

capitolul 1

ASPECTE GENERALE PRIVIND SISTEMELE DE COMUNICATIE PRIN RADIORELEE ȘI PRIN SATELIȚI

1.1. Generalități privind radioreleele și sateliții de comunicații

1.1.1. Terminologie

Radioreleele (RR) sunt sisteme de radiocomunicații dirijate în domeniile FIF, UIF și EIF (30 – 60MHz ... 25-30GHz), constând din stații terminale (finale) și o succesiune de stații intermediare în vizibilitate directă – fig. 1.1.a.

Sistemele de comunicații spațiale, prin sateliți, (CS) sunt de asemenea sisteme de radiocomunicații dirijate, lucrând în domeniile UIF și EIF, formate din stații finale și o singură stație intermediară amplasată pe satelit – fig. 1.1.b. Stațiile finale sunt amplasate pe Pământ și se numesc *stații de sol*, reprezentând *segmentul de sol*; satelitul reprezintă *segmentul spațial*.

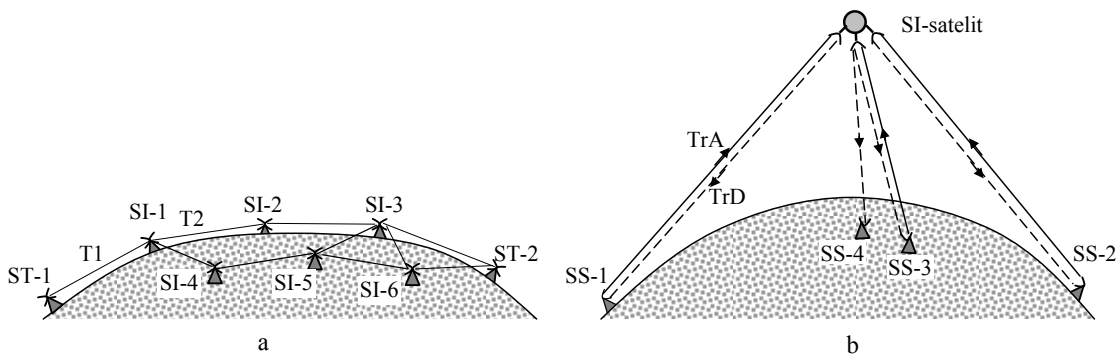


Fig. 1.1. Reprezentare schematică a unui sistem de radiorelee (a) și de comunicații spațiale (b). ST – stații terminale; SI – stații intermediare; SS – stații de sol; T- tronson; Tr A, Tr D – traiect ascendent și descendent

În cadrul radioreleelor, intervalul dintre două stații se numește *tronson*. Stațiile intermediare pot asigura numai retransmisia de la o stație la alta sau pot avea și alte funcții (transmisii radio și TV pentru public, colectare de mesaje, ...) și în acest caz se numesc *stații (intermediare) principale*.

În cazul comunicațiilor spațiale, intervalul dintre o stație de sol și satelit se numește *traiect (link)* – există un *traiect ascendent (uplink)* pentru transmisii de la sol la satelit și un *traiect descendent (downlink)* pentru transmisiile de la satelit la sol.

1.1.2. Principiile radiocomunicațiilor prin RR și CS

Sistemele RR și CS realizează legătura între stații în radiofrecvență (RF) prin unde electromagnetice (UEM) de înaltă frecvență, de regulă microunde, cu frecvențe peste 0,4GHz.

Stațiile terminale din sistemele RR și *stațiile de sol* din sistemele CS realizează patru funcții principale: 1) primirea, prelucrarea semnalelor utile și suprapunerea lor pe un semnal de RF purtător; 2) emisia semnalului de RF sub formă de UEM; 3) recepția UEM de RF; 4) extragerea semnalelor utile din semnalul RF și trimiterea lor spre utilizatori.

Semnalele utile sunt variate: telefonice (vocale), de radiodifuziune, de televiziune, digitale etc., cu variate surse și destinații. Semnalul cel mai vehiculat în sistemele RR și CS este (încă) cel telefonic, cu banda limitată la aproximativ 4kHz (rotunjit); pentru fiecare

semnal telefonic se alocă un interval de frecvențe numit *canal*, cu lărgimea de cca. 4kHz. Când trebuie vehiculate semnale cu spectru mai larg (date, TV), se alocă mai multe canale. Ca urmare, *capacitatea de transmisie* a unui sistem se exprimă în *număr de canale*.

La emisie, semnalele cu bandă îngustă (telefonic, telegrafic, de radiodifuziune, unele semnale de date) sunt multiplexate în frecvență sau în timp, formând *semnalul în banda de bază*; semnalul TV cu componenta de sunet formează singur semnalul în banda de bază.

Semnalul în banda de bază modulează un semnal de frecvență intermediară FI, (tipic 70MHz, mai rar 100MHz sau 140MHz) care apoi este translat în RF, amplificat și emis cu o antenă directivă. La recepția finală, semnalul RF este translat la frecvența intermediară (de regulă se folosesc două FI) și după demodulare se obține semnalul în banda de bază; din acest semnal se separă semnalele utile prin demultiplexare (dacă este cazul).

Astfel, schema bloc principală, foarte simplificată, a subsistemului de radiocomunicații dintr-o stație terminală a unui sistem de RR sau dintr-o stație de sol a unui sistem de CS arată ca în fig. 1.2; pe lângă acest subsistem, stațiile includ și multe alte ansambluri (de alimentare, de urmărire, de control, ...).

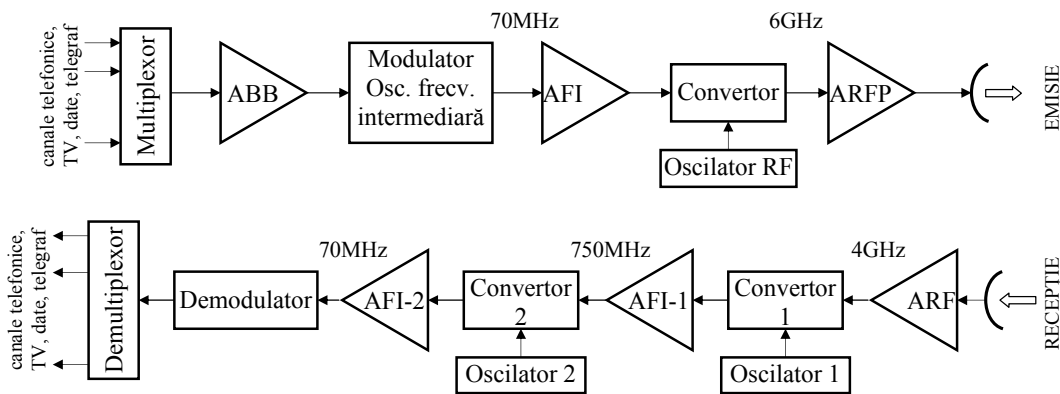


Fig. 1.2. Schema bloc simplificată a subsistemului de radiocomunicații al unei stații terminale în RR sau de sol în CS (ABB – amplificator în banda de bază, AFI – amplificator frecvență intermediară, ARFP – amplificator de RF de putere)

Stațiile intermediare din sistemele de RR au ca funcție principală recepționarea semnalelor în RF de la o stație (ST sau SI), schimbarea (translarea) pe o altă frecvență purtătoare, amplificarea și emisia. Stațiile intermediare sunt de două tipuri:

1. Stații intermediare (simple), asigură numai recepția emisiilor de la o stație precedentă, translarea pe o nouă purtătoare de RF, amplificarea și emisia în direcția stației următoare. Din acest motiv, aceste stații se mai numesc *translatori* sau *repetori*. Nu rareori, aceste stații funcționează fără personal permanent; întreținerea și reparațiile sunt asigurate de echipe mobile.
2. Stații intermediare principale, la care după recepție se realizează demodularea și demultiplexarea, ceea ce permite trimiterea și primirea de semnale utile. Urmează o nouă multiplexare, translarea pe noua purtătoare de RF, amplificarea și emisia în direcția următoarei stații. Deoarece la demodulare și (re)modulare se introduc distorsiuni, numărul acestor stații într-o linie de RR este limitat (4 ... 8).

Ansamblul echipamentelor dintr-o linie de radioreleu care asigură emisia și recepția pe câte o singură frecvență purtătoare formează un *fascicul*. Un fascicul poate fi:

- unidirecțional: emisie ST1=> recepție/emisie SI1=> recepție/emisie SI2=>... recepție ST2;
- bidirecțional: $\left\{ \begin{array}{l} \text{emisie ST1} \Rightarrow \text{recepție/emisie SI1} \Rightarrow \text{recepție/emisie SI2} \Rightarrow \dots \text{recepție ST2;} \\ \text{recepție ST1} \Leftarrow \text{emisie/recepție SI1} \Leftarrow \text{emisie/recepție SI2} \Leftarrow \dots \Leftarrow \text{emisie ST2.} \end{array} \right.$

În fig. 1.3 apar schemele bloc pentru o linie de RR cu un fascicul bidirecțional (fig. 1.3.a) și cu trei fascicule bidirecționale (fig. 1.3.b); se observă și diferențele dintre stațiile intermediare simple și cele principale.

În orice stație, frecvențele (de purtătoare) de emisie și recepție diferă, iar în cazul stațiilor intermediare, frecvențele de emisie (și recepție) pe direcții diferite diferă între ele, toate acestea pentru evitarea interferențelor.

În sistemele RR cu mai multe fascicule, într-o stație (terminală sau intermediară), fiecărui fascicul i se alocă o frecvență purtătoare pentru emisie și alta pentru recepție. Unele blocuri dintr-o stație sunt comune tuturor fasciculelor; de regulă antenele, uneori și amplificatoarele de RF de putere (ARFP) sunt comune, ca și sistemele de alimentare, comandă și control etc. În asemenea cazuri, pentru separarea fasciculelor se folosesc filtre (fig. 1.3.b).

Liniile de RR multifascicul sunt cele mai utilizate, fiind mai fiabile. De regulă, cel puțin un fascicul este “de rezervă” în scopul asigurării legăturii în caz de avarie sau de trafic foarte intens; unul dintre fascicule este “de serviciu”, rezervat schimbului de informații între stații, pentru telecomanda stațiilor intermediare fără personal etc.

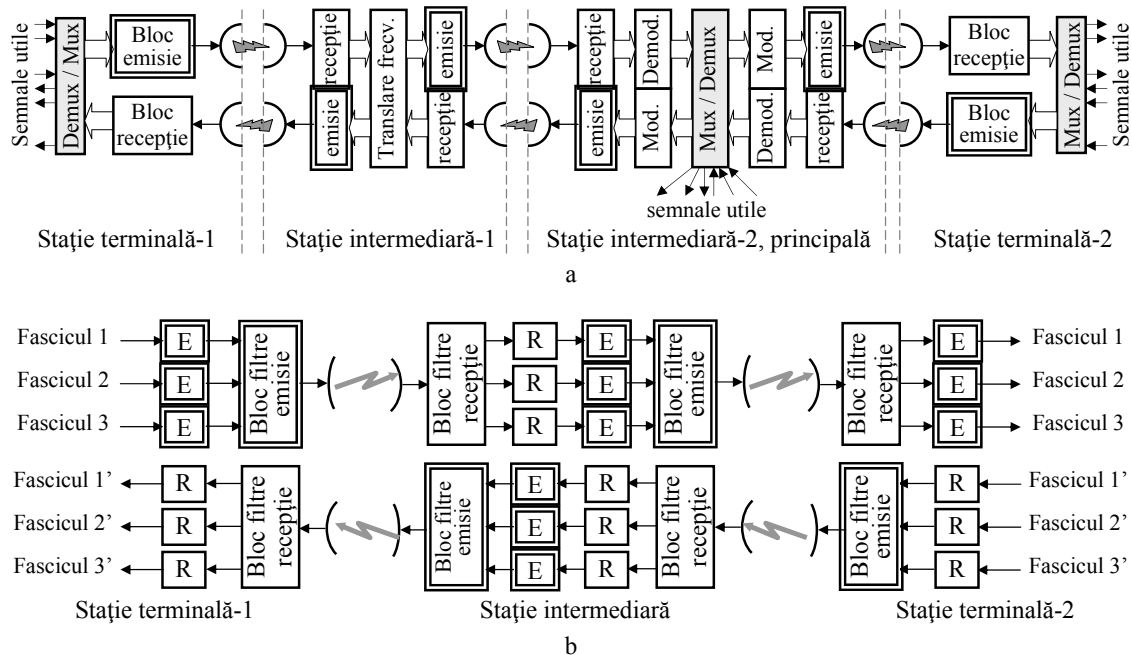


Fig. 1.3. Schemele bloc ale unor linii de radioreleu: a - cu un singur fascicul bidirecțional; b - cu trei fascicule bidirecționale (b)

Într-un sistem de CS, subsistemul de radiocomunicații de pe satelit are rolul unei stații intermediare, care asigură numai recepția semnalelor de RF de la mai multe stații de sol, translarea pe o altă frecvență purtătoare și retransmisia semnalului de RF spre mai multe stații de sol. Acest subsistem utilizează una sau mai multe antene care recepționează una sau mai multe UEM purtătoare, cu frecvențe într-o bandă destul de largă în jurul unei frecvențe medii și emit UEM cu frecvențe purtătoare în altă bandă, în jurul altei frecvențe medii, întotdeauna mai mică decât frecvența de recepție. Pentru fiecare frecvență purtătoare există o unitate (un sistem) de recepție și emisie numită *transponder* – fig. 1.4. Un transponder este format din: 1) filtrul de bandă de intrare (FTBin) pentru separarea purtătoarei; 2) amplificatorul cu zgomot redus (LNA – Low Noise Amplifier); 3) schimbătorul de frecvență (SF) cu oscilator local (OL) și filtru de bandă (FTBo); 4) lanțul de amplificatoare de RF (ARF); 5) amplificatorul de putere (ARFP) final. Pe satelit se pot afla mai multe transpondere (până la 24).

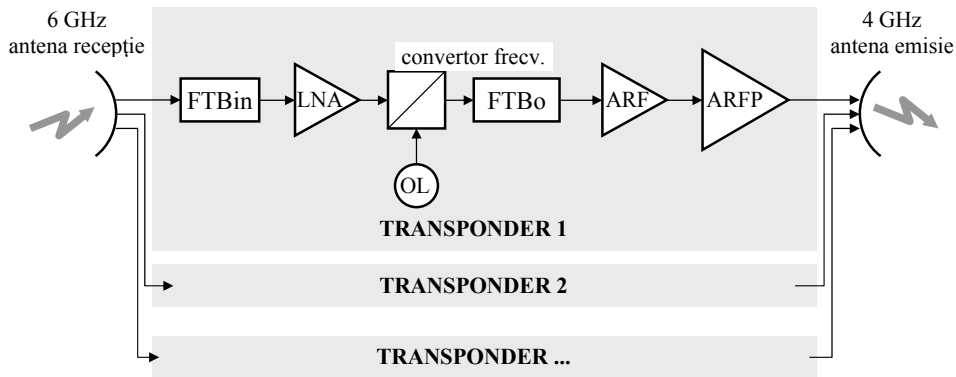


Fig. 1.4. Subsistemul de radiocomunicații de pe satelit și structura unui transponder

Se menționează că unele sisteme realizează translarea cu o singură schimbare de frecvență (ca în fig. 1.4) dar altele, care lucrează la peste 10GHz, utilizează două schimbări de frecvență.

Toți sateliții sunt echipați cu încă un sistem de radiocomunicații, cu antenă (antene) separată pentru *urmărire, telemetrie și comandă* (TT&C - Tracking, Telemetry & Command); în prezent, de regulă, aceste operații se realizează cu stații de sol anume destinate.

Discuțiile de mai sus relevă multe asemănări, mai ales de ordin calitativ, între sistemele de RR și de CS; deosebiri sunt însă importante și vor apărea mai clar în continuare.

1.1.3. Tipuri de comunicații prin RR și CS

De regulă, sistemele de RR sunt “cu vizibilitate directă între stații”, cu toate stațiile active, incluzând amplificatoare; principiile acestor sisteme au fost prezentate mai sus.. Chiar și atunci când unele stații de RR cuprind și emițătoare de radiodifuziune (emisiuni pentru public, omnidirecționale) sonoră sau/și TV, legătura între stații se face cu antene directive, în sistemul cu vizibilitate directă.

În timp, s-au utilizat și se mai utilizează pe scară redusă, radiorelee fără vizibilitate directă, bazate pe *difuzia troposferică* și pe *difracția pe obstacole*. Primul procedeu se bazează pe proprietatea unor zone din ionosferă de a difuza (împrăștia) UEM – fig. 1.5.a; evident, zona de difuzie este “iluminată” cu o putere mare în UIF sau EIF iar la receptor ajunge o putere foarte mică. Al doilea procedeu, încă folosit în Rusia, se bazează pe difracția (ocolirea aparentă a obstacolelor) UEM pe obstacole naturale (munți, dealuri) – fig. 1.5.b; și în acest caz sunt necesare puteri de emisie mari.

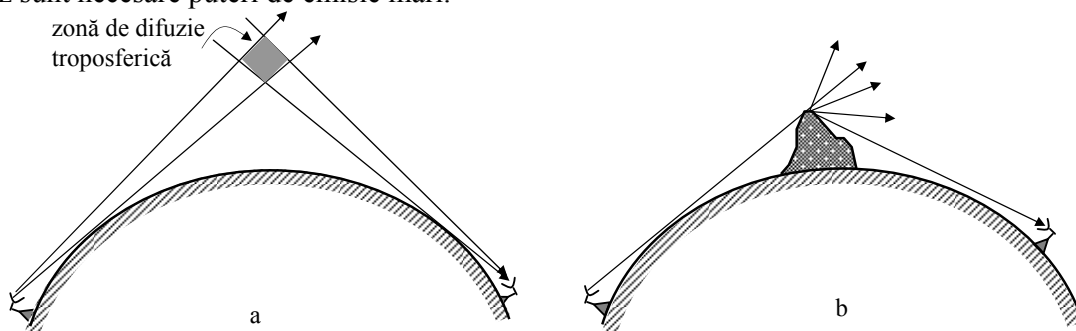


Fig. 1.5. Radiocomunicații prin difuzie troposferică (a) și prin difracție pe obstacole (b)

Comunicațiile spațiale au început cu *sateliți activi* (SCORE, 1958), incluzând un transponder alimentat de la baterii chimice. Puțin mai târziu s-au încercat și comunicații cu *sateliți pasivi*, simpli reflectori de UEM (ECHO I 1960, ECHO II 1964), constând din baloane metalizate; procedeul nu a dat rezultate bune (puteri mari la emisie, semnale recepționate slabe, deformări ale sferei, corodarea metalizării, ...). Ca urmare, în prezent se folosesc numai sateliți activi cu echipamentele alimentate de la baterii solare.

Din alt punct de vedere, sateliții pentru radiocomunicații pot fi *cu transmisie în timp real* sau *cu memorie*.

Sateliții cu lucru în timp real funcționează cât timp sunt în vizibilitatea ambelor stații de sol, ceea ce introduce restricții privind altitudinea de amplasare – fig. 1.6. Stațiile de sol fiind cu poziții determinate (SS-1, SS-2), numai sateliții de pe orbita O3 pot funcționa în timp real, fiind observabili simultan de ambele stații în timpul deplasării pe arcul FG. Pentru continuitatea legăturii, pe orbită trebuie să se afle mai mulți sateliți, astfel ca la ieșirea din vizibilitate a unuia (S1 în G), următorul să intre în zona vizibilă (S2 în F).

Sateliții amplasați pe orbite ca O1, trebuie să lucreze *cu memorie* – cât timp sunt vizibili din SS-1 primesc și memorează datele (până în D) iar când intră în zona vizibilă din SS-2 (din E), le emit. Sateliții cu memorie sunt foarte rar folosiți în prezent.

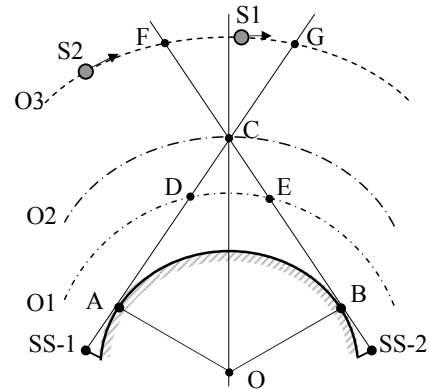


Fig. 1.6. Funcționarea sateliților la diferite altitudini

În concluzie, în prezent, sistemele de RR folosesc stații intermediare active, cu foarte rare excepții în RR; sistemele de CS utilizează numai sateliți activi, cu lucru în timp real.

1.1.4. Orbitele sateliților

1.1.4.1. Tipuri de orbite. Arii de vizibilitate

De orice formă ar fi, planul orbitei unui satelit trece prin centrul Pământului. Orbitele (fig. 1.7) se caracterizează prin mulți parametri, printre care:

- *înclinarea*, adică unghiul dintre planul orbitei și planul ecuatorial - există sateliți cu orbite ecuatoriale, înclinate și polare (înclinate la 90°);
- *forma orbitei*, care poate fi circulară (aproximativ), eliptică sau elipsă alungită cu centrul Pământului într-unul din focare;
- *altitudinea orbitei*, adică distanța față de sol – din acest punct de vedere există sateliți de joasă, medie și înaltă altitudine..

O categorie aparte o reprezintă *sateliții geostaționari*.

Considerând cu aproximație Pământul sferic și orbitele de asemenea sferice – fig. 1.8, mișcarea unui satelit cu masa m_s se face cu o viteză unghiulară Ω_s , determinată de echilibrul forțelor de atracție gravitațională (G_s) și centrifugă (F_c):

$$F_c = m_s \Omega_s^2 (R + h) = G_s = K \frac{m_s M_p}{(R + h)^2} = g_0 \frac{m_s}{(1 + h/R)^2} \quad (1.1)$$

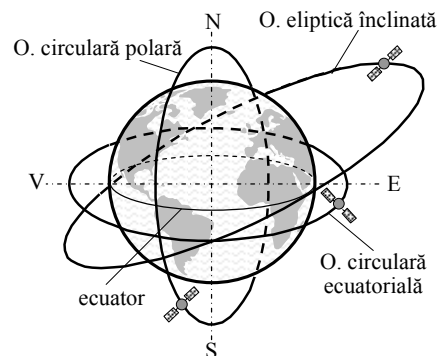


Fig. 1.7. Orbitele sateliților

$K = 6,672 \cdot 10^{-11} \text{ N} \cdot \text{m}^2 / \text{kg}^2$ - constanta universală de atracție;
 $M_p = 5,974 \cdot 10^{24} \text{ kg}$ - masa Pământului;
 R - raza Pământului (la ecuator $R_{eq} = 6378 \text{ km}$);
 g_0 - accelerația gravitațională la nivelul solului ($h = 0$).

Rezultă viteza unghiulară și perioada de rotație:

$$\Omega_s = \frac{R\sqrt{g_0}}{\sqrt{(R+h)^3}}; \quad T_s = \frac{2\pi}{\Omega_s} = \frac{2\pi\sqrt{(R+h)^3}}{R\sqrt{g_0}} \quad (1.2)$$

Dacă se impune ca viteza unghiulară a satelitului să fie egală cu a Pământului ($T_s = 1$ zi siderală medie = 86164sec), considerând raza Pământului la ecuator R_{eq} , din (1.2) rezultă că aceasta se realizează pentru o rază a orbitei $R + h = 42164 \text{ km}$, la altitudinea $h = 35786 \text{ km}$.

Sateții cu perioada de rotație egală cu a Pământului, aflați pe orbite circulare la $h = 35786 \text{ km}$, se numesc (*geo*)sincroni iar orbita *geosincronă*.

În funcție de altitudine, orbitele și sateliții pot fi:

- de joasă altitudine (LEO¹), $h = 500 - 5000 \text{ km}$ ($T_s = 1 - 4$ ore);
- de medie altitudine (MEO¹), $h = 5000 - 20000 \text{ km}$ ($T_s = 4 - 12$ ore);
- de înaltă altitudine, $h = 20000 - 35786 \text{ km}$ ($T_s = 12 - 24$ ore);
- *geosincroni*, $h = 35786 \text{ km}$ ($T_s = 24$ ore).

Sateții cu perioada de rotație submultiplu al perioadei de sincronism se numesc *subsincroni*.

Plasarea sateliților la peste 35786km nu aduce nici un avantaj.

Pământul este înconjurat de două centuri (Van Allen, §1.2.4) cu concentrație foarte mare de particule cu sarcină, cu mare energie: una la 1900 - 4500km altitudine și a doua la 13400 - 19800km. Deoarece echipamentele electronice sunt puternic afectate de bombardamentul cu particule încărcate, aceste zone sunt evitate cu mare grijă.

Sateții care rămân la verticala locului de plasare se numesc *geostaționari*, iar orbita este *geostaționară* (GEO²). Orice satelit geostaționar este și sincron; reciproca nu este adevărată. Un satelit este *geostaționar* dacă: 1) este sincron ($T_s = 1$ zi siderală); 2) are orbita în plan ecuatorial; 3) se rotește pe orbită în același sens cu care se rotește Pământul în jurul axei.

Altitudinea determină zona de pe Pământ din care satelitul poate fi observat, numită *arie de vizibilitate* - fig. 1.9. Această arie se poate determina considerând situația schematizată în fig. 1.10.

S fiind satelitul și stația de sol amplasată în A, unghiul ε dintre tangenta în A și dreapta AS (orizontală în A) se numește *elevație*. Punctul S₀ la intersecția verticalei satelitului OS cu suprafața Pământului (ideal sferică) se numește *subsatețit* (când satelitul este nestaționar, S₀ descrie o curbă pe suprafața pământului). Ducând OB perpendiculară pe SA, în triunghiul dreptunghic SOB, cu $R = OS_0$ - raza Pământului și h altitudinea satelitului, rezultă:

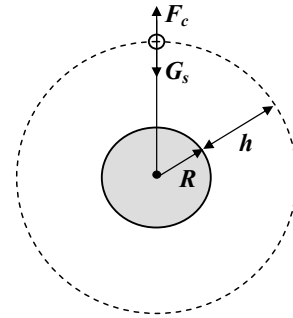
$$\cos(\Phi + \varepsilon) = OB/OS = R \cos \varepsilon / (R + h)$$


Fig. 1.8. Satelit pe orbită circulară

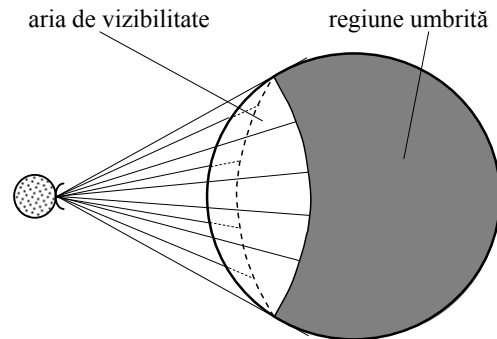


Fig. 1.9. Aria de vizibilitate a satelitului

¹ LEO - Low Earth Orbit; MEO - Medium Earth Orbit

² GEO - Geostationary Orbit

Semiunghiul sectorului sferic Φ de vizibilitate (în cazul satelitului geostaționar aflat în plan ecuatorial, Φ este latitudinea) este:

$$\Phi = \arccos \frac{R \cos \varepsilon}{R + h} - \varepsilon \quad (OS_0 = R, S_0S = h) \quad (1.3)$$

Semiunghiul sectorului sferic văzut de satelit δ :

$$\delta = \arcsin \frac{R \cos \varepsilon}{R + h} \quad (1.4)$$

Pentru o altitudine h dată, unghiurile ε și Φ sau ε și δ , sunt în relațiile (1.3) respectiv (1.4). Evident, locul geometric al punctelor cu aceeași elevație (h dat) este un cerc – intersecția conului cu vârful în S și unghiul din vârf 2δ cu Pământul).

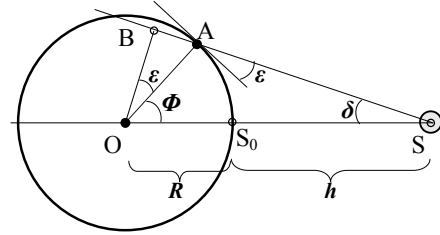


Fig. 1.10. Calculul ariei de vizibilitate

Ideal, elevația minimă este $\varepsilon_{min} = 0$ (satelitul vizibil până la linia orizontului), aria de vizibilitate este maximă, corespunzătoare unghiurilor $\Phi_{max} = \arccos[R/(R+h)]$ și $\delta_{max} = \arcsin[R/(R+h)]$.

Pentru un *satelit geostaționar*, cu $h = 35786\text{km}$, $R = 6378\text{km}$, se obțin valorile $\Phi_{max} = 80^\circ 50'$ și $2\delta_{max} = 18^\circ 20'$.

Din motive de protecție la perturbații, stațiile de sol sunt amplasate în depresiuni, între dealuri și munți. Ca urmare, elevația minimă realizabilă nu este zero: $\varepsilon_{min} = 5^\circ \dots 10^\circ$.

1.1.4.2. Orbita geostaționară

Intr-un articol din 1945, celebrul autor britanic de literatură științifico fantastică Arthur C. Clark a demonstrat existența orbitei geostaționare și posibilitatea ca, folosind 3 sateliți de comunicații plasați pe GEO, alimentați cu baterii solare, să se acopere practic întreaga suprafață locuită a globului terestru. Primele realizări practice au fost în 1963 (Syncom I și II, Hughes Aircraft Corporation) iar primul serviciu comercial a fost asigurat de INTELSAT I (Early Bird, Hughes, 38kg, putere 46W, 240 canale telefonice sau 1 canal TV,) lansat în aprilie 1965 deasupra oceanului Atlantic. Proiectat pentru 1,5 ani, INTELSAT I a funcționat perfect 6 ani, după care a fost scos din serviciu. În prezent sunt în serviciu aproape 300 de sateliți pe GEO și numărul lor crește în fiecare an.

Considerând elevația minimă realizabilă pentru un satelit pe GEO $\varepsilon_{min} = 5^\circ \dots 10^\circ$, se obțin (fig. 1.10): $\Phi_{max} = 76^\circ 21' \dots 71^\circ 27'$ și $2\delta_{max} = 17^\circ 19' \dots 17^\circ 07'$ iar lungimea arcului AS_0 este $Lg(\text{arc } AS_0)_{max} = R\Phi_{[rad]} = R\pi\Phi_{[^\circ]}/180 = 8500 \dots 7950\text{km}$. Aceasta înseamnă că cu 3 sateliți geostaționari amplasați la 120° în plan ecuatorial (deasupra oceanelor Atlantic, Pacific și Indian) se acoperă practic întreaga suprafață dens populată a Pământului. Lungimea ecuatorului fiind 40000km , la elevații de $5^\circ \dots 10^\circ$, suprafețele de vizibilitate în regiunile ecuatoriale se suprapun parțial: $3 \cdot 2 \cdot (8500 \dots 7950) = 51000 \dots 47700 > 40000\text{km}$. Zonele neacoperite sunt în regiunile polare (Φ este latitudinea), la latitudini peste 71° , cu necesități reduse de radiocomunicații.

O stație de sol dintr-o zonă de suprapunere poate lucra simultan cu 2 sateliți și ca urmare poate servi pentru legătura între 2 stații acoperite de sateliți diferiți – procedeul se numește *dublu salt*. Mai clar (fig. 1.11) legătura dintre stațiile SS-A și SS-B se poate face prin SS-C, cu 2 salturi: SS-A – S1 – SS-C și apoi SS-C – S2 – SS-B.

Trebuie remarcat că în procedeul descris mai sus, stațiile aflate la limita de vizibilitate (cu elevație mică) recepționează semnale sensibil mai slabe decât cele din regiunea subsatelit, în primul rând din cauza distanței mari la satelit. În adevăr după fig. 1.10, distanța stație satelit (AS) este:

$$AS = (R + h)\sin(\Phi + \varepsilon) - R\sin \varepsilon \quad (1.5)$$

Pentru $\varepsilon_{min} = 5^\circ - 10^\circ$, și $\Phi_{max} = 76^\circ 21' - 71^\circ 27'$, rezultă $AS = 41128 - 40588\text{km}$, sensibil mai mare ca $S_0S = h = 35800\text{km}$. Acesta este *dezavantajul geografic*.

Pe lângă aceasta, UEM de la sateliți pe GEO parcurg distanțe mari prin ionosferă și troposferă, zone în care apar pierderi sensibile de putere, prin variate fenomene (absorbții, reflexii și refracții, depolarizări etc.), reducând și mai mult puterea la receptor.

Pentru asigurarea acoperirii întregilor zone, sateliții geostaționari trebuie să aibă antene cu deschiderea 17° , destul de mare. Evident, este posibilă utilizarea unor antene mai directive (cu deschidere câteva grade), care acoperă zone mai mici dar asigură putere mai mare la receptoarele de la sol. Chiar în acest caz, unitățile de la sol trebuie să aibă antene directive, cu câștig mare, cu dimensiuni mari. Din cauza distanțelor mari, stațiile de sol trebuie să emită cu puteri mari, cu antene directive mari (diametre $\times 10\text{cm}$).

Experiența arată că plasarea unui satelit pe GEO este o operație delicată, care necesită mult combustibil și costă foarte mult. Satelitul este plasat mai întâi pe o orbită *de parcare*, joasă, de pe care este propulsat pe o orbită *de transfer* până la altitudinea GEO – fig. 1.12. În final se execută operații de ajustare și stabilizare pe GEO; asemenea operații se execută periodic, pentru compensarea efectelor precesiei Pământului, a vântului solar și a altor fenomene perturbatoare.

Așadar, dezavantajele utilizării GEO sunt: necesită putere mare la emițătoarele de la sol, asigură putere redusă la receptorii de la sol, calitatea comunicațiilor este influențată de factori atmosferici și ionosferici, nu se asigură acoperirea zonelor polare, costul lansării este ridicat. Toate acestea au stimulat, mai ales după 1990, utilizarea orbitelor non-GEO, de regulă LEO, mai ales pentru comunicații mobile.

1.1.4.3. Orbite non-geostaționare

Avantajele esențiale, necontestabile, ale sateliților geostaționari au determinat lansarea unui număr impresionant de asemenea sateliți pentru telecomunicații (circa 300 în prezent). Totuși, utilizarea GEO are și dezavantajele menționate în finalul §1.1.4.2. Ca urmare, a fost stimulat efortul de utilizare și a altor orbite, printre care orbitele circulare joase și medii, înclinate și polare și a celor tip “elipsă alungită”. Câteva dintre orbitele non-GEO, folosite sau prevăzute a se folosi sunt prezentate mai jos.

Orbitele non-GEO înalte, cu $h > 20000\text{km}$, nu sunt folosite, neavând nici un avantaj.

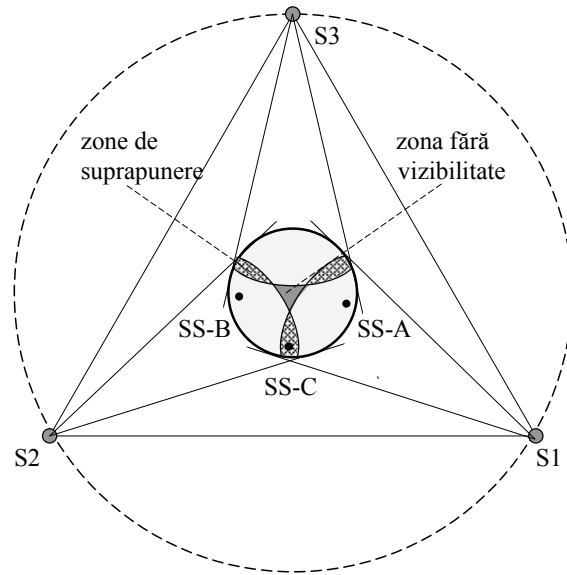


Fig. 1.11. Sistem de 3 sateliți geostaționari în plan ecuatorial și zonele de acoperire

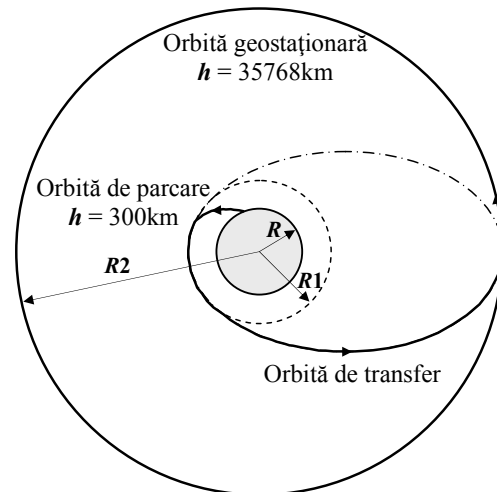


Fig. 1.12. Principiul plasării unui satelit pe orbită geostaționară

a. Orbite de joasă altitudine (LEO)

Orbitele de joasă altitudine trebuie să fie deasupra ionosferei dar sub prima centură Van Allen; obișnuit, altitudinea acestor orbite este $h_{LEO} = 750 - 1500\text{km}$.

Orbitele de joasă altitudine au avantaje importante, printre care: putere mică necesară pe satelit pentru emisie, antene cu dimensiuni mai mici, timpi de propagare a semnalelor mici, posibilitatea utilizării efectului Doppler pentru determinarea poziției satelitului, costuri reduse pentru lansare și pentru stațiile de sol. Primii și următorii sateliți lansați în scopuri științifice și militare (din 1957 și în prezent), utilizează LEO. Utilizarea LEO pentru comunicații civile a început mult mai târziu - primele proiecte au apărut prin 1990.

Pentru asigurarea continuității legăturii, în cazul utilizării LEO sunt necesari mai mulți sateliți pe orbită iar pentru acoperirea unor suprafețe întinse, trebuie folosite mai multe orbite. Ansamblul sateliților – pe mai multe LEO, cu mai mulți sateliți pe fiecare LEO, formează o *constelație*.

În prezent există în funcție trei constelații (încă incomplete) de sateliți pe LEO: ORBCOMM, GLOBALSTAR și IRIDIUM; alte sisteme sunt în stadiu de proiect.

ORBCOM (cu prima lansare în 1995) a prevăzut folosirea a 20 ... 24 sateliți pe orbite circulare la 970km altitudine. Constelația include: 3 orbite înclinate la 40° cu câte 6 sateliți/orbită și 2 orbite polare (înclinate la 90°) cu câte 1 satelit/orbită. În prezent se prevede ca sistemul să includă 36 de sateliți pentru acoperirea practic a întregii suprafețe locuite.

GLOBALSTAR, cu 48 de sateliți în 8 orbite cu 6 sateliți/orbită (orbite la 1400km, înclinate la 52°) este destinat în principal comunicațiilor mobile, urmând să acopere Pământul până la 69° latitudine nord și sud.

IRIDIUM¹, unul dintre cele mai ambițioase proiecte de sisteme spațiale pentru comunicații mobile, va include 66 de sateliți pe 11 orbite polare la 750km, cu 6 sateliți/orbită, acoperind întregul Pământ. Sateliții pot comunica și unii cu alții, permițând conectarea a oricăror puncte de pe glob.

b. Orbite de medie altitudine (MEO)

Orbitele de medie altitudine circulare sunt situate între centurile Van Allen; obișnuit, altitudinea acestor orbite este $h_{MEO} = 10000 - 20000\text{km}$.

Există mai multe proiecte de sisteme cu sateliți pe MEO.

În prezent, este activ sistemul GPS (Global Positioning System), dezvoltat de Departamentul Apărării al SUA pentru localizarea navelor, în general a oricăror unități de sol dotate cu echipament adecvat. Sistemul folosește sateliți pe orbite circulare la $h = 20182\text{km}$, înclinate la 55°. Sateliții au perioada de rotație de 12 ore și ca urmare traiectoria pe sol (curba descrisă pe sol de subsatelit) este curbă închisă fără intersecții – fig. 1.13. În final, constelația va avea 21 de sateliți operaționali plus 3 rezerve, repartizați câte 4 pe 6 orbite. Recepția simultană a semnalelor de zgomot pseudo-aleator

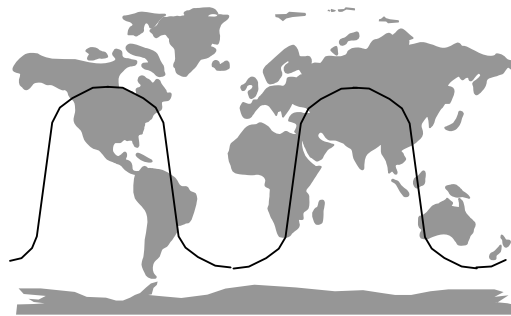


Fig. 1.13. Traiectoria pe sol a unui satelit GPS pe MEO (55° înclinare, $h = 20184\text{km}$, $T_s = 12\text{ore}$)

¹ IRIDIUM – constelație realizată de Motorola începând din 1996. Numele provine de la elementul Iridium cu 77 electroni, egal cu numărul inițial propus de sateliți în constelație; ulterior numărul sateliților s-a redus la 66 dar numele s-a păstrat. După lansarea a circa 20 de sateliți, sistemul s-a dovedit nerentabil financiar și în 2000 Motorola a încercat să vândă sistemul; în prezent (ianuarie 2001) se duc tratative cu diverse companii pentru salvarea investiției (circa 3,5 miliarde USD) dar mare lucru nu se știe, viitorul este incert.

de la 4 sateliți permite determinarea poziției receptorului în spațiul tridimensional. Pentru aplicații militare rezoluția este mai bună de 10m iar pentru utilizări civile se asigură o rezoluție de 100 – 300m. Pe fiecare satelit există ceasuri cu rubidiu și cesiu care asigură baze de timp și frecvențe de referință de foarte mare precizie și stabilitate.

Un sistem similar este dezvoltat de Rusia (GLONASS), cu 24 de sateliți pe 3 orbite.

Pentru comunicații mobile se află în stadiu de proiect sistemul ODYSSEY cu 12 sateliți la 10355km altitudine.

c. Orbite eliptice foarte alungite

Orbite eliptice foarte alungite (HEO – Highly Elliptical Orbit) se folosesc când se dorește ca satelitul să fie vizibil mult timp numai dintr-o anumită zonă. Pe asemenea orbite viteza liniară a satelitului variază: este maximă la perigeu și minimă la apogeu (*perigeu* – punctul cel mai apropiat de centrul Pământului, *apogeu* - punctul cel mai depărtat de centru).

De interes deosebit este orbita tip *Molnia*, utilizată prima dată de sateliții pentru comunicații lansați de URSS prin 1975. Orbita Molnia are apogeul la 39360km, perigeul la 1000km și o înclinare de 63,4°; această înclinare asigură o poziție fixă pentru axa mare a elipsei (la alte înclinări, axa mare se rotește – rotație *apsidală*). În prezent există mai multe sisteme care utilizează orbite Molnia și similare.

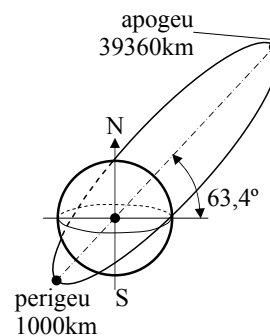


Fig. 1.14. Orbita Molnia

1.1.5. Frecvențele de lucru ale sistemelor de RR și CS

Utilizarea frecvențelor din spectrul RF este strict reglementată, disponibilitățile fiind limitate și consecințele interferențelor deosebit de dăunătoare. Repartiția frecvențelor pe zone și domenii o realizează Uniunea Internațională a Telecomunicațiilor prin Regulamentul Radiocomunicațiilor; fiecare țară dispune de organisme specializate pentru reglementări interne (repartiții de frecvențe, benzi, calitate a emisiilor etc.).

Sistemele de RR și CS folosesc purtătoare cu frecvențe din benzile FIF, UIF și SIF – tabelul 1.1 și tabelul 1.2, deoarece la aceste frecvențe se pot realiza antene directive cu dimensiuni rezonabil de mici; cu cât este mai mare frecvența, cu atât dimensiunile antenelor sunt mai mici și directivitatea poate fi mai bună.

Tabel 1.1. Benzile de frecvențe din gama RF utilizate în sistemele de RR și CS					
Nr. bandă	Frecvențe	Denumire după frecvență		Lungime de undă	Denumire după lungime de undă
		engleză	română		
8	30–300 MHz	VHF Very High Frequency	FIF foarte înaltă frecv.	10–1 m	unde metrice
9	300–3000 MHz	UHF Ultrahigh Frequency	UIF ultraînaltă frecv	10–1 dm	unde decimetrice
10	3–30 GHz	SHF Suprahigh Frequency	SIF supraînaltă frecv	10–1 cm	unde centimetrice
11	30–300 GHz	EHF Extremely High Frequency	EIF extrem de înaltă fr.	10–1 mm	unde milimetrice

Regulamentul radiocomunicațiilor, UIT, ed. 1959, 1982, 1985

Gama frecvențelor radio nu este clar delimitată; și mai neclare sunt limitele și denumirile (sub)benzilor de RF; diverși autori folosesc diverse nume și limite.

Figura 1.15 cuprinde unele dintre denumirile folosite pentru diversele benzi de frecvență.

In continuare, se vor utiliza denumirile benzilor după UIT și după IEEE (benzile radar).

In prezent, în sistemele de RR și CS se folosesc frecvențe din toate benzile de la circa 30MHz la 30GHz; unele benzi sunt foarte utilizate, altele sunt alocate altor sisteme (radiodifuziune terestră, navigație etc.). Din cauza aglomerării spectrului, se încearcă comunicații pe frecvențe mai înalte, până la 60GHz.

Operarea la frecvențe mai mari are avantaje esențiale:

- se pot alocă benzi mai largi, pentru transmisia unor cantități de informație mai mari;
- dimensiuni mai mici ale antenelor, ale echipamentelor în general, antenele pot fi mai directive la dimensiuni mai mici;
- interferențe mai reduse între sisteme vecine;
- viteză de transmisie mai mare în sistemele de transmisie a datelor;
- spectru mai puțin încărcat.

Dezavantajele mai importante ale lucrului la frecvențe mai mari sunt:

- componente mai scumpe;
- pierderi de putere în atmosferă (și ionosferă în cazul CS) mai mari;
- necesitatea utilizării componentelor active cu GaAs și a tuburilor cu vid la puteri mai mari pentru lucrul la frecvențe în partea de sus a SIF și în EIF;
- dispozitivele active realizează puteri de emisie și randamente pe componentă mai reduse;
- procedee de proiectare și simulare încă nepuse la punct, tehnologii încă experimentale.

In prezent, în sistemele de RR de departe cele mai folosite frecvențe de purtătoare sunt în benzile **L**, **S** și **C** (în jurul frecvențelor de 2, 4, 6 și 8 GHz); mai puțin folosită este banda **X**.

In sistemele de CS se folosesc cu precădere benzile **L**, **C**, **X** și **Ku**. Frecvențele pe traiecte diferă; ca regulă, frecvența pe traiectul ascendent (uplink) este cea mai mare deoarece pierderile de putere sunt mai mici la frecvențe mai mici și contează cel mai mult pe traiectul descendent (downlink), puterea disponibilă pe satelit fiind drastic limitată. Până prin 1980 cele mai utilizate frecvențe erau în jurul a 6/4 GHz, deoarece aici se realizează cel mai bun compromis între dimensiunile generale mici ale echipamentelor, directivitatea mare a antenelor și influența redusă a atmosferei și ionosferei. Necesitățile de comunicații au impus creșterea frecvențelor și în prezent se folosesc mult frecvențe în jurul a 14/11 GHz; există proiecte pentru benzile **K** și **Ka** (peste 18 GHz). Pentru scopuri bine delimitate se folosesc și alte frecvențe, de exemplu 137 și 1700 MHz pentru sateliții meteorologici.

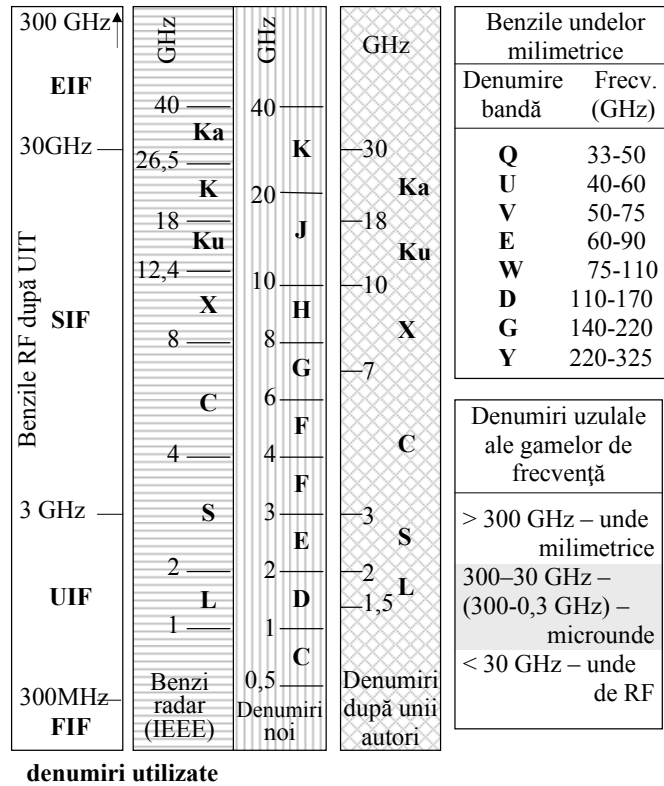


Fig. 1.15. Repartiții și denumiri de benzi de frecvență în RF

1.1.6. Conectivitate. Comparație între tehnologiile de telecomunicații

În prezent, practic “toată lumea” vrea și trebuie să comunice cu “toată lumea”. Ca urmare, sistemele de telecomunicații, cu rare excepții, indiferent de tip, sunt structurate în rețele. Modul în care un sistem, o rețea de telecomunicații, asigură legăturile între diverși utilizatori se numește *conectivitate*. Formele primare de conectivitate sunt: 1) punct cu punct; 2) punct cu multipunct; 3) multipunct cu punct; 4) multipunct cu multipunct. Evident, legăturile trebuie să fie bidirecționale. Pentru detaliere se va considera sistemul de comunicații spațiale.

1. Conectivitatea *punct cu punct*, asigură legătura între două puncte fixe – fig. 1.16; a fost primul sistem utilizat în CS și în prezent nu se mai folosește.

2. Conectivitatea *punct cu multipunct*, tip *radiodifuziune* permite transmisiile unidirecționale, dintr-o singură stație la numeroase altele care pot numai să recepționeze – fig. 1.17. Sistemele de televiziune prin satelit sunt un exemplu tipic.

3. Conectivitatea *multipunct cu punct* permite conectarea bidirecțională din mai multe stații la o singură stație principală – fig. 1.18. De la satelit se transmite către numeroși utilizatori în sistem de radiodifuziune; de la stații se transmite spre satelit printr-o tehnică de acces multiplu. De obicei procedeul asigură conectarea multor stații de capacitate mică la o stație de mare capacitate.

4. Conectivitatea *multipunct cu multipunct* este realizată atunci când mai multe stații folosesc în comun resursele satelitului, atât pentru transmisiile cât și pentru recepții (această tehnică se numește *acces multiplu*, §3.....).

În prezent se folosesc pe scară largă mai multe tehnologii pentru rețele de telecomunicații: 1) prin perechi de cabluri torsadate (telefonie); 2) prin cablu coaxial și fibră optică; 3) prin rețele radio locale; 4) prin radiorelee; 5) prin sateliți. Aceste tehnologii sunt mai mult complementare decât concurente, fiecare satisfăcând, cu avantaje mai mari, necesități specifice.

Primele patru tehnologii sunt avantajoase pentru comunicații locale și regionale, cu conectivitate punct cu punct (se pot realiza și conectivități multipunct cu multipunct dar numai prin “interconectarea” punctelor, prin comutare). Sistemele de CS prin însăși natura lor, acoperă arii imense și asigură orice tip de conectivitate fără comutare – din acest punct de vedere, avantajul este formidabil. În schimb, sistemele cu cablu coaxial și fibră optică pot asigura viteze de transmisie mult mai mari iar sistemele cu cabluri torsadate există deja. Sistemele de RR sunt ieftine și de asemenea, de multă vreme în funcție. Rețelele radio locale sunt ieftine și mai ușor adaptabile necesităților locale.

Intr-un fel, sistemele RR și CS sunt asemănătoare, folosind aceleași principii de transmisie, cam aceleași benzi de frecvență și în consecință echipamente construite pe aceleași principii. Deosebirile majore provin din modul de lucru (punct cu punct în RR, multipunct cu multipunct în CS) și distanțele parcurse de unde între stații.

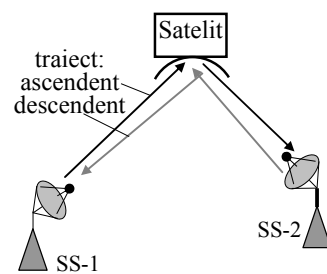


Fig. 1.16. Conectivitate punct cu punct

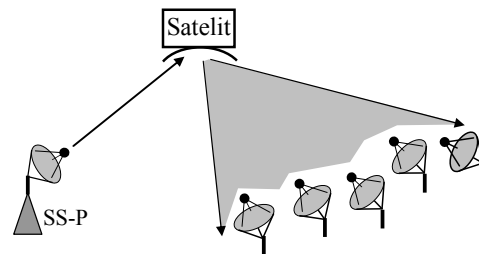


Fig. 1.17. Conectivitate punct cu multipunct

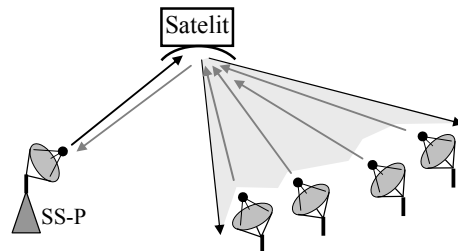


Fig. 1.18. Conectivitate multipunct cu punct

1.2. Mediul ambiant

Mediul ambiant influențează funcționarea aparaturii electronice din sistemele de RR și CS precum și propagarea undelor electromagnetice. Mediul ambiant își exercită influența printr-un mare număr de factori, cum sunt: temperatura, umiditatea, presiunea, conținutul în microparticule de praf, fum, ceață, conținutul în particule cu sarcină, câmpurile gravitaționale și câmpurile electromagnetice existente, prin radiațiile atomice și electromagnetice.

În continuare se face o prezentare sumară a acestor influențe.

1.2.1. Pământul

Influența Pământului se manifestă în principal prin câmpul său gravitațional – determinant în mișcarea sateliților și prin câmpul magnetic care influențează propagarea undelor electromagnetice. Un efect neneglijabil mai ales în comunicațiile prin sateliți, constă în radiația EM pe care o emite Pământul, provenită practic din radiația solară¹ (reflectată sau absorbită și apoi emisă). Aceste radiații sunt situate în spectrul de RF (mai ales în UIF și mai sus, unde sunt sezizate ca zgomote în receptoarele ultrasensibile) și în infraroșu (cu efect de încălzire a atmosferei și obiectelor).

Ca formă, Pământul poate fi aproximat grosier ca o sferă cu raza $R = 6371\text{km}$. O apreciere mai precisă consideră Pământul ca un elipsoid de rotație cu semiaxa polară mai mică decât semiaxa ecuatorială: $R_{\text{ecuator}} = 6378,14\text{km}$, $R_{\text{polar}} = 6356,755\text{km}$. Ultimele cercetări din sateliți au arătat că secțiunea ecuatorială nu este circulară iar distanțele de la centru la poli nu sunt egale.

Din punct de vedere magnetic, Pământul se manifestă printr-un câmp magnetic terestru destul de asemănător celui produs de un dipol magnetic – fig. 1.19. Polii magnetici nu coincid cu polii geografici și sunt mobili, suferind deplasări mari în milioane de ani; în ultimii $20 \cdot 10^6$ ani, polaritatea câmpului magnetic s-a schimbat de 60 de ori; în prezent se apreciază o inversare la circa 10000 ani.

Inducția câmpului magnetic terestru este foarte mică (tabel 1.2) și scade repede cu distanța față de centru (aproximativ cu cubul distanței), dar exercită o influență determinantă asupra fluxului de particule cu sarcină din cosmos și în mare măsură asupra propagării undelor EM în sistemele cu sateliți. Componentele orizontală și verticală ale câmpului magnetic la sol, la diferite latitudini Φ sunt:

$$B_o = 31 \cdot 10^{-6} \cos \Phi; \quad B_v = 31 \cdot 10^{-6} \sin \Phi \quad (\text{Tesla})$$

Asimilarea câmpului magnetic terestru cu al unui dipol este o aproximație. Măsurătorile precise arată că inducția are abateri de ordinul $x0,1\%$ față de câmpul dipolic. Mecanismele de formare și modificare a câmpului magnetic terestru nu sunt prea bine cunoscute; se știe că există influențe atât din interiorul cât și din exteriorul Pământului.

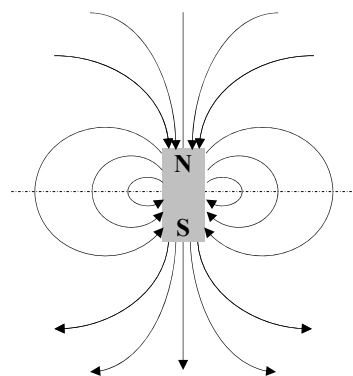


Fig. 1.19. Câmpul magnetic terestru (aproximație)

Distanța la centru (x raze terestre)	Inducția magnetică la ecuator (μT)
1	31
2	3,9
3	1,2
4	0,5
5	0,25

¹ Faptul că temperatura locală variază foarte mult în funcție de iluminarea solară, dovedește că energia radiată de pe suprafața Pământului provine practic în totalitate de la Soare.

La suprafață, local, câmpul magnetic prezintă variații destul de mari – anomalii magnetice, datorate unor aglomerări metalice și unor procese de sub scoaja terestră.

1.2.2. Atmosfera terestră

Atmosfera este un amestec de gaze, pulberi și particule cu sarcină, formând un strat în jurul Pământului. Grosimea atmosferei este apreciată la câteva sute de km dar este imprecis determinabilă, trecerea la spațiul vid având loc treptat, prin rarefiere lentă.

În straturile joase, aerul atmosferic curat are componența medie: 0,78084% azot molecular, 0,20964% oxigen molecular, 0,00934% argon, 0,000033% bioxid de carbon, restul fiind format din gaze (heliu, neon, metan, kripton, ...), vapori de apă etc. Local, în straturile foarte joase, apar abateri mari de la această compoziție – în zonele industriale crește mult conținutul în CO_2 , în alte zone apar concentrații mari de vapori de apă etc.

Până la 70 – 80km altitudine, conținutul relativ (în %) de componente este practic constant; de aceea această pătură se numește *homosferă*. Peste 70 – 80km, sub influența radiației solare și cosmice apar schimbări structurale (disocierea moleculelor, ionizarea) și conținutul atmosferei devine variabil; ca urmare această zonă se numește *heterosferă*.

Pătura atmosferică de joasă altitudine, până la 10 – 18km permite existența vieții și este numită *troposferă*; în troposferă se află cam 90% din masa totală a atmosferei. Zona imediat următoare (până pe la 30km) este numită *stratosferă*. Denumirile următoarelor pături și variația temperaturii atmosferei apar în fig. 1.20. Se observă că peste circa 80km temperatura (ca măsură a energiei cinetice medii a particulelor) crește datorită energiei furnizate de radiațiile ultraviolete, X și gamma prezente în vântul solar și în radiația cosmică; această zonă este numită *termosferă*. Peste aproximativ 500km, concentrația de particule este foarte mică; zona este numită *exosferă*.

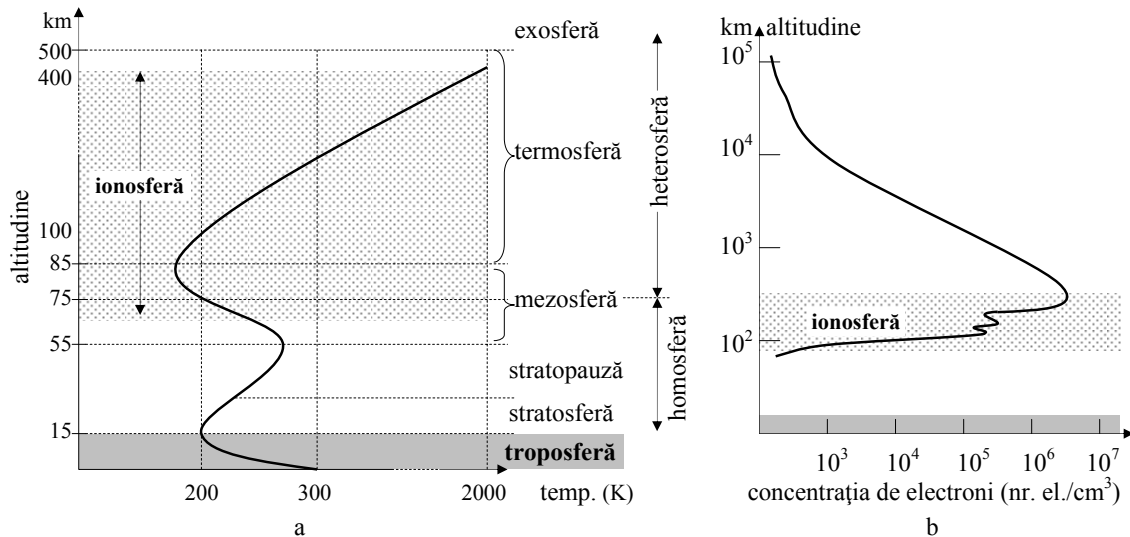


Fig. 1.20. Variația temperaturii (a) și a concentrației de electroni (b) în atmosfera terestră

De la 50 – 60km în sus, se situează o zonă numită *ionosferă*, în care concentrația de particule cu sarcină (ioni, electroni) este mare – fig. 1.20.b. Ionizarea se produce sub influența radiațiilor solare (vânt solar) și a celei cosmice. Ionosfera influențează esențial propagarea UEM care ajung în zonă (de exemplu în radiodifuziunea pe UL, UM și US). În sistemele de CS, UEM traversează întreaga ionosferă și suferă influențe puternice. Se consideră că ionosfera este formată din mai multe straturi, în funcție de altitudine și de concentrația

electronilor: stratul D la aproximativ 60km, stratul E la 100km și straturile F₁ și F₂ la 200km și 300km.

Pe măsura creșterii altitudinii, densitatea și presiunea atmosferică scad, de la aproximativ 400g/m³ și 280milibar la 10km, la 0,0009g/m³ și 0,0006milibar la 100km (1Bar = 10⁵N/m²). Ca urmare, regimul termic al aparatului de pe sateliți este complet diferit de cel din apropierea solului.

Un efect important al scăderii densității atmosferei cu altitudinea constă în schimbarea indicelui de refracție al undelor EM. Cu destul de mare aproximație, se consideră că indicele de refracție n în atmosfera joasă variază liniar cu altitudinea h după relația: $n \approx n_0(1 - h/\rho)$, n_0 este indicele la altitudine nulă (pentru atmosfera standard¹ $n_0 = \sqrt{\epsilon_{raer}} = \sqrt{1,000676} = 1,000338$), $-1/\rho$ este gradientul de variație al indicelui de refracție, dependent de condițiile locale.

Deși n este foarte apropiat de 1, variațiile n cu altitudinea pe distanțele mari parcurse de unde în sistemele de RR și CS au ca efect o propagare neregulată.

Efectele atmosferei asupra propagării UEM se manifestă în principal prin următoarele:

1. O parte din energie UEM este absorbită în atmosferă, de către moleculele de gaze, vapori și particule (fum, ...). Până la circa 12GHz atenuarea atmosferică e mică, apoi crește sensibil cu frecvența – fig. 1.20. La anumite frecvențe apar maxime de absorbție de rezonanță (22GHz – rezonanța vaporilor de apă, 60GHz - rezonanța moleculelor de oxigen). Ploaia și zăpada cresc pierderile prin absorbție.
2. Variația indicelui de refracție a UEM cu altitudinea determină propagare neregulată a undelor, atât în sistemele RR cât și CS; pe trasee de sute de km abaterile sunt importante. Indicele de refracție variază și cu temperatura, conținutul în vapori de apă etc. Ca urmare apar modificări ale direcțiilor de propagare cu consecința propagării UEM pe mai multe căi (reflexii, refracții) urmată de interferență la receptor.
3. Propagarea în ionosferă – mediu ionizat în câmp magnetic, determină rotirea planului de polarizare a UEM, difuzie și refracție. Consecințele sunt: atenuări sporite și apariția interferențelor între unde care parcurg trasee diferite.

Aspectul cel mai neplăcut constă în modificările complexe, imprevizibile, și rapide și lente, ale caracteristicilor atmosferei deci și ale caracteristicilor de propagare ale UEM și în consecința a nivelelor semnalelor recepționate și al zgomotelor.

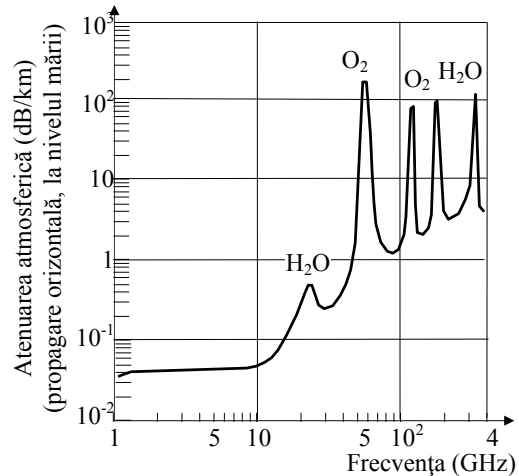


Fig. 1.20. Absorbția atmosferică a energiei UEM în funcție de frecvență

¹ Atmosferă curată, presiune 1,015barr, temperatură 18°C, umiditate relativă 70%

1.2.3. Efectele radiațiilor. Centurile Van Allen

Pământul este supus unui adevărat “bombardament” cu radiații de variate tipuri, venite în principal dinspre Soare și din cosmos. Aceste radiații sunt de două feluri:

- 1) Radiații electromagnetice, în toată gama: RF (Hz ... sute GHz), infraroșu (IR), vizibil, ultraviolet (UV), X, și gamma (Γ). Absorbția atmosferică crește foarte mult cu frecvența (fig. 1.20) astfel că razele IR, UV, X și Γ ajung la sol destul de atenuate, cu efecte neglijabile asupra sistemelor de RR. Sistemele de pe sateliți, mai ales semiconductoarele, trebuie însă bine protejate (cu ecrane metalice) iar pentru evacuarea căldurii se folosesc alte tehnici decât pe Pământ. O problemă aparte o constituie radiațiile de RF care, pentru receptoarele foste sensibile de pe sateliți și stațiile de sol, reprezintă zgomote; sunt necesare măsuri speciale de protecție.
- 2) Radiații corpusculare (electroni, protoni, particule α) cu mare energie. Datorită câmpului magnetic al Pământului, particulele care compun radiațiile corpusculare sunt reținute în zone inelare (centuri) la mare altitudine, puține ajung pe sol și ca urmare funcționarea sistemelor de RR nu este influențată. În cazul sateliților este necesară protecție (ecranare) iar zonele cu mare concentrație de particule cu sarcină sunt evitate cu grijă.

Efectele radiațiilor și ale microparticulelor asupra aparaturii de pe sateliți sunt importante și complexe.

Bombardamentul cu radiațiile corpusculare și microparticule solicită mecanic învelișul sateliților, aceste particule fiind cu energii mari – calitățile reflectante scad, se produc deformări etc.

Radiațiile EM și corpusculare pătrund în materiale, modificându-le proprietățile. Materialele organice sunt de regulă sensibile la radiații EM de mare energie (UV, X, gamma). Materialele anorganice electroizolante se degradează sub acțiunea radiațiilor X și gamma care, pătrunzând în material produc ionizări, disocieri de molecule etc. Semiconductoarele sunt deosebit de sensibile la radiații EM de mare energie și corpusculare datorită generării de purtători. Metalele sunt mai rezistente, dar în timp și acestea suferă modificări – recristalizări, de exemplu, însoțite de scăderea rezistenței mecanice și alte efecte.

Rezistența la radiații depinde mult de tehnologia de fabricație. În cazul semiconductoarelor, cele mai sensibile sunt dispozitivele bipolare cu joncțiuni. Pentru protecție se folosesc învelișuri absorbante, din cuarț, aluminiu etc., cu grosimi în funcție de solicitarea previzibilă.

În concluzie, la proiectarea sistemelor de pe sateliți (electronice, mecanice, de alimentare cu energie etc.) trebuie să se țină seama de comportarea componentelor la radiații. Cu titlu pur informativ, se prezintă dozele de radiații de la care materialele se degradează (tabel 1.3).

Efectele radiațiilor depind de energia pe care o cedează substanței. Pentru aprecierea efectelor radiațiilor se folosește mărimea numită *doză de radiații*, care reprezintă energia primită de unitatea de masă de substanță; unitatea specifică este *rad* ($1\text{rad} = 10^{-2} \text{ J/kg} = 100 \text{ erg/gram}$).

Cea mai mare parte a radiațiilor de toate felurile provine de la Soare. Pentru sateliți radiația EM solară este vitală, deoarece este sursa primară de energie pentru alimentarea sistemelor. În prezent, toți sateliții sunt echipați cu *baterii solare* care transformă energia radiantă (din UV în special) în curent electric. Pe durata deplasării în conul de umbră format de Pământ, se folosesc acumulatorii.

Radiația corpusculară provenită din Soare numită *vânt solar*, are multe efecte, printre care:

- deformarea sferei geomagnetice: liniile de câmp magnetic sunt “comprimate” în partea dinspre Soare la 8 – 12 raze terestre, iar în partea opusă câmpul se extinde pe sute de raze terestre;

Material	Doza (rad)
Piese electronice	$10 - 10^3$
Materiale plastice	$10^7 - 10^9$
Uleiuri minerale	$10^5 - 10^8$
Ceramică, stică	$10^6 - 10^8$
Metale	$10^9 - 10^{11}$

- ionizarea atmosferei din straturile atmosferice superioare (la aceasta contribuie și radiația EM);
- modificarea orbitei sateliților (mai ales a celor geostaționari) datorită presiunii exercitate de radiații;
- formarea în jurul Pământului, a unor zone inelare cu mare concentrație de sarcini, numite *centurile Van Allen*.

Formarea centurilor este o consecință a interacțiunii câmpului magnetic terestru cu particulele încărcate, care sunt *captate* în acest câmp și rămân în zone determinate.

O particulă cu sarcina q și masa m care intră în câmpul cu inducția B cu viteza v suferă acțiunea forței Lorentz $\vec{F} = q\vec{v} \times \vec{B}$ (fig. 1.21.a). Traiectoria este în general elicoidală cu raza spirei r rezultând din egalitatea forței Lorentz cu forța centrifugă F_{cf} :

$$|\vec{F}| = qvB \sin \alpha = |\vec{F}_{cf}| = \frac{m(v \sin \alpha)^2}{r}; \quad r = \frac{mv \sin \alpha}{qB}$$

Fluxul magnetic prin secțiunea spirei este constant, deci:

$$\Phi = \pi r^2 B = \frac{(mv \sin \alpha)^2}{q^2 B} = \text{constant}$$

de unde se obține: $(\sin \alpha)^2 / B = \text{constant}$ ($|\vec{v}| = \text{constant}$)

În lungul unei linii de câmp B și α variază: sunt mari la poli și mici la ecuator. Pe măsură ce particula se deplasează spre un pol, α crește până la $\pi/2$ ($v_2 = 0$) după care particula nu mai poate înainta. La orice dezechilibru, particula își schimbă sensul de deplasare, revenind pe aceeași traiectorie. Astfel, particulele pendulează pe traiectorii spirale, de la un pol la altul, rămânând “captive” în centură.

Există două centuri, una interioară (în principal cu protoni de mare energie, peste 40MeV) și una exterioară (în principal cu electroni cu energii reduse, de câțiva MeV), localizate ca în fig. 1.22.

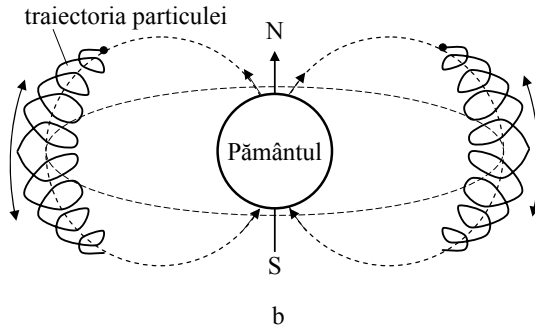
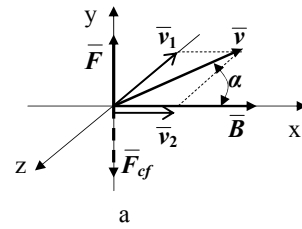


Fig. 1.21. Mișcarea particulelor cu sarcină în centurile Van Allen

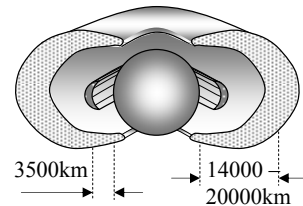


Fig. 1.22. Centurile Van Allen