

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. *Parazitne 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, Kommerzielle 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.

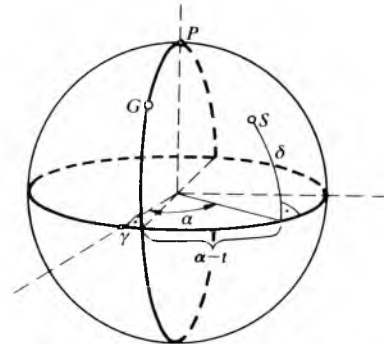
Satelitska se geodezija počela razvijati i prije pojave prvih umjetnih satelita. Tako je L. Euler (1768) ukazao na mogućnost da se promatranje gibanja Mjeseca iskoristi za određivanje oblika Zemlje. F. R. Helmert i W. D. Lambert nešto su poslije postavili osnovne dinamičke i geometrijske metode istražujući 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.

Oдавno 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 ravnodnevnicе (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

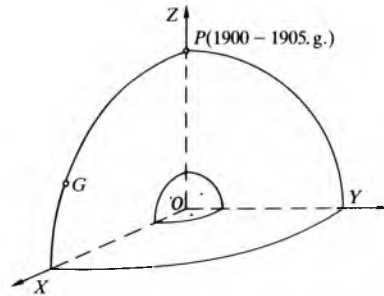
gibanje Zemlje ne utječe na gibanje satelita, jer satelit zajedno sa Zemljom kruži oko Sunca. S druge strane, koordinate su točaka na površini Zemlje zbog njezinog gibanja funkcije vremena. Taj se koordinatni sustav za promatranje gibanja umjetnih satelita ne može smatrati inercijskim već samo približno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

U satelitskoj geodeziji upotrebljavaju se terestrički i geodetski koordinatni sustav.



Sl. 1. Zvezdani koordinatni sustav

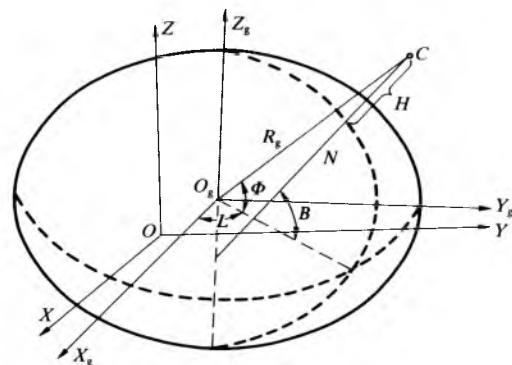
Terestrički koordinatni sustav (sl. 2) ima ishodište u težištu Zemlje (O), a os Z usmjerena je prema srednjem položaju sjevernog pola u razdoblju od 1900. do 1905. godine. Os X leži u ravnini Zemljinog ekvatora i prolazi srednjim griničkim meridijanom. Taj je sustav fiksiran s obzirom na Zemlju, a koordinate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

$$Y_g = (N + H) \cos B \sin L = R_g \cos \Phi \sin L, \quad (1b)$$

$$Z_g = [(1 - e^2)N + H] \sin B = R_g \sin \Phi, \quad (1c)$$

gdje je N polumjer zakrivljenosti elipsoida u prvom vertikalu, e ekscentričnost referentnog elipsoida, R_g udaljenost točke C od ishodišta geodetskog sustava, a Φ kut između spojnice R_g i ravnine $X_g Y_g$.

Vrijeme. Svjetsko vrijeme (UT, *Universal Time*) srednje je Sunčevo vrijeme na griničkom meridijanu a određuje se na temelju astronomskih motrenja *njihanja* zvijezda i označuje kao svjetsko vrijeme UT0. Ono ne tvori ravnomjernu skalu zbog teško predvidljivih promjena položaja Zemljine osi rotacije koje nastaju pomakom Zemljinih polova.

Uvođenje korekcije $\Delta\lambda_p$, zbog promjene položaja polova u odnosu na njihov srednji položaj, omogućuje prijelaz na ravnomjerniju skalu svjetskog vremena UT1, pa je

$$UT1 = UT0 + \Delta\lambda_p. \quad (2)$$

Svjetsko vrijeme UT1 također nije ravnomjerno, jer postoje sezonske promjene kutnih brzina dnevnih rotacija Zemlje koje nastaju djelovanjem meteoroloških faktora i koje se više ili manje pravilno ponavljaju iz godine u godinu. Kad se uzmu u obzir korekcije zbog sezonske neravnomjernosti ($\Delta\lambda_s$), dobiva se kvazijednoliki vremenski sustav UT2, pa je

$$UT2 = UT0 + \Delta\lambda_p + \Delta\lambda_s. \quad (3)$$

Korekcija $\Delta\lambda_s$ određena je redom

$$\Delta\lambda_s = a \sin(2\pi t) + b \cos(2\pi t) + c \sin(4\pi t) + d \cos(4\pi t) + \dots, \quad (4)$$

gdje su a, b, c, d, \dots koeficijenti određeni empirički pomoću razlika vremena UT0 i atomskog vremena. Podaci o korekciji $\Delta\lambda_s$ objavljuju se svake godine za godinu dana unaprijed (*Bulletin Horaire, Bureau International d'Heure*).

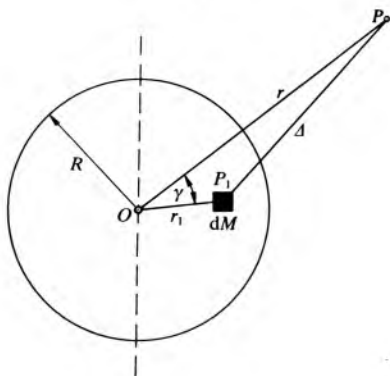
Atomsko vrijeme (AT, *Atomic Time*) ima još jednodličniju vremensku skalu, a ostvaruje se upotrebom atomskih etalona frekvencije zajedno s vrlo točnim kremenim satovima. Mjerna je jedinica atomska sekunda.

Budući da se vremena AT i UT ne slažu zbog nejednolike vremena UT, uvedeno je svjetsko usklađeno vrijeme (UTC, *Universal Coordinated Time*). Vremenska je skala vremena UTC povezana s AT vremenom tako da bi vrijeme UTC što točnije odgovaralo univerzalnom svjetskom vremenu (UT). Ako je razlika UT1-UTC veća od 0,7 s, u sustavu se UTC čini skok od 1 s, tj. propušta se ili se uvodi dodatna sekunda u seriji sekundnih signala.

GIBANJE UMJETNIH ZEMLJINIH SATELITA

Potencijal privlačne sile tijela s bilo kakvim rasporedom masa. Potencijalna funkcija privlačne sile čestice P_1 mase dM u točki P (sl. 4) iznosi

$$dU = f \frac{dM}{\Delta}, \quad (5)$$



Sl. 4. Privlačna sila tijela s proizvoljnim rasporedom masa

gdje je f opća gravitacijska konstanta, a Δ udaljenost točke P od P_1 . Za tijelo konačnih dimenzija izraz (5) prelazi u oblik

$$U = f \int \frac{dM}{\Delta}, \quad (6)$$

što se može pomoću sfernih funkcija prikazati izrazom

$$U = f \frac{M}{r} \left[1 + \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{R}{r} \right)^n P_{nm}(\sin \beta) (c_{nm} \cos m\lambda + s_{nm} \sin m\lambda) \right], \quad (7)$$

gdje su M masa zemlje, R ekvatorski polumjer Zemlje, n stupanj sferne funkcije, m red sferne funkcije, c_{nm} i s_{nm} bezdimenzijski koeficijenti koji karakteriziraju gravitacijsko polje Zemlje, te r, λ i β sferne koordinate točke u kojoj se određuje vrijednost potencijala. Ishodište koordinatnog sustava nalazi se u težištu Zemlje, geocentrička duljina računa se od početnog meridijana i može imati vrijednost $0 \leq \lambda \leq \leq 2\pi$, a geocentrička se širina računa od ekvatorske ravnine Zemlje i može imati vrijednost $0 \leq \beta \leq \pi/2$. U relaciji (7) izraz $P_{nm}(\sin \beta)$ znači sfernu funkciju od $\sin \beta$ koja je određena izrazom

$$P_{nm}(\sin \beta) = (1 - \sin^2 \beta)^{m/2} \frac{d^m P_{no}(\sin \beta)}{d(\sin \beta)^m}, \quad (8)$$

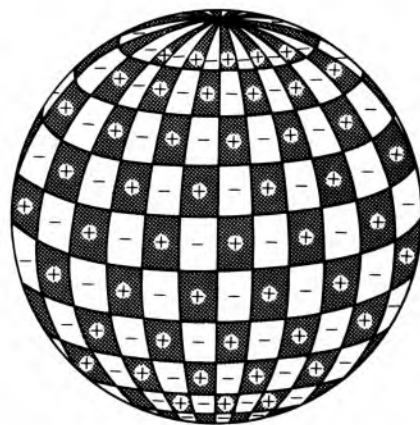
gdje je

$$P_{no}(\sin \beta) = \frac{1}{2^n n!} \cdot \frac{d^n (\sin^2 \beta - 1)^n}{d(\sin \beta)^n}. \quad (9)$$

Funkcija $P_{no}(\sin \beta)$ naziva se zonskom sfernom funkcijom ili zonskim harmonicima (sl. 5), funkcije $P_{nm}(\sin \beta) \cos m\lambda$ i $P_{nm}(\sin \beta) \sin m\lambda$ teseralnim sfernim funkcijama ili teseralnim harmonicima (sl. 6), a funkcije $P_{nn}(\sin \beta) \cos n\lambda$ i $P_{nn}(\sin \beta) \sin n\lambda$ sektorskim sfernim funkcijama ili sektorskim harmonicima (sl. 7). Na sl. 6 i 7 označeni su predznaci tih funkcija.



Sl. 5. Prikaz djelovanja koeficijenata zonalnih sfernih harmonika



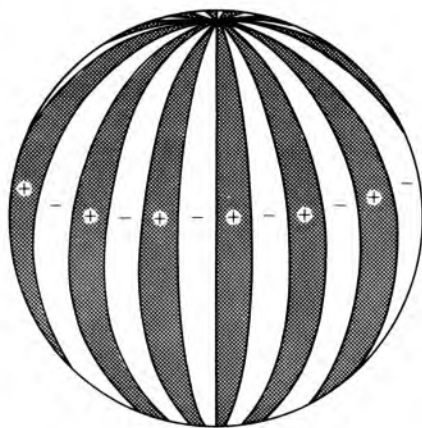
Sl. 6. Predznaci teseralnih sfernih funkcija

Ako se pretpostavi da je raspored masa unutar Zemlje simetričan u odnosu na os rotacije, dobiva se jednostavniji izraz

$$U = F \frac{M}{r} \left[1 + \sum_{n=2}^{\infty} J_n \left(\frac{R}{r} \right)^n P_{no}(\sin \beta) \right], \quad (10)$$

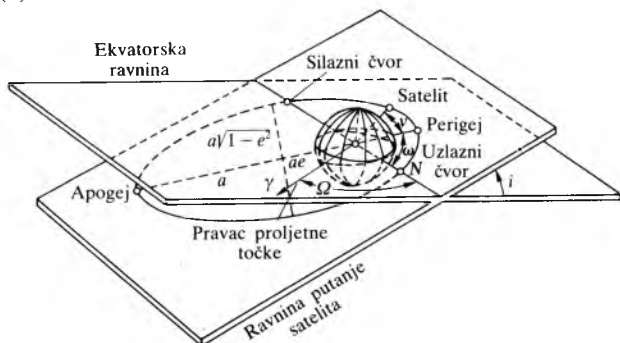
gdje je $J_n = -c_{no}$. Dakle, tada ostaju samo zonski harmonici. Nesimetrije sjeverne i južne polutke karakterizirane su koeficijentima neparnih zonskih sfernih funkcija (sl. 5). Zbog toga, ako se pretpostavi da je Zemlja simetrična s obzirom na ekvator, nestat će koeficijent neparnih zonskih sfernih funkcija, pa se potencijal može odrediti iz izraza

$$U = f \frac{M}{r} \left[1 - J_2 \left(\frac{R}{r} \right)^2 P_{20}(\sin \beta) - J_4 \left(\frac{R}{r} \right)^4 P_{40}(\sin \beta) - \dots \right] \quad (11)$$



Sl. 7. Predznaci sektorskih sfernih funkcija

Neporemećeno gibanje umjetnih Zemljinih satelita. Ako se pretpostavi da je masa Zemlje koncentrirana u njezinu težištu, satelit bi se gibao po elipsi u skladu s Keplerovim zakonima i prema Newtonovu zakonu gravitacije (v. *Astronautika*, TE 1, str. 429; v. *Gravitacija*, TE 6, str. 260; v. *Sateliti, umjetni Zemljini*). Položaj satelita na elipsi određen je sa šest parametara (sl. 8): longituda uzlaznog čvora (Ω), nagib putanje satelita (i), argument perigeja (ω), velika poluos elipse (a), ekscentričnost elipse (e) i istinita anomalija (v).



Sl. 8. Ravnina putanje satelita i parametri gibanja

Uzlazni čvor (N , sl. 8) točka je u kojoj putanja satelita siječe ravninu ekvatora prelazeći iz južne u sjevernu nebesku polusferu s obzirom na ekvator Zemlje.

Longituda je uzlaznog čvora (Ω) kut u ravnini ekvatora između pravca koji spaja ishodište koordinatnog sustava s točkom proljetne ravnodnevnice i pravca koji spaja ishodište s uzlaznim čvorom.

Nagib je putanje satelita (i) kut između ravnine ekvatora i ravnine putanje satelita.

Argument je perigeja (ω) kut između pravca koji spaja ishodište koordinatnog sustava s uzlaznim čvorom koji spaja ishodište s perigejom.

Tim su parametrima određene orijentacije putanje, dok su duljinama osi elipse (a , b) i ekscentričnošću elipse (e), koja iznosi

$$e = (a^2 - b^2)^{1/2} a^{-1}, \quad (12)$$

određene dimenzije putanje.

Trenutni položaj satelita određen je istinitom anomalijom (v), koja je jednaka kutu između radijvektora trenutnog položaja satelita i pravca koji spaja ishodište koordinatnog sustava i perigej. Taj se kut mjeri u smislu gibanja satelita.

Zbog spljoštenosti Zemlje i nejednolikog rasporeda masa staza se satelita razlikuje od elipse koja odgovara Keplerovim zakonima, pa je takva elipsa neupotrebljiva za točan opis gibanja satelita. Da bi se opisalo to poremećeno gibanje satelita uvodi se pojam oskulacijske elipse. To je elipsa po kojoj bi se u diskretnom vremenskom intervalu gibao satelit kad bi se njegovi vektori položaja i brzine shvatili kao početne vrijednosti Keplerove elipse. Utjecaj sila zbog kojih nastaje poremećaj uzima se u obzir pomoću kontinuiranih promjena elemenata staze oskulacijske elipse. Tako nastaju oskulacijske elipse kao kontinuirani slijed beskonačno mnogo različitih Keplerovih elipsa, kojima je anvelopa stvarna putanja satelita.

Utjecaj Zemljine privlačne sile na gibanje satelita. Zbog toga što Zemlja nije kugla i što nije homogena pojavit će se odstupanja od elipse koja odgovara Keplerovim zakonima. Prema drugom Newtonovu zakonu mogu se napisati sljedeće diferencijalne jednadžbe gibanja satelita:

$$\ddot{x} = \frac{\partial U}{\partial x}, \quad \ddot{y} = \frac{\partial U}{\partial y}, \quad \ddot{z} = \frac{\partial U}{\partial z} \quad (13)$$

Pritom se uzima u obzir samo privlačna sila Zemlje, a zanemareni su drugi utjecaji (otpor zraka, Sunčevo zračenje i dr.). Poremećajna funkcija glasi

$$R^* = U - \frac{fM}{r}, \quad (14)$$

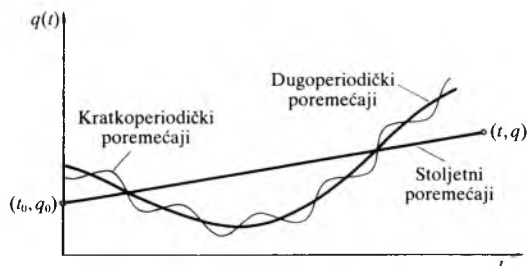
pa se jednadžbe (13) mogu napisati u obliku

$$\frac{d^2x}{dt^2} + \frac{\mu x}{r^3} = \frac{\partial R^*}{\partial x} \quad (15a)$$

$$\frac{d^2y}{dt^2} + \frac{\mu y}{r^3} = \frac{\partial R^*}{\partial y} \quad (15b)$$

$$\frac{d^2z}{dt^2} + \frac{\mu z}{r^3} = \frac{\partial R^*}{\partial z}, \quad (15c)$$

gdje je $\mu = f(1 + M)$. Rješenje toga sustava diferencijalnih jednadžaba s prijelazom na eliptične elemente daje ovisnosti parametra putanje satelita o vremenu i položaju satelita. Dobiveni su izrazi vrlo složeni i mogu se naći u specijalističkoj literaturi. Oni se sastoje od početnih ili srednjih vrijednosti parametara putanje, njihovih stoljetnih poremećaja, koji se linearno povećavaju s vremenom, te dugoperiodičkih i kratkoperiodičkih poremećaja (sl. 9).



Sl. 9. Tipične vremenske promjene elemenata putanje ω , Ω i M_0

Iz tih rješenja slijedi da će se uzlazni čvor poslije jednog ophoda satelita oko Zemlje pomaknuti iz točke N_1 u točku N_2 (sl. 10), pa će se promijeniti longituda čvora za $\Delta\Omega$. To se naziva precesijom. Budući da će se točka perigeja također pomaknuti iz P_1 u P_2 (sl. 10 i 11), nastat će promjena argumenta perigeja za $\Delta\omega$, pa nastaje rotacija linije koja spaja perigej i apogej (apsidna linija).

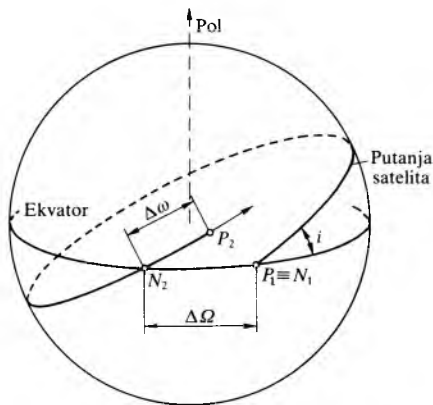
Stoljetni poremećaji longitude čvora i argumenta perigeja mogu se odrediti prema približnim izrazima:

$$\dot{\Omega} = -100 \left(\frac{R}{p} \right)^{3.5} \cos i \quad (16)$$

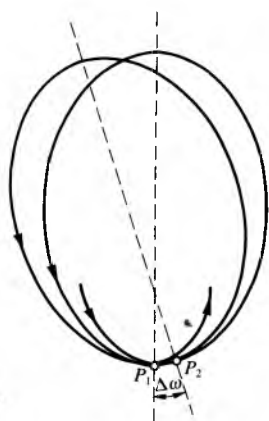
$$\dot{\omega} = 5,0 \left(\frac{R}{p} \right)^{3,5} (5 \cos^2 i - 1), \quad (17)$$

gdje je p parametar elipse putanje satelita, a $\dot{\Omega}$ i $\dot{\omega}$ su vremenske promjene kutova u stupnjevima na dan.

Iz izraza (16) može se zaključiti da će biti $\dot{\Omega} = 0$ kad je $i = 90^\circ$, tj. kad satelit kruži po polarnoj putanji. Tada se uzlazni čvor neće pomicati. Također iz izraza (16) slijedi da će $\dot{\Omega}$ imati maksimalnu vrijednost kad je $i = 0^\circ$, tj. kad satelit kruži u ekvatorskoj ravnini. To je u stvari samo granična vrijednost, jer se za takvu stazu ne mogu definirati čvorovi.



Sl. 10. Pomak čvora i perigeja satelita



Sl. 11. Pomak perigeja, zakretanja apsidne linije

Iz izraza (17) vidi se da će biti $\dot{\omega} = 0$ kad je $\cos^2 i = 0,2$, pa se dobiva da je tada nagib putanje $i = 63,4^\circ$ ili $i = 166,6^\circ$. Maksimalna se vrijednost $\dot{\omega}$ dobiva kad je $i = 90^\circ$, tj. kad satelit kruži po polarnoj putanji. Tada se pojavljuje najveći pomak apsidne linije, ali nema pomaka čvorova.

U izrazima (16) i (17) nalazi se omjer R/p koji je uvijek manji od 1. Sateliti s većom udaljenošću od središta Zemlje imat će manju vrijednost omjera R/p , a budući da je u tim izrazima omjer R/p podignut na potenciju 3,5, pomaci čvora i apsidne linije bit će puno manji kad su sateliti udaljeni od Zemlje. To je i razlog što se s dovoljnom točnošću ne mogu izračunati parametri Zemljinog gravitacijskog polja na temelju gibanja Mjeseca.

Utjecaj atmosfere na gibanje satelita. Taj je utjecaj to veći što je manja udaljenost satelita od Zemlje. Usporenuje satelita (F_0) može se odrediti pomoću izraza

$$F_0 = -0,5 C_D \rho v_{rel}^2 \frac{A}{m}, \quad (18)$$

gdje je C_D aerodinamički koeficijent ($C_D = 2,1 \dots 2,5$), ρ gustoća atmosfere, v_{rel} relativna brzina satelita u odnosu na atmosferu, A površina poprečnog presjeka satelita okomitog na vektor brzine leta, a m masa satelita. Gustoća zraka mijenja se s visinom, ali se pojavljuju velike promjene zbog Sunčeve aktivnosti (pojave pjega).

Budući da je otpor zraka ovisan o njegovoj gustoći koja je promjenljiva i ovisi o više parametara, taj se utjecaj može uzeti u obzir samo s ograničenom točnošću. Zbog toga se u satelitskoj geodeziji nastoje iskoristiti sateliti na većim visinama (obično većim od 1000 km).

Utjecaji privlačnih sila Mjeseca i Sunca mogu se eliminirati pomoću izraza koji se dobivaju rješavanjem diferencijalnih jednačbi gibanja satelita u koje se uvrsti poremećajna funkcija Mjesečeve, odnosno Sunčeve privlačne sile.

Utjecaj Mjeseca na promjenu longitude uzlaznog čvora i argumenta perigeja za stoljetne poremećaje može se odrediti iz izraza

$$\Delta \dot{\Omega}_{LS} = -\frac{3n'^2}{4n} m' (1 - e^2)^{-1/2} \cos i \left(1 + \frac{3}{2} e^2 \right) \left(1 - \frac{3}{2} \sin^2 i' \right) \quad (19)$$

$$\Delta \dot{\omega}_{LS} = \frac{3n'^2}{2n} m' (1 - e^2)^{-1/2} \left(2 - \frac{5}{2} \sin^2 i + \frac{1}{2} e^2 \right) \left(1 - \frac{3}{2} \sin^2 i' \right), \quad (20)$$

gdje je

$$\sin^2 i' = \frac{1}{2} \sin^2 I (1 + \cos^2 E) + \sin^2 E \cos^2 I. \quad (21)$$

U izrazima (19) do (21) znači: n' Mjesečevo srednje gibanje, m' omjer mase Mjeseca i Zemlje, I nagib Mjesečeve orbite prema ekliptici, E kut između Mjesečeva ekvatora i ekliptike. Ostale veličine odnose se na putanju satelita.

Ako se u izraze (19) do (21) uvrste vrijednosti koje odgovaraju Suncu, dobivaju se promjene longitude uzlaznog čvora i argumenta perigeja uzrokovane privlačnom silom Sunca.

Poremećaji od planeta vrlo su mali i oni se obično zanemaruju.

Utjecaj zračenja Sunca u prvo se vrijeme zanemario. Ispitivanje gibanja satelita *Vanguard 1*, međutim, pokazalo je odstupanje njegove putanje od izračunate, što se moglo rastumačiti pritiskom Sunčeva zračenja.

Ubrzanje tijela mase m i efektivnog poprečnog presjeka A satelita okomita na Sunčevo zračenje djelovanjem toga zračenja iznosi

$$F = P_r \frac{A}{m}, \quad (22)$$

gdje je P_r tlak zračenja. Parametar A/m ima odlučujući utjecaj. Tako je npr. utjecaj Sunčeva zračenja na gibanje satelita u obliku napuhana balona mnogo veće nego na gibanje masivnog satelita.

Budući da satelit povremeno prolazi kroz Zemljinu sjenu, još se više komplicira proračun poremećaja.

Osim toga, u suvremenim istraživanjima nastoji se uzeti u obzir i utjecaj Sunčeva zračenja reflektiranog od Mjeseca i Zemlje.

Ostali utjecaji, kao utjecaji plime i oseke, utjecaji magnet-skih i električnih polja koji nastaju na satelitu djelovanjem Zemljinog magnetskog polja, uzrokuju tako male promjene satelitske putanje da se najčešće mogu zanemariti.

Određivanje položaja Zemljinih umjetnih satelita

Geodetski sateliti (v. *Sateliti, umjetni Zemljini*) opremljeni su posebnim uređajima ovisno o svrsi i metodama mjerenja. Sateliti koji služe za geodetska mjerenja moraju imati sljedeća svojstva: a) što manji omjer poprečnog presjeka i mase satelita, da bi se smanjili poremećaji zbog otpora zraka i Sunčeve radijacije; b) sferni oblik, što omogućuje točnije određivanje nekih poremećaja; c) veliku sposobnost površine da reflektira svjetlosne zrake što omogućuje optičko opažanje gibanja pasivnih satelita; d) relativno veliku visinu perigeja (800...2500 km), jer na tim visinama otpor zraka manje utječe na gibanje satelita; e) dovoljno veliku ekscentričnost da bi se mogao dovoljno sigurno odrediti položaj perigeja.

Pri određivanju položaja umjetnih satelita određuje se smjer pravca koji prolazi promatračkom stanicom i umjetnim

satelitom, topocentrična udaljenost umjetnih satelita i njihova radijalna brzina.

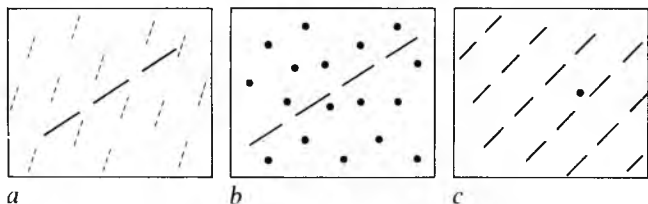
Određivanje smjera pravca koji spaja promatračku stanicu i satelit može se ostvariti fotografskim i elektroničkim postupkom.

Fotografski postupak. Odmah nakon lansiranja prvih umjetnih satelita počele su se upotrebljavati fotografske kamere za određivanje topocentričke rektascenzije i deklinacije umjetnih satelita. Fotografski se postupci mogu svrstati u postupke s fiksnom i postupke s pomičnom kamerom.

Fiksne se kamere ne pomiču za vrijeme snimanja položaja umjetnog satelita. Takvim se kamerama mogu snimati samo sjajniji umjetni sateliti, obično do 3. ili 4. prividne zvjezdane veličine, kad se gibaju topocentričkom kutnom brzinom od $\sim 1^\circ$ u sekundi.

Pomične kamere prate gibanje umjetnog satelita ili zvijezda tako da se satelit, odnosno zvijezda preslikavaju u točku. Tada je omogućeno snimanje i manje sjajnih satelita (do 12. prividne zvjezdane veličine).

Fotografskim kamerama može se snimati na tri načina: *a)* kad se snima fiksnom kamerom, satelit se preslikava duljom, a zvijezde kraćom linijom. Sve su linije prekinute djelovanjem zavora, npr. svake sekunde (sl. 12a); *b)* kad se kamera pomiče prividnom kutnom brzinom zvijezda, one se preslikavaju u točke, a satelit u dugu prekinutu liniju opet djelovanjem zavora (sl. 12b); *c)* ako kamera prati gibanje satelita, satelit se preslikava u točku, a zvijezde u kraće prekinute linije (sl. 12c).



Sl. 12a. Snimka satelita i zvijezda kad je kamera nepomična
Sl. 12b. Snimka traga satelita i zvijezda kad se kamera pomiče prividnom kutnom brzinom zvijezda
Sl. 12c. Snimka satelita i zvijezda kad se kamera pomiče prividnom brzinom satelita

Pomoću snimki na kojima se vide položaji zvijezda i umjetnog satelita mogu se odrediti kutovi, odnosno kosinusi kutova smjera umjetnog satelita. Da bi se to odredilo, treba *a)* izmjeriti koordinate fotografiranih zvijezda i satelita na fotografiji pomoću preciznog komparatora s točnošću od $\pm 1 \cdot 10^{-2} \mu\text{m}$; *b)* identificirati zvijezde sa snimke i pomoću kataloga zvijezda odrediti njihove koordinate; *c)* obraditi registrirano vrijeme u trenutku snimanja i *d)* koordinate umjetnog satelita izmjerene na snimci transformirati u ekvatorske koordinate. Iz izračunate deklinacije δ i kuta $\alpha - t$ moguće je odrediti kosinuse kutova u pravokutnom prostornom koordinatnom sustavu prema izrazu

$$\begin{bmatrix} \cos \vartheta_x \\ \cos \vartheta_y \\ \cos \vartheta_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \delta \cos(\alpha - t) \\ \cos \delta \sin(\alpha - t) \\ \sin \delta \end{bmatrix} \quad (23)$$

gdje je α topocentrička rektascenzija, a t griničko zvjezdano vrijeme.

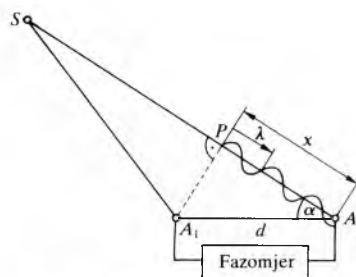
Elektronički postupak iskorištava interferenciju radio valova odašlanih s umjetnog satelita, koje primaju dvije antene na Zemlji. Odašiljač na satelitu emitira radio-valove poznate valne duljine, koje primaju antene A_1 i A_2 , međusobno udaljene za d (sl. 13). Budući da je udaljenost satelita mnogo veća od duljine bazne linije d , može se računati $A_1S = PS$. Iz toga trokuta slijedi da je

$$\cos \alpha = \frac{x}{d}, \quad (24)$$

gdje je x jednako dužini $\overline{PA_2}$. Duljina dužine x iznosi

$$x = (k + a)\lambda, \quad (25)$$

gdje je k broj cijelih duljina valova od P do A_2 , a ostatak od cijelog broja valova, a λ duljina vala. Ostatak a može se odrediti pomoću fazometra, a vrijednost k pomoću još jednog interferometra s parom antena koje su mnogo bliže jedna drugoj ili pomoću približnih elemenata putanje satelita dobivenih na neki drugi način. Takvim postupkom može se odrediti kut α s točnošću većom od $\pm 30''$.



Sl. 13. Interferometrijski postupak

Određivanje topocentričkih udaljenosti umjetnih satelita.

Udaljenost satelita od stanice na Zemlji za praćenje njihovih gibanja mogu se mjeriti radio-daljinomjerima, elektrooptičkim daljinomjerima i pomoću Dopplerova efekta.

Upotrebom radio-daljinomjera ne može se postići velika točnost. Tako se, npr., američkim sustavom SECOR (*Sequential Collation of Range*) postiže srednja pogreška mjerenja od ± 10 m.

U elektrooptičkim daljinomjerima upotrebljavaju se laseri (v. *Laser*, TE 7, str. 465; v. *Optičke elektrokomunikacije*, TE 9, str. 631) kao izvori svjetlosnog impulsa. Takvim se daljinomjerima mjeri vrijeme potrebno da impuls koherentne svjetlosti prijeđe put od stanice na Zemlji do prizama za refleksiju na satelitu te da se taj impuls vrati do uređaja za njegovu detekciju. Udaljenost satelita od promatračke stanice iznosi

$$s = \frac{1}{2} c \Delta t, \quad (26)$$

gdje je c brzina svjetlosti, a Δt potrebno vrijeme da impuls stigne do satelita i da se vrati na Zemlju. Prvim takvim uređajem (1964) postizala se točnost od ± 10 m, u prvom redu zbog male točnosti uređaja za mjerenje vremena. Suvremenim se laserskim uređajima ostvaruje točnost mjerenja udaljenosti satelita od $\pm 0,02$ m. Da bi se to postiglo, mora se ostvariti točnost mjerenja vremena od $\pm 1 \mu\text{s}$. Zbog utjecaja refrakcije u troposferi i ionosferi potrebno je korigirati izmjerene vrijednosti. Utjecaj se troposfere određuje pomoću meteoroloških podataka na mjestu promatranja, a utjecaj ionosfere upotrebom dviju frekvencija.

Određivanje radijalnih brzina umjetnih satelita. Topocentričke radijalne brzine umjetnih satelita određuju se uređajem koji radi na osnovi Dopplerova efekta (v. *Optika*, TE 9, str. 674). Odašiljač sa satelita emitira nedomulirane elektromagnetske valove poznate frekvencije, a prijemnik na Zemlji ih prima, ali s promijenjenom frekvencijom, koja ovisi o topocentričnoj radijalnoj komponenti brzine umjetnog satelita u odnosu na promatračku stanicu na Zemlji. To znači da je promjena frekvencije elektromagnetskih valova ovisna o promjeni udaljenosti satelita od prijemnika na Zemlji u jedinici vremena. Ta se ovisnost može prikazati jednadžbom

$$v_s = c \frac{f_z - f_s}{f_s}, \quad (27)$$

gdje je c brzina svjetlosti, f_s frekvencija elektromagnetskih valova emitiranih sa satelita, a f_z frekvencija elektromagnetskih valova primljenih na Zemlji. Brzina v_s bit će pozitivna kad je $f_z > f_s$, odnosno kad se smanjuje udaljenost između satelita i promatračke stanice na Zemlji, a brzina v_s bit će negativna ($f_z < f_s$) kad se udaljenost povećava.

Postoje tri načina upotrebe kojima se iskorištava Dopplerov efekt: *a)* odašiljač elektromagnetskih valova nalazi se na

satelitu, b) odašiljač se nalazi na Zemlji, a na satelitu postoji primopredajnik koji reemitira primljene elektromagnetske valove i c) odašiljač se nalazi na Zemlji, a elektromagnetski se valovi reflektiraju s površine satelita.

Prednost je mjerenja pomoću Dopplerova efekta što se može mjeriti bez obzira na vremenske prilike. Nedostatak je, međutim, što na radio-valove utječe troposfera i ionosfera. Da bi se eliminirao utjecaj ionosfere, upotrebljavaju se valovi s dvije različite frekvencije, a utjecaj se troposfere nastoji izračunati na temelju meteoroloških podataka na mjestu promatranja.

ODREĐIVANJE ELEMENATA PUTANJE UMJETNIH SATELITA

Na temelju mjerenja s promatračkih stanica na Zemlji mogu se odrediti približni elementi satelitske putanje, a zatim i točniji elementi. Najvjerojatnije vrijednosti tih elemenata i njihovih promjena tijekom vremena određuju se metodom izjednačenja pomoću jednadžbi pogrešaka u kojima su koordinate promatračkih stanica poznate veličine. Pri određivanju točnijih elemenata putanje nastoji se uzeti u obzir što više rezultata mjerenja koja su provedena iz dobro raspoređenih promatračkih stanica u pogodnim trenucima. Tim su mjerenjima određene topocentričke vrijednosti kutova, topocentričke udaljenosti i topocentričke radijalne brzine satelita.

Geometrijske metode

Kad se primjenjuju geometrijske metode satelitske geodezije, satelit služi kao leteći vidljivi cilj. Promatra ga se istodobno s dvije ili više promatračkih točaka.

Satelitska triangulacija. Već je 1946. godine (Y. Väisälä) postavljen princip za određivanje trigonometrijske mreže istodobnim snimanjem izvora svjetlosti zajedno sa zvijezdama. To je bilo nazvano zvjezdanom triangulacijom. Poslije izbacivanja prvih umjetnih satelita ta se metoda počela primjenjivati i nazvana je satelitskom triangulacijom, jer su sateliti služili kao svjetlosni izvori. Snimajući satelit zajedno sa zvijezdama, istodobno iz dvije promatračke stanice, može se odrediti topocentrička deklinacija i rektascencija satelita. Te veličine određuju smjer pravca promatračka stanica – satelit u trenutku promatranja u istom koordinatnom sustavu u kojem je poznat položaj zvijezda. Tako je omogućena upotreba jedinstvenog zvjezdanog koordinatnog sustava.

Snimaju li se istodobno iz dviju točaka na Zemlji dva ili više položaja satelita u različitim ravninama, moguće je odrediti smjer pravca (\vec{e}_0) koji prolazi kroz dvije promatračke točke na Zemlji u zvjezdanom koordinatnom sustavu. Istodobnim snimanjem dvaju položaja satelita (S_1 i S_2) iz dviju promatračkih stanica (P_1 i P_2) određeni su jedinični vektori \vec{e}_{11} i \vec{e}_{21} za položaj satelita S_1 , te jedinični vektori \vec{e}_{12} i \vec{e}_{22} za položaj satelita S_2 . Oni tvore dvije ravnine u kojima su točke P_1, S_1 i P_2 i P_1, S_2 i P_2 . Te su ravnine definirane okomitim jediničnim vektorima

$$\vec{n}_1 = \frac{\vec{e}_{11} \times \vec{e}_{21}}{|\vec{e}_{11} \times \vec{e}_{21}|}; \quad \vec{n}_2 = \frac{\vec{e}_{12} \times \vec{e}_{22}}{|\vec{e}_{12} \times \vec{e}_{22}|}. \quad (28)$$

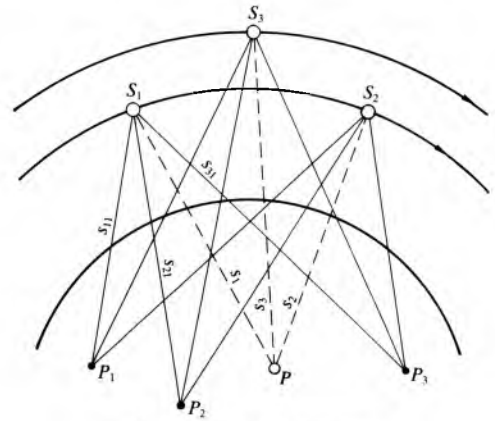
Presjek tih ravnina daje pravac koji spaja promatračke stanice na Zemlji (P_1 i P_2) koji je određen jediničnim vektorom

$$\vec{e}_0 = \frac{\vec{n}_1 \times \vec{n}_2}{|\vec{n}_1 \times \vec{n}_2|}. \quad (29)$$

Pomoću tih pravaca moguće je postupno konstruirati međusobno povezane trokute i izračunati koordinate njihovih vrhova, odnosno koordinate promatračkih stanica uzimajući pritom duljinu jedne od stranica kao poznatu veličinu.

Koordinate promatračkih točaka, u početku primjene opisane metode, određene su s točnošću ± 10 m. Danas se postiže mnogo veća točnost.

Satelitska trilateracija. Simultanim mjerenjem udaljenosti satelita s_{11} , s_{21} i s_{31} u položaju S_1 iz tri stanice P_1 , P_2 i P_3 određen je položaj satelita kao presjek triju sfera (sl. 14) sa



Sl. 14. Satelitska trilateracija

središtima u točkama P_1 , P_2 i P_3 i polumjerima s_{11} , s_{12} i s_{13} . Položaj neke točke P moći će se odrediti simultanim mjerenjem iz točaka P_1 , P_2 , P_3 i P u tri položaja satelita S_1 , S_2 i S_3 . Da bi se dobili povoljni presjeci, ne smiju sva tri položaja satelita biti u istoj ravnini putanje. Simultanost mjerenja otežava praktičnu primjenu postupka.

Dinamičke metode

U dinamičkim metodama satelitske geodezije satelit služi kao pokretni senzor u gravitacijskom polju Zemlje, pa se proučavanjem gibanja satelita mogu odrediti parametri Zemljinog gravitacijskog polja i koordinate promatračkih točaka u geocentričkom koordinatnom sustavu.

Određivanje koeficijenata zonskih sfernih funkcija. Pri određivanju tih koeficijenata treba razlikovati koeficijente s parnim i s neparnim rednim brojem.

Koeficijenti zonskih sfernih funkcija s parnim rednim brojem mogu se odrediti iz stoljetnih poremećaja ulaznog čvora i argumenta perigeja pomoću izraza

$$\dot{\Omega} = -n_0 \vartheta_0 \left[\sum_{j=1}^{\infty} \frac{J_{2j} H_{2j}}{p_0^{2j}} + \frac{J_2^2 H_{2,2}}{p_0^4} \right] \quad (30)$$

$$\dot{\omega} = n_0 \left[\sum_{j=1}^{\infty} \frac{J_{2j} G_{2j}}{p_0^{2j}} + \frac{J_2^2 G_{2,2}}{p_0^4} \right], \quad (31)$$

gdje su i_0 , n_0 , a_0 i e_0 početne vrijednosti nagiba putanje, srednjeg gibanja, velike poluosi i ekscentričnosti putanje, prema kojima su određene veličine $n_0 = a_0(1 - e_0^2)$ i $\vartheta_0 = \cos i_0$. Da bi se odredila prva dva člana redova (30) i (31), potrebno je poznavati vrijednosti sljedećih veličina:

$$H_2 = \frac{3}{2} \quad (32a)$$

$$G_2 = -\frac{3}{4}(1 - 5\vartheta_0^2) \quad (32b)$$

$$H_4 = \frac{15}{32}(3 - 7\vartheta_0^2)(2 + 3e_0^2) \quad (32c)$$

$$G_4 = -\frac{15}{128} \left[4(3 - 36\vartheta_0^2 + 49\vartheta_0^4) + 9e_0^2(1 - 14\vartheta_0^2 + 21\vartheta_0^4) \right] \quad (32d)$$

$$H_{2,2} = \frac{9}{4} \left\{ \frac{3}{2} + \frac{e_0^2}{6} - 2(1 - e_0^2)^{1/2} - \sin^2 i_0 \left[\frac{5}{3} - \frac{5}{24} e_0^2 - 3(1 - e_0^2)^{1/2} \right] \right\} \quad (32e)$$

$$G_{2,2} = \frac{9}{4} \left(2 - \frac{5}{2} \sin^2 i_0 \right) \left\{ 2 + \frac{e_0^2}{2} - 2(1 - e_0^2)^{1/2} - \right.$$

$$-\sin^2 i_0 \left[\frac{43}{24} - \frac{e_0^2}{48} - 3(1 - e_0^2)^{1/2} \right] - \frac{5}{12} e_0^2 \cos^4 i_0. \quad (32f)$$

Izrazi za članove s višim rednim brojem mogu se naći u specijalističkoj literaturi.

Međutim, prije nego što se odrede vrijednosti koeficijenata moraju se u izrazima (30) i (31) uzeti u obzir stoljetni poremećaji djelovanjem Mjeseca i Sunca prema izrazima (19) i (20).

Iz gibanja samo jednog satelita mogu se, pomoću izraza (30) i (31), odrediti vrijednosti koeficijenata J_2 i J_4 , jer se iz opažanja gibanja satelita mogu odrediti vrijednosti Ω i ω . Koeficijenti J_n s višim parnim rednim brojem mogu se odrediti uzimajući u obzir stoljetne poremećaje od više satelita koji imaju dosta različite nagibe putanje i ostale elemente. To se može iskoristiti, jer su koeficijenti H_{2j} i G_{2j} nelinearne funkcije parametra satelitske putanje, pa će jednadžbe za stoljetne poremećaje s dosta različitim elementima biti nezavisne.

Koeficijenti se zonskih sfernih funkcija s parnim rednim brojem obično određuju pomoću više jednadžaba nego što je nužno, pa se tražene vrijednosti koeficijenata J_{2j} određuju metodom najmanjih kvadrata.

Koeficijenti zonskih sfernih funkcija s neparnim rednim brojem mogu se odrediti pomoću amplitude dugoperiodičkih poremećaja s argumentom ω u elementima putanje satelita. Amplitude promjena pojedinih elemenata iznose:

$$A_r = \frac{-\sin i}{J_2 a (1 - 5\vartheta)} \sum_{j=1}^{\infty} J_{2j+1} B_{2j+1} \frac{P_{2j+1}}{p^{2(j-1)}} \quad (33a)$$

$$A_i = -\frac{e\vartheta}{(1 - e^2 \sin^2 i)^{1/2}} A_e \quad (33b)$$

$$A_\omega = \frac{e\vartheta}{J_2 p \sin(1 - 5\vartheta)^2} \sum_{j=1}^{\infty} J_{2j+1} \left[-C_{2j+1} \sin^2 i (1 - 5\vartheta^2) + (9 - 5\vartheta^2) B_{2j+1} \right] \frac{P_{2j+1}}{p^{2(j-1)}} \quad (33c)$$

$$A_\omega = -\vartheta A_\Omega - \frac{\sin i}{J_2 a e (1 - 5\vartheta^2)} \sum_{j=1}^{\infty} J_{2j+1} B_{2j+1} \frac{Q_{2j+1}}{p^{2(j-1)}} \quad (33d)$$

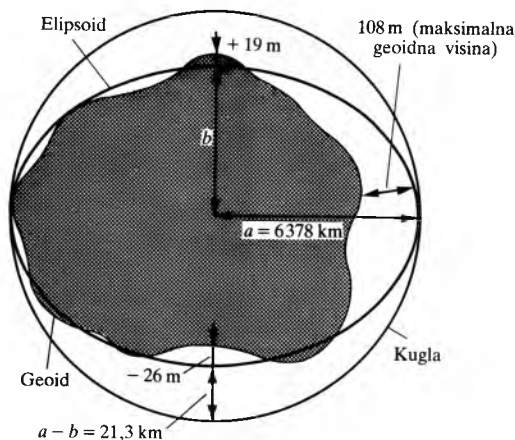
Vrijednosti prvih članova u izrazima (33) dobivaju se iz relacija

$$B_3 = 1 - 5\vartheta^2; \quad C_3 = 10(1 - 5\vartheta^2)^2 \quad (34a)$$

$$P_3 = Q_3 = \frac{1}{2} \quad (34b)$$

$$B_5 = 1 - 14\vartheta^2 + 21\vartheta^4; \quad C_5 = 28(1 - 3\vartheta^2) \quad (34c)$$

$$P_5 = \frac{5}{32}(4 + 3e^2); \quad Q_5 = \frac{5}{32}(4 + 25e^2 + 6e^4). \quad (34d)$$



Sl. 15. Zemljin elipsoid i geoid

Izrazi za veće neparne redne brojeve mogu se naći u specijalističkoj literaturi.

Na osnovi motrenja gibanja umjetnog satelita određuje se amplituda dugoperiodičkih poremećaja s argumentom ω , pa se iz relacija (33) mogu odrediti koeficijenti zonskih sfernih funkcija J_n s neparnim rednim brojem. Da bi se odredili koeficijenti s višim neparnim rednim brojem mora se promatrati više satelita.

Koeficijenti sfernih funkcija s neparnim rednim brojem pokazuju kolika je nesimetrija Zemlje u odnosu na ravninu ekvatora.

Razlika između velike i male osi Besselova Zemljina elipsoida iznosi 21,3 km, dok je geoid na sjevernom polu viši od elipsoida za 19 m, a na južnom je polu geoid niži od elipsoida za 26 m (sl. 15).

Odstupanja geoida od elipsoida računaju se prema izrazu

$$\Delta h = -R \sum_{i=1}^n J_i P_i \sin \beta, \quad (35)$$

gdje je R polumjer Zemlje, a β geografska širina.

Određivanje koeficijenata teseralnih sfernih funkcija. Koeficijenti teseralnih sfernih funkcija opisuju male amplitude (nekoliko stotina metara) kratko periodičkih poremećaja s periodom kraćom od jednog dana ili jednog ophoda. Takvi se koeficijenti određuju pomoću mnogobrojnih i vrlo točnih motrenja različitih satelita iz različitih povoljno raspoređenih promatračkih stanica. Pri obradi motrenja moraju se ostali poremećaji pažljivo ukloniti te uzeti u obzir i odstupanja koordinata promatračkih stanica od njihovih stvarnih geocentričkih koordinata. To traži vrlo složenu obradu na računaru.

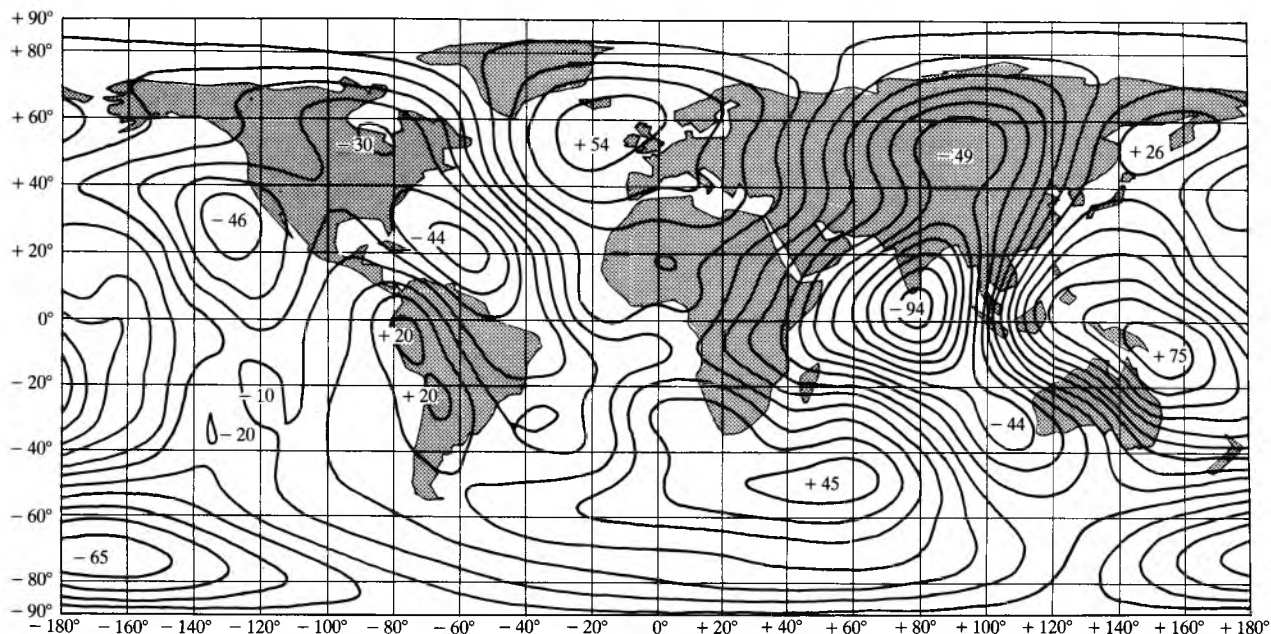
PRIMJENA SATELITSKE GEODEZIJE

Određivanje oblika geoida. Pomoću izračunatih koeficijenata sfernih harmoničkih funkcija gravitacijskog polja Zemlje, a na temelju motrenja gibanja satelita izrađeno je više modela geoida. Među prvima je izrađen model (Smithsonian Astrophysical Observatory), koji je nazvan *Standardna Zemlja 1966* (sl. 16).

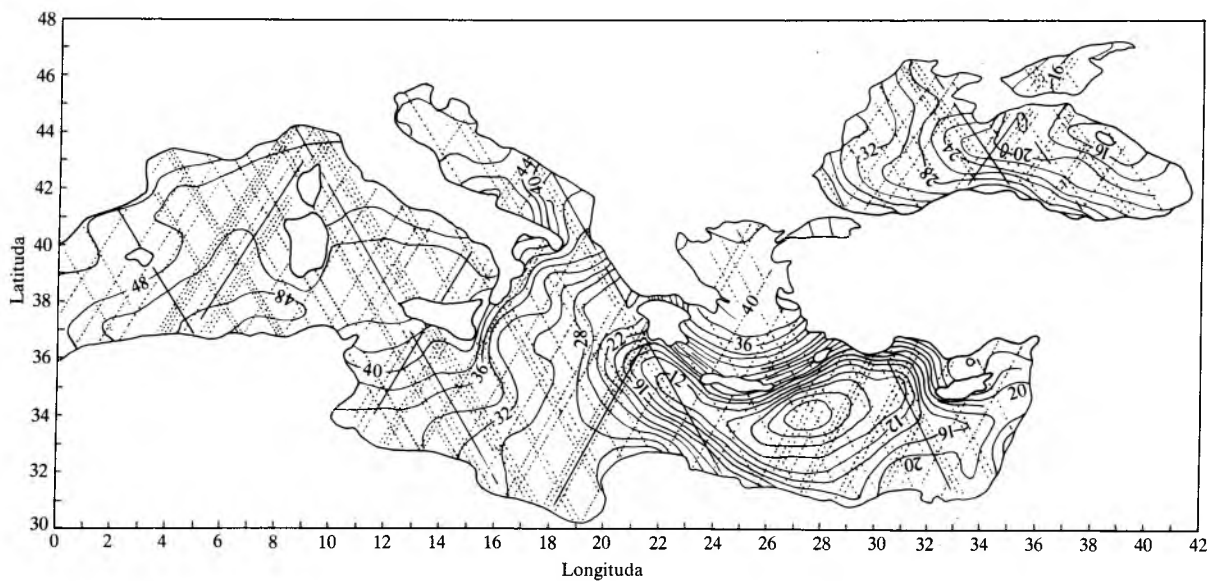
Veliki napredak u određivanju geoida na oceanima i morima postignut je primjenom *radarske altimetrije*, pomoću koje se mjere udaljenosti od satelita do površine mora. Izmjereni se podaci moraju korigirati za utjecaj atmosfere te plime i oseke. Preciznim određivanjem putanje satelita motrenjem s promatračkih stanica na Zemlji i potrebnim korekcijama altimetrijskih mjerenja može se odrediti položaj plohe mora u geocentričkom koordinatnom sustavu, pa na temelju toga i odstupanja te plohe od plohe elipsoida. Primjer rezultata takvih mjerenja za Sredozemno more prikazan je na sl. 17.

Sustav Navy Navigation Satellite System (NNSS). Ako su određeni parametri putanje satelita iz kontinuiranih opažanja sa stalnih stanica, mogu se odrediti geocentričke koordinate nove promatračke stanice prema motrenjima izvedenim na njoj. Točnost je određivanja položaja nove stanice ograničena točnošću izračunatih elemenata putanje. Tada se, naime, uzimaju kao poznati položaji satelita u trenutku promatranja s nove promatračke stanice.

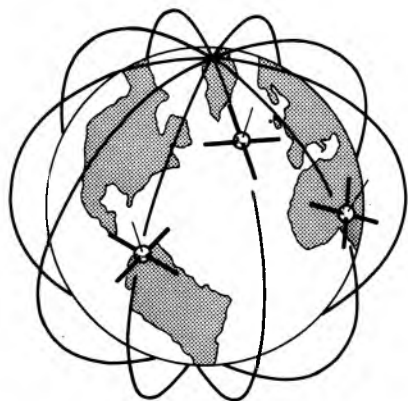
Upravo na tom principu radi sustav NNSS (sl. 18) koji se pokazao vrlo korisnim i za geodete. U približno polarnu putanju oko Zemlje lansirano je 10 satelita tipa TRANSIT na visinu od 1074 do 1209 km s periodom ophoda od 99,2 do 108,2 min. Takvim sustavom satelita može se relativno često registrirati prolaz satelita, te određivati pomoću Dopplerova efekta razlike njihovih udaljenosti (sl. 19). Odašiljači na satelitu emitiraju elektromagnetske valove na frekvencijama 150 i 400 MHz, koji prenose korisnicima na Zemlji za vrijeme od dvije minute podatke o položaju satelita, tj. podatke o fiksnim elementima srednje putanje satelita i poremećajima u gibanju satelita. Te se poruke počinju emitirati svake parne minute svjetskog vremena, te je tako osiguran vrlo točan podatak o vremenu. Satelite TRANSIT može se smatrati



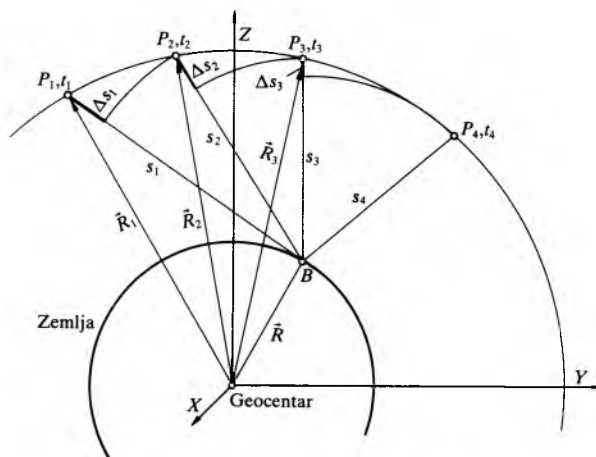
Sl. 16. Geoidne visine u m, prema rješenju sa 108 harmonika (Standardna Zemlja 1966, splotenost $f = 1/298252$)



Sl. 17. Geoid u Sredozemlju, visine u m (Rapp 1983)

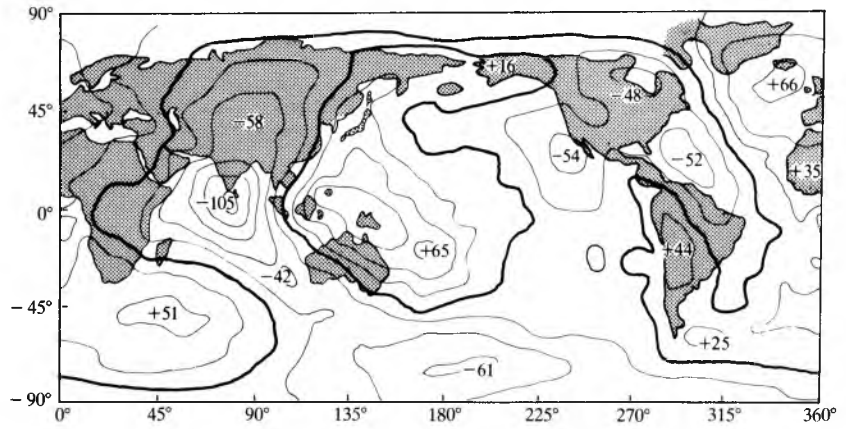


Sl. 18. Navy Navigation Satellite System (NNSS)



Sl. 19. Mjerenje razlike udaljenosti satelita od stanice

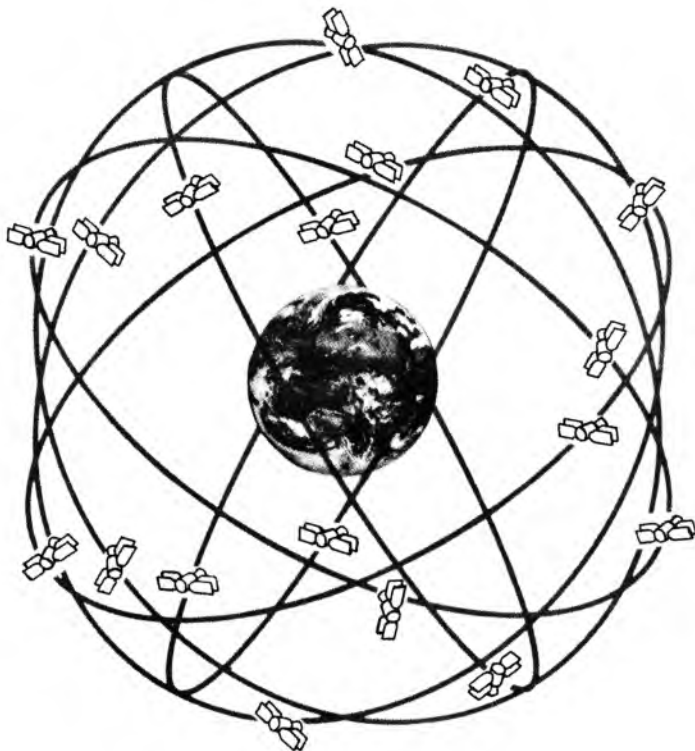
nosiocima vlastitih položajnih koordinata u trenutku opažanja i to u geocentričkom koordinatnom sustavu. Te poruke (broadcast efemeride) satelit šalje iz svoje memorije, u koju ih upisuje radijskom vezom radna grupa koja izračunava putanje satelita na temelju neprekidnih motrenja sa četiri stanice u SAD. Položaj je satelita određen, dakako, unaprijed na temelju Zemljinog gravitacijskog potencijala razvijenog prema sfernim funkcijama do 20. reda. Pomoću toga sustava moguće je odrediti koordinate stajališta na Zemlji, u odnosu na težište Zemlje, s točnošću od ± 3 do ± 5 m pri 30–50 prolaza satelita. Istodobnim mjerenjem na dvije ili više stanica može se odrediti razlika njihovih koordinata s točnošću od nekoliko decimetara na udaljenosti od 1000 km.



Sl. 21. Geoidne undulacije (GEM8) u odnosu na elipsoid sa sploštenosti $f = 1/298255$ (1977)

Sustav Global Position System (GPS). Planiran i djelomično je ostvaren sustav GPS (sl. 20), koji će imati 18 satelita na visini 20200 km u 6 ravnina pod nagibom od 55° i s ophodnim vremenom od 12 sati zvjezdanog vremena.

Iznad horizonta moći će se uvijek vidjeti najmanje četiri satelita. Oni šalju svoje poruke na vrlo stabilnim frekvencijama od 1227,6 i 1575,42 MHz. Poruke sadrže podatke o položaju satelita koji se upisuju u njegovu memoriju na temelju izjednačenih mjerenja u stalnim promatračkim stanicama.



Sl. 20. Globalni pozicijski sustav GPS

Mjerenja na bilo kojoj točki mogu se izvoditi pomoću tzv. pseudoudaljenosti. Pseudoudaljenost satelita određuje se tako da se od vremena prijema signala (registrirano na satu u promatračkoj stanici) odbije vrijeme odašiljanja signala sa satelita (registrirano prema vrlo točnim satovima na satelitu) i pomnoži s brzinom svjetlosti. To, međutim, neće biti točna udaljenost, ali će se moći istodobnim mjerenjem pseudoudaljenosti do najmanje četiri satelita odrediti osim nepoznatih koordinata promatračke stanice i korekcije sata prijemnika.

Upotrebom signala preciznog koda mogu se pomoću toga sustava odrediti razlike koordinata dviju točaka udaljenih

10 km s pogreškom $\pm 0,01$ m, a udaljenih 100 km s pogreškom od $\pm 0,03$ m.

Određivanje gravitacijskog polja Zemlje. Rezultati se terestričke gravimetrije i satelitske geodezije najčešće kombiniraju za određivanje gravitacijskog polja Zemlje. Podaci prikupljeni satelitskim mjerenjima daju osnovne karakteristike, a terestrički podaci finije detalje.

Podaci nekoliko stotina tisuća mjerenja dobivenih promatranjem 20–30 satelita obrađeni su u centru Goddard i dobiven je model nazvan *Goddard Earth Model* (sl. 21), koji prikazuje odstupanja od elipsoida. Izrađeno je više takvih modela.

LIT.: K. Arnold, *Methoden der Satellitengeodäsie*. Akademie Verlag, Berlin 1970. – E. Г. Бойко, Б. М. Клеицкий, И. М. Ландис, Г. А. Устинов, *Построение, уравнивание и оценка точности космических геодезических сетей*. Недра, Москва 1972. – А. А. Изотов, В. И. Зубинский, Н. Л. Макаренко, А. М. Микити, *Основы спутниковой геодезии*. Недра, Москва 1974. – J. Lazović, *Osnovi teorije kretanja Zemljinih veštačkih satelita*. Naučna knjiga, Beograd 1976. – T. A. Stansell, *The TRANSIT Navigation Satellite System*. Magnavox 1978 – Б. Ф. Жданюк, *Основы статистической обработки траекторных измерений*. Советское радио, Москва 1978. – A. Živković, *Teorija potencijala i njena primena kod rešavanja nekih zadataka iz teorije oblika Zemlje*. Geokarta, Beograd 1978. – W. Torge, *Geodesy*. Walter de Gruyter, Berlin-New York 1980. – G. J. Hoar, *Satellite Surveying*. Magnavox 1982. – Ю. В. Плахов, *Применение теории возмущений в космической геодезии*. Недра, Москва 1983. – В. Н. Баранов, Е. Г. Бойко, И. И. Краснорылов, *Космическая геодезия*. Недра, Москва 1986.

M. Solarić

SATNI MEHANIZMI, uređaji mehaničkih satova (ura) koji se sastoje od strojnih elemenata. Mehanički satovi rade na principu različitim od sunčanih, vodenih i električnih satova (v. *Električni satovi*, TE 4, str. 105). Mehanički satovi mogu biti stabilni i prijenosni.

Koliko je poznato, prvi sunčani sat načinjen je u Babilonu (← 640. godine), a prvi vodeni sat u Aleksandriji (← 150. godine). Gerbert od Aurillac (papa Silvestar II) (~950–1003) smatra se izumiteljem mehaničkog sata, a 1430. pronaden je sat s pogonom na oprugu. Ch. Huygens izrađuje 1656. prvi sat njihalicu s njihalom koje slobodno visi, a 1674. sat s nemirnicom povezanom sa spiralnim perom. Godine 1676. R. Hook pronalazi kukastu zaprečnicu, kojom se znatno povećala točnost satova. G. Graham (1715) konstruirao kotvenu zaprečnicu za satove njihalice koja se i danas upotrebljava u velikim satovima, a J. Harison (1735) kompenzacijsku nemirnicu za džepne satove. Nakon pronalaska tzv. engleske kotvene zaprečnice (Th. Mudge, 1750) grade se satovi i sa sekundnom kazaljkom. J. Arnold (1782) patentirao kronometarsku zaprečnicu s perom i kompenzacijskom nemirnicom. Prve štoperice i kronografi s odvojenim sekundnim mehanizmom izradene su u Švicarskoj 1820. A. Philippe (1842) konstruirao prvi sat koji ima *remontoir*, (prema franc. *remontoir* navijač), tj. današnju krunu za navijanje.

Satni mehanizam mehaničkog sata sastoji se od oscilatora, zaprečnice, glavnih zupčanika, pogonskog mehanizma, zupčanika kazaljki, mehanizma za navijanje i mehanizma za namještanje kazaljki (sl. 1). Kucište s ležajima osigurava