ometati odašiljačkim dijelom rad sustavima zemaljskih veza. Odabrani teren za lokaciju može biti iskorišten za zaštitu: rubovi terena pred otvorom antene trebali bi se pojavljivati pod kutom od $3\cdots 4^\circ$ iznad horizonta, što je kompromisna vrijednost između zaštite i utjecaja tople Zemlje na povećanje temperature šuma antene kad ona prima signal sa satelita uz mali kut elevacije (u sustavu INTELSAT traži se održavanje nekih parametara uz kut elevacije satelita 5°). Izbor položaja zemaljske stanice u vezi je i s potrebnom koordinacijom, tj. s ispitivanjem mogućnosti rada bez smetnji i smetanja koje se provodi na međunarodnoj razini, posebice u Evropi, s mozaikom malih zemalja, gdje su smetnje moguće i preko granica.

Uz dobitke antena zemaljskih stanica koje su reda veličine 60 dB i privedenu visokofrekvencijsku snagu koja i uz neizbježive gubitke iznosi nekoliko kilovata, zemaljska je stanica potencijalna opasnost za okolicu (za živa bića, te zapaljive i eksplozivne materijale). Za tipičnu konfiguraciju (antena s promjerom reflektora 30 m, snaga privedena anteni



Sl. 44. Zemaljska stanica za praćenje letjelica i sonde te za komuniciranje s njima

2 kW i frekvencija 6 GHz) maksimalna gustoća toka u Fresnelovoj udaljenosti (9540 m) iznosi $0,75 \text{ mWcm}^{-2}$, a u Fraunhoferovoj (1890 m) $0,098 \text{ mWcm}^{-2}$. O jakosti polja ili gustoći toka štetnim za žive organizme nema općenito prihvaćenih vrijednosti. Propisi u zemljama Istočne Evrope mnogo su stroži od onih u Zapadnim zemljama, koje kao gornju granicu prihvaćaju 10 mWcm^{-2} pri trajnom izlaganju ljudskog organizma (v. *Parazitarne elektromagnetske pojave*, TE 10, str. 149). Prije više godina i CCIR je tu vrijednost prihvatio kao granicu za držanje zapaljivih i eksplozivnih materijala u poljima visoke frekvencije.

Zemaljske stanice koje ne služe kao fiksne satelitske veze razlikuju se sastavom, veličinom reflektora koja može biti manja ali i veća (veze sa svemirskim sondama), karakteristikama prijemnika i obradom signala koji se vrlo često moraju interpretirati na Zemlji. Stanica u blizini mjesta Goldstone u Kaliforniji koja služi za praćenje letjelica i sonde, te za komunikaciju s njima, ima reflektor promjera $\sim 70 \text{ m}$ i mase $\sim 8000 \text{ t}$, koja se tijekom praćenja pokreće (sl. 44). Ona može održavati veze s objektima udaljenim i više od $2 \cdot 10^9 \text{ km}$. Za praćenje vrlo dalekih objekata upotrebljavaju se i radiotele-skopi s promjerom otvora reflektora većim od 90 m.

R. Galić

LIT.: Grupa autora, urednik L. V. Kurnosova, Artificial Earth Satellites, Vol. 3-6. Plenum Press Inc., New York 1961. – G. E. Mueller, Communication Satellites. J. Wiley & Sons, New York-London-Sydney 1964. – W. Garland et al., Telecommunication Satellites. Iliffe Books Ltd., London 1964. – R. Uhlitzsch, Anatomie einer Erdfunkstelle. Surkamp Verlag, Frankfurt am Main 1969. – A. F. Marfeld, Astronautik. Safari Verlag, Berlin 1969. – F. Vilbig, Komerzielle Satelliten. R. Oldenburg, München-Wien 1969. – R. Galić, Komunikacije satelitima. Radio-televizija Zagreb, Zagreb 1971. – J. Pares, V. Toscer, Les systèmes de Télécommunications par Satellites. Masson et Cie, Paris 1975. – E. Herter, H. Rupp, Nachrichten-Übertragung über Satelliten. Springer-Verlag, Berlin-Heidelberg-New York 1979. – R. Galić, Telekomunikacije satelitima. Školska knjiga, Zagreb 1983. – P. Rainger et al., Satellite Broadcasting. J. Wiley & Sons, U. K. 1985.

D. Bazjanac R. Galić

SATELITSKA GEODEZIJA, područje geodezije u kojem se proučava oblik, dimenzije i gravitacijsko polje Zemlje, a omogućuje i određivanje koordinata točaka na površini Zemlje. To se omogućuje motrenjem gibanja umjetnih Zemljinih satelita, balona, raketa i Mjeseca.

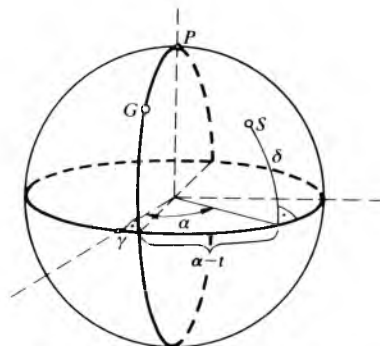
Satelitska se geodezija počela razvijati i prije pojave prvih umjetnih satelita. Tako je L. Euler (1768) ukazao na mogućnost da se promatranje gibanja Mjeseca iskoristi za određivanje oblika Zemlje. F. R. Helmert i W. D. Lambert nešto su poslije postavili osnove dinamičke i geometrijske metode istražujući mogućnost iskorištenja gibanja Mjeseca za geodetske svrhe. Budući da je Mjesec, zbog svojih dimenzija i udaljenosti, nepovoljan za opažanja, prvi su se umjetni sateliti odmah nakon lansiranja počeli iskorištavati u geodetske svrhe. Postupci su se, međutim, morali prilagoditi novim uvjetima: velikoj brzini gibanja umjetnih satelita u odnosu na brzinu gibanja Mjeseca i povećanom utjecaju Zemljinog gravitacijskog polja zbog mnogo manje udaljenosti umjetnih satelita nego Mjeseca od Zemlje.

Odavno se u geodeziji nastojalo podignuti vizurne ciljeve na što veću visinu da bi se ostvarile neposredne veze među što udaljenijim točkama na Zemljinoj površini. Neposredno je viziranje, naime, među dvjema trigonometrijskim točkama ograničeno zakrivljenošću Zemljine površine. Tako je predlagano (G. Athanassiadis, 1928) da se za povezivanje geodetskih mreža upotrijebe svjetleći vizirni ciljevi nošeni avionima, a zatim (Y. Väisälä, 1946) da se istodobno fotografski snimaju zvijezde i svjetlosni signali emitirani s aviona ili balona. Takav je postupak nazvan zvjezdanom triangulacijom. To je bila osnova razvoja satelitske triangulacije, što je bilo omogućeno nakon lansiranja umjetnih Zemljinih satelita.

Koordinatni sustavi (v. *Geodetski koordinatni sustavi*, TE 6, str. 58). U satelitskoj se geodeziji najčešće upotrebljavaju koordinatni sustavi s ishodištem u težištu Zemlje. Os X je usmjerena na srednju točku proljetne ravnodnevne (točka γ na sl. 1) tokom nekog dugogodišnjeg razdoblja i leži u ekvatorskoj ravnini, dok se os Z poklapa sa srednjom osi Zemljine rotacije i usmjerena je prema sjeveru. Kad se promatra gibanje satelita u tom sustavu, heliocentričko

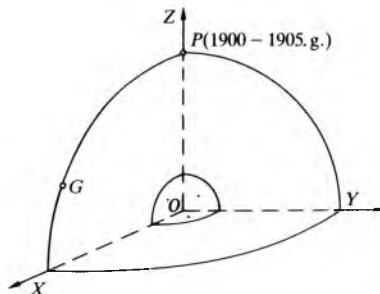
gibanje Zemlje ne utječe na gibanje satelita, jer satelit zajedno sa Zemljom kruži oko Sunca. S druge strane, koordinate su točaka na površini Zemlje zbog njezinog gibanja funkcije vremena. Taj se koordinatni sustav za promatranje gibanja umjetnih satelita ne može smatrati inercijskim već samo približno inercijskim.

U satelitskoj geodeziji upotrebljavaju se terestrički i geodetski koordinatni sustav.



Sl. 1. Zvezdani koordinatni sustav

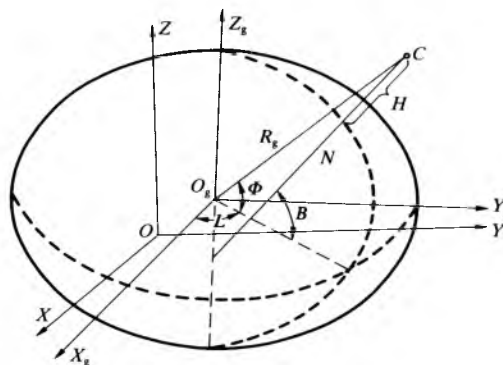
Terestrički koordinatni sustav (sl. 2) ima ishodište u težištu Zemlje (O), a os Z usmjerena je prema srednjem položaju sjevernog pola u razdoblju od 1900. do 1905. godine. Os X leži u ravnini Zemljinog ekvatora i prolazi srednjim griničkim meridijanom. Taj je sustav fiksiran s obzirom na Zemlju, a koordinate se točaka na Zemlji s vremenom ne mijenjaju ako se zanemare pomaci Zemljine kore.



Sl. 2. Geocentrički prostorni koordinatni sustav

Geodetski koordinatni sustav (sl. 3) ima ishodište u središtu geodetskog referentnog elipsoida O_g (v. *Geodetski koordinatni sustavi*, TE 6, str. 59; v. *Geodezija* TE 6, str. 74). Upotrebljavaju se prostorne pravokutne koordinate (X_g, Y_g, Z_g) i konvencionalne geodetske koordinate: geodetska širina (B), geodetska duljina (L) i visina (H) nad referentnom plohom. Veza među tim koordinatama za točku C određena je izrazima:

$$X_g = (N + H) \cos B \cos L = R_g \cos \Phi \cos L, \quad (1a)$$



Sl. 3. Geodetski koordinatni sustav