Asociaţia Grupul pentru Reformă şi Alternativă Universitară (GRAUR)
Cluj-Napoca
Indexul Operelor Plagiate în România
www.plagiate.ro

Grupul pentru Reformă şi Alternativă Universitară
Pagina web : www.graur.org Fondata în 2004 la Cluj Napoca. Nr.19643/2407/A/2004 din RN al ONG-urilor al Min. Justiţiei Romania, 400424 Cluj-Napoca // Dostoievski 26 E-mail: office@graur.org

Decizie de indexare a faptei de plagiat la poziţia 00473 / 14.02.2022 şi pentru admitere la publicare în volum tipărit

care se bazează pe:

A. **Nota de constatare şi confirmare a indiciilor de plagiat** prin fişa suspiciunii inclusă în decizie.

Fişa suspiciunii de plagiat / Sheet of plagiarism's suspicion		
Opera suspicionată (OS) / Suspicious work		Opera autentică (OA) / Authentic work
OS	CÎRCIU, Ionică. *Radarul panoramic de bord*, Braşov: Editura Academiei Forţelor Aeriene "Henri Coandă", 2008.	
OA	HLADIUC, Eusebiu și Alexandru Viorel POPESCU. *Navigația aeriană*, Iaşi: Editura Junimea, 1977.	
Incidenţa minimă a suspiciunii / Minimum incidence of suspicion		
P01	p.7:16 – p.8:07	p.13:25d – p.13:43d
P02	p.8:15-23	p.287:01s – p.287:11s
P03	p.9:03 – p.10:10	p.423:17d – p.424:23s
P04	p.11:01 – p.12:11	p.406:33d – p.407:22s
P05	p.12:11-15	p.407:30s-34s
P06	p.18:01-20	p.407:22d – p.408:03s
P07	p.18:21-23	p.408:07d-09d
P08	p.19:01-06	p.408:22d-28d
P09	p.19:07-09	p.409:30d-33d
P10	p.19:10-11	p.409:28s-30s
P11	p.19:12 – p.20:03	p.409:06d-20d
P12	p.27:16 – p.28:03	p.411:04d-16d
P13	p.28:04-22	p.411:57d – p.412:15s
P14	p.29:01-08	p.412:28s-45s
P15	p.29: fig.1.6	p.413: fig.390(c)
P16	p.29: fig.1.7	p.413: fig.390(d)
P17	p.30:01-08	p.412:53s-62s
P18	p.30: fig.1.8	p.413: fig.390(b)
P19	p.30: fig.1.9	p.413: fig.390(a)
P20	p.31:01-04	p.412:03d-07d
P21	p.31:05-08	p.412:15d-19d
P22	p.32:15-19	p.414:32d – p.415:01s
P23	p.32:20-21	p.415:10s-12s
P24	p.33:01 – p.37:05	p.424:39s – p.425:12s
P25	p.37: fig.2.1	p.425: fig.404
P26	p.38:01 – p.42:12	p.425:13s – p.426:04d
P27	p.45:01 – p.48:15	p.426:05d – p.427:19s

P28	p.46: fig.3.1	p.427: fig.408
P29	p.47: tab.3.1	p.427: tabel
P30	p.48:16 – p.50:13	p.427:20s-25d
P31	p.49: fig.3.2	p.428: fig.409
P32	p.50:14 – p.51:11	p.428:01s-10d
P33	p.51: fig.3.3	p.428: fig.410
P34	p.52:01 – p.54:19	p.429:01s-p.429:27d
P35	p.52: fig.3.4	p.429: fig.411
P36	p.55:01 – p.57:05	p.429:28d – p.430:16d
P37	p.55: fig.3.5	p.430: fig.412
P38	p.56: tab.3.2	p.430: fig.413
P39	p.57: fig.3.6	p.430: fig.413
P40	p.58:01 – p.60:07	p.430:17d – p.431:12s
P41	p.59: fig.3.7	p.431: fig.414
P42	p.60: tab.3.3	p.431: tabel 1
P43	p.61:01 – p.64:20	p.431:13s – p.432:23s
P44	p.61: tab.3.4	p.431: tabel 2
P45	p.63: fig.3.8	p.431: fig. 415
P46	p.65:01 – p.68:17	p.441:21s – p.442:30s
P47	p.65: fig. 3.9	p.442: fig.429
P48	p.69:01 – p.70:06	p.432:24s-03d
P49	p.70: fig.4.1	p.432: fig.416
P50	p.70:07 – p.72:17	p.432:04d – p.433:02s
P51	p.71: fig. 4.2	p.432: fig.417
P52	p.72:18 – p.73:21	p.433:03s-30s
P53	p.79:11 – p.81:21	p.433:31s – p.434:03s
P54	p.80: fig.4.3	p.433: fig.418
P55	p.82:01 – p.87:09	p.434:04s – p.435:05d
P56	p.83: fig.4.4	p.434: fig.419
P57	p.85: fig.4.5	p.435: fig.420
P58	p.86: fig.4.6	p.435: fig.421
Fişa întocmită pentru includerea suspiciunii în Indexul Operelor Plagiate în România de la Sheet drawn up for including the suspicion in the Index of Plagiarized Works in Romania at www.plagiate.ro		

Notă: Prin „p.72:00” se înţelege paragraful care se termină la finele pag.72. Notaţia „p.00:00” semnifică până la ultima pagină a capitolului curent, în întregime de la punctul iniţial al preluării.

Note: By „p.72:00” one understands the text ending with the end of the page 72. By „p.00:00” one understands the taking over from the initial point till the last page of the current chapter, entirely.

B. **Fişa de argumentare a calificării** de plagiat alăturată, fişă care la rândul său este parte a deciziei.

Echipa Indexului Operelor Plagiate în România

Asociaţia Grupul pentru Reformă şi Alternativă Universitară (GRAUR)
Cluj-Napoca
Indexul Operelor Plagiate în România
www.plagiate.ro

Fişa de argumentare a calificării

Nr. crt.	Descrierea situaţiei care este încadrată drept plagiat	Se confirmă
1.	Preluarea identică a unor fragmente (piese de creaţie de tip text) dintr-o operă autentică publicată, fără precizarea întinderii şi menţionarea provenienţei şi însuşirea acestora într-o lucrare ulterioară celei autentice.	✓
2.	Preluarea unor fragmente (piese de creaţie de tip text) dintr-o operă autentică publicată, care sunt rezumate ale unor opere anterioare operei autentice, fără precizarea întinderii şi menţionarea provenienţei şi însuşirea acestora într-o lucrare ulterioară celei autentice.	
3.	Preluarea identică a unor figuri (piese de creaţie de tip grafic) dintr-o operă autentică publicată, fără menţionarea provenienţei şi însuşirea acestora într-o lucrare ulterioară celei autentice.	✓
4.	Preluarea identică a unor tabele (piese de creaţie de tip structură de informaţie) dintr-o operă autentică publicată, fără menţionarea provenienţei şi însuşirea acestora într-o lucrare ulterioară celei autentice.	✓
5.	Republicarea unei opere anterioare publicate, prin includerea unui nou autor sau de noi autori fără contribuţie explicită în lista de autori	
6.	Republicarea unei opere anterioare publicate, prin excluderea unui autor sau a unor autori din lista iniţială de autori.	
7.	Preluarea identică de pasaje (piese de creaţie) dintr-o operă autentică publicată, fără precizarea întinderii şi menţionarea provenienţei, fără nici o intervenţie personală care să justifice exemplificarea sau critica prin aportul creator al autorului care preia şi însuşirea acestora într-o lucrare ulterioară celei autentice.	✓
8.	Preluarea identică de figuri sau reprezentări grafice (piese de creaţie de tip grafic) dintr-o operă autentică publicată, fără menţionarea provenienţei, fără nici o intervenţie care să justifice exemplificarea sau critica prin aportul creator al autorului care preia şi însuşirea acestora într-o lucrare ulterioară celei autentice.	✓
9.	Preluarea identică de tabele (piese de creaţie de tip structură de informaţie) dintr-o operă autentică publicată, fără menţionarea provenienţei, fără nici o intervenţie care să justifice exemplificarea sau critica prin aportul creator al autorului care preia şi însuşirea acestora într-o lucrare ulterioară celei autentice.	✓
10.	Preluarea identică a unor fragmente de demonstraţie sau de deducere a unor relaţii matematice care nu se justifică în regăsirea unei relaţii matematice finale necesare aplicării efective dintr-o operă autentică publicată, fără menţionarea provenienţei, fără nici o intervenţie care să justifice exemplificarea sau critica prin aportul creator al autorului care preia şi însuşirea acestora într-o lucrare ulterioară celei autentice.	
11.	Preluarea identică a textului (piese de creaţie de tip text) unei lucrări publicate anterior sau simultan, cu acelaşi titlu sau cu titlu similar, de un acelaşi autor / un acelaşi grup de autori în publicaţii sau edituri diferite.	
12.	Preluarea identică de pasaje (piese de creaţie de tip text) ale unui cuvânt înainte sau ale unei prefeţe care se referă la două opere, diferite, publicate în două momente diferite de timp.	

Alte argumente particulare: a) Preluările de poze nu indică sursa, locul unde se află, autorul real sau posibil.

Notă:

a) Prin „provenienţă" se înţelege informaţia din care se pot identifica cel puţin numele autorului / autorilor, titlul operei, anul apariţiei.

b) Plagiatul este definit prin textul legii[1].

> *„ …plagiatul – expunerea într-o operă scrisă sau o comunicare orală, inclusiv în format electronic, a unor texte, idei, demonstraţii, date, ipoteze, teorii, rezultate ori metode ştiinţifice extrase din opere scrise, inclusiv în format electronic, ale altor autori, fără a menţiona acest lucru şi fără a face trimitere la operele originale…".*

Tehnic, plagiatul are la bază conceptul de **piesă de creaţie** care[2]:

> *„…este un element de comunicare prezentat în formă scrisă, ca text, imagine sau combinat, care posedă un subiect, o organizare sau o construcţie logică şi de argumentare care presupune nişte premise, un raţionament şi o concluzie. Piesa de creaţie presupune în mod necesar o formă de exprimare specifică unei persoane. Piesa de creaţie se poate asocia cu întreaga operă autentică sau cu o parte a acesteia…"*

cu care se poate face identificarea operei plagiate sau suspicionate de plagiat[3]:

> *„…O operă de creaţie se găseşte în poziţia de operă plagiată sau operă suspicionată de plagiat în raport cu o altă operă considerată autentică dacă:*
> *i) Cele două opere tratează acelaşi subiect sau subiecte înrudite.*
> *ii) Opera autentică a fost făcută publică anterior operei suspicionate.*
> *iii) Cele două opere conţin piese de creaţie identificabile comune care posedă, fiecare în parte, un subiect şi o formă de prezentare bine definită.*
> *iv) Pentru piesele de creaţie comune, adică prezente în opera autentică şi în opera suspicionată, nu există o menţionare explicită a provenienţei. Menţionarea provenienţei se face printr-o citare care permite identificarea piesei de creaţie preluate din opera autentică.*
> *v) Simpla menţionare a titlului unei opere autentice într-un capitol de bibliografie sau similar acestuia fără delimitarea întinderii preluării nu este de natură să evite punerea în discuţie a suspiciunii de plagiat.*
> *vi) Piesele de creaţie preluate din opera autentică se utilizează la construcţii realizate prin juxtapunere fără ca acestea să fie tratate de autorul operei suspicionate prin poziţia sa explicită.*
> *vii) In opera suspicionată se identifică un fir sau mai multe fire logice de argumentare şi tratare care leagă aceleaşi premise cu aceleaşi concluzii ca în opera autentică…"*

[1] Legea nr. 206/2004 privind buna conduită în cercetarea ştiinţifică, dezvoltarea tehnologică şi inovare, publicată în Monitorul Oficial al României, Partea I, nr. 505 din 4 iunie 2004
[2] ISOC, D. *Ghid de acţiune împotriva plagiatului: bună-conduită, prevenire, combatere*. Cluj-Napoca: Ecou Transilvan, 2012.
[3] ISOC, D. *Prevenitor de plagiat*. Cluj-Napoca: Ecou Transilvan, 2014.

Grupul pentru Reformă şi Alternativă Universitară
Pagina web : www.graur.org Fondata în 2004 la Cluj Napoca. Nr.19643/24407/A/2004 din RN al ONG-urilor al Min. Justiţiei Romania, 400424 Cluj-Napoca // Dostoievski 26 E-mail: office@graur.org

Eusebiu Hladiuc Alexandru-Viorel Popescu

NAVIGAȚIA AERIANA

Editura „Junimea" - IAȘI
- 1977 -

EUSEBIU HLADIUC și ALEXANDRU VIOREL POPESCU

NAVIGAȚIA AERIANĂ

UNTURICE. COSTEL

EDITURA JUNIMEA — IAȘI

1977

Expresia cea mai înaltă a zborurilor de mare distanță și în mod implicit de aplicare a procedurilor de navigație aeriană valabile la datele respective, au fost ocolurile pămîntului. În 1931 Willey Post și Harold Gatty * zburînd cu un avion Lockheed Vega au realizat această performanță în 8 zile 11 ore și 45 minute, parcurgînd aproape 25.000 km. Doi ani mai tîrziu, 18-22 iulie 1933, Willey Post, de data aceasta singur, a reușit să efectueze înconjorul pămîntului făcînd 10 escale în numai 5 zile 18 ore și 42 minute. De abia în iulie 1938 echipajul format din Howard Hughes, Thurlow, Connov Stoddart și Lund au reușit să reducă numărul etapelor la 6. Înconjorul pămîntului a fost efectuat de data aceasta în 91 ore, folosindu-se un avion Lockheed 14.

Toate aceste performanțe au însemnat o muncă perseverentă atît din partea personalului navigant cît și din partea constructorilor de avioane și de echipamente de bord. Personalul navigant a trebuit să se documenteze în cele mai mici amănunte asupra tuturor factorilor ce puteau să influențeze zborul, reducînd la minimum neprevăzutul, iar în zbor să aplice toate cunoștințele dobîndite anterior și să facă dovadă de o deosebită rezistență psihică și fizică. În ceea ce privește pe constructori, aceștia au aplicat învățămintele rezultate cu ocazia fiecărui zbor care s-a încheiat cu un succes sau chiar de pe urma acelora în care echipajele și-au sacrificat viața pentru progresul aviației ; iar acest progres, în aviație este astăzi mai elocvent decît oricînd pînă acum. Progresul însă impune contemporanilor sarcina de a fi la curent cu toate noile realizări pentru a le folosi în scopul desfășurării zborului în deplină securitate, în timpul prevăzut și cu maximă eficiență. Noutățile pot fi cunoscute numai printr-o documentare continuă, printr-un studiu organizat și perseverent.

1. 2. 1. *Navigația aeriană*, în urma experienței obținute prin activitatea de zbor pe mari distanțe, de mare durată și în condițiuni meteorologice variate, a adoptat mai multe metode care să asigure, în raport de condiții și de scopuri, realizarea obiectivelor principale : securitatea, precizia și eficiența zborurilor.

Cele mai importante metode recomandate de navigație aeriană ca modalități teoretice de asigurare a deplasărilor în zbor sînt :

— metoda navigației observate ;
— metoda navigației estimate ;
— metoda navigației radioelectrice ;
— metoda navigației astronomice ;
— metoda navigației inerțiale ;
— metoda navigației izobarice.

De regulă nu se folosește numai o singură metodă ci o combinare a două, trei metode care să elimine erorile ce le poate genera folosirea unilaterală.

* C. C. Gheorghiu — Zboruri celebre

1. 2. 1. 1. *Metoda navigației observate* cuprinde ansamblul procedurilor pentru urmarea unui traiect aerian determinat de două sau mai multe puncte, precum și aflarea poziției avionului prin compararea reperelor de la sol cu o hartă, direct cu ochiul liber sau cu instrumente optice adecvate acestui scop.

Navigația observată oferă avantajul siguranței poziției aeronavei prin identificarea reperelor.

1. 2. 1. 2. *Metoda navigației estimate* cuprinde ansamblul procedurilor pentru urmarea unui traiect aerian stabilit între două sau mai multe puncte și determinarea poziției aeronavei cu ajutorul indicațiilor instrumentelor de bord și al calculului, fără a se face vreo referire la reperele de pe sol.

1. 2. 1. 3. *Metoda navigației radioelectrice* folosește posibilitățile electronicei pentru determinarea elementelor necesare deplasării pe un traiect aerian. Navigația radioelectrică poate fi „de bord" dacă elementele se determină cu mijloacele aflate la bordul avionului sau „de sol", dacă elementele se determină cu ajutorul unor mijloace instalate la sol.

1. 2. 1. 4. *Metoda navigației astronomice* cuprinde ansamblul procedurilor care asigură determinarea poziției avionului și urmărirea unui traiect determinat, prin observarea aștrilor cerești cu ajutorul unor instrumente specializate în acest scop.

1. 2. 1. 5. *Metoda navigației inerțiale* permite determinarea poziției aeronavei și urmărirea unui traiect stabilit prin două sau mai multe puncte exprimate în coordonate geografice, pe baza informațiilor dobîndite de forțele de accelerație care acționează asupra celor trei axe ale avionului în zbor.

1. 2. 1. 6. *Metoda navigației izobarice* este utilizată în zborurile la mare înălțime deasupra oceanului și permite controlul avionului în direcție prin determinarea derivei avionului și deci a drumului real urmat, din înălțimea citită la altimetrul barometric și radio altimetru.

P01

Atît navigația inerțială cît și aceea radioelectrică prezintă avantajul preciziei în efectuarea zborului.

1. 2. 2. *Mijloacele de navigație aeriană*. Metodele de navigație se realizează în practică cu ajutorul mijloacelor de navigație. Acestea asigură obținerea elementelor necesare aplicării uneia sau alteia dintre metodele de navigație aeriană.

Tehnica aeronautică, în scurtul interval de timp de la primele instrumente de bord pînă la realizarea celui mai complex sistem de navigație inerțială, a elaborat o serie imensă de mijloace de navigație care se pot totuși sistematiza în următoarele categorii :

— mijloace generale sau geotehnice de navigație ;
— mijloace de radionavigație ;

CAPITOLUL V

NAVIGAŢIA RADIOELECTRICA

5. 1. GENERALITĂŢI

5. 1. 1. *Bazele fizice de funcţionare a mijloacelor de radionavigaţie.*

Navigaţia radioelectrică este metoda generală de navigaţie, folosită de toate categoriile şi tipurile de avioane, de la cele mai mici, de turism, pînă la aerobuze şi avioane supersonice. Ea se bazează pe utilizarea posibilităţilor pe care le oferă radiotehnica în determinarea direcţiei şi distanţei cu ajutorul undelor electromagnetice. Din această cauză ea oferă în acelaşi timp cel mai înalt grad de precizie şi de automatizare în determinarea elementelor de navigaţie. Precizia determinării elementelor de navigaţie este absolut necesară şi ea este impusă de :

— Creşterea continuă a traficului aerian, atît pe căile aeriene cît şi în zonele terminale şi de aerodrom.

— Viteza de croazieră mereu crescîndă a avioanelor de transport.

— Necesitatea de a asigura aterizarea în deplină securitate, chiar cînd condiţiile de vizibilitate şi plafon se reduc din ce în ce mai mult.

Pentru determinarea elementelor de navigaţie necesare pe toate etapele zborului, sînt utilizate mijloace de radionavigaţie atît la sol cît şi la bordul avionului. Unele din aceste mijloace sînt foarte simple ca structură, cum ar fi de pildă radiofarurile nedirecţionale sau receptoarele de radiocomunicaţie de la bord, altele sînt mult mai complexe, cum ar fi de exemplu radarul, sau altele.

Orice mijloc de radionavigaţie, simplu sau complex, permite echipajului de la bordul avionului să determine fie direcţia de la un punct de pe suprafaţa pămîntului către alt punct, sau distanţa dintre aceste două puncte, diferenţa distanţelor de la un punct pînă la alte două puncte sau atît direcţia cît şi distanţa între două puncte.

Fără a se insista asupra problemelor generale de radiotehnică, în cele ce urmează se vor prezenta sumar unele noţiuni de radiotehnică, avînd ca scop uşurarea înţelegerii principiilor de funcţionare a unor mijloace utilizate pentru determinarea direcţiilor şi distanţelor, cu ajutorul undelor electromagnetice.

5. 1. 1. 1. *Cîmpul electric.* Acesta este strîns legat de structura materiei. Materia se caracterizează prin greutate, prin posibilitatea de a fi divizibilă şi prin susceptibilitate de a lua diferite forme. Ea are însă un număr inepuizabil de însuşiri, pe care ştiinţa le descoperă odată cu progresele ei. Proprietatea fundamentală a materiei este însă mişcarea, alcătuind o unitate deosebită, indestructibilă. Întreaga natură se dezvoltă în conformitate cu legile de mişcare ale materiei. Variatele fenomene din lume reprezintă diferitele forme ale materiei.

În principiu, materia este constituită dintr-un număr mare de particule numite moleculele materiei. Fiecare moleculă este constituită la rîndul ei din unul sau mai mulţi atomi. La rîndul său atomul este compus din particule mai mici al căror număr şi organizare determină diferitele proprietăţi fizice ale materiei. Elementele principale constitutive ale atomului sînt : electronul, protonul şi neutronul. În stadiul actual al fizicii au fost determinate şi alte particule, dar care sînt de tranziţie şi nu formează o parte majoră a materiei. Protonii şi neutorii formează un grup compact al atomului numit nucleu. Electronii se rotesc în jurul nucleului cu o viteză foarte mare şi la o distanţă relativ destul de mare faţă de acesta. Protonul şi neutronul au aproape aceeaşi masă, care este aproximativ de 1840 ori mai mare decît masa electronului. După ipoteza lui Nlis Bohr, atomul poate fi comparat cu un sistem solar miniaturizat, în care nucleul reprezintă soarele iar electronii planetele. Cel mai simplu atom este acela al hidrogenului care conţine un singur proton în nucleu şi un singur electron, care se roteşte în jurul acestuia.

Între protonul şi electronul atomului există o forţă de gravitaţie precum şi o forţă electrică. Forţa de gravitaţie este permanent o forţă de atracţie pe cînd forţa electrică este fie de atracţie, fie de respingere. Această forţă electrică se explică atribuind o proprietate electrică protonilor şi electronilor, numită sar-

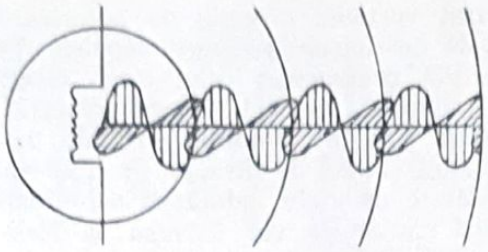


Fig. 276. Propagarea cîmpului magnetic polarizat vertical.

În conformitate cu recomandările OACI, în locul unităţilor de măsură de mai sus se utilizează Herz-ul (Hz), kiloherzul (kHz), megaherzul (MHz) şi gigaherzul (GHz).

Viteza cu care se propagă energia electromagnetică (aproximativ 300.000.000 m/sec) se numeşte viteza de propagare *(c)*. Ea se modifică foarte puţin în funcţie de frecvenţa proprie şi densitatea aerului sau a mediului prin care se propagă. Lungimea de undă, viteza de propagare şi frecvenţa sînt legate între ele prin relaţia : $\lambda = \frac{c}{f}$. Pentru a obţine lungimea de undă în metri, se ia $c = 300.000.000$ dacă f este exprimată în Hz (c/s) sau $c = 300.000$ dacă f este exprimată în kHz (kc/s) şi $c = 300$ dacă f este exprimată în MHz (Mc/s). Astfel, spre exemplu, dacă frecvenţa este de 120 MHz, lungimea de undă va fi egală cu : $\frac{300}{120} = 2{,}5$ m.

Energia electromagnetică se propagă deci sub formă de unde, din care cele utilizate pentru radiocomunicaţii se numesc *unde radio*. Gama de frecvenţe pe care le cuprinde, denumită spectru de frecvenţe, este cuprinsă aproximativ între 10 kHz şi 300.000 MHz, împărţite în 8 benzi. În tabelul ce urmează este arătată clasificarea frecvenţelor, stabilită de Uniunea Internaţională de Telecomunicaţii (UIT) la Geneva, în anul 1959. Prescurtările corespunzătoare diferitelor benzi sînt utilizate curent în toate documentele de informare aeronautică ale OACI.

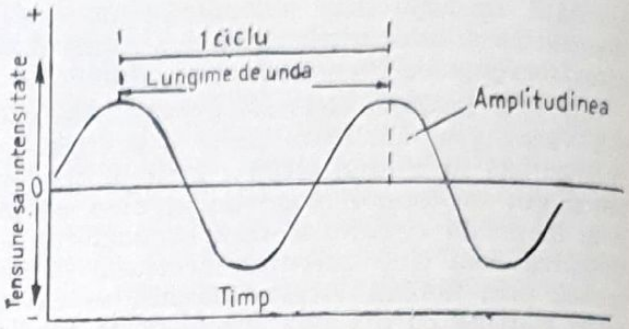


Fig. 277. Componentele undei radio.

Astfel, de exemplu, posturile de radiodifuziune, care pot fi utilizate cu succes în navigaţia radioelectrică, sînt cuprinse în general în gama frecvenţelor joase *(LF)* şi a frecvenţelor medii (MF), iar radiofarul omnidirecţional VOR, în gama frecvenţelor foarte înalte (VHF).

Semnalele a căror frecvenţă este cuprinsă între 20—20.000 Hz sînt perceptibile auzului şi formează *banda de audio-frecvenţă* (AF). Semnalele a căror frecvenţă este cuprinsă între 20.000 Hz şi 300 GHz nu pot fi percepute direct de ureche şi formează *banda de radiofrecvenţă*. Deasupra acestor frecvenţe se întind frecvenţele radiaţiilor de căldură, a radiaţiilor infraroşii, razele de lumină, razele ultraviolete, raxele x, razele gama, razele cosmice, etc.

5. 1. 1. 5. *Undele radio* reprezintă forma de propagare a cîmpului electromagnetic. Această propagare a undelor radio se poate asemăna foarte mult cu propagarea undelor ce se formează pe suprafaţa unei ape liniştite, în cazul aruncării unei pietre în ea. Cu cît ne îndepărtăm mai mult de punctul de cădere al pietrei, cu atît undele sînt mai mici. Undele radio se

TABEL CU CLASIFICAREA ŞI NOMENCLATURA FRECVENŢELOR RADIO

Denumirea	Prescurtarea	Gama	Lungimea de undă
Frecvenţe foarte joase	VLF — Very low frequency	10-30 kHz	Unde foarte lungi (30.000-10.000 m)
Frecvenţe joase	LF — Low frequency	30-300 kHz	Unde lungi (10.000-1.000 m)
Frecvenţe medii	MF — Medium frequency	300-3.000 kHz	Unde medii (1.000-100 m)
Frecvenţe înalte	HF — High frequency	3-30 MHz	Unde scurte (100-10 m)
Frecvenţe foarte înalte	VHF — Very high frequency	30-300 MHz	Unde metrice (10-1 m)
Frecvenţe ultra înalte	UHF — Ultra high frequency	300-3.000 MHz	Unde decimetrice (100 cm-10 cm)
Frecvenţe supra înalte (superioare)	SHF — Super high frequency	3.000-30.000 MHz	Unde centimetrice (10-1 cm)
Frecvenţe extrem de înalte	EHF — Extremely high frequency	30-300 GHz	Unde milimetrice (1 cm-0,1 cm)

— *gama de frecvenţe* adică frecvenţele pe care se poate acorda un receptor radio pentru a le recepţiona ;

— *selectivitatea* adică posibilitatea de a opri frecvenţele nedorite, la recepţia unui semnal pe o anumită frecvenţă ;

— *sensibilitatea* adică posibilitatea de a amplifica un semnal slab astfel încît să devină perceptibil, fără însă a amplifica şi zgomotul de fond al receptorului ;

— *stabilitatea* adică posibilitatea pe care o are un receptor de a nu-şi schimba frecvenţa pe care este acordat, chiar dacă unele părţi componente îşi schimbă valorile, datorită condiţiilor de funcţionare ;

— *fidelitatea* este precizia cu care un receptor radio reproduce semnalul de origine.

5. 1. 1. 7. 1. Ca şi la emisie, recepţia undelor electromagnetice poate fi dirijată sau nedirijată. În cazul recepţiei nedirijate, antena recepţionează undele electromagnetice la fel din orice direcţie. Cînd forţa electromotrice care ia naştere în antenă depinde de direcţia din care vin undele radio se zice că este o recepţie dirijată. Astfel, de exemplu, antena cadru a radiocompasului prezintă caracteristica recepţiei dirijate.

5. 1. 2. *Propagarea undelor radio.* Energia electromagnetică emisă de o antenă amplasată la suprafaţa pămîntului se va propaga în toate direcţiile orizontale şi verticale ale atmosferei terestre, care reprezintă într-o oarecare măsură un conductor. Conductibilitatea atmosferei depinde de : gradul de umiditate, de saturaţia cu particule de praf, anotimp, ora zilei, intensitatea luminii solare, precum şi de alte fenomene. În propagarea undelor mai trebuie să se ţină seama şi de considerentul că suprafaţa pămîntului, deasupra căruia are loc propagarea, este sferică, cu numeroase forme de relief. Toate aceste condiţii au o mare influenţă asupra propagării undelor.

Unghiul vertical pe care îl face direcţia de propagare cu orizontala emiţătorului se numeşte *unghiul de radiaţie*. Dacă unghiul de radiaţie este mic, fie pozitiv sau negativ (faţă de orizontală), unda radiată se numeşte *undă de suprafaţă* şi în general ea urmăreşte curba pămîntului, putînd atinge puncte situate dincolo de orizontul vizibil (fig. 287). Curba undelor de suprafaţă se datoreşte *refracţiei* în straturile inferioare ale atmosferei şi a *difracţiei* în apropierea solului. Refracţia undelor este devierea lor de la linia dreaptă de propagare în straturile atmosferei datorită scăderii densităţii aerului (şi deci a creşterii vitezei de propagare). Difracţia este proprietatea undelor radio de a contura relieful şi obiectele de pe teren.

Unda de suprafaţă este supusă şi influenţei conductibilităţii scoarţei terestre. Astfel, de exemplu, distanţa de acţiune deasupra întinderilor de apă sau a zonelor îngheţate este mai mare decît deasupra uscatului sau a zonelor calde. În sfîrşit o parte din energia undelor radio, lovindu-se de asperităţile solului este reflectată schimbîndu-şi în acelaşi timp şi faza. Acest efect diminuiază pe măsură ce creşte frecvenţa undelor radio. Astfel, undele de foarte înaltă frecvenţă (VHF) şi ultra înaltă frecvenţă (UHF) se propagadă în linie dreaptă, la fel ca o rază de lumină.

Undele radio, emise de o antenă, sub un unghi de radiaţie pozitiv şi care se deplasează aproximativ în linie dreaptă spre straturile at-

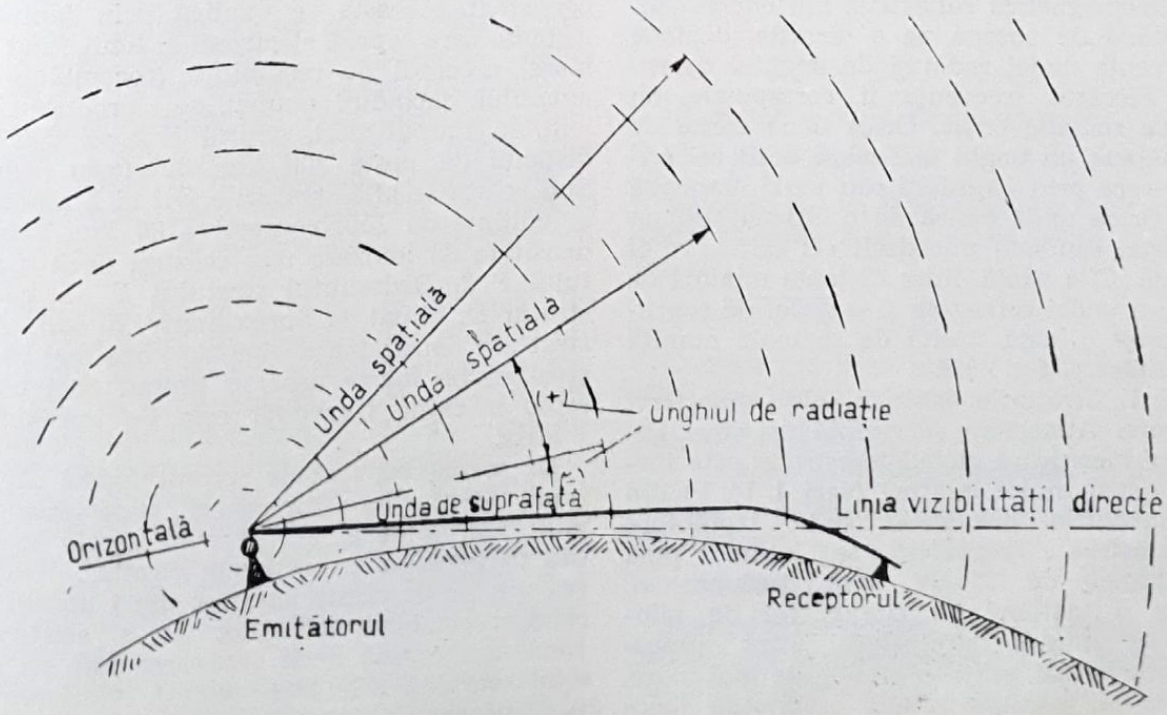


Fig. 287. Propagarea undelor radio.

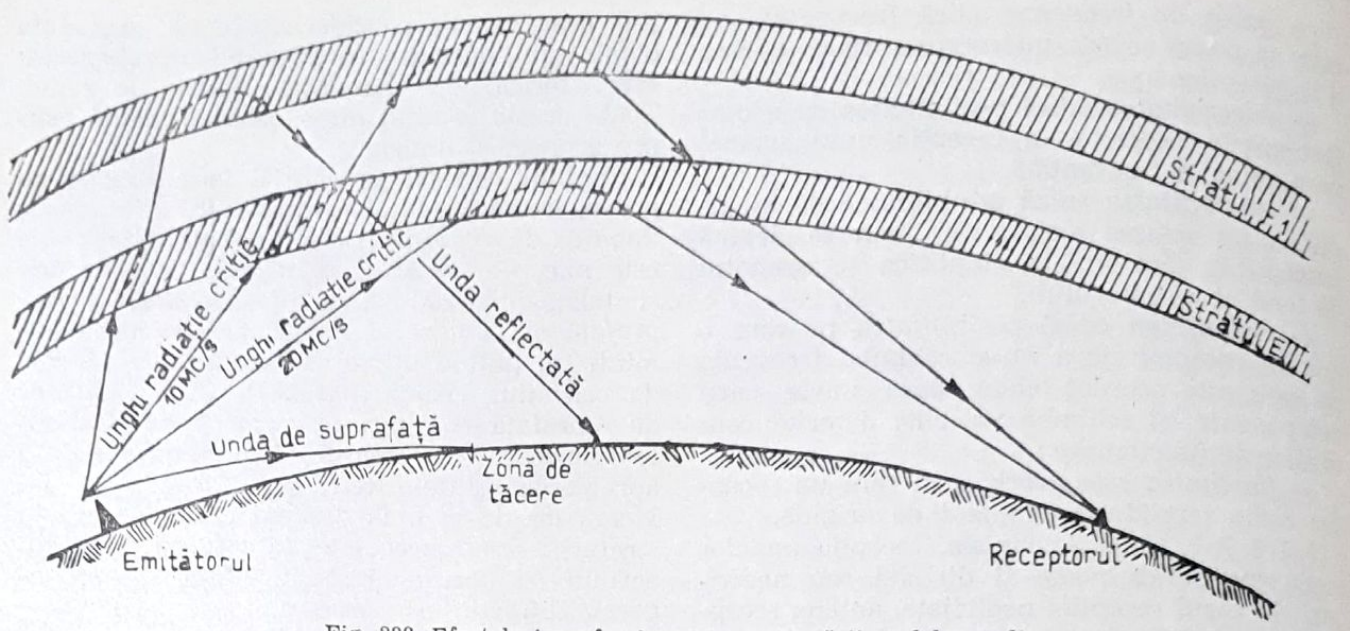


Fig. 288. Efectele ionosferei asupra propagării undelor radio.

mosferei superioare (ionosferă) se numesc *unde spațiale*. În aceste straturi ele pot suferi unul din următoarele efecte :

— energia electromagnetică a undelor radio este refractată, datorită ionizării straturilor, schimbîndu-și direcția în spațiu ;

— energia electromagneticaă a undelor radio este absorbită și se pierde ;

— energia electromagnetică a undelor este reflectată înspre pămînt.

Unda spațială reflectată de ionosferă spre sol, poartă denumirea de *undă reflectată*, spre deosebire de unda directă care nu este supusă nici influențelor ionosferei și nici influenței scoarței pămîntului.

Trebuie reținut faptul că proporția de energie electromagnetică reflectată, din energia totală radială de antenă pe o direcție, depinde de frecvența undei radio și de unghiul de radiație. Fiecărei frecvențe îi corespunde un *unghi de radiație critic*. Orice undă emisă de o antenă sub un unghi mai mare decît cel critic, va trece prin ionosferă sau va fi absorbită de ea. Orice undă emisă de o antenă sub un unghi egal sau mai mic decît cel critic, va fi reflectată. Cîte odată, între distanța minimă de recepție a undei reflectate și a undei de suprafață, apare o zonă lipsită de semnale numită zonă de tăcere (fig. 288).

5. 1. 2. 1. *Straturile ionizate ale atmosferei superioare.* Atmosfera reprezintă un strat gazos, care înconjoară globul terestru și este format din mai multe straturi (vezi 1. 14. 1.) din care straturile principale sînt : troposfera și stratosfera. Troposfera se întinde pînă la înălțimea de 12—16 km ; deasupra ei, pînă la o înălțime de cîteva mii de kilometri se întinde stratosfera, strat atmosferic caracterizat printr-o stabilitate mai mare, temperatură, presiune și alte proprietăți fizice mai constante. În stratosferă are loc ionizarea gazelor, ceea ce exercită o mare influență asupra propagării undelor radio. Partea din stratosferă în care apare fenomenul de ionizare al gazelor se numește *ionosferă*. Ionizarea se produce sub influența razelor ultraviolete ale soarelui care lovesc atomii gazelor, învingînd forțele electrice de atracție dintre sarcina negativă a electronului și sarcina pozitivă a nucleului atomic.

Densitatea ionizării, adică cantitatea de ioni liberi într-o unitate de volum diferă depinzînd de numărul de atomi de gaz. În consecință, în funcție de gradul de rarefiere al atmosferei superioare vor apare mai multe straturi ionizate. Stratul cel mai înalt, *F 2*, are intensitatea de ionizare cea mai ridicată, fiind deci cel mai persistent. Aceasta se explică prin faptul că distanța care separă electronii și ionii fiind mai mare, procesul de restabilire (recombinare) a atomului, făcîndu-l neutru, se produce mai lent. În timpul zilei, stratul *F 2* se află la o distanță de peste 200 km deasupra solului. Sub acesta se află straturile *F 1* și *E* situate la o înălțime de 150, respectiv 100 km. avînd o densitate de ionizare mai scăzută decît a stratului *F 2*. Dedesubtul stratului *E* se găsește stratul *D*, situat la aproximativ 75 km. Acest strat are densitatea de ionizare cea mai redusă și absoarbe foarte ușor în timpul zilei undele radio a căror frecvență este de aproximativ 1 MHz.

De asemenea, trebuie reținut faptul că ionizarea straturilor atmosferei superioare este mult mai intensă, atunci cînd razele soarelui cad perpendicular pe aceste straturi. Producerea ionilor descrește simțitor după apusul soarelui, recombinarea ionilor și a electronilor fiind mai rapidă decît separarea lor. La răsăritul soarelui, cele trei straturi inferioare dispar aproape în întregime. Stratul *F 2* devine mai puțin ionizat după apusul soarelui, totuși

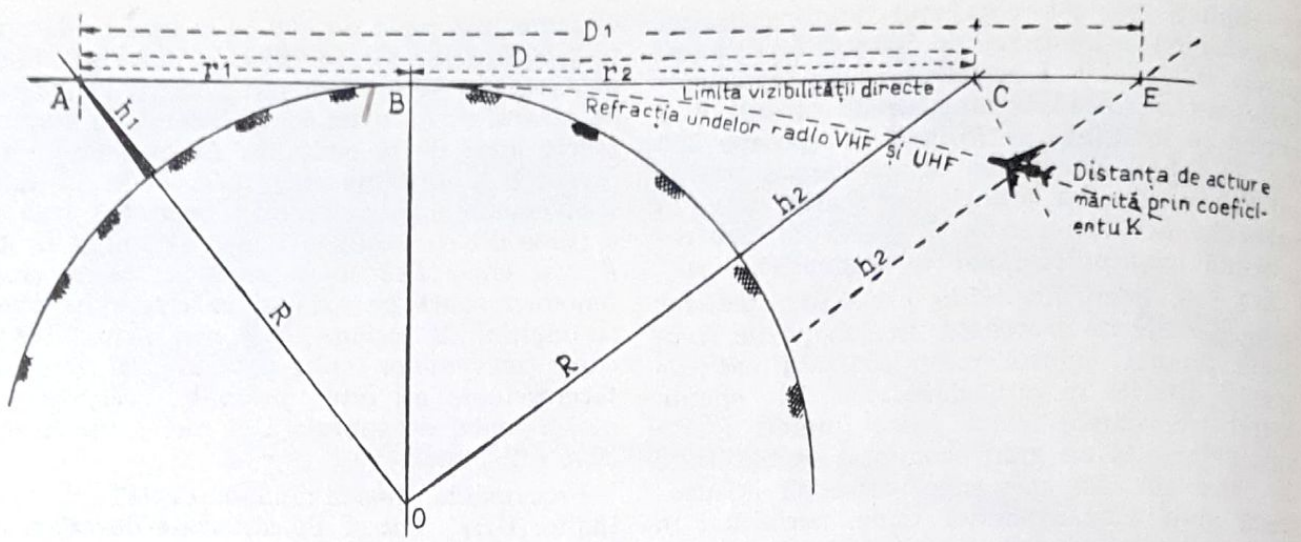


Fig. 289. Determinarea distanței vizibilității directe pe suprafața pămîntului.

$S = 3{,}57 \sqrt{h_1} + 3{,}57 \sqrt{h_2}$ sau

$S = 3{,}57 (\sqrt{h_1} + \sqrt{h_2})$ (4)

unde :

S = distanța în km

h_1 și h_2 = înălțimile punctelor de observare în m.

De exemplu, presupunînd că antena de emisie h_1 a unui radiofar omnidirecțional are 16 m iar înălțimea de zbor h_2 a avionului este de 6.400 m, atunci distanța vizibilității directe va fi :

$$S = 3{,}57 (\sqrt{16} + \sqrt{6.400}) =$$
$$= 3{,}57 (4 + 80) = 300 \text{ km.}$$

Distanța vizibilității directe a avionului în funcție de înălțimea de zbor a acestuia, calculată după formula (3), este arătată în tabelul de mai jos :

Înălțimea (m)	1.000	4.000	9.000	12.000
Distanța (km)	113	226	339	392

Datorită efectelor de difracție și mai ales de refracție distanța maximă (S_1) a unei legături radio pe frecvență foarte înaltă (VHF) sau ultraînaltă (UHF) precum și distanța de descoperire a aeronavelor cu ajutorul radarului este cu 15—20% mai mare decît distanța vizibilității directe.

Pentru calculul acestei distanțe S_1 se ia în considerare un factor de difracție-refracție K ale cărui valori sînt cuprinse între 0,1 și 1,07 și care se adaugă la 3,57.

Adică :

$$S_1 = 3{,}57 + K (\sqrt{h_1} + \sqrt{h_2}) \quad (5)$$

Deși distanța de acțiune a frecvențelor foarte înalte și ultraînalte este limitată, totuși ele prezintă multe avantaje în comparație cu celelalte game, ca de pildă : randament ridicat, simplitatea dispozitivelor, număr de canale de legătură ridicat, influență neînsemnată a paraziților atmosferici, greutate redusă, etc.

5. 1. 2. 3. *Anomalii în propagarea undelor radio.* În mod obișnuit undele radio se recepționează pe direcția pe care sînt emise. Totuși, în cazul în care există unele neregularități ale terenului ca de pildă, munții sau soluri cu densități diferite (mare și uscat), etc. între emițător și receptor, pot să apară unele anomalii în propagare, care au o importanță deosebită în determinarea direcțiilor cu ajutorul unor mijloace ca de exemplu radiocompasul automat, LORAN-ul, etc. O astfel de anomalie este *efectul de litoral* care se datorește proprietăților diferite de reflecție și conductibilitate ale uscatului și mării. Din această cauză, cantitatea de energie absorbită din undele radio este diferită, făcînd ca direcția de propagare la trecerea litoralului să se modifice, adică să se refracte. Undele radio se refractă cu atît mai mult cu cît unghiul de incidență al acestora cu linia litoralului este mai mare.

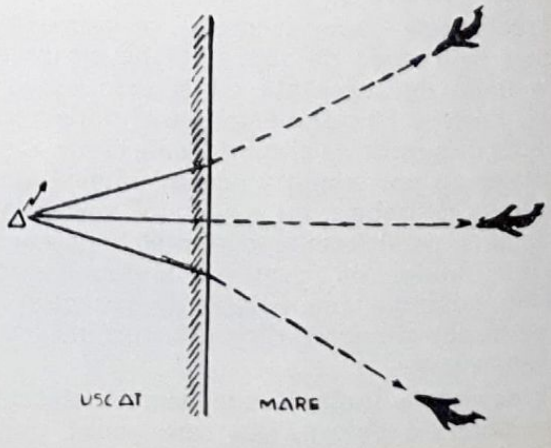


Fig. 290. Efectul de litoral.

În cazul cînd direcţia de propagare este perpendiculară pe linia litoralului, eroarea produsă este neînsemnată putînd însă pentru unghiuri de incidenţă mari (peste 20°) să depăşească 10° şi chiar 15°.

Efectul de litoral are îndeosebi influenţă asupra indicaţiilor radiocompasului de bord şi a radiogoniometrului terestru.

O altă anomalie este *efectul de noapte* care se manifestă mai intens în preajma amurgului (1—2 ore după apusul soarelui) şi a zorilor (1—2 ore înainte de răsărit). În aceste perioade, erorile ating chiar 30°—40° iar noaptea ele se reduc pînă la 10°—15°. Cauza acestor erori constă în recepţionarea simultană a undei de suprafaţă şi a undei spaţiale reflectate de straturile ionizate, care are o polarizare diferită de a undei de suprafaţă. La undele de frecvenţă joasă erorile sînt mai mici, dacă şi distanţa între avion şi mijlocul de radionavigaţie terestru este mai mare de 100 km. La unele mijloace cum sînt radiogoniometrele terestre, eroarea efectului de noapte este mai mică, în schimb se reduce distanţa de acţiune.

În cazul zborurilor deasupra terenurilor muntoase apar, în special la folosirea radiocompasului, erori provocate de *efectul de munte*. Undele electromagnetice, întîlnind în calea lor ondulaţiile reliefului muntos, induc în aceste ondulaţii curenţi electrici, care creiază la rîndul lor un cîmp electromagnetic secundar. Acest cîmp secundar ajunge şi la bordul avionului, fiind recepţionat simultan cu cîmpul electromagnetic al undei directe, denaturînd cu 8—10° indicaţiile de direcţie determinate de receptorul de la bord. Energia cîmpului electromagnetic secundar nu este însă prea mare resimţindu-se pînă la o distanţă faţă de relieful munţilor de aproximativ 10—20 ori înălţimea munţilor. Astfel, dacă de exemplu, înălţimea munţilor este de 1.500—2.000 m, eroarea se observă pînă la o distanţă de 20—40 km.

De asemenea, efectul de munte este neglijabil la o înălţime de zbor odată şi jumătate ori mai mare decît aceea a munţilor.

În sfîrşit. în cazul considerării unor semnale radio între două obiecte în deplasare relativ unul faţă de celălalt, apare o modificare a frecvenţei acestor semnale cunoscută sub denumirea de *efectul Doppler*. Acest efect influenţează negativ asupra indicaţiilor de pe ecranul radarului în sensul că poate produce dispariţia temporară a semnalelor avionului.

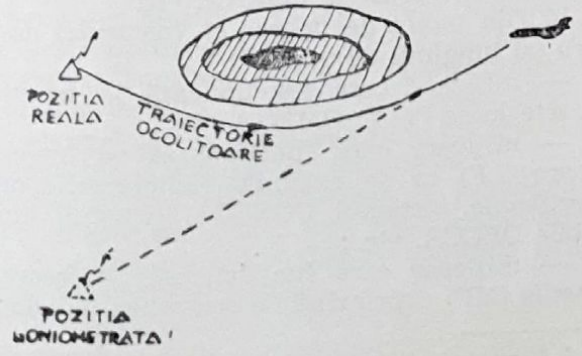


Fig. 291. Efectul de munte.

Efectul Doppler este însă utilizat în instalaţiile speciale radar de bord pentru determinarea derivei şi a vitezei la sol.

5. 1. 2. 4. *Caracterul general al erorilor în determinările efectuate în navigaţia radioelectrică.* În determinările diferitelor elemente ale navigaţiei radioelectrice, ca şi a celorlalte metode de navigaţie este necesar a se lua în considerare apariţia şi existenţa unor erori. Cauzele acestor erori sînt diferite, totuşi ele sînt cuprinse în sfera generală a erorilor în măsurătorile electrice. Erorile ce pot apare în diferitele determinări de elemente ale navigaţiei radioelectrice se pot împărţi în următoarele patru grupe :

a) *Erori metodice* datorită imperfecţiunii metodei de efectuare a măsurătorilor. În navigaţia radioelectrică asemenea erori se datoresc, de exemplu, necunoaşterii suficiente a teoriilor legate de propagarea undelor radio.

b) *Erori instrumentale* care se datoresc imperfecţiunii aparatelor şi instrumentelor de navigaţie ca de exemplu : insuficienta sensibilitate a instrumentelor indicatoare şi a inerţiei lor, erori în gradaţiile cadranelor, jocuri în organele mecanice de transmisia indicaţiilor, etc.

c) *Erori locale* provocate de condiţiile specifice de funcţionare ale mijloacelor de radionavigaţie ca de pildă paraziţii electrici, trepidajul sau vibraţiile avionului, temperatura variabilă, etc., care modifică parametrii de funcţionare a mijlocului de radionavigaţie şi deci introduce erori în determinarea elementelor.

d) *Erori subiective* legate de gradul de pregătire şi antrenament al personalului care foloseşte mijloacele de radionavigaţie. Ele pot fi absolute şi relative. Eroarea absolută a unei determinări Δab reprezintă diferenţa între valoarea măsurată ab şi aceea adevărată A. Adică $\Delta ab = ab - A$. Eroarea relativă Y reprezintă raportul între eroarea absolută şi valoarea adevărată, adică $Y = \frac{\Delta ab}{A}$. Eroarea absolută se exprimă în unităţile de măsură ale valorii determinate, iar eroarea relativă se exprimă în procente. Pentru aprecierea preciziei unui mijloc de radionavigaţie se utilizează în general eroarea absolută, deoarece aceasta depinde în foarte mică măsură de valoarea determinată. Astfel, de exemplu, precizia unui radar poate fi pentru distanţă de ± 10 km iar pentru azimut de $\pm 1{,}5°$.

După caracterul operaţiei în procesul determinării elementelor de radionavigaţie toate

erorile se împart în două categorii : *sistematice* și incidentale. Adică, $\Delta ab = \Delta s + \Delta i$, unde Δs reprezintă eroarea sistematică iar Δi eroarea incidentală. Erorile sistematice sînt erori care se repetă ca mărime și semn, după legi bine stabilite, ori de cîte ori se repetă aceeași determinare. Din această cauză ele se pot evita fie făcînd corecții corespunzătoare, fie înlăturînd cauzele care determină aceste erori (prin corecție se înțelege valoarea care se adună algebric la rezultatul determinat, pentru a obține valoarea adevărată). Astfel, prin montarea corectă a cadranului indicatoarelor de direcție sau printr-o gradație corectă a cadranului se pot înlătura o parte din erorile sistematice. În aceeași măsură, amplasarea unui radiogoniometru într-un loc ferit de influențe parazitare va reduce simțitor erorile sistematice.

În cazul cînd cauzele care generează erorile sistematice nu pot fi înlăturate complet, atunci se recurge la corectarea lor cu ajutorul unor grafice sau tabele întocmite dinainte.

Erorile incidentale se datoresc unor cauze diferite, care nu se pot prevedea și deci nu se pot lua măsuri pentru înlăturarea lor. Astfel, aceste erori pot să apară în condițiile paraziților atmosferici, a paraziților proprii mijlocului de radionavigație, etc.

5. 1. 3. *Mijloacele de radionavigație.* Pentru determinarea elementelor de navigație pe toate etapele zborului, înțelegînd prin aceasta pe cale aeriană, în zonele de aerodrom (CTR) și regiunile terminale (TMA) precum și pentru aterizare, sînt utilizate mijloace radiotehnice sau mijloace de radionavigație, atît la sol cît și la bordul avionului. În compunerea mijloacelor de radionavigație intră cele mai variate aparate, instrumente, instalații și dispozitive, de la simple semnalizatoare optice la complete de navigație utilizate pentru efectuarea automată a zborului.

Elementele pe care le determină se referă la : unghiuri, distanțe, viteze, accelerații sau coordonatele avionului și ele sînt utilizate fie direct de către echipaj prin citirea informațiilor de pe instrumentele corespunzătoare (indicatorul de relevmente, contorul distanțelor măsurate, etc.), fie că se transmit sub formă de semnale electrice la un calculator central de navigație iar de la acesta la pilotul automat.

În general, mijloacele de radionavigație funcționează corelativ, cele de la sol cu cele de la bordul avionului, sau cele montate pe sateliți artificiali cu cele de la bordul avionului și poartă denumirea de *sisteme de radionavigație* (radiofarurile nedirecționale de la sol cu radiocompasurile de la bord, radiogoniometrele de la sol cu stațiile de radiocomunicații de la bord, radiofarurile VOR de la sol cu receptoarele speciale de la bord, etc.). Reiese că elementele de navigație pot fi determinate atît la bordul avionului cît și la sol (de exemplu cu ajutorul radiogoniometrului sau radarului). În acest din urmă caz, utilitatea informației apare abia după ce a fost transmisă echipajului de la bordul avionului.

Sînt însă unele mijloace, puține la număr, care funcționează independent la bordul avionului, fără nici un corespondent la sol. Ele se numesc *mijloace independente sau autonome* (radarul de bord, radioaltimetrul, navigatorul Doppler, completul inerțial).

Mijloacele și sistemele de radionavigație au apărut odată cu dezvoltarea radiofoniei. Primul sistem de radionavigație a fost cel radiogoniometric care a apărut în 1907, ca rezultat al unor îndelungate experiențe făcute de BELLINI și TOSSI. Sistemul radiogoniometriei a evoluat destul de repede, mai întîi la nave, apoi el s-a adaptat condițiilor încă deosebit de aspre de la bordul avioanelor. După terminarea primului război mondial, cînd avioanele au început să fie utilizate în scopuri comerciale, au apărut și primele rute aeriene, utilizate inițial pentru nevoi poștale, iar apoi și pentru transportul pasagerilor. În felul acesta s-a dezvoltat și s-a perfecționat primele rețele de radiogoniometre la sol, iar la bordul avionului aparatele de radiocomunicație. În jurul anului 1923 au apărut primele radiogoniometre la bordul avionului care au utilizat radiofarurile de la sol pe traiectele Paris—Londra și Paris—Strassbourg.

5. 1. 3. 1. *Clasificarea mijloacelor de radionavigație.* Mijloacele de radionavigație, atît cele din compunerea sistemelor cît și cele independente, se pot clasifica în mai multe grupe, după diverse criterii, astfel :

a) *Din punct de vedere al distanței de acțiune* se deosebesc :

— mijloace pentru distanțe scurte (inclusiv cele de aterizare) cu acțiune pînă la 100 km. De exemplu, sistemul ILS, radiobaliza (radiofar nedirecțional de mică putere), radarul Doppler, etc. ;

— mijloace pentru distanțe medii, cu acțiune pînă la 500 km, ca de exemplu radiofarul omnidirecțional VOR, radiogoniometrul terestru, radiofarul nedirecțional de rută, etc. ;

— mijloace de mare distanță cu acțiune peste 500 km ca de exemplu cele din compunerea sistemului CONSOL, LORAN, etc.

b) *Din punct de vedere al frecvenței de lucru* (al lungimii de undă) * :

— mijloace care funcționează în frecvențe foarte joase (VLF) OMEGA ;

— mijloace care funcționează pe frecvențe joase (LF) ca de exemplu radiofarurile nedirecționale, sistemul CONSOL, sistemul hiperbolic DECCA. etc. ;

— mijloace care funcționează pe frecvență medie (MF) cuprinzînd de asemenea radiofaruri

* A se vedea clasificarea și nomenclatura frecvențelor și a lungimilor de undă la 5. 1. 1. 4.

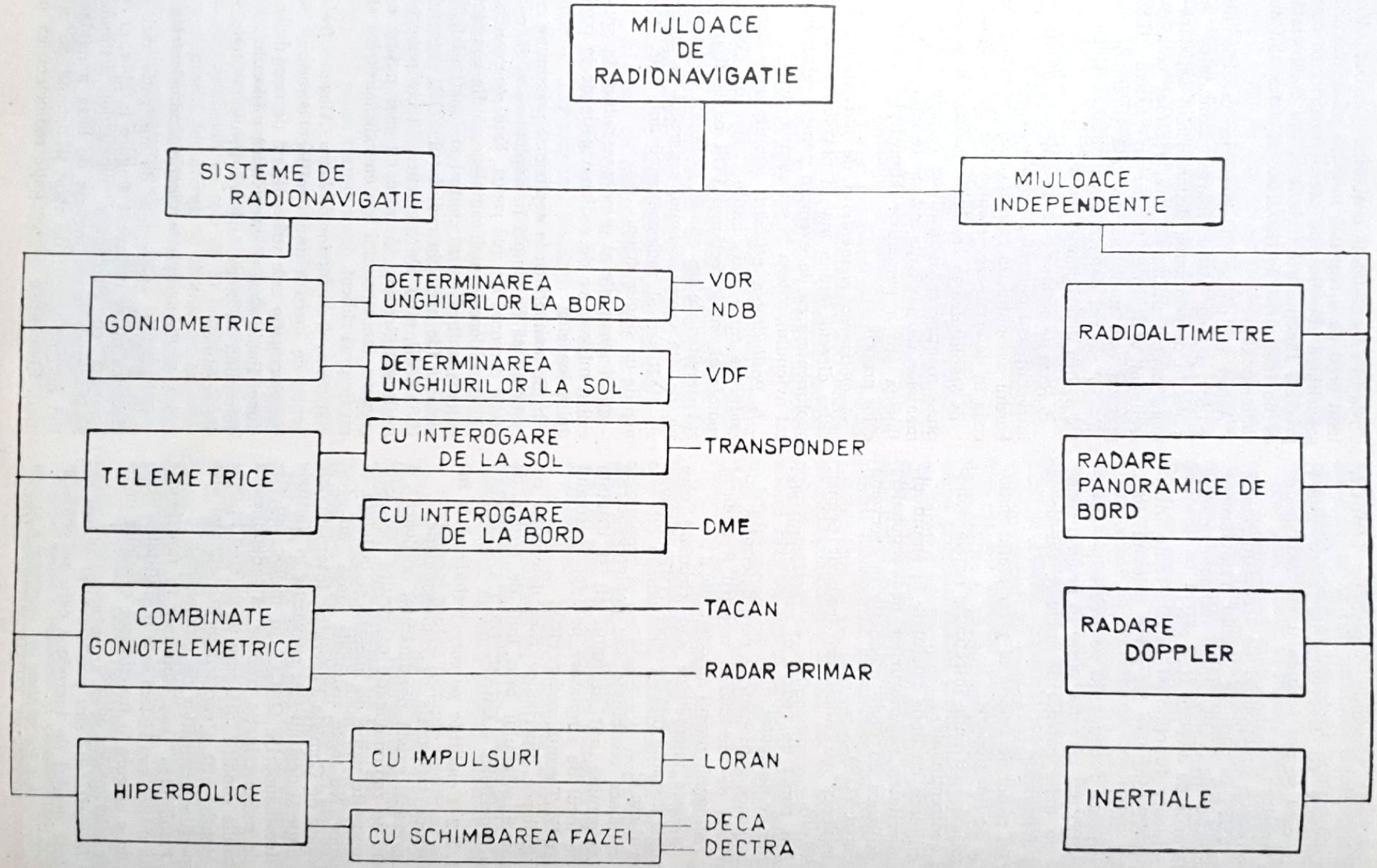


Fig. 292. Clasificarea generală a mijloacelor de radionavigație.

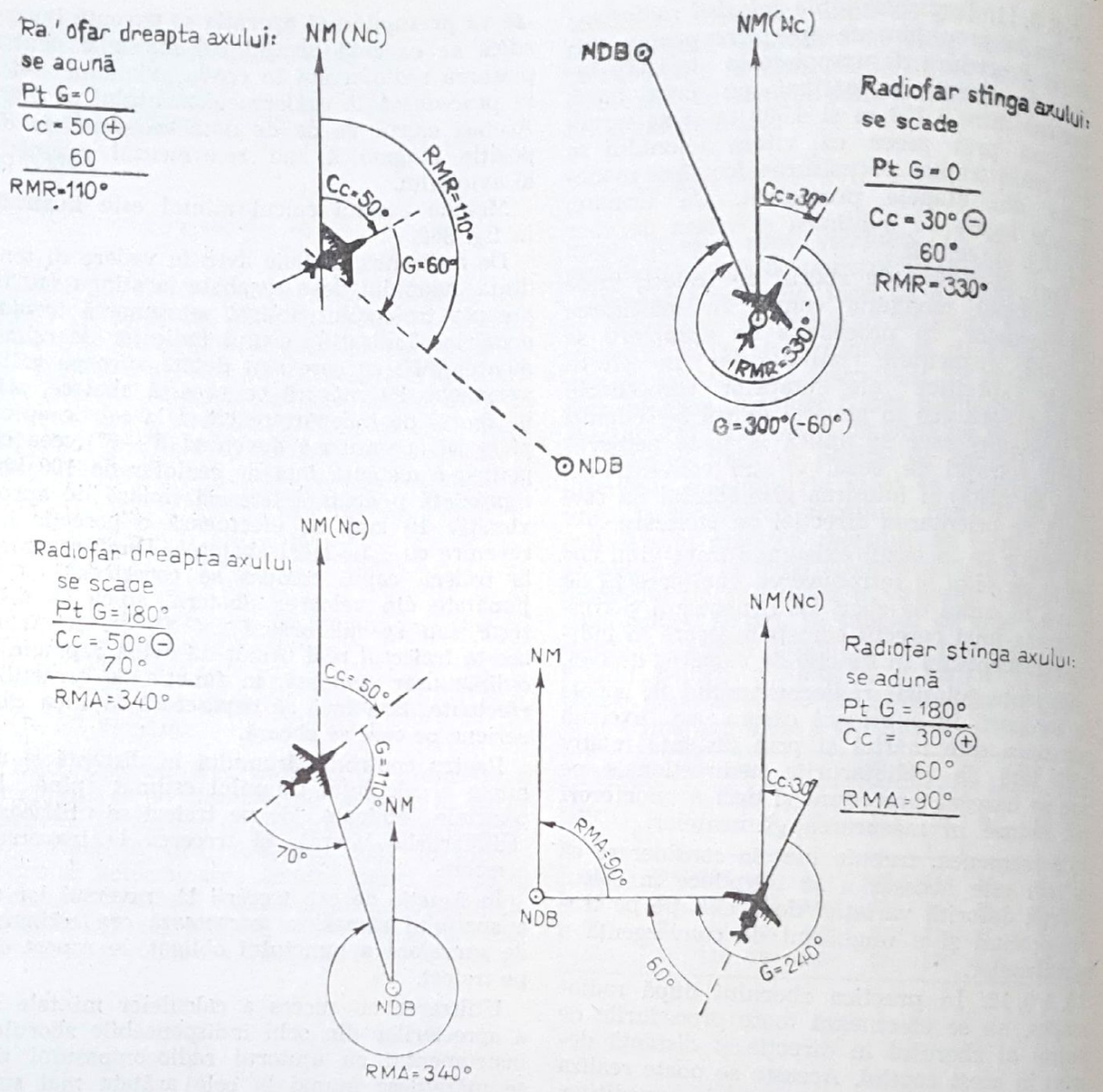


Fig. 362. Calculul mintal al relevmentului avionului și al radiofarului.

crînd în gama undelor lungi au apărut în anul 1908 sub denumirea de Telefunkenkompass. Acest sistem pe unde lungi nu a avut o întrebuințare practică prea mare și a fost abandonat. Odată însă cu trecerea la tehnica undelor ultra scurte în navigația aeriană, și aceasta în scopul înlăturării interferențelor de tot felul, a bruiajelor, a paraziților, etc., sistemul a fost reactualizat și perfecționat, în special în S.U.A., fiind omologat în anul 1949 ca sistem standard internațional.

Radiofarul VOR este un emițător cu unde întreținute, funcționînd pe principiul comparării fazei a două semnale, fiind construit și reglat astfel încît cîmpul electromagnetic emis să reprezinte distinct în azimut direcții cu precizia unui grad. El emite deci omnidirecțional, producînd teoretic un număr infinit de direcții dispuse în spațiu, care se pot asemăna cu spițele unei roți al cărei butuc este radiofarul. În mod practic, radiofarul VOR marchează în spațiu simultan și continuu numai 360° de direcții distincte care pot fi identificate și alese cu ajutorul receptorului de bord. Aceste indicații poartă denumirea de *radiale* și reprezintă relevmente magnetice ale avionului *(RMA)* sau drumuri magnetice *(DM)* măsurate față de nordul magnetic din punctul de amplasare al antenei radiofarului.

Radiofarurile VOR funcționează în gama undelor ultrascurte, respectiv banda frecvențelor foarte înalte *VHF*, cuprinse între 112 și 118 *MHz*, dispunînd de 100 canale separate cu 50 KHz. În mod excepțional poate funcționa și în banda cuprinsă între 108-112 MHz și anume frecvențele cu numere pare, (de exemplu

108,2 MHz, 108,4 MHz, etc.), formînd alte 20 de canale. Frecvențele impare cuprinse în această bandă, ca de exemplu 108,3 MHz, 108,5 MHz, etc. sînt utilizate pentru sistemul de aterizare *ILS*.

Pentru identificare, radiofarul VOR emite de asemenea și un semnal caracteristic, format din 2—3 litere din codul Morse, care modulează unda purtătoare cu o frecvență de 1020 Hz.

Radiofarurile VOR se utilizează atît pentru navigația pe rută, balizînd căile aeriene * cît și pentru efectuarea procedurilor. În consecință ele se construiesc în două variante în ceea ce privește puterea lor de emisie : pentru rută radiofarurile au o putere de 200 wați, iar pentru procedurile de apropiere sau pentru punctele terminale ale căilor aeriene de o putere de 50 wați, cînd poartă denumirea de TVOR (Terminal VOR).

Față de radiocompas, sistemul VOR prezintă următoarele avantaje :

— Relevmentul avionului se determină independent de capul magnetic de zbor ceea ce mărește precizia indicațiilor.

— Nu este influențat de paraziții atmosferici și cei statici provocați de vitezele mari de zbor.

— Este lipsit de influența radiodeviației.

5. 4. 2. *Distanța de acțiune a radiofarurilor VOR de rută* ca de altfel a tuturor mijloacelor de radionavigație din gama *VHF* este determinată de înălțimea de zbor. Știind că undele ultrascurte se propagă în linie dreaptă fără a fi supuse curbării, distanța de acțiune va fi distanța optică mărită cu aproximativ 14-20%.

Astfel, pentru :

— înălțimea de zbor de 300 m distanța de acțiune este 92 km ;
— înălțimea de zbor de 1.500 m distanța de acțiune este 170 km ;
— înălțimea de zbor de 6.000 m distanța de acțiune este 320 km ;
— înălțimea de zbor de 9.000 m distanța de acțiune este 400 km.

La verticala fiecărui radiofar VOR ca și la radiofarurile nedirecționale NDB există o zonă materializată printr-un con cu vîrful în jos și o deschidere de 30°—50°, în interiorul căruia nu există indicații de direcție.

5. 4. 3. *Compunerea sistemului.* Sistemul se compune din mijloace radio la sol și la bordul avioanelor.

La sol sistemul comportă :

— radiofarul propriu zis ;
— sursa de alimentare cu curent propriu (de rezervă) ;
— dispozitiv automat de control al funcționării (monitor) ;
— dispozitiv de comandă și control la distanță.

La bordul avionului, principalele elemente ale sistemului VOR sînt :

— antena dipol în formă de V ;
— receptorul VOR ;
— panoul de comandă ;
— selectorul manual de radiale sau relevmente (drumuri) ;
— indicatorul de relevmente magnetice ;
— indicatorul de abatere de la drumul magnetic ales ;
— indicatorul de sens „spre" și „de la" radiofar ;
— blocul de alimentare cu curent electric.

5. 4. 3. 1. *Instalația de la sol.* Radiofarul VOR se compune din două emițătoare speciale pe unde ultra scurte dintre care unul de bază în funcțiune, iar al doilea de rezervă. Emițătorul de rezervă intră în funcțiune automat cînd se defectează cel de bază, astfel ca să fie asigurată o funcționare permanentă. Instalația de la sol este montată într-o construcție metalică specială prevăzută cu aer condiționat, pentru stabilitatea funcționării (fig. 363).

Amplasarea la sol a unui radiofar omnidirecțional VOR impune, de altfel ca și la alte mijloace de radionavigație din gama frecvențelor foarte înalte *VHF*, o serie de condiții (servituți) din punct de vedere al degajărilor de teren, al obiectelor reflectante din imediata apropiere, precum și a unor surse de bruiaj.

Radiofarul transmite simultan :

— două semnale de 30 Hz separabile și care servesc la determinarea direcției avionului în raport cu radiofarul ;

— un semnal modulat în amplitudine de 1.020 Hz pentru identificare, format din 2—3 litere din codul Morse ;

— în locul semnalului de identificare se pot transmite semnale de radiocomunicație, modulate în amplitudine, cuprinse între 300—3.000 Hz pentru eventuale informații necesare avioanelor în zbor.

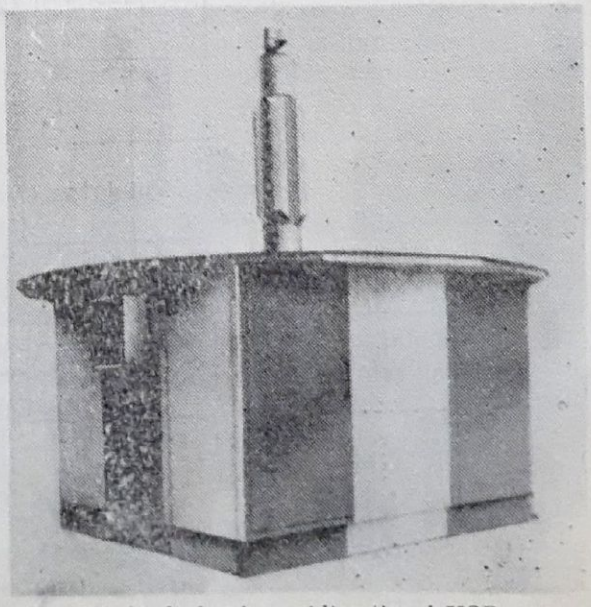


Fig. 363. Radiofarul omnidirecțional VOR.

* În unele țării în primul rînd S.U.A., aceste căi aeriene poartă denumirea de căi aeriene Victor (Victor Airways) și au prescurtarea *V* ; spre exemplu : *VG—1*, *VA—17*, etc.

Așa după cum se vede din schema bloc simplificată (fig. 364) instalația de la sol se compune din :

— blocul de antenă constituit din 4 lobi exteriori de tipul „cu fantă" și un lob central, antenele fiind polarizate orizontal ;

— blocul de alimentare cu energie electrică stabilizată, care furnizează curentul electric necesar tuturor blocurilor ;

— blocul modulator, care produce modulația în amplitudine a semnalului de identificare sau a semnalelor de radiocomunicații ;

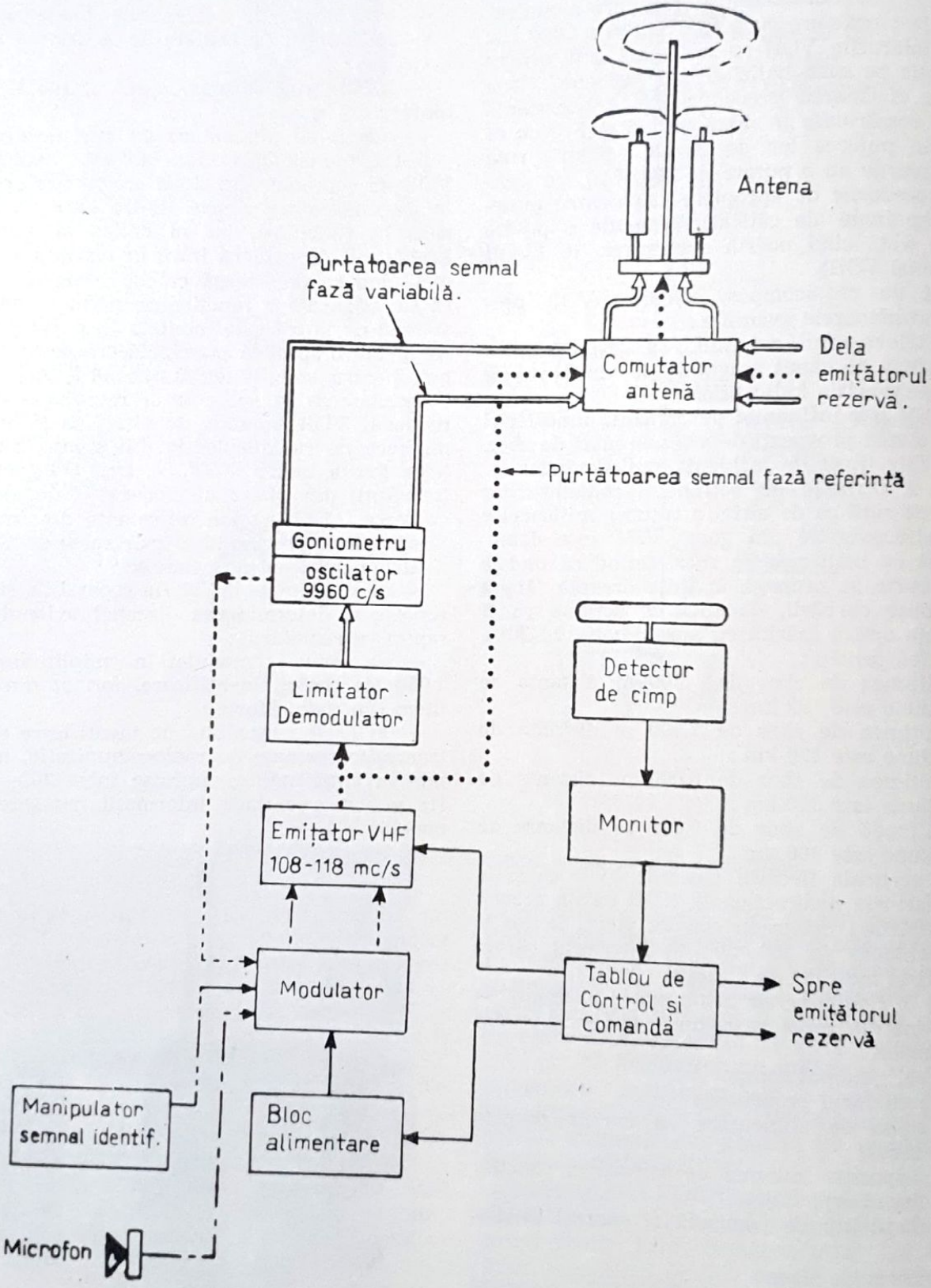


Fig. 364. Schema bloc simplificată a radiofarului VOR.

— emițătorul propriu zis cu posibilități de acordare în bandă de frecvențe foarte înalte VHF cuprinsă între 108—118 MHz și care produce energia nominală necesară radiofarului, modulată în amplitudine ;

— goniometrul este un dispozitiv care produce un cîmp electromagnetic rotativ de 30 t/s și care alimentează cei patru lobi exteriori ai antenei. Goniometrul dispune în același timp de un oscilator care generează o undă subpurtătoare de 9.960 Hz (o armonică a purtătoarei) ;

— un bloc limitator (demodulator) care reduce energia emițătorului propriu zis, înlătură modulația în amplitudine și alimentează goniometrul ;

— blocul detector de cîmp, amplasat la aproximativ 30 m de radiofar și constituit dintr-o antenă dipol și un receptor care detectează semnalele emise de radiofar și le trimite spre monitor ;

— blocul monitor care analizează semnalele primite de la detectorul de cîmp și, dacă este cazul, generează un semnal de avertizare atunci cînd unul din parametri nu corespunde (eroare în radiale, reducerea intensității cîmpului electromagnetic emis cu peste 15%, etc.) ;

— blocul de comutare al emițătorului de rezervă la semnalul automat al monitorului sau comandat de la distanță ;

— tabloul de control și comandă de la distanță a radiofarului care permite pornirea emițătoarelor, controlul funcționării radiofarului pînă la aproximativ 30 km de acesta.

5. 4. 3. 1. 1. *Principiul de funcționare.* Se bazează pe măsurarea prin comparație a diferenței de fază a două semnale de audiofrecvență (30 Hz) emise de radiofar, care variază cu azimutul radiofarului.

Unul din aceste semnale, care înmagazinează aproximativ 90% din energia radiată, nu este direcțional și are o fază constantă pe tot cuprinsul celor 360° ale azimutului. El se numește „faza de referință" și este emis de către lobul central al antenei. Tot prin acest element al antenei se transmite și semnalul de identificare al radiofarului sau eventual semnalele de radiocomunicații. Diagrama de radiere a acestui semnal are formă de cerc.

Al doilea semnal care reprezintă aproximativ 10% din energia nominală a emițătorului este rotativ, variind în funcție de azimut și este denumit „faza variabilă". El este emis de cei patru lobi exteriori ai antenei, conectați perechi la goniometru. Deși nemodulat, datorită rotirii cu 30 t/s, se poate considera semnalul fazei variabile ca fiind modulat cu 30 Hz. Diagrama de radiere a acestui semnal este identică cu cea a unei antene cadru avînd forma unui 8, iar prin suprapunere cu diagrama fazei de referință formează o cardioidă, adică o diagramă care are un maxim și un minim (fig. 365).

Cîmpul electromagnetic rotativ este astfel reglat încît în direcția nordului magnetic semnalul de referință și cel variabil sînt exact în fază, adică diferența lor este 0°. În toate celelalte direcții, maximul semnalului variabil apare după oarecare întîrziere față de semnalul de referință, adică este proporțional cu azimutul.

În scopul de a evita interferarea celor două semnale, pentru compararea lor în receptorul de la bordul avionului, semnalul fazei de referință este modulat în amplitudine într-o subpurtătoare de 9.960 Hz (o armonică a undei purtătoare), după care abia aceasta este la rîndul ei modulată în frecvență cu 30 Hz.

5. 4. 3. 2. *Instalația de la bordul avionului* are scopul de a măsura decalajul, adică unghiul care există între faza de referință și faza variabilă și a transforma acest unghi în indicații vizuale pe instrumentele de la bord. Aceste indicații sînt prezentate echipajului sub patru forme :

— relevmentul magnetic al radiofarului, RMR ;

— relevmentul magnetic al avionului, RMA, sau radialul ;

— abaterea stînga-dreapta de la relevmentul obligat ;

— sensul de zbor „spre" sau „de la" radiofar.

5. 4. 3. 2. 1. *Receptorul de bord*, așa cum se vede din schema bloc simplificată (fig. 366) se compune din mai multe etaje, care permit ca la ieșirea receptorului să se culeagă frecvența de 30 Hz și 9.960 Hz. Două etaje de filtraj separă faza variabilă de aceea de referință, iar un etaj discriminator permite apoi să se obțină din subpurtătoarea de 9.960 Hz frecvența de 30 Hz a semnalului de referință.

După un proces de amplificare în etajele proprii, cele două semnale urmează două căi. Prima cale acționează indicatorul de relevmente magnetice în care scop cele două semnale trec într-un comparator automat de fază. Diferența între cele două faze reprezintă valoarea relevmentului avionului și acționează asupra unuia din cele două ace ale indicatorului de relevmente. A doua cale acționează asupra indicatorului de abatere de la drum al cărui ac vertical arată diferența de faze între semnalul de referință de 30 Hz și un al doilea semnal de 30 Hz deplasat manual cu ajutorul selectorului de relevmente. Cînd avionul se va găsi pe relevmentul înregistrat, diferența dintre ambele faze va fi zero și acul vertical al indicatorului va fi plasat pe centrul cadranului. Din această a doua cale se extrag și semnalele care acționează indicatoarele de sens „spre" sau „de la".

Trebuie de remarcat faptul că în general receptoarele VOR sînt astfel construite încît permit și recepționarea semnalelor radiofarului de direcție ILS în care scop are etajele nece-

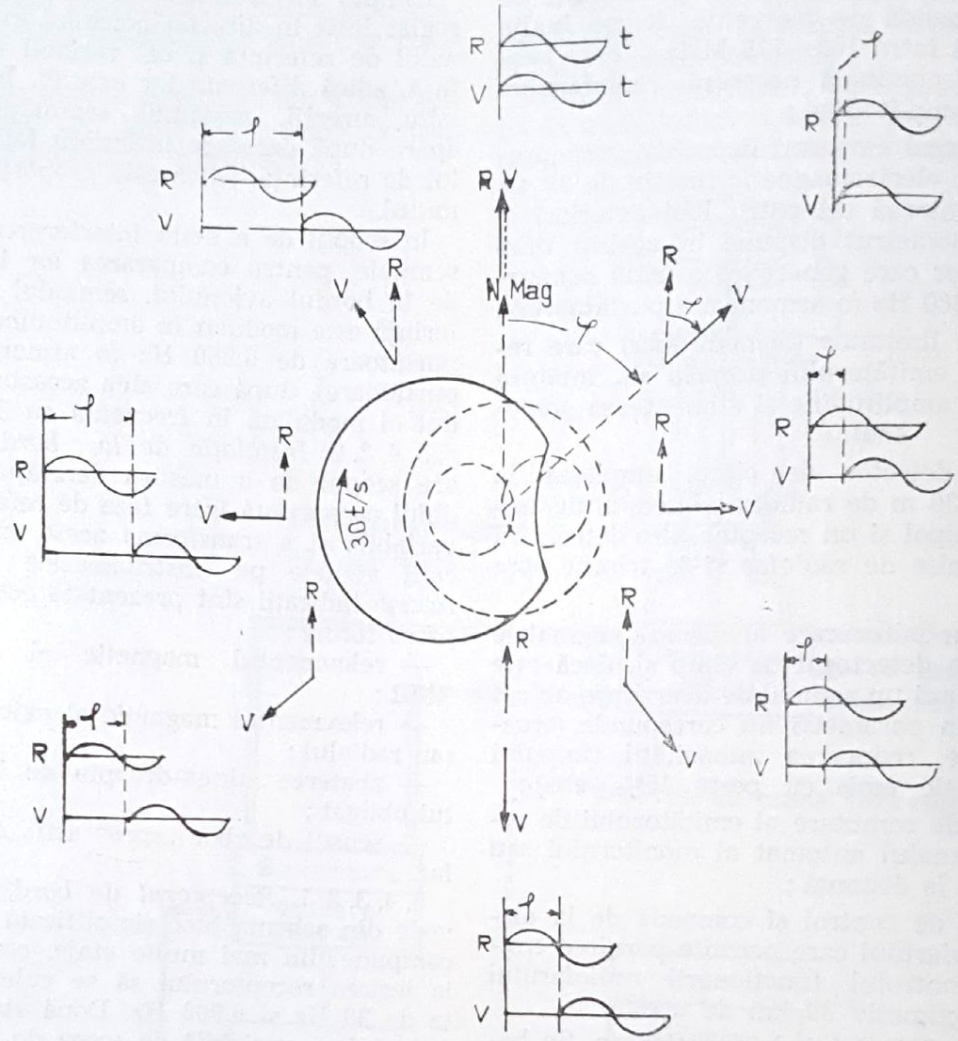


Fig. 365. Diagrama de radiere a radiofarului VOR.

sare încorporate în receptor. Trecerea pe etajele ILS sau VOR se face în mod automat prin acordarea receptorului pe frecvențele corespunzătoare sistemului VOR sau ILS.

În afară de indicatoarele de relevmente și de abatere de la drum, semnalele obținute la ieșirea receptorului VOR se mai transmit și la sistemul direcțional de zbor și la calculatorul electronic central, în cazul existenței acestora la bordul avionului.

5. 4. 3. 2. 2. *Selectorul de relevmente (OBS)** permite, cu ajutorul unui buton, să se înregistreze fie pe un cadran gradat de la 0°—360°, fie cu ajutorul unui contor (fig. 367) relevmentul magnetic sau drumul pe care urmează să se deplaseze avionul sau care interesează controlul în direcție sau distanță.

Prin rotirea butonului se introduce pe cale mecanică o diferență de fază, între cele două semnale, corespunzătoare relevmentului sau drumului dorit, și care va devia spre stînga sau dreapta acul indicatorului de abatere de la drum. Cînd avionul, prin manevrele ce le efectuează va ajunge la un azimut corespunzător relevmentului magnetic (deci a diferenței de fază înregistrate) acul va fi din nou la mijlocul cadranului.

În general, selectorul de relevmente nu este un instrument aparte ci este combinat și cu alte instrumente, de exemplu cu indicatorul de abatere de la drum.

5. 4. 3. 2. 3. *Indicatorul de relevmente magnetice (RMI)*** este identic cu acela folosit și la zborul după radiocompas. El se compune din două elemente esențiale : un cadran mobil gradat de la 0°—360° acționat de compasul giromagnetic (sau cu inducție) care permite citirea capului magnetic de zbor în dreptul unui indice exterior (fig. 334). Două ace indicatoare suprapuse, de obicei colorate, unul verde (sau gros) altul roșu (sau subțire) al căror vîrf indică direcția magnetică a avionului către radio-

* *OBS* — Omni Bearing Selector.

** *RMI* — Radio Magnetic Indicator. Cîteodată acest indicator este destinat numai sistemului *VOR* și nu permite racordarea la radiocompas. În acest caz, cadranul nu este acționat de compasul giromagnetic și poartă denumirea de indicator omnidirecțional de relevmente *OBI* (Omni Bearing Indicator).

farul omnidirecțional VOR, adică relevmentul magnetic al radiofarului (RMR). La coada fiecărui ac indicator se va citi deci valoarea inversă a relevmentului magnetic, adică relevmentul magnetic al avionului (RMA), măsurat la radiofar, adică radialul. Adunînd algebric valoarea declinației magnetice se va obține deci linia de poziție *(LP)* a avionului.

Dacă avionul zboară pe un cap magnetic către radiofar, atunci acul indicator de relevmente și indicele se vor suprapune.

Dacă avionul efectuează un viraj de 90° spre dreapta, cadranul se va roti cu 90° în direcția opusă virajului. În același timp însă și acul indicator de relevmente se va roti cu 90° astfel ca să arate direcția spre radiofar. Cu alte cuvinte, indiferent de poziția avionului, vîrful acului indicator va arăta relevmentul magnetic al radiofarului.

Indicatorul de relevmente magnetice RMI poate fi utilizat și pentru determinarea relevmentelor cu ajutorul radiocompasului, în care scop pe rama instrumentului se află două comutatoare cu două poziții : *ADF* (pentru radiocompas) și VOR. În felul acesta, în funcție de nevoi, se poate citi pe același instrument simultan un relevment VOR și un relevment determinat de radiocompas.

5. 4. 3. 2. 4. *Indicatorul de abatere de la drum (CDI)** reprezintă în esență un fazmetru, adică un instrument cu ajutorul căruia se citește valoarea diferenței de fază a celor două semnale emise de radiofarul VOR. El indică, cu ajutorul unui ac vertical, poziția relativă a avionului față de relevmentul sau drumul ales. În acest scop, cadranul are imprimat pe diametrul său orizontal un reper central și patru — sau pe unele tipuri de instrumente opt — puncte de marcaj. Cînd acul este suprapus peste reperul central, poziția avionului coincide cu relevmentul ales, adică diferența de fază între cele două semnale emise este zero. O deplasare completă a acului vertical spre extrema dreaptă sau stîngă a cadranului reprezintă o abatere a avionului față de relevmentul sau drumul ales cu 10° sau mai mult. O deplasare a acului pînă la jumătatea distanței între centru și limita extremă reprezintă o abatere de 5° ș.a.m.d. (fig. 367).

La interpretarea indicațiilor instrumentului trebuie să se țină seamă de două reguli :

— Cînd relevmentul înregistrat pe selector are aceeași direcție cu a capului magnetic de zbor — sau o direcție care să nu difere cu $\pm$ 90° de aceea a capului — acul vertical al indicatorului va arăta în ce parte față de avion se află relevmentul înregistrat iar reperul central materializează avionul.

Astfel, dacă acul vertical este deplasat în dreapta reperului central, înseamnă că relevmentul înregistrat pe selector se află în dreapta avionului și tot spre dreapta trebuie virat avionul pentru a intercepta relevmentul și a aduce acul vertical la zero.

— Cînd relevmentul înregistrat pe selector are o direcție opusă cu cea a capului magnetic de zbor, (să difere cu mai mult de $\pm$ 90°) indicațiile sînt inverse, adică reperul central reprezintă poziția relevmentului, iar acul vertical aceea a avionului. Astfel, dacă acul este deplasat în dreapta reperului, înseamnă că relevmentul înregistrat este în stînga avionului, care de data aceasta este materializat prin ac.

Este de remarcat faptul că acest instrument este comun și sistemului de aterizare după instrumente ILS, în care scop el mai dispune de un ac orizontal pentru semnalele radiofarului de pantă. În cazul zborului după radiofarul VOR, acest ac stă nemișcat.

Indicatorul de abatere de la drum mai dispune și de un steguleț de avertizare, care indică existența semnalului în receptor sau funcționarea corectă a acestuia. În cazul în care după pornire stegulețul nu se escamotează, înseamnă că nu se pot lua în considerare indicațiile receptorului VOR.

5. 4. 3. 2. 5. *Indicatorul de sens „spre" — „de la"** este în general asociat indicatorului de abatere de la drum, așa cum este arătat în fig. 367 dar aceasta nu este o regulă și depinde de constructor. El se prezintă fie sub forma unui ac care prin deplasare poate indica pozițiile „spre" și „de la", fie sub forma unei ferestruici în cadran, în care apar direct cuvintele „spre" sau „de la".

Odată cu înregistrarea unui relevment pe selector este de reținut următoarea regulă la interpretarea indicațiilor „spre" — „de la" :

— indicația „spre" arată că relevmentul trebuie considerat spre radiofar, adică relevmentul magnetic al radiofarului (RMR) :

— indicația „de la" arată că relevmentul trebuie considerat de la radiofar spre avion adică relevmentul magnetic al avionului sau radialul (RMA).

Astfel, așa cum se vede în fig. 368, pe selector a fost înregistrat relevmentul 270° și sînt reprezentate 6 poziții diferite de avioane și capuri de zbor, dintre care trei la vest și trei la est de radiofar.

Toate șase avioanele se găsesc pe relevmentul și pe radialul 270°, adică relevmentul magnetic al radiofarului a fost extins prin punctul radiofarului și de partea opusă.

Pentru pozițiile 1, 2 și 3 acul vertical va fi la centru, iar indicatorul de sens va arăta „de la". Aceasta înseamnă că indiferent de capul de zbor avioanele se găsesc pe direcția magnetică de 270° *măsurată de la radiofarul VOR*, adică pe radialul 270°.

Pentru pozițiile 4, 5 și 6 acul vertical va fi de asemenea la centru, iar indicatorul de sens

* *CDI* — Course Deviation Indicator.

* Pe instrument : *To—From.*

prin notarea unghiurilor de la orizontală în sus sau în jos (fig. 390). Aproape toate antenele directive au diagramele de directivitate compuse din cîteva *petale* sau *lobi*, din care una este principală sau de bază și cîteva laterale, care se numesc și petale parazite. Cu cît petalele laterale sînt mai mici și cu cît petala principală este mai îngustă, cu atît este mai mare directivitatea antenei. Petala principală reprezintă de fapt fascicolul de energie electromagnetică folosită în lucrul radarului.

Pentru a defini caracteristica de radiație a antenei se mai folosește ca parametru unghiul de deschidere al diagramei de directivitate în plan orizontal și vertical. Cîteodată, acest unghi este denumit *unghi de radiație* sau *lărgimea diagramei de directivitate*. Acesta reprezintă unghiul format de două drepte duse de la originea petalei principale a diagramei de directivitate spre punctele corespunzătoare la 70% din valoarea intensității maxime a cîmpului electromagnetic. În funcție de construcția și tipul antenei directive, unghiurile de deschidere ale diagramelor pot fi diferite : de la cîteva zeci de grade la fracțiuni de grad și influențează asupra capacității de separare a țintelor.

Se deosebesc două categorii principale de diagrame de directivitate : *diagrama îngustă* care caracterizează un fascicol de energie electromagnetică îngust și lung și așa numita *diagramă cosecant pătrată*, care caracterizează un fascicol de energie electromagnetică radiată în spațiu sub formă de evantai. Diagrama de directivitate îngustă, care datorită formei sale poartă și denumirea de *diagramă ac*, se utilizează la sol de către radarul pentru apropierea de precizie și la radarul de bord pentru descoperirea formațiunilor orajoase. Diagrama cosecant pătrat, care în plan orizontal este de asemenea suficient de îngustă, dar în plan vertical (unghi de înălțare) foarte largă, este folosită în general pentru supravegherea spațiului aerian și pentru identificarea reperelor de la sol de către radarul de bord. Această diagramă poartă denumirea de cosecant pătrat deoarece densitatea energiei electromagnetice radiate variază proporțional cu pătratul cosecantei unghiului de înălțare. Pentru utilizarea la maximum a diagramei de directivitate, pe diferite ținte, axul fiecărei antene se poate modifica în plan vertical.

5. 6. 3. 6. 2. *Capacitatea de separare a stațiilor radar* este posibilitatea pe care o au aceste stații de a deosebi două ținte apropiate, dar situate diferit în distanță, azimut și unghi de înălțare.

Se numește *capacitate de separare în distanță* cea mai mică distanță între două ținte care se găsesc pe același plan orizontal și la același azimut de la care se poate face observarea fiecăreia din ele, adică atunci cînd semnalele reflectate se observă separat pe ecran. Capacitatea de separare în distanță se exprimă în unități lineare.

Se numește *capacitate de separare în azimut* unghiul cel mai mic dintre două ținte, care se află la aceeași distanță de stație și în același plan orizontal și care pot fi observate separat pe ecran. Capacitatea de separare în azimut a radarului depinde de lățimea diagramei de directivitate a antenei. Cu cît petala este mai îngustă, cu atît capacitatea de separare este mai mare. Cu cît însă lățimea diagramei de directivitate este mai mică, adică petala este mai îngustă, cu atît descoperirea unei ținte și păstrarea ei pe ecran este mai anevoioasă.

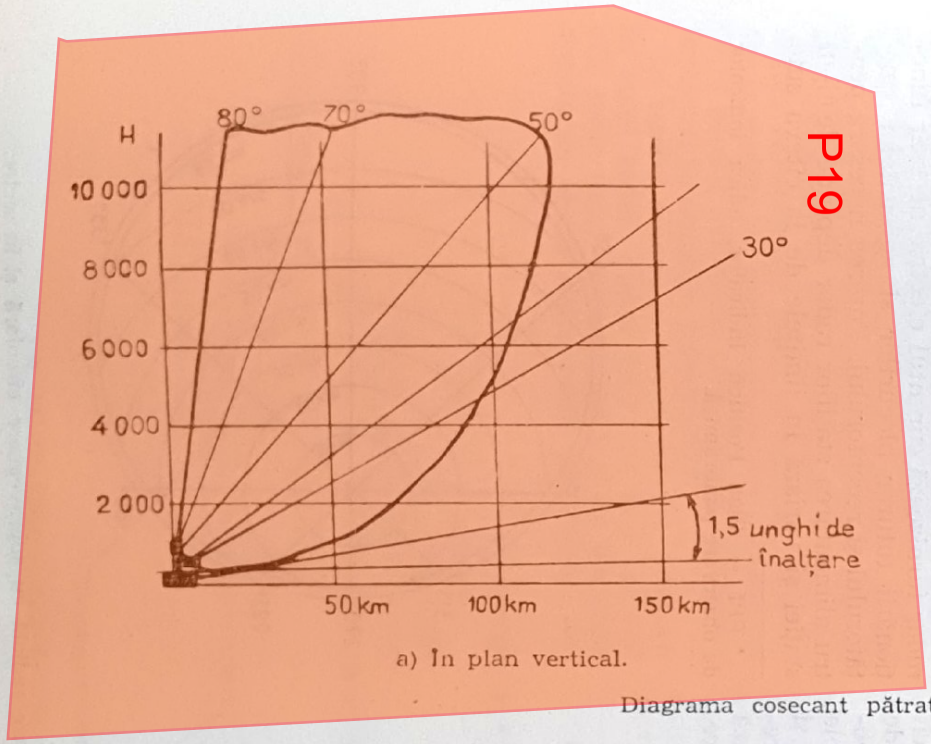
Se numește *capacitate de separare în unghi de înălțare* cel mai mic unghi de înălțare între două ținte care se găsesc la același azimut, aceeași depărtare, dar înălțimi diferite și care se pot deosebi pe ecranul radarului.

5. 6. 3. 7. *Liniile de transmisiuni* folosesc la transmiterea energiei de înaltă frecvență de la emițătorul radarului spre antenă precum și la transmiterea energiei reflectate de ținte, de la antenă la receptor. De obicei emițătorul este situat în imediata apropiere a blocului de antenă, în schimb blocul indicator al receptorului poate fi amplasat la o distanță destul de mare.

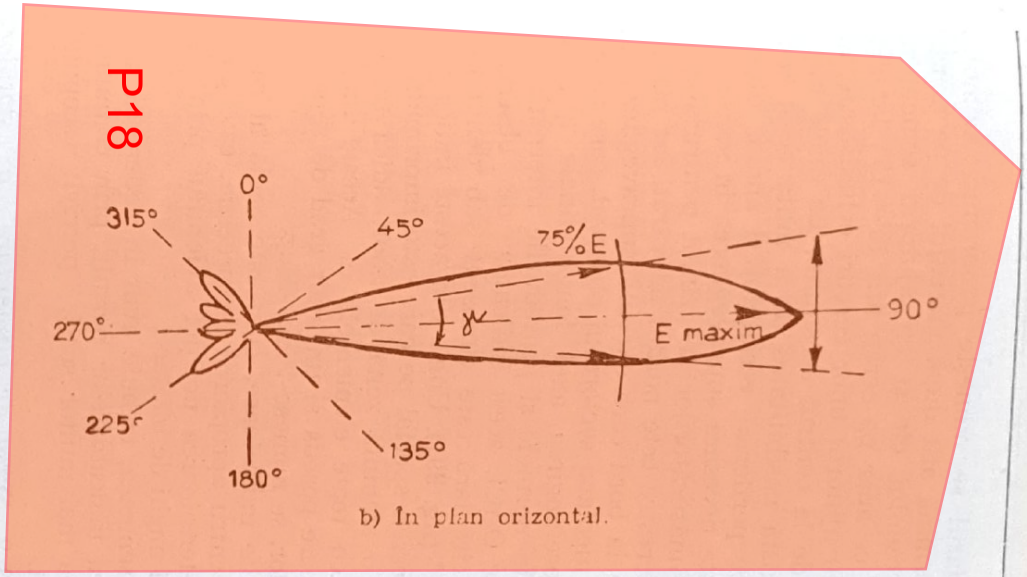
Orice linie de transmisiuni trebuie să aibă pierderi cît mai puține, din care cauză ele pot fi de diferite construcții. Astfel, pentru transmiterea energiei de la emițător spre antenă și de la antenă spre receptor se folosește *ghidul de undă* care reprezintă în esență un tub metalic, de obicei cu secțiune dreptunghiulară, în interiorul căruia se propagă energia electromagnetică aproape fără nici un fel de pierdere.

Pentru transmiterea energiei electromagnetice de înaltă frecvență de la receptor spre blocul indicator, se utilizează *cabluri* speciale numite *coaxiale*.

5. 6. 3. 8. *Blocul indicator* folosește la determinarea coordonatelor țintelor pe care le descoperă radarul. Elementul principal al blocului indicator este tubul catodic pe ecranul căruia sînt reprezentate semnale de azimut și distanță la scară, precum și semnalele impulsurilor reflectate de la ținte. Construcția tubului catodic este asemănătoare cu aceia a unui tub electronic obișnuit. Un filament încălzit produce electroni liberi și un complex de grile la diferite tensiuni dau forma electronilor unui flux foarte subțire imprimîndu-i în același timp o viteză foarte mare de deplasare. Fundul tubului, care reprezintă de fapt ecranul, este acoperit cu o substanță fluorescentă pe care fluxul de electroni, prin lovire, lasă o urmă luminoasă punctiformă exact în centrul tubului. Substanța fluorescentă are și însușirea de iluminare remanentă menținînd imaginea pentru cîteva secunde. Tubul catodic mai dispune de o pereche de plăci orizontale și o pereche de plăci verticale numite plăci de deviație a fluxului de electroni. Plăcile orizontale sînt conectate



a) În plan vertical.



b) În plan orizontal.

Diagrama cosecant pătrat a unui radar de supraveghere.

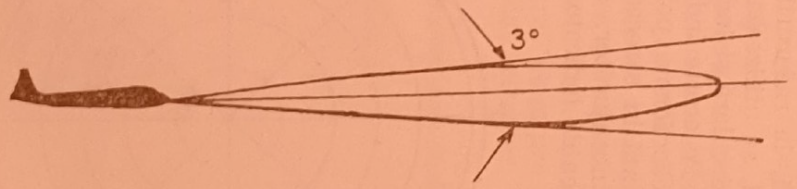


Diagrama îngustă a unui radar de bord.

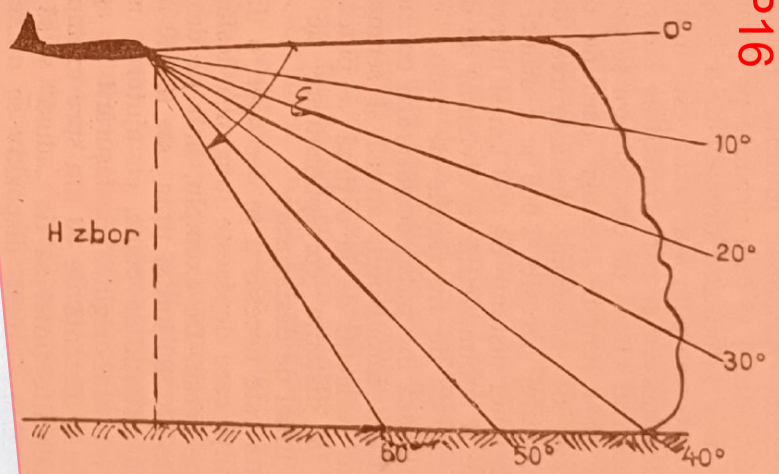


Diagrama cosecant pătrat a unui radar de bord.

Fig. 390. Diagramele de directivitate ale diferitelor antene.

Impulsurile reflectate de ţinte apar sub forma unor semnale foarte luminoase a căror coordonate : azimut, unghi de înălţare şi distanţă sînt prezentate combinat pe acelaşi ecran. În partea inferioară a ecranului apare desfăşurarea pantei şi a distanţei. Recomandările prevăd să existe două asemenea ecrane pentru două scări diferite : primul cu extinderea scării de distanţă pînă la 18—20 km şi al doilea pentru partea finală a apropierii, cu extinderea scării la 5—6 km (respectiv 10 şi 3 mile marine).

Semnalele apar alternativ pe cele două desfăşurări şi sincron cu balansurile antenelor. Fiecare antenă emite numai în perioada balansului, în care scop un comutator de antenă special blochează energia electromagnetică de a intra în antena de pantă atunci cînd antena de azimut este în balans şi invers. Astfel, în momentul în care fascicolul emis de antena de pantă, spre exemplu, atinge partea superioară a sectorului adică a descris 7°, comutatorul de antenă trimite energia electromagnetică spre antena de azimut care efectuează un balans de 20° într-o singură direcţie. După aceasta comutatorul blochează antena de pantă care va executa balansul de 7° în direcţie opusă, adică de sus în jos.

Întregul organism de măturare orizontală şi verticală a sectorului util, de către fascicolele emise de cele două antene ale radarului este arătat în fig. 403.

5. 6. 4. 7. *Radarul meteorologic* este amplasat la aeroporturile cu o mare densitate a traficului aerian fiind utilizat la determinarea coordonatelor formaţiunilor de nori periculoase zborului (azimut, distanţă şi înălţime) precum şi la aprecierea cantităţii de precipitaţii. El oferă de asemenea şi posibilitatea efectuării unor fotografii după imaginea ecranului, constituind un document preţios de informare meteorologică la îndemîna echipajelor. Din caracteristicile sale funcţionale trebuie reţinut : frecvenţa de lucru cuprinsă între 9.300—9.400 MHz, puterea de impuls în jurul lui 70—75 KW, durata impulsurilor 0,5—2 μs, interval între impulsuri 4.000 μs şi o frecvenţă de repetare de 250 impulsuri pe secundă. Toate aceste caracteristici oferă posibilitatea descoperirii norilor pînă la 200 km şi la înălţimi pînă la 15 km, cu posibilitatea alegerii a 2—3 scări, în funcţie de nevoi.

5. 6. 5. *Radarul panoramic de bord.*

Radarul panoramic de bord este un mijloc de radionavigaţie goniotelemetric autonom foarte eficient atît în zborul deasupra uscatului cît şi deasupra mării, atunci cînd pe întinderea ei şi în limitele zonei de descoperire există insule sau ţărmul uscatului. Datorită gabaritului şi greutăţii reduse este astăzi posibilă dotarea cu radaruri panoramice de bord a tuturor categoriilor de avioane, inclusiv a celor de turism.

Spre deosebire de alte mijloace goniotelemetrice, radarul panoramic de bord prezintă o serie de avantaje şi anume :

a) numărul mare de repere existente pe sol şi identificate pe ecran permit alegerea acelora mai caracteristice pentru determinarea gis-

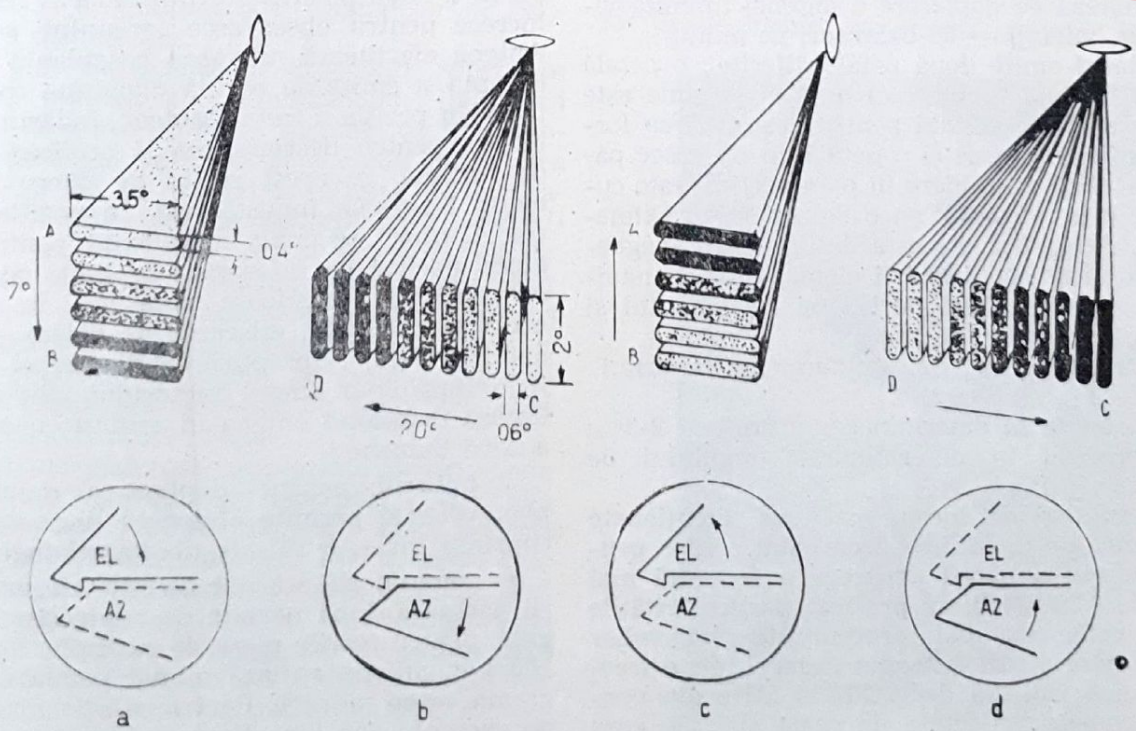


Fig. 403. Principiul de măturare a spaţiului de către cele două antene ale radarului pentru apropierea de precizie.

mentelor sau relevmentelor necesare orientării ;

b) lipsa radiodeviației în determinarea relevmentelor ;

c) folosirea reperelor terestre pentru determinarea vitezei de sol și a derivei ;

d) localizarea în spațiu a formațiunilor noroase și identificarea acelora care conțin nuclee periculoase zborului ;

e) permite descoperirea altor avioane care zboară în față, asigurînd prin aceasta prevenirea abordajelor ;

f) oferă posibilitatea determinării obstacolelor și înălțimii de siguranță în regiunile muntoase.

În același timp, radarului panoramic de bord îi sînt atribuite următoarele dezavantaje :

a) relevmentul avionului nu poate fi obținut direct, ci numai prin calcul, pe baza capului compas ;

b) pentru efectuarea corectă a diferitelor determinări a identificării diferitelor categorii de repere sînt necesare unele deprinderi practice.

5. 6. 5. 1. *Parametrii de funcționare ai unui radar de bord*, care echipează avioanele de transport pentru distanțele medii sînt :

— frecvența de lucru : 9.300—10.000 MHz (λ = 3 cm) ;

— puterea de impuls : 20—60 KW ;

— durata de impuls : 1—2 μs ;

— frecvența de repetare a impulsului : 400—1.000 impulsuri secundă ;

— distanța de descoperire : 200—350 km comutabilă pe mai multe scări (spre exemplu 30—50—125, 250—350 km) ;

— sectorul de supraveghere : 100—200° ;

— viteza de deplasare a antenei (numită viteza de baleiaj) = 60 balansuri pe minut.

P24 Radarul emite două petale diferite ; o petală foarte îngustă (petală ac) a cărei lărgime este în jur de 3°, destinată pentru descoperirea formațiunilor orajoase și o petală de tip cosec pătrată a cărei deschidere în plan vertical este cuprinsă între 25°—35° cu o lățime de aproximativ 3°. Acest fascicol este destinat supravegherii solului și determinării elementelor de navigație : viteza la sol, deriva și relevmentul și punctul avionului, etc.

— precizia în determinarea azimutului : $\pm$ 1,5°—2° ;

— precizia în determinarea distanței : 2-3% ;

— precizia în determinarea unghiului de înălțare : $\pm$ 1%.

Frecvențele de lucru mai sus menționate (lungimea de undă λ = 3 cm) sînt critice pentru radarul de bord deoarece o fecvență mai mică de 9.300 MHz nu prezintă particularitățile de reflecție cele mai corespunzătoare nevoilor pentru care a fost conceput radarul, iar o frecvență mai ridicată decît 10.000 MHz din contra este ușor reflectată de ceață și nori, ceea ce de asemenea l-ar face inutilizabil în anumite condiții meteorologice de zbor.

Datorită proprietăților de reflectare a diferitelor obstacole de pe suprafața terenului și a lungimii de undă critice a radarului de bord, prin observarea liniei de desfășurare se pot determina ce anume repere se află în direcția de zbor a avionului. Pentru a obține imaginea terenului, antena are o mișcare de balans continuă în sector, radierea în spațiu făcîndu-se numai în deplasarea antenei dinspre stînga spre dreapta și sincron cu aceasta se deplasează și linia desfășurării de pe ecranul indicatorului. Ecranul indicatorului are însușirea de iluminare remanentă datorită căreia imaginea luminoasă a fiecărei linii de desfășurare se menține cîteva secunde, ceea ce dă posibilitatea observării simultane a imaginii întregului sector. Odată cu imaginea reperelor de pe ecran apar și gradațiile de azimut din 10°—15° imprimate de regulă pe ecran, precum și semnalele de calibrare a distanțelor sub formă de arce de cerc.

Folosirea unui radar panoramic de bord modern este foarte simplă și nu necesită nici un fel de control de tensiuni și curenți. Așa cum se vede în fig. 404, pe panoul radarului panoramic se găsesc următoarele elemente de comandă necesare funcționării :

— butonul de pornire al radarului. La comutarea acestuia după un interval de 3—5 minute, radarul intră automat în funcțiune ;

— butonul pentru oprirea funcționării radarului ;

— comutatorul regimului de lucru cu cinci poziții : în prima poziție „Pregătit" deși radarul este pornit, antena nu se mișcă și nu emite. În a doua poziție „Solul" radarul începe să lucreze pentru observarea terenului survolat. Antena efectuează mișcarea basculantă stînga-dreapta și emite de regulă diagrama cosec pătrată. În poziția a treia „Meteo", radarul se utilizează pentru descoperirea și ocolirea norilor de furtună. În acest regim de lucru antena emite diagrama îngustă (ac). În poziția a patra „Contur", se pune în evidență, pentru imaginea norilor de pe ecran, prezența nucleelor de furtună periculoase zborului. În poziția a cincea „Deriva", mișcarea de balans a antenei încetează. Suprapunerea diagramei de directivitate de-a lungul vectorului vînt se realizează deplasînd antena în azimut cu ajutorul a două butoane ;

— butonul pentru deplasarea antenei în plan vertical permite obținerea unor unghiuri cuprinse între $\pm$ 10° ale diagramei înguste ;

— comutatorul scărilor permite alegerea scării necesare după nevoile de navigație. De regulă, pentru scările mari, de exemplu 30—50—100 km, antena radiază numai petala cu diagrama cosec pătrată. Pentru scările mai mici, de exemplu 250 km, diagramele se alternează, odată diagrama cosec pătrată, odată diagrama îngustă. Pentru distanțe de descoperire mai

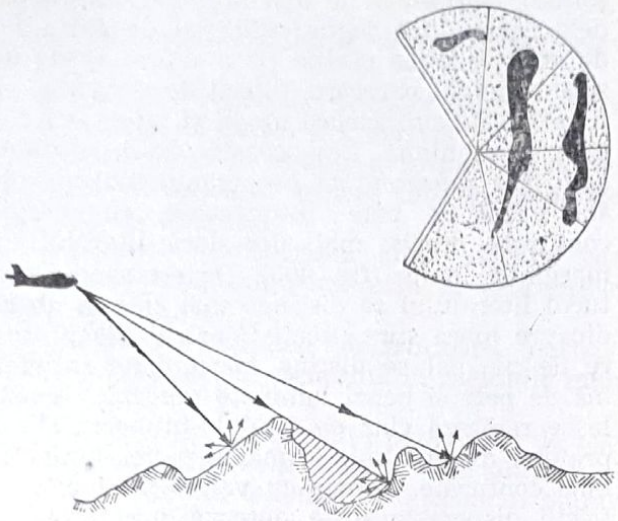


Fig. 406. Reprezentarea terenului muntos.

tate care, așa cum se vede în fig. 406 sînt umbrite de creste nu dau reflecții inverse. Cel mai bine se disting înălțimile și piscurile izolate care se înalță de pe platouri relativ uniforme.

Reprezentarea localităților depinde în primul rînd de caracterul construcțiilor. Localitățile urbane se remarcă ușor, sub forma unor pete mai luminoase decît terenul înconjurător. De asemenea și centrele mari industriale.

Podurile, șoselele și căile ferate pot fi ușor identificate, mai ales atunci cînd sînt amplasate peste rîuri mari. Pentru identificarea căilor ferate este necesară o oarecare rutină. Mai ușor se identifică însă căile ferate electrificate.

Fenomenele periculoase zborului ca descărcările electrice, grindina, ploaia intensă cu turbulență pot fi descoperite pe ecranul radarului de la distanță suficientă pentru luarea măsurilor de ocolire. Norii de ploaie, cumuli obișnuiți fără turbulență sau însoțiți de turbulență slabă nepericuloasă zborului apar sub forma unor pete puternic luminate (fig. 407). În cazul existenței unui focar orajos în cuprinsul formațiunii noroase descoperite, acesta va apare conturat în negru și denotă că trebuie neapărat evitat.

Fig. 407. Prezentarea pe ecran a norilor de ploaie și a unui nucleu orajos.

5. 6. 6. *Folosirea radarului panoramic de bord la efectuarea calculelor de navigație și ocolirea zonelor periculoase zborului.*

Cu ajutorul radarului panoramic de bord se pot rezolva toate problemele de navigație aeriană, începînd cu identificarea reperelor survolate și pînă la determinarea elementelor de navigație.

Pentru identificarea reperelor terestre este necesar a se alege pe ecran scara cea mai convenabilă scopului urmărit. Astfel, pentru repere de suprafață mari se poate alege o scară mică, de exemplu 250 km, unde nu este necesară o precizie prea mare, pe cîtă vreme pentru o orientare de detaliu se va alege scara de 50 la 100 km.

Determinarea poziției avionului se poate efectua cu multă precizie după relevmentul și distanța pînă la un reper caracteristic. Ca reper caracteristic se poate utiliza centrul localităților, țărmuri de mare, inflexiunile unui rîu, lacuri etc. La determinarea poziției avionului se va alege o scară a ecranului care să se potrivească și cu harta de navigație utilizată. Relevmentul avionului se obține din însumarea capului compas și a gismentului reperului de pe ecran.

$$RA_{reper} = CA + G_{rep} \qquad \text{iar}$$

$$RA_{avion} = CA + G_{rep} \pm 180° \qquad (5)$$

La transpunerea distanțelor pe hartă trebuie avut în vedere că distanța măsurată de radarul panoramic este aceea oblică și nu orizontală. În consecință, la distanța măsurată este necesar a se efectua o corecție. După cum se vede din fig. 408, distanța oblică S_{obl} reprezintă ipotenuza unui unghi, iar înălțimea de zbor H și distanța orizontală cele două catete. Distanța oblică și înălțimea fiind cunoscute, distanța orizontală se poate calcula ușor după formula :

$$S_{oriz} = \sqrt{S_{obl}^2 - H^2} \qquad (6)$$

Este evident că diferența dintre distanța orizontală și distanța oblică va fi cu atît mai mică cu cît înălțimea de zbor va fi mai mică și cu cît distanța pînă la reper va fi mai mare. În cazul cînd distanța pînă la reperul considerat este mai mare decît de cinci ori înălțimea de zbor, atunci diferența dintre distanța oblică și cea orizontală devine foarte mică și poate să nu fie luată în seamă.

În fig. 408 se vede că distanța orizontală se poate obține din distanța oblică care este întotdeauna mai mare, scăzînd corecția Δ_{oriz}:

$$S_{oriz} = S_{obl} - \Delta_{oriz} \qquad (7)$$

Pentru introducerea corecțiilor necesare în distanța măsurată la înălțimea de zbor se pot

P29

Sobl.	Înălțimea de zbor în km											
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
	Corecția în km											
5	0	0.5	1,0	2	5	—	—	—	—	—	—	—
10	0	0	0,5	1,0	1,5	2,0	3,0	4,0	6,0	10,0	—	—
15	0	0	0	0,5	1,0	1,5	2,0	2,5	3,0	4,0	5,0	6,0
20	0	0	0	0	0,5	1,0	1,5	2,0	2,5	3,0	3,5	4,0
25	0	0	0	0	0	0	0,5	1,0	1,5	2,0	2,5	3,2
30	0	0	0	0	0	0	0	0,5	1,0	1,5	2,0	2,5
35	0	0	0	0	0	0	0	0	0,5	1,0	1,5	2,0
40	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0,5	1,0	1,5
45	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0,5	1,0
50	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0,5

folosi nomograme sau tabele speciale, ca de exemplu tabelul de mai sus :

Distanța orizontală se mai poate determina și cu ajutorul calculatorului, pe cale trigonometrică. Din fig. 408 se observă că :

$$\frac{H}{\sin \alpha} = \frac{S_{obl}}{\sin 90^\circ} = \frac{S_{oriz}}{\sin (90 - \alpha)} \quad (8)$$

Cunoscînd altitudinea de zbor și distanța oblică se obține valoarea unghiului α iar de aici unghiul $(90 - \alpha)$ din care rezultă distanța orizontală.

Măsurarea distanțelor se realizează determinînd radial distanța de la originea liniei de desfășurare spre reperul de pe ecran, în funcție de cercurile de distanță și scara aleasă. Măsurarea direcțiilor spre repere, adică a gismentului, se execută prin apreciere din ochi a unghiului stînga-dreapta față de prelungirea axei longitunale a avionului, cu ajutorul gradațiilor azimutale de pe ecran.

5. 6. 6. 1. *Determinarea punctului avionului cu ajutorul unei linii de poziție (relevmentul adevărat al avionului) și distanța pînă la un reper de pe sol.*

Pentru determinarea punctului avionului este necesar ca pe panoul de comandă al radarului comutatorul modului de lucru să fie pus pe poziția corespunzătoare supravegherii solului. Urmărind reperele de pe ecran, se va alege unul singur, care există și pe harta de navigație, determinîndu-se distanța și gismentul. Din gismentul determinat și capul compas de zbor, se obține ușor linia de poziție sau relevmentul adevărat al avionului, care trasat pe hartă de la reperul ales la distanța măsurată pe ecran va da punctul avionului.

Astfel, spre exemplu, un avion se deplasează cu un cap compas de 58°. Declinația magnetică este + 2° iar deviația compasului 0°. Gismentul reperului determinat pe ecran este 25°, iar distanța oblică pînă la reper 30 km. Altitudinea de zbor fiind 10.000 m, deci mai mică decît de cinci ori înălțimea de zbor, reiese că este necesar să se determine distanța orizontală.

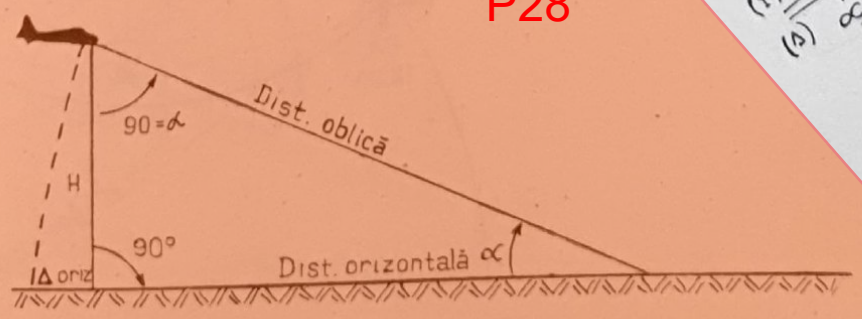
Cu ajutorul calculatorului, sau folosind tabele, se obține :

$$S_{oriz} = 28{,}5 \text{ km}$$

De asemenea :

$$LP = CA + G_{rep} \pm 180^\circ = 60^\circ + 25^\circ + 180^\circ = 265^\circ$$

P28



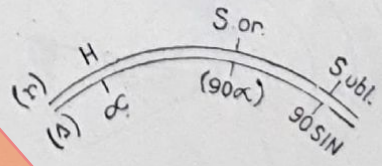


Fig. 408. Determinarea distanței orizontale.

P31

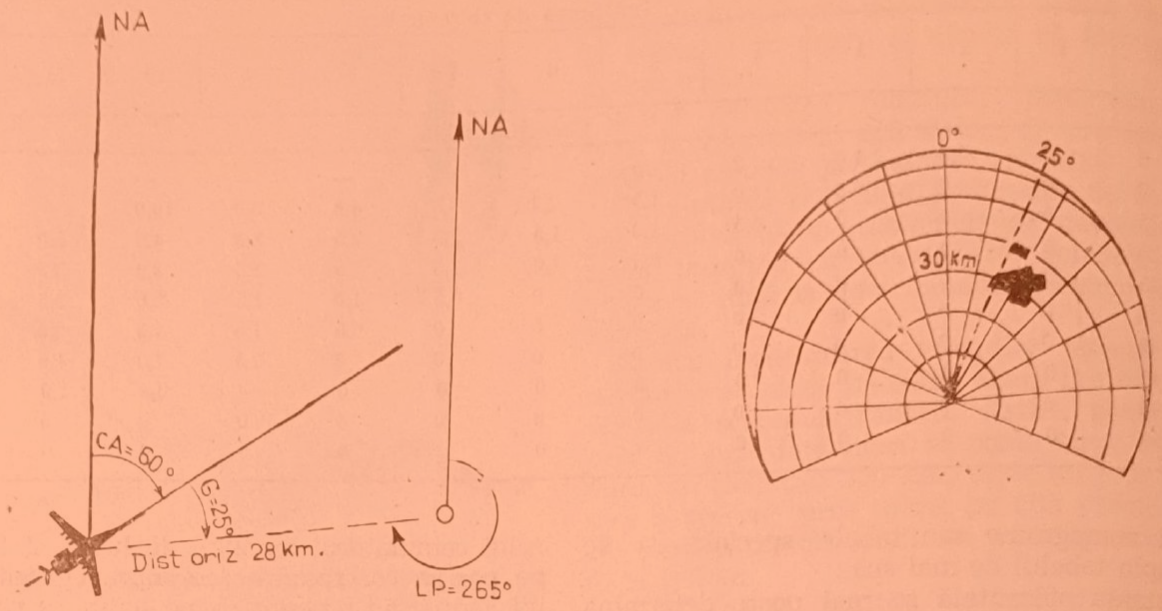


Fig. 409. Determinarea punctului avionului cu ajutorul unei linii de poziție și distanței pînă la un reper.

P32

5. 6. 6. 2. *Determinarea punctului avionului prin măsurarea distanțelor la două repere diferite.*

Se aleg pe ecranul indicatorului două repere distincte și se determină distanța pînă la acestea. Se identifică pe harta de navigație aceste două repere și se trasează două cercuri cu razele corespunzătoare celor două distanțe determinate (fig. 410). Astfel, spre exemplu, la ora 12.00 se determină distanțele $S_{obl\ 1} = 80$ km și $S_{obl\ 2} = 120$ km, înălțimea de zbor fiind 7.000 m. Distanțele oblice fiind mai mari decît de cinci ori înălțimea, nu este necesar a se determina distanțele orizontale. Ducînd cercurile cu razele de 80 km și 120 km, se obține punctul avionului *PA* la intersecția lor.

Deoarece problema admite două soluții, se va ține seama și de orientarea aproximativă a reperelor față de avion.

P33

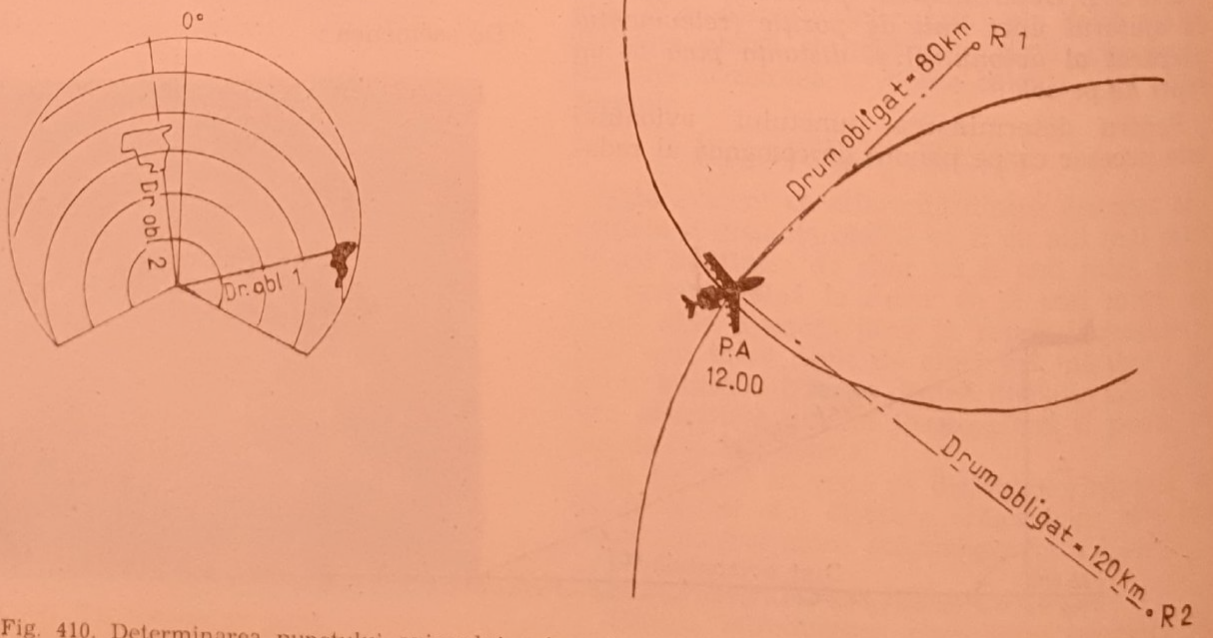


Fig. 410. Determinarea punctului avionului prin măsurarea distanțelor la două repere diferite.

P34

5. 6. 6. 3. *Determinarea vitezei la sol și a derivei prin două puncte (poziții) ale avionului.* Pentru determinarea vitezei la sol și a derivei prin acest procedeu, se alege pe ecranul indicatorului orice reper bine conturat și de dimensiuni nu prea mari. În cazul în care acest reper se identifică și pe hartă, atunci este posibil să se afle și direcția și intensitatea vîntului.

În momentul în care reperul ajunge la un cerc de distanță plasat către periferia ecranului se determină gismentul G_1 (fig. 411) și se dă drumul la cronometru. Se măsoară timpul scurs pînă ce reperul ales ajunge la un alt cerc de distanță mai apropiat de origine, determinîndu-se de data aceasta gismentul G_2. Cunoscînd gismentele se pot calcula cele două linii de poziție și știind distanțele se pot afla punctele avionului în cele două momente alese. Pentru ușurință și ori de cîte ori nu a fost identificat reperul pe hartă, se rezolvă problema grafic. În acest scop, pe o foaie de hîrtie, se fixează arbitrar o origină a măsurătorilor, de unde se trasează la scară elementele determinate pe ecran. Din spațiul parcurs măsurat pe graficul întocmit și din timpul cronometrat se obține viteza la sol. Din drumul real urmat și capul adevărat al avionului se obține valoarea unghiului de derivă.

Pentru exemplificare se consideră că un avion se deplasează cu un cap compas de 115° și la o altitudine de 6.000 m. Declinația magnetică $\Delta_m = +5°$, iar deviația compasului $\Delta_c = 0°$. La ora 10.00 se identifică un reper la distanța de 200 km și un gisment de 15° (fig. 411). La ora $10.14^{min}\ 35^{sec}$ reperul identificat atinge cercul de distanță de 80 km sub un gisment de 38°.

Deoarece distanțele oblice considerate sînt mai mari decît 5 H, ele pot fi folosite direct în calcul. Se determină liniile de poziție :

$$LP_1 = CA + G_1 \pm 180 = 120° + 15° + 180° = 315°$$

$$LP_2 = CA + G_2 \pm 180 = 120° + 38° + 180° = 338°$$

Pe o foaie de hîrtie, din punctul ales ca origine, se trasează un Nord Adevărat și cele două linii de poziție LP_1 și LP_2. La o scară aleasă convenabil se fixează punctele avionului după cele două distanțe determinate PA_1 și PA_2 și se obține spațiul parcurs egal cu 128 km. Cu ajutorul calculatorului sau aritmetic se află că pentru această distanță și un timp de $14^{min}\ 35^{sec}$ corespunde o viteză la sol de 530 km/h. Tot pe grafic, prelungind linia drumului real urmat, se măsoară unghiul drumului real al avionului : 122°, de unde se poate obține și deriva :

$$\Delta_v = DA_{real} - CA = 122° - 120° = 2°$$

Dacă reperul a fost identificat pe hartă și cunoscînd drumul obligat al avionului și viteza proprie, se poate determina direcția și intensitatea vîntului, construind triunghiul de navigație al vitezelor.

5. 6. 6. 4. *Determinarea vitezei la sol și a derivei după deplasarea radială a reperelor.* Atunci cînd se observă că unele repere de pe ecranul indicatorului se deplasează radial, de-a lungul unei linii azimutale, deriva se obține di-

P35

Fig. 411. Determinarea vitezei la sol și a derivei prin două poziții ale avionului.

P37

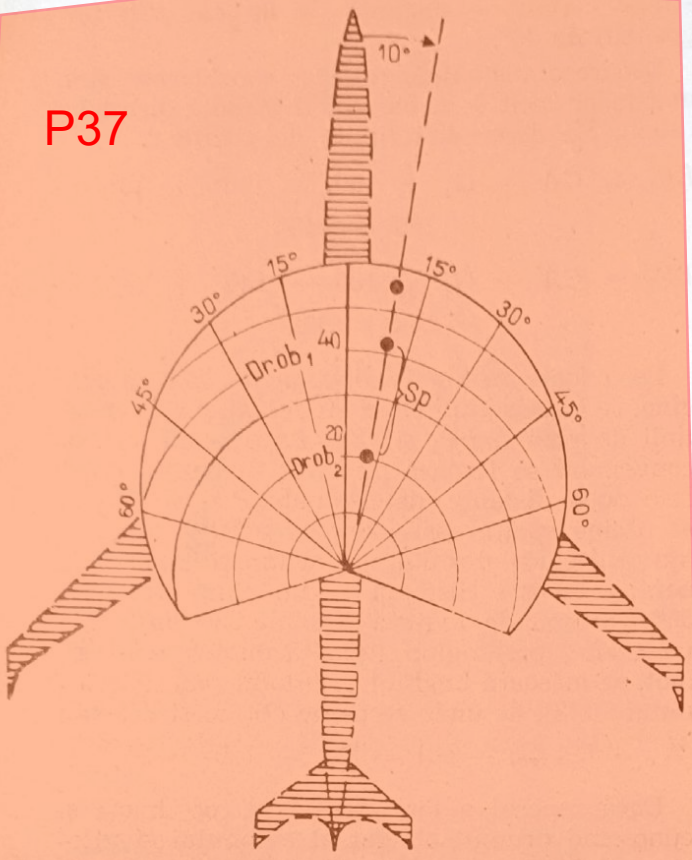


Fig. 412. Determinarea vitezei la sol și a derivei prin deplasarea radială a unui reper.

rect prin citirea direcției pe care se deplasează reperul, eventual prin interpolare din ochi între liniile azimutale marcate pe ecran. Viteza la sol se obține din spațiul parcurs și timpul cronometrat.

Astfel, de exemplu, un avion ce zboară la o altitudine de 8.000 m identifică la ora 10.00 un reper ce se deplasează de-a lungul direcției de 10° ($G = 10°$) la o distanță oblică de 40 km. La ora $10.02^{min}25^{sec}$ reperul se găsește la o distanță de numai 20 km. Așa cum se vede din fig. 412, deriva Δ_v este de 10°. Transformînd distanțele oblice în distanțe orizontale se obține :

$S_{oriz\ 1} = 39$ km și $S_{oriz\ 2} = 18{,}1$ km

Spațiul parcurs *(Sp)* va fi egal cu :

$Sp = S_{oriz\ 2} - S_{oriz\ 1} = 39 - 18{,}1 = 20{,}9$ km

Cu ajutorul calculatorului, se determină că în $2^{min}25^{sec}$ acest spațiu este parcurs cu o viteză la sol de 520 km/h.

Pentru ușurința calculelor se pot utiliza tabele și diagrame ca acelea din fig. 413.

Astfel, din coloana corespunzătoare celor două distanțe oblice și altitudinea de zbor, se obține distanța parcursă *(Sp)*. Din distanța parcursă și timpul între cele două date determinate pe diagrama alăturată tabelului se obține viteza la sol.

5. 6. 6. 5. *Determinarea vitezei la sol și a derivei prin vizarea și urmărirea unui reper oarecare.* Această metodă se recomandă a se aplica distanțelor oblice de 40 km și 20 km sau 30 km și 15 km adică la S_{obl} și $\frac{S_{obl}}{2}$. Ca și în cazurile precedente, se determină și gismentele sub care se observă reperele la cele două distanțe considerate G_1 și G_2. Deriva se determină cu ajutorul formulei :

$$\Delta_v = 2\ G_1 - G_2 \pm \alpha \quad (9)$$

P40

Unghiul α este o corecție ce se extrage din tabele și are semnul :

\+ cînd deriva obținută este negativă

— cînd deriva obținută este pozitivă

Viteza la sol se determină din spațiul parcurs și timpul cronometrat pentru deplasarea reperului între cele două cercuri de distanță.

Pentru a ușura calculele se utilizează tabele cu unele date calculate dinainte.

Astfel, spre exemplu, un avion se deplasează la o altitudine de 7.000 m și identifică un reper pe cercul de distanță de 40 km sub un gis-

P38

TABEL PENTRU DETERMINAREA VITEZEI LA SOL

H / Dobl1 și Dobl2	30-10 km	40-10 km	40-20 km	50-20 km	30-15 km
4 000	20,6	30,6	20 2	30.2	15,3
5 000	20.9	31,0	20.3	30.4	15,4
6 000	21,4	31,6	20,5	30,5	15,6
7 000	22,0	32.3	20,7	30.8	15.9
8 000	22.9	33.2	20.9	31 0	16.2
9 000	24,2	34.6	21 1	31,3	10.6
10 000	28,3	38.7	21,4	31,7	17,1

P39

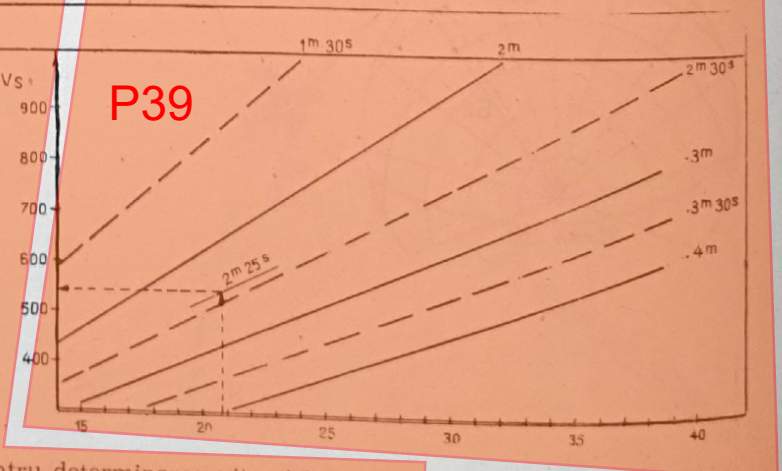


Fig. 413. Tabel pentru determinarea vitezei la sol.

a măsura și indica permanent pilotului distanța oblică a avionului față de un echipament *DME* de la sol. Sistemul are o mare asemănare cu radarul în sensul că utilizează pentru transmiterea informațiilor tehnica impulsurilor. El derivă din sistemul „Rebecca—Eureka" folosit în timpul celui de al doilea război mondial și care funcționa pe o frecvență în jur de 200 MHz. Ulterior, în anul 1959, sistemului i-au fost atribuite frecvențele de lucru cuprinse între 960—1.215 MHz, iar în anul 1965 a apărut în dotarea curentă a aviației civile ca un sistem omologat pentru distanțe medii și scurte.

În general, echipamentul de pe sol pentru măsurarea distanței nu funcționează independent, ci asociat cu un radiofar omnidirecțional VOR, formînd sistemul goniotelemetric VOR/DME.

Echipamentul pentru măsurarea distanței intră și în compunerea sistemului TACAN (Tactical Air Navigation) un sistem goniotelemetric conceput in S.U.A. numai pentru aviația militară.

Cîteodată, un sistem TACAN este combinat cu un radiofar VOR (VORTAC) permițînd echipajelor să determine distanța după echipamentul TACAN-ului, iar direcția magnetică fie după radiofarul VOR, fie după TACAN. De reținut că un receptor de bord VOR nu poate utiliza semnalele de direcție ale TACAN-ului decît dacă dispune de un bloc adaptor special.

În aviația civilă, echipamentul DME poate fi asociat si cu un sistem de apropiere ILS (ILS/DME) în scopul de a furniza pilotului distanța pînă la pragul pistei.

În general, un echipament DME poate asigura simultan transmiterea informațiilor de distanță la peste 100 avioane, cu o precizie de 3% din distanța măsurată.

Echipamentul de bord, numit și dispozitiv de interogare sau interogator, este compus din mai multe elemente : antena cu dispozitivul de comutare, emițătorul impulsurilor de interogare, receptorul impulsurilor de răspuns, blocul de decodificare a impulsurilor de răspuns, blocul de măsurare a distanței și indicatorul sau contorul de distanță (fig. 437). Alimentat de la rețeaua de curent continuu și alternativ de la bord, dispozitivul de interogare dezvoltă o putere de impuls de ordinul 1—1,5 KW.

Echipamentul de sol, numit și dispozitiv de răspuns, cîteodată și transponder, (deoarece funcționarea lui se aseamănă cu cea a transponderului de bord) este compus din : antena cu dispozitivul de comutare, receptorul impulsurilor de interogare, blocul de decodificare, blocul de întîrziere și emițătorul impulsurilor de răspuns (fig. 437). Avînd o putere de impuls de aproximativ 10—15 KW, împreună cu dispozitivul de interogare, asigură sistemului DME o distanță de acțiune de 350 km, la o înălțime de zbor de 10.000 m.

Banda de frecvență utilizabilă este cuprinsă între 962—1.213 MHz și este repartizată pe 252 canale de lucru. Canalele sînt numerotate de la 1 la 126 și cu indicele *X* și *Y* și sînt repartizate în funcție de mijloacele de radionavigație cu care sînt asociate : VOR, TACAN, VORTAC sau ILS. În consecință, acordarea pe o frecvență DME se realizează înregistrînd frecvența de lucru a mijlocului asociat. Canalele cu indicele *X* corespund frecvențelor mijloacelor asociate cu separare de 100 KHz, spre exemplu : 108,1 MHz, 108,2 MHz etc. Canalele cu indicele *Y* corespund frecvențelor mijloacelor asociate cu separare de 50 KHz, spre exemplu : 108,15 MHz, 108,25 MHz, etc.

Gama frecvențelor DME este repartizată pe canale astfel :

Echipamentul		Canalele 1—63 (MHz)	Canalele 64—126 (MHz)
Bord	Emițător	1025—1087	1088—1150
	Receptor	962—1024	1151—1213
Sol	Emițător	962—1024	1151—1213
	Receptor	1025—1067	1088—1140

Alocarea canalelor DME în funcție de mijlocul de radionavigație asociat este următoarea :

Canalul (*X* și *Y*)	Frecvența (MHz)	Mijlocul asociat
1— 16	134,4—135,9	TACAN militar
17— 56	108,0—111,9	ILS și VOR sau VORTAC*
57— 59	112,0—112,2	VOR sau VORTAC
60— 69	133,3—134,2	TACAN militar
70—126	112,3—117,9	VOR sau VORTAC

* Pentru distanțe scurte.

Din analiza acestui tabel se observă că, canalele 1—16 și 60—69 sînt destinate sistemului TACAN. Pentru a beneficia de informațiile de distanță, respectiv pentru a acorda dispozitivul de bord pe frecvența necesară a echipamentului de măsurarea distanței al sistemului TACAN, au fost atribuite frecvențele cuprinse între 133,3—135,9 MHz. Acestea sînt deci frecvențele fictive care nu au nimic comun cu sistemul TACAN. Majoritatea dispozitivelor de interogare de bord dispun de 252 canale și deci permit și utilizarea informațiilor de distanță TACAN.

5. 7. 2. *Modul de funcționare al sistemului.* Așa cum se vede în fig. 437, emițătorul dispozitivului de interogare de la bordul avionului emite perechi de impulsuri a căror durată este de 3,5 μ sec. și un interval între impulsuri care poate fi de 12 μ sec. sau 36 μ sec., reprezentînd ceea ce se chiamă codificarea impulsului. Folosirea perechilor de impulsuri are ca scop

reducerea interferenței de la alte sisteme ce funcționează tot pe bază de impulsuri.

Astfel, spre exemplu, pentru un radiofar omnidirecțional VOR avînd frecvența de 112,2 MHz, îi corespunde canalul 59 X a cărui frecvență de interogare este 1.083 MHz, o frecvență de răspuns de 1.020 MHz și un interval între impulsuri de 12 μ sec.

Frecvența de repetare a perechilor de impulsuri este cuprinsă între 150 și 5 impulsuri/sec. Frecvența de repetare de 150 imp/sec este utilizată numai pe timpul așa zisei operațiuni de căutare și care poate dura maximum 20 sec. dar care în mod obișnuit nu depășește 5 secunde. Această perioadă de timp este necesară dispozitivului de la bord pentru a căuta și a alege semnalul de răspuns la semnalul propriu de interogare. După terminarea operațiunii de căutare, începe operațiunea de urmărire continuă a semnalului răspuns, iar frecvența de repetare se reduce la aproximativ 24 impulsuri/secundă.

Operațiunea de căutare se consideră terminată atunci cînd dispozitivul de la bord a stabilit că de la sol se transmit riguros periodic impulsuri de răspuns la impulsurile de interogare emise de dispozitivul de la bord. Receptorul dispozitivului de la sol, după ce primește perechile de impulsuri, le trimite la blocul de decodificare. Acest bloc nu permite trecerea decît a acelor impulsuri care au un anumit interval între ele, alocat dispozitivului terestru respectiv. În felul acesta se elimină eroarea determinării unei distanțe eronate de la un alt dispozitiv terestru.

Trebuie avut în vedere că dispozitivul de răspuns de la sol poate asigura simultan pînă la 120 de avioane, așa că pe canalul respectiv fiecare din avioanele ce folosesc sistemul DME vor primi și 120 de impulsuri de răspuns.

Este deci necesar să se aleagă o anumită succesiune a perechilor de impulsuri proprii. Pentru aceasta, impulsurile întrebare nu sînt emise de dispozitivul de la bord la intervale egale și nici la o frecvență precisă de repetare a impulsurilor. Momentul emisiei unei perechi de impulsuri este avansat sau întîrziat față de intervalul mediu între impulsuri cu 1/150 la 1/24 secunde. Cu alte cuvinte succesiunea impulsurilor întrebare oscilează.

În afară de aceasta, la dispozitivul de la sol, într-un bloc de întîrziere se produce o întîrziere fixă a impulsurilor răspuns cu un timp de 50 μ sec în scopul de a mări eficiența dispozitivului de la sol, atunci cînd mai multe avioane în zbor utilizează același dispozitiv.

Din blocul de întîrziere, impulsurile ajung la blocul emițător care le retransmite ca impulsuri răspuns. Retransmiterea impulsurilor de răspuns către avion se face pe o frecvență diferită cu ± 63 MHz. Astfel, pentru canalul 59 X frecvența de răspuns va fi 1.020 MHz.

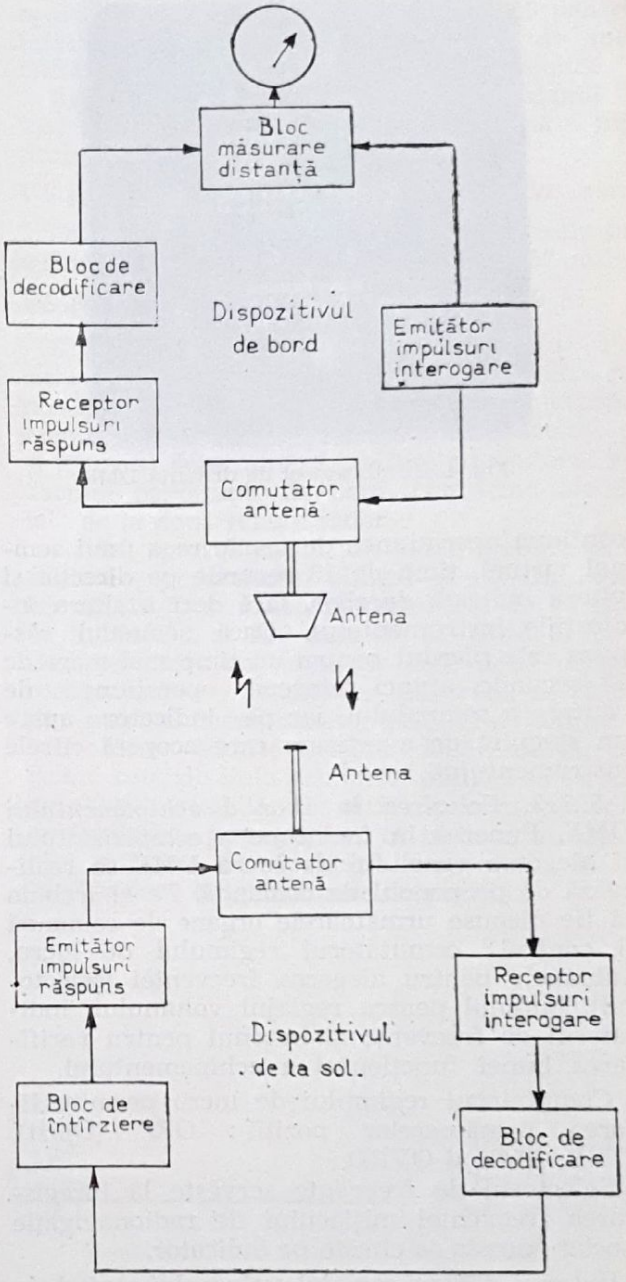


Fig. 437. Schema funcționării sistemului DME.

Receptorul dispozitivului de la bord recepționează semnalele emise de la sol și le transmite blocului de decodificare. Acesta decodifică numai acele semnale care sînt corecte, de unde ele trec la blocul de determinare a distanței, care măsoară de fapt diferența de timp între emiterea semnalului de interogare și recepționarea semnalului răspuns corect. Tensiunea proporțională corespunzătoare acestei diferențe de timp este transmisă unui instrument gradat sau unui contor ale cărui indicații reprezintă mile marine (fig. 438).

În cazul în care semnalul răspuns este pierdut, sau instalația de la sol își întrerupe emisia pentru un timp scurt, dispozitivul de la bord

— echipament *VOR* de bord = ± 2,75°
— echipament *DME* de bord = ± 1,5 mile
— echipament *VOR* de bord = ± 2,75°
— echipamentul *DME* de bord = ± 1,5 mile
— calculatorul liniei drumului obligat = = ± 0,5 mile
— ale tehnicii de pilotaj pe rută = ± 2 mile
— ale tehnicii de pilotaj în TMA = ± 1 milă
— ale tehnicii de pilotaj în procedura de apropiere = ± 0,5 mile

Pentru scopul în sine al navigației de suprafață mai importante sînt erorile care provoacă abaterile laterale față de drumul obligat. Pentru aceasta este necesar a se transforma erorile unghiulare ale echipamentelor în erori liniare. Astfel, pentru zborul pe rută, considerînd lungimea unui tronson de 50 mile (93 km) se obțin următoarele erori parțiale :

— radiofarul *VOR* = ± 1,7 mile
— echipamentul *VOR* de bord = ± 2,6 mile
— calculatorul liniei drumului obligat = = ± 0,5 mile
— tehnica de pilotaj pe rută = ± 2 mile

Deci eroarea totală este :

$$\sigma_t = \sqrt{1{,}7^2 + 2{,}6^2 + 0{,}5^2 + 2^2} =$$

$$= 3{,}72 \text{ mile } (6{,}88 \text{ km})$$

Din analiza acestor erori se poate admite că metoda navigației de suprafață se situează pe aceeași treaptă de precizie ca și navigația obișnuită după *VOR/DME*.

5. 9. 5. Metoda navigației de suprafață se poate aplica și în cazul existenței la bordul avionului a unui calculator electronic central pentru navigație utilizînd semnalele sistemului inerțial, ale radarului Doppler sau ale sistemului hiperbolic DECCA.

Astfel, utilizînd sistemul inerțial, în calculatorul central se vor introduce coordonatele geografice ale punctelor fictive de rută. Pe unele hărți de radionavigație, cum sînt cele publicate de Jeppesen, speciale pentru navigația de suprafață, poziția punctelor fictive de rută este indicată atît în coordonate polare față de mijloacele *VOR/DME*, cît și în coordonate geografice.

Pentru utilizarea calculatorului NVPB este necesar să se pregătească harta de radionavigație din timp, calculînd coordonatele rectangulare *X* și *Y* ale punctelor fictive de rută într-unul din cele două regimuri ortodromice de lucru.

5. 10. SISTEME DE NAVIGAȚIE HIPERBOLICĂ

5. 10. 1. *Generalități.* Denumirea de sisteme de navigație hiperbolică provine de la liniile de poziție care se determină cu ajutorul lor și care se numesc hiperbole. Definiția analitică arată că hiperbola este locul geometric al tuturor punctelor, pentru care diferența distanțelor față de două puncte fixe de referință, numite focare, este constantă. Așa cum se vede în fig. 452, dacă se consideră punctele $A1$, $A2$ și $A3$ de pe hiperbolă și se măsoară distanțele de la cele două focare P și S, se obțin valorile $PA1$, $SA1$ pentru punctul $A1$, $PA2$ și $SA2$ pentru punctul $A2$ ș.a.m.d. Dacă se scade valoarea unei distanțe din cealaltă, atunci diferența acestor distanțe pentru fiecare punct considerat va rămîne constantă adică :

$$PA1 - SA1 = PA2 - SA2 = PA3 - SA3 = \text{constantă}$$

Toate hiperbolele care se pot construi pe aceste două focare reprezintă o rețea sau cum i se mai spune o familie de hiperbole. Arcul mic din cercul mare, adică distanța cea mai scurtă dintre două puncte de referință P și S este denumită linia de bază și este specifică sistemelor de navigație hiperbolică, iar perpendiculara la mijlocul liniei de bază se numește linia de centru.

Un sistem de navigație hiperbolică se compune din două stații de emisie cu radiere nedirecțională amplasate în punctele de referință P și S, iar la bordul avionului un receptor special, dotat cu un indicator cu tub catodic. Semnalele de la cele două stații, din care una poartă denumirea de principală sau conducătoare și cealaltă secundară sau condusă, sînt emise sincron fie sub formă de impulsuri fie sub formă de undă continuă.

Timpul de la emiterea unui semnal de la fiecare din cele două stații terestre pînă într-un punct oarecare poate fi măsurat și ținînd cont că viteza de deplasare a undelor electromagnetice este cunoscută, el poate fi exprimat în distanță pe cercul mare al acestui punct față de stații. Așa dar, cunoscînd diferența între duratele de timp necesare semnalelor emise de la cele două stații emițătoare ca să ajungă la avion, se poate stabili distanța față de cele două puncte de referință P și S. Determinarea di-

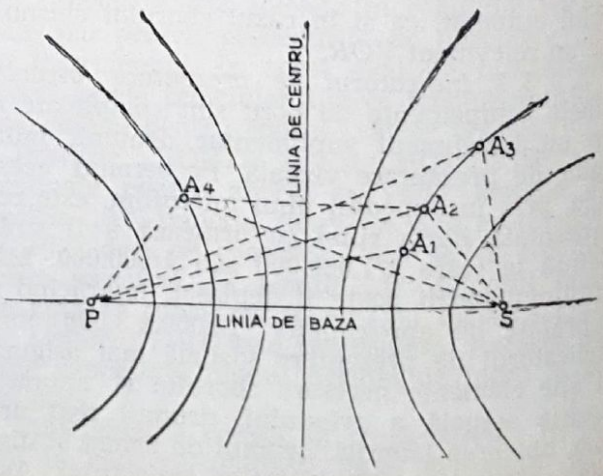


Fig. 452. Hiperbola.

prin unda spațială este necesar a se introduce diferite corecții în determinarea liniilor de poziție. Aceste corecții exprimate sub formă de microsecunde se află tipărite pe hărțile speciale LORAN.

5. 10. 2. 6. Deși destinat pentru navigația la mari distanțe, sistemul LORAN este utilizat și pentru distanțe medii, în special pentru traficul între continentul american și insulele din Atlantic și Marea Caraibelor. Există receptoare LORAN tranzistorizate, a căror greutate nu depășește 7—8 kg, special destinate pentru dotarea avioanelor de turism și avioanelor de utilizare generală. Pentru avioanele de transport mari, lung curier, receptorul de bord LORAN este cuplat la calculatorul electronic central. Acesta pe baza informațiilor primite transformă liniile de poziție ale ambelor perechi de stații în coordonate geografice, polare sau rectangulare, în funcție de nevoi și de regimul de lucru al calculatorului central.

5. 10. 3. *Sistemul DECCA.*

5. 10. 3. 1. *Generalități.* DECCA este un sistem de navigație hiperbolică pentru distanțe medii destinat atît aviației cît și marinei. Spre deosebire de sistemul LORAN, acesta nu utilizează principiul emisiei prin impulsuri ci al undelor întreținute, nemodulate. Conceput încă în anul 1930, în Germania, pentru nevoile marinei, sistemul nu a avut nici o utilizare practică decît abia în anul 1944 cînd în Anglia se realizează primul sistem DECCA.

Un sistem DECCA este format din 4 stații de emisie terestre dintre care una, ca și la sistemul LORAN, poartă denumirea de stație principală iar celelalte trei, amplasate în stea la o distanță de 100—200 km de stația principală, se numesc stații secundare. Întregul complet de 4 stații poartă denumirea de lanț DECCA. Stațiile terestre de emisie funcționează în banda de frecvență cuprinsă între 70—130 KHz, iar semnalele emise pot fi utilizate atît de avioane ce zboară la orice înălțimi cît și la sol și pe mare de către nave, la o distanță de peste 450 km de stațiile terestre.

5. 10. 3. 2. *Principiul de lucru* al sistemului DECCA constă în compararea la bordul avionului a fazelor transmise de o pereche de stații de emisie terestre. Diferența de fază va fi proporțională cu distanța la care se găsește avionul, iar măsurarea acestei diferențe de fază principial nu se deosebește prea mult de cea a impulsurilor. Deoarece practic nu este încă posibil a se separa la bord două semnale pe aceeași frecvență, emise din locuri diferite, sistemul DECCA utilizează stații terestre care emit pe frecvențe diferite. În aparatura de bord, aceste frecvențe diferite sînt aduse la o frecvență comună și abia apoi sînt separate. Așa dar se poate spune că, spre deosebire de sistemul LORAN, în sistemul DECCA hiperbolele, privite ca locul geometric al tuturor punctelor cu aceeași diferență de fază, nu sînt o realitate fizică ci virtuală, care apare abia în receptorul de bord.

Pentru determinarea liniei de poziție este necesară o singură pereche de stații terestre, iar pentru determinarea punctului avionului sînt necesare două perechi de stații terestre. Un lanț DECCA este format deci din trei perechi de stații, din care stația principală este comună celorlalte trei secundare. Fiecare stație secundară poartă denumirea uneia din următoarele trei culori : roșu, verde, violet. Frecvențele de lucru ale stației principale și secundare reprezintă o armonică (un multiplu) a unei frecvențe fundamentale *fo* a cărei valoare este de aproximativ 14 KHz (valoarea exactă, cuprinsă între 14,018—14,316 KHz variază de la un lanț DECCA la altul).

Așa cum se vede din schema de principiu din fig. 462 stația principală emite pe frecvența 6 *fo* iar stațiile secundare emit astfel :

— stația secundară roșie 8 *fo*
— stația secundară verde 9 *fo*
— stația secundară violetă 5 *fo*

În receptorul de la bord, ambele semnale, atît ale stației principale cît și ale stației secundare, sînt multiplicate cu factorii 2, 3, 4, 5 și 6 obținîndu-se o frecvență comună pentru fiecare stație.

Astfel, pentru perechea de stație roșie, se va obține :

$$6\ fo \times 4 = 24\ fo$$

pentru frecvența stației principale ;

$$8\ fo \times 3 = 24\ fo$$

pentru frecvența stației secundare.

Pentru perechea de stație verde ;

$$6\ fo \times 3 = 18\ fo$$

pentru frecvența stației principale ;

$$9\ fo \times 2 = 18\ fo$$

pentru frecvența stației secundare.

Pentru perechea de stație violetă :

$$6\ fo \times 5 = 30\ fo$$

pentru frecvența stației principale ;

$$5\ fo \times 6 = 30\ fo$$

pentru frecvența stației secundare.

Așa cum se vede din fig. 462, frecvența de 6 *fo* a stației principale servește la sincronizarea întregului sistem, adică a stațiilor secundare, unde declanșează emiterea simultană a frecvențelor proprii de 8 *fo*, 9 *fo* și 5 *fo*, iar la bordul avionului pentru compararea fazelor.

Funcționarea principială a receptorului de bord este arătată schematic în fig. 463. Pentru simplificare, se presupune că un avion se deplasează de-a lungul liniei de bază a unei perechi de stație roșie a cărei frecvență așa cum s-a arătat mai sus este de 24 *fo*, adică 340 KHz. Acestei frecvențe îi corespunde o lungime de undă de 880 m și așa cum se vede în figură reprezintă jumătate din distanța între două hiperbole consecutive, adică din exemplul

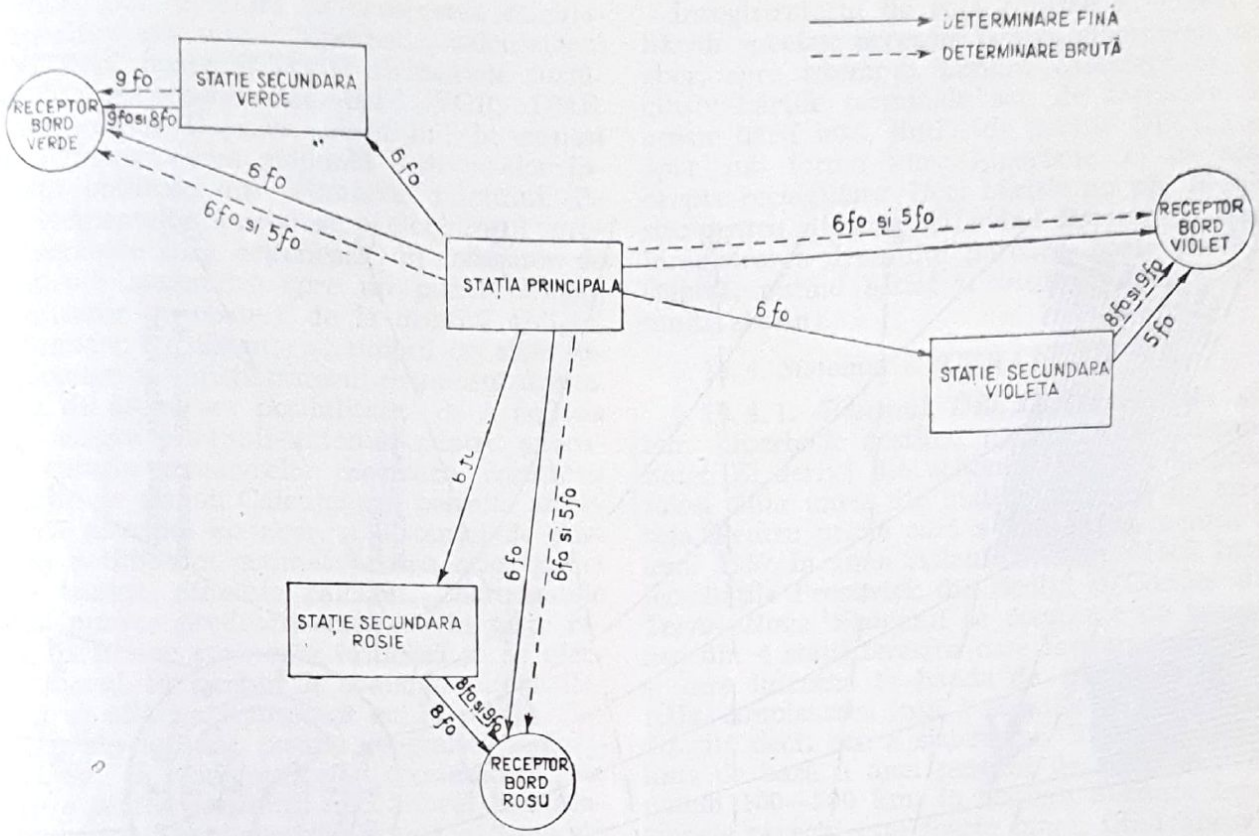


Fig. 462. Schema unui lanț Decca cu frecvențele de lucru.

considerat 440 m. Această distanță care crește pe măsură ce avionul se îndepărtează de linia de bază, se numește zonă DECCA. Așa dar, în cuprinsul unei zone se obține o diferență de fază de 360° între semnalele celor două stații de emisie ale perechii roșii. Pentru determinarea liniei de poziție „brute" va fi necesar deci ca la bordul avionului să se stabilească zona DECCA corespunzătoare.

Fiecare zonă DECCA este marcată cu o literă. De obicei, un lanț DECCA cuprinde 20 de zone.

Pentru determinarea de precizie, fiecare zonă este împărțită în fîșii. Numărul fîșiilor dintr-o zonă variază în funcție de culoarea perechii de stații astfel :

— pentru pereche roșie : 24 fîșii numerotate de la 0—23 ;
— pentru perechea verde : 18 fîșii numerotate de la 30—47 ;
— pentru perechea violetă : 30 fîșii numerotate de la 50—79.

La rîndul său, fiecare fîșie este împărțită în 100 de subdiviziuni, adică sutimi de fîșie.

Aceasta se realizează cu ajutorul unui fazmetru special numit decometru. La bordul avionului există deci trei decometre, denumite ca și perechile de stație după culoarea specifică. Citirile pe decometre se fac cu ajutorul a două ace indicatoare și a unui sector mobil (fig. 464). Sectorul mobil se deplasează sub o ferestruică a cadranului și indică litera corespunzătoare zonei DECCA. Acul indicator mare, de-a lungul gradațiilor exterioare ale cadranului arată fîșia din interiorul zonei respective. Acul indicator mic, de-a lungul gradațiilor interioare arată sutimile de fîșie. Aceste litere și cifre reprezintă ceea ce se numesc coordonatele DECCA. Astfel, în fig. 464 poziția avionului este dată de coordonatele : roșu *G* 16-20, verde *F* 32-70.

Pentru determinarea liniei de poziție sau a punctului avionului se tipăresc hărți speciale, pe care sînt imprimate în culorile respective hiperbolele lanțurilor DECCA.

La ora actuală, în Europa există peste 12 lanțuri DECCA care acoperă peninsula Scandinavia, Anglia, Irlanda, Franța, Spania și Germania. Sistemul este folosit de numeroase companii aeriene deoarece reprezintă un înalt grad de precizie în determinarea poziției. Trebuie totuși subliniat că în ciuda preciziei, atît instalația de la sol cît mai ales cea de la bord sînt foarte pretențioase în exploatare. Din această cauză sistemul nu a fost pînă în prezent omologat și recomandat de OACI.

5. 10. 3. 3. *Calculatorul de drum OMNITRAC* este destinat transformării coordonatelor DECCA în coordonate rectangulare și acționării a diverse instrumente de bord printre care și pilotul automat. De asemenea, calculatorul acționează și un dispozitiv numit înregistrator de drum, unde pe o hartă ce se derulează, o peniță specială trasează drumul real urmat

de avion. Dar, în afară de rezolvarea calculelor specifice sistemului hiperbolic, calculatorul OMNITRAC poate utiliza și elementele furnizate de receptoarele de bord VOR, DME, TACAN, radar Doppler, permițînd în același timp și introducerea manuală a diverselor informații obținute din estimările pilotului. Pe baza elementelor introduse, calculatorul produce semnale care acționează un indicator de relevmente magnetice spre un punct obligat, un indicator de abatere de la drumul obligat, un indicator cu distanța și timpul de zbor rămas precum și înregistratorul drumului urmat. El are de asemenea posibilitatea de a acționa direct asupra pilotului automat pentru executarea tuturor manevrelor necesare corectării drumului de urmat. Calculatorul permite determinarea direcției de zbor, a distanței de parcurs și a timpului estimat pentru orice punct de pe traiect, dinainte calculat. Coordonatele acestor puncte predeterminate devin niște radiofaruri fictive spre care urmează să se efectueze zborul. Pe panoul de comandă al calculatorului se află un comutator cu 12 poziții, fiecare din ele definind poziția geografică a punctelor alese. În momentul cînd comutatorul este pus pe o poziție anumită, calculatorul furnizează elementele de direcție, distanță și timp de zbor, spre punctul definit, care se poate citi pe instrumente. Calculatorul OMNITRAC poate fi folosit așa dar și în metoda navigației de suprafață.

Înregistratorul de rută conține în caseta sa hărțile speciale necesare pentru efectuarea unui zbor, spre exemplu Londra—Amsterdam, inclusiv hărțile terminale sau de aterizare. Pe aceste hărți însă, liniile de poziție DECCA nu apar sub forma unor hiperbole, ci ca niște drepte rectagulare. Deci hărțile nu pot fi folosite pentru alte scopuri, avînd distorsiuni. După înregistrarea drumului parcurs, harta poate fi ștearsă, putînd astfel fi utilizată pentru mai multe zboruri.

5. 10. 4. *Sistemul DECTRA.*

5. 10. 4. 1. *Sistemul DECTRA** este un sistem hiperbolic destinat navigației pe distanțe lungi. El derivă din sistemul DECCA și poate folosi chiar unele din stațiile terestre ale acestuia. Pentru prima oară a fost experimentat în anul 1957 în zona Atlanticului de Nord între localitățile Prestwick din Scoția și Gander din Terra—Nova. Sistemul se compune de asemenea din 4 stații terestre care formează un lanț și care lucrează în banda de frecvență de 70 KHz. Amplasarea însă a stațiilor este cu totul diferită decît cea a sistemului DECCA. Astfel, linia de bază a unei perechi de stații este de numai 100—200 km, în schimb distanța între ambele perechi este foarte mare, fiind aproximativ de 3.700 km. Datorită distanței mici între stația principală și secundară se poate con-

* *DECTRA* — *DECCA* Tracking and Ranging.

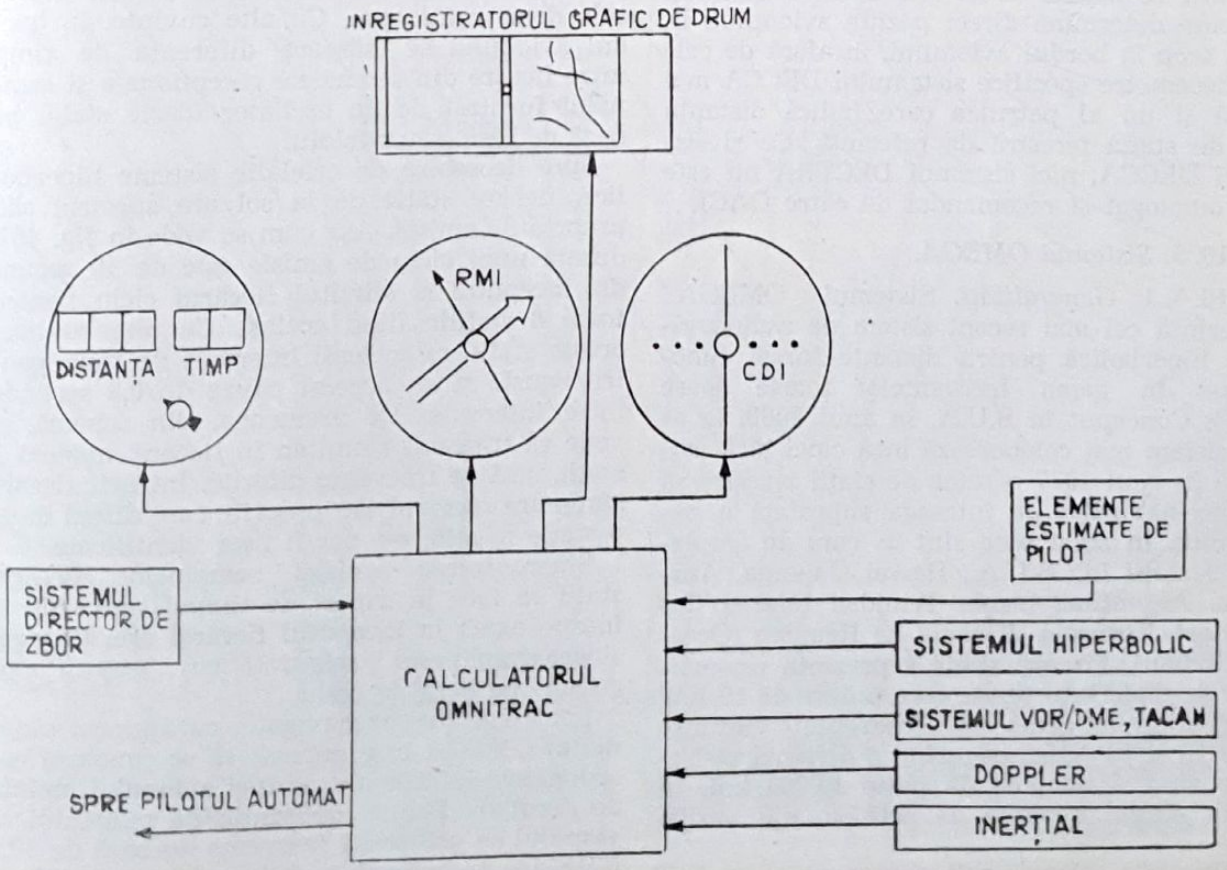


Fig. 465. Schema de principiu a calculatorului OMNITRAC.

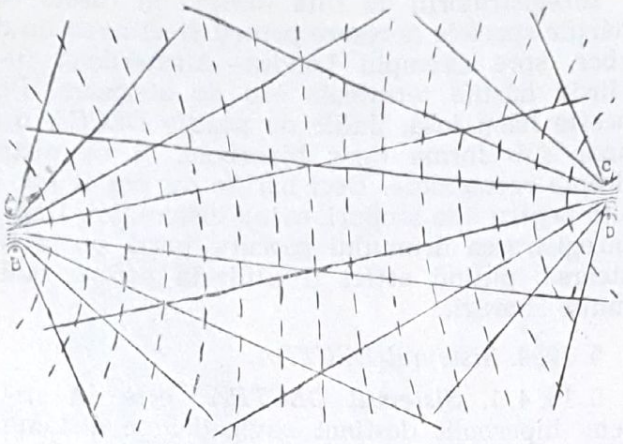


Fig. 466. Rețeaua de hiperbole DECTRA.

sidera practic în locul hiperbolelor, drepte tangente la acestea (asimptotele). În felul acesta apar la ambele capete ale sistemului un evantai de direcții de zbor predeterminate (fig. 466). Aceste hiperbole se mai numesc și hiperbolele direcțiilor de zbor. O a treia rețea de hiperbole ia naștere din lucrul comun a cîte uneia din stațiile opuse de la capul distanței de 3.700 km. Datorită distanței mari între aceste stații, hiperbolele au o curbură puțin pronunțată și par ca niște drepte perpendiculare pe linia de legătură între stațiile de la extremități. Aceste hiperbole se numesc hiperbolele distanțelor. Cu ajutorul hiperbolelor și a mănunchiului de drumuri ce emană de la cele două extremități se poate determina direct poziția avionului. În acest scop la bordul avionului, în afară de cele trei decometre specifice sistemului DECCA mai există și un al patrulea care indică distanța față de stația terestră de referință. Ca și sistemul DECCA, nici sistemul DECTRA nu este încă omologat și recomandat de către OACI.

5. 10. 5. *Sistemul OMEGA.*

5. 10. 5. 1. *Generalități.* Sistemul OMEGA * reprezintă cel mai recent sistem de radionavigație hiperbolică pentru distanțe lungi, funcționînd în gama frecvențelor foarte joase (VLF). Conceput în S.U.A. în anul 1968, la acest sistem mai colaborează încă cinci țări, astfel ca în anul 1977 o rețea de stații terestre să asigure navigația pe întreaga suprafață a pămîntului. În acest scop sînt în curs de amplasare 8 stații în : S.U.A., Hawai, Japonia, Australia, Argentina, insula Trinidad (Marea Caraibelor), Norvegia și insula La Reunion (Oceanul Indian). Fiecare stație reprezintă un emițător de unde întreținute cu o putere de 10 KW funcționînd în gama de frecvențe cuprinse între 10 și 14 KHz, asigurînd o distanță de acțiune ziua și noaptea de peste 10.000 km. În limita acestei distanțe de acțiune, din verificările făcute a reieșit o eroare în determinarea poziției ce nu depășește 2—3,5 km (1—2 mile marine). Datorită frecvențelor de lucru, sistemul poate fi utilizat atît de avioane cît și de nave maritime de suprafață și submarine.

5. 10. 5. 2. *Principiul de funcționare*, este asemănător cu cel al sistemului DECCA. La capetele unei linii de bază a cărei lungime este de 6.000—8.000 NM sînt amplasate două stații care emit sincronizat semnale omnidirecționale reprezentate în spațiu prin cercuri concentrice, care reprezintă locul geometric unde faza semnalului rămîne constantă la intervale de o semilungime de undă. Intersecția a două rețele de cercuri definește puncte în care diferența de fază între două emisiuni este constantă. Curbele care unesc aceste puncte de intersecție formează o rețea de hiperbole, fiecare din ele corespunzînd la o diferență de fază constantă dintre cele două emisii.

Datorită periodicității undelor emise, hiperbolele se reproduc periodic și sînt distanțate în mod egal de-a lungul segmentului de bază. Ele pot fi ușor calculate și imprimate pe hărți de navigație constituind linii de poziție OMEGA. Spațiul dintre două linii de poziție definește o fîșie sau culuar.

Există un număr infinit de valori ale diferenței de fază constante dintre două emisii deci un număr infinit de linii de poziție posibile. Cunoscînd diferența de fază, frecvența celor două stații emițătoare și distanța care le separă, se poate determina exact liniile de poziție dintre cele două emițătoare. Cu alte cuvinte, la bordul avionului se măsoară diferența de timp între fiecare din semnalele recepționate și semnalul furnizat de un oscilator foarte stabil pe bază de cesiu sau rubidiu.

Spre deosebire de celelalte sisteme hiperbolice, fiecare stație de la sol are spectrul său propriu de emisie. Așa cum se vede în fig. 467, durata unui ciclu de emisie este de 10 secunde, începutul și sfîrșitul fiecărui ciclu pentru toate 8 stațiile fiind același. Cu alte cuvinte, aceste stații au aceleași intervale de timp pentru emisie și au aceeași pauză de 0,2 secunde între intervale. De asemenea, din schemă se vede că transmit simultan în fiecare moment 3 stații, însă pe frecvențe diferite. Întrucît fiecare stație are spectrul său propriu, care diferă de la o stație la alta, ele pot fi ușor identificate.

Sincronizarea emisiei semnalelor fiecărei stații se face în raport de timpul universal și începe exact la începutul fiecărei ore. Precizia sincronizării este asigurată cu ajutorul unor ceasuri pe bază de cesiu.

Pentru a efectua navigația cu ajutorul sistemului OMEGA este necesar să se cunoască coordonatele inițiale ale poziției avionului înainte de decolare. Pentru determinarea punctului avionului se utilizează frecvența de bază de 10,2 KHz, iar receptorul trebuie calat pe ciclul de emisie de 10 secunde. Faza semnalului de 10,2

* Abrevierea internațională a sistemului este *ONS* (Omega Navigation System).

5. 12. SISTEMUL DE APROPIERE LA ATERIZARE ILS

5. 12. 1. Sistemul *ILS* * reprezintă un complex de mijloace radiotehnice la sol și la bordul avionului, care permit pilotului în orice condiții meteorologice :

a) să mențină direcția precisă de apropiere la aterizare, corespunzătoare planului vertical ce trece prin axa pistei ;

b) păstrînd direcția de apropiere la aterizare, să coboare sub un unghi predeterminat, adică să păstreze o pantă, astfel încît să ajungă la punctul optim de contact cu pista ;

c) să determine 2—3 distanțe față de pragul pistei.

Aterizarea avioanelor pe vizibilitate redusă, dar în deplină securitate a zborului utilizînd instrumentele de la bordul avionului, a fost o problemă care a preocupat aviația de transport încă de la începutul creierii sale. Primele sisteme de aterizare după instrumente au apărut în Germania în anul 1932 (sistemul Lorenz) apoi prin perfecționări treptate s-a ajuns la un sistem standardizat în întreaga lume, numit *ILS*. La ora actuală el reprezintă sistemul principal pentru efectuarea procedurilor de apropiere pe toate aeroporturile deschise traficului de pasageri și marfă. Dacă se ține seama că sistemul *ILS* constituie și baza procedurii de aterizare automată, se poate admite că sistemul este în plină evoluție.

5. 12. 2. *Compunerea sistemului ILS.* Un sistem *ILS* se compune dintr-un complex de instalații, dispozitive, agregate, etc., dispuse la sol și la bordul avionului :

La sol :
- — un radiofar de direcție sau aliniament
- — un radiofar de pantă
- — 2 sau 3 radiomarkere
- — dispozitive pentru controlul funcționării (monitoare)
- — dispozitive de comandă și semnalizare la distanță
- — sistem de alimentare cu curent electric propriu (de rezervă).

La bord :
- — un receptor pentru semnalele radiofarului de direcție
- — un receptor pentru semnalele radiofarului de pantă
- — un receptor pentru semnalele radiomarkerelor
- — un indicator cu două ace în cruce *(CDI)*
- — dispozitiv de semnalizare optică și sonoră a recepționării semnalelor radiomarkerelor.

În afară de acestea, sistemul se completează și cu alte mijloace pentru asigurarea orientării pînă la interceptarea axei pistei, ca de exemplu : radiobalize, radiofaruri omnidirecționale, precum și un balizaj luminos.

Pe unele aeroporturi, în compunerea sistemului *ILS* intră și un echipament pentru măsurarea distanței *DME* care furnizează continuu pilotului distanța pînă la punctul de contact cu pista dînd prin aceasta un grad de suplețe mai pronunțat sistemului *ILS*.

5. 12. 3. *Clasificarea sistemelor ILS.* Ținînd cont de fiabilitatea și integritatea agregatelor și dispozitivelor componente, precum și de gradul de precizie, sistemele *ILS* se clasifică în 5 categorii de performanțe care determină exploatarea operațională a unui aerodrom.

Sistemul ILS de categoria I este sistemul cu performanța cea mai scăzută, care permite efectuarea procedurii de apropiere pînă la o înălțime de luarea deciziei de 60 m, și o vizibilitate orizontală de 800 m.

Sistemul ILS de categoria a II-a are o performanță mai ridicată, permițînd efectuarea procedurii de apropiere pînă la o înălțime de luarea deciziei de 30 m și o vizibilitate orizontală de 400 m. Majoritatea aeroporturilor internaționale sînt dotate cu sisteme de categoria a II-a.

Sistemul ILS de categoria a III-a A permite efectuarea procedurii de apropiere pînă la o înălțime de luarea deciziei de 0 m și o vizibilitate orizontală de 200 m.

Sistemul ILS de categoria a III-a B permite efectuarea procedurii de apropiere pînă la o înălțime de luarea deciziei de 0 m și o vizibilitate orizontală de 50 m.

Sistemul ILS de categoria a III-a C are performanța cea mai ridicată, permițînd ghidajul avionului pe timpul apropierii finale și pe pistă cu o înălțime de luarea deciziei de 0 m și o vizibilitate orizontală de asemenea de 0 m.

Sistemele *ILS* de categoria a III-a nu sînt însă în exploatare curentă, ci abia în curs de experimentare.

5. 12. 4. *Amplasarea și funcționarea instalațiilor de la sol.* Amplasarea pe teren a instalațiilor din compunerea sistemului *ILS* se face în conformitate cu normele internaționale OACI. Fiind vorba de mijloace radio de frecvență foarte înaltă și ultra înaltă este de la sine înțeles că terenul pe care se instalează trebuie să fie lipsit de obstacole de orice fel (clădiri, garduri, vegetație, etc.).

Este de remarcat faptul că pentru a fi fiabil sistemul, nu se admit întreruperi în funcționarea sa, datorită alimentării cu curent electric. În cazul unei defecțiuni a rețelei de curent, trecerea pe alimentarea de rezervă, proprie, a sistemului, trebuie să se realizeze în maximum 5 secunde.

* *ILS* — Instrument Landing System (prescurtare internațională).

5. 12. 4. 1. *Radiofarul de direcție (LLZ*) sau aliniament* este amplasat în partea opusă direcției de aterizare, dincolo de pragul pistei, în prelungirea axei, la o distanță ce variază între 200 și 500 m. Puterea de emisie a radiofarului este în jurul lui 50 waţi, iar gama de frecvențe utilizată este cuprinsă între 108,1 MHz și 112 MHz.

El dispune în principiu de două antene dipol prevăzute cu un reflector parabolic, care permite acoperirea unui sector de $\pm$ 70° față de axa pistei pe o distanță de aproximativ 45 km la 600 m înălțime de zbor.

Frecvența purtătoare a emițătorului este modulată în amplitudine simultan cu frecvențele de 90 și 150 Hz formînd două diagrame de radiere (fig. 507) care prin suprapunere dau naștere unui fascicol sub forma unui sector îngust de 5° și a cărui bisectoare este axa pistei. Acesta se mai numește și fascicolul de față al radiofarului de direcție. Pentru un observator care se găsește la intrarea pistei, cu fața spre radiofar, modulația de 150 Hz se află la dreapta, iar cea de 90 Hz la stînga axei pistei.

La majoritatea sistemelor *ILS*, sectorul se prelungește și în partea opusă radiofarului de direcție și poate fi utilizat pentru efectuarea apropierilor pe direcția de aterizare inversă. Acest sector, a cărui deschidere este de asemenea de 5°, poartă denumirea de fascicol de spate al radiofarului de direcție.

Emițătorul radiofarului de direcție mai este modulat periodic cu o frecvență de 1.020 Hz corespunzătoare semnalului de identificare al sistemului, format din 3 litere din alfabetul Morse. Durata de transmitere este de 5 semnale pe minut.

Fiecare radiofar de direcție este format din două echipamente de emițătoare identice, unul de bază și unul de rezervă, precum și un dispozitiv de control automat al funcționării (monitor). În cazul apariției unei defecțiuni în funcționarea vreunui bloc, dispozitivul comută automat al doilea echipament, semnalizînd acest lucru la panoul principal de comandă și control ce se află instalat în aerogară, la organul de control al traficului aerian de aerodrom.

5. 12. 4. 2. *Radiofarul de pantă (GP**)* este amplasat la o distanță cuprinsă între 125 și 380 m față de pragul de aterizare al pistei și lateral la 120—185 m (fig. 508). Puterea de emisie a radiofarului este în jurul lui 20 waţi, iar gama de frecvență utilizată este între 328 și 355,4 MHz, deci gama frecvențelor ultraînalte (UHF). Antena specială formată de regulă din două elemente montate pe un pilon vertical, permite prin ajustare stabilirea unui

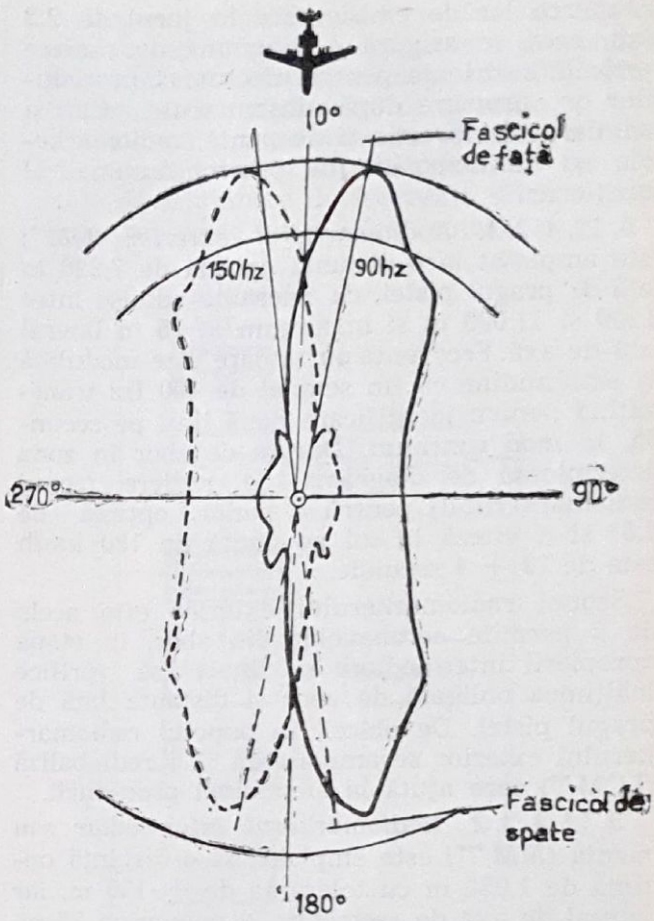


Fig. 507. Diagramele de radiere ale radiofarului de direcție.

unghi de pantă cuprins între 2° și 4°, dintre care cel optim este de 2,5°. Distanța de acțiune între limitele de 8° față de axa pistei este de aproximativ 18 km la o înălțime de zbor de 600 m.

Ca și la radiofarul de direcție, frecvența purtătoare a emițătorului este modulată în amplitudine simultan cu frecvența de 90 și 150 Hz, formînd două diagrame de radiere care se suprapun. Acestea constituie un sector de 1° a cărui bisectoare este planul înclinat ce trece prin panta de coborîre stabilită. Modulația de 150 Hz este amplasată dedesubtul pantei, iar cea de 90 Hz deasupra acesteia. Comparativ cu sectorul de direcție, sectorul de pantă este mult mai îngust ceea ce presupune o finețe a manevrelor avionului în plan vertical mult mai pronunțată.

5. 12. 4. 3. *Radiomarkerele* sînt amplasate în axa pistei la distanțe stabilite prin norme. Ele sînt în număr de 3, din care practic, pentru sistemele *ILS* de categoria I și în majoritatea cazurilor de categoria a II-a, se utilizează numai două. Ele lucrează pe frecvența de 75 MHz, la fel ca și celelalte radiomarkere de pe lîngă radiofarurile nedirecționale de rută sau radiobalize.

* *LLZ* — Localizer (abreviațiune internațională).
** *GP* — Glide Path (abreviațiune internațională).

Puterea lor de emisie este în jurul de 2,5 waţi, ceea ce asigură o diagramă de radiere verticală suficientă pentru efectuarea procedurilor de apropiere după instrumente. Ca şi radiofarul de direcţie şi de pantă, radiomarkerele au un dispozitiv de control automat al funcţionării.

5. 12. 4. 3. 1. *Radiomarkerul exterior (OM *)* este amplasat la o distanţă optimă de 7.220 m faţă de pragul pistei, cu toleranţe admise între 6.500 şi 11.000 m şi maximum la 75 m lateral faţă de axă. Frecvenţa purtătoare este modulată în amplitudine cu un semnal de 400 Hz transmiţînd pentru identificare două linii pe secundă, în mod continuu. Durata de zbor în zona determinată de diagrama de radiere (conul radiomarkerului) pentru o pantă optimă de 2,5° şi a viteză la sol pe pantă de 180 km/h este de 12 $\pm$ 4 secunde.

Scopul radiomarkerului exterior este acela de a permite aeronavelor din zbor, în etapa apropierii intermediare şi finale, să verifice înălţimea obligată de zbor şi distanţa faţă de pragul pistei. De obicei, în punctul radiomarkerului exterior se amplasează şi o radiobaliză (LOM **) care ajută la efectuarea procedurii.

5. 12. 4. 3. 2. *Radiomarkerul intermediar sau mediu (MM ***)* este amplasat la o distanţă optimă de 1.050 m cu toleranţa de $\pm$ 150 m, iar lateral de axă de asemenea la maximum 75 m. Frecvenţa purtătoare este modulată în amplitudine cu 1.300 Hz transmiţînd pentru identificare o serie de puncte şi linii alternativ, cu cadenţă de 2 linii şi 6 puncte pe secundă. Durata de zbor a unui avion în condiţiile arătate la radiomarkerul exterior este de 6 $\pm$ 2 secunde.

Scopul radiomarkerului intermediar este acela de a indica pe vizibilitate redusă momentul ghidajului vizual după reperele de la sol pentru sistemele de categoria I şi a II-a.

5. 12. 4. 3. 3. *Radiomarkerul interior (IM *)*, atunci cînd este prevăzut în sistem, poate fi amplasat la o distanţă cuprinsă între 75 şi 450 m şi la maximum 30 m lateral de ax. Frecvenţa purtătoare este modulată în amplitudine cu 3.000 Hz transmiţînd pentru identificare în mod continuu 6 puncte pe secundă. Durata de zbor a unui avion în cuprinsul diagramei de radiere în condiţiile arătate la radiomarkerul exterior este de 3 $\pm$ 1 secundă.

Scopul radiomarkerului interior este acela de a avertiza echipajul în condiţii de vizibilitate foarte reduse asupra imediatei apropieri de pragul pistei. De regulă, cînd se instalează un radiomarker interior, distanţa lui faţă de prag corespunde înălţimii de luarea deciziei pentru panta nominală a sistemului.

5. 12. 5. *Atribuirea canalelor de lucru ILS.* Frecvenţele radiofarului de direcţie şi de pantă ale sistemului *ILS* sînt alese perechi, formînd în total 40 canale de lucru. Dintre acestea, numai 20 sînt importante şi utilizate practic şi anume :

* = *OM* = Outer Marker.
** = *LOM* = Locator Outer Marker.
*** = *MM* = Middle Marker.

* *IM* = Inner Marker.

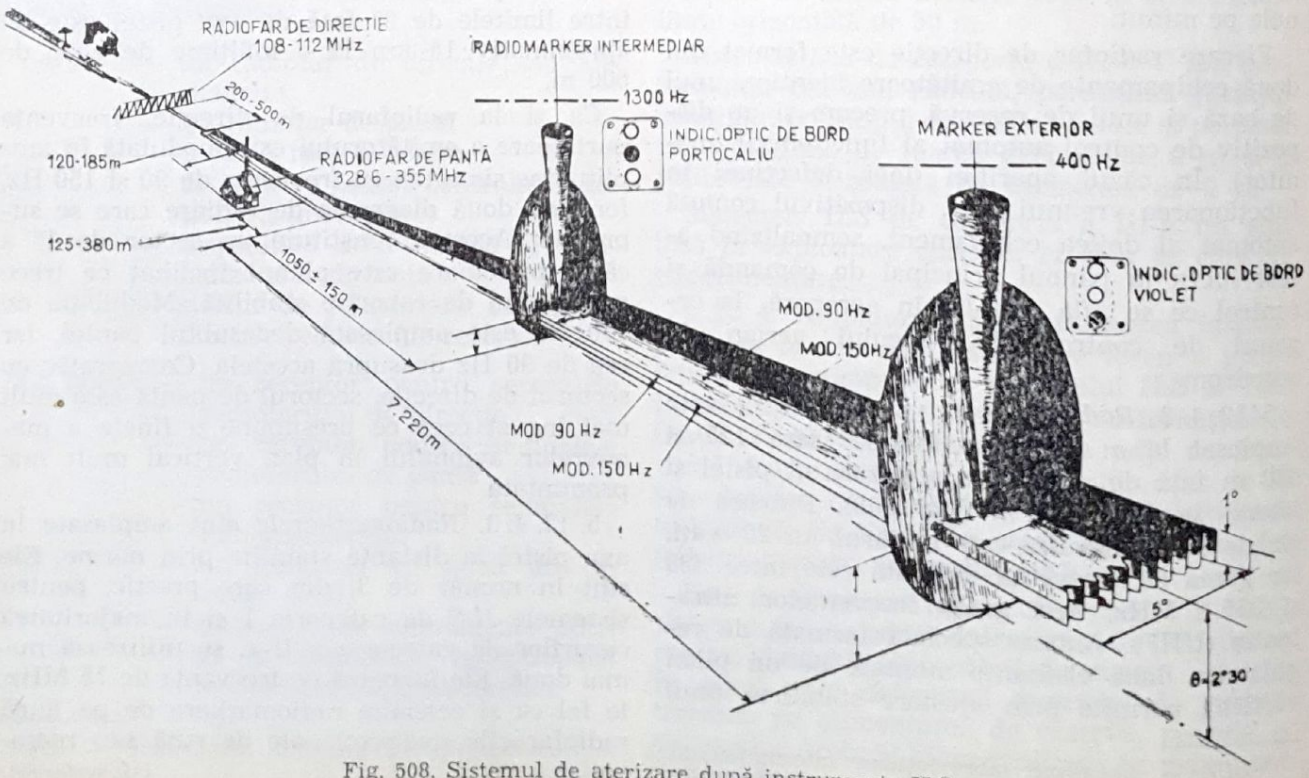


Fig. 508. Sistemul de aterizare după instrumente ILS.

Canal	Radiofar		Canal	Radiofar	
	de direcție (MHz)	de pantă (MHz)		de direcție (MHz)	de pantă (MHz)
1	110,3	335,0	11	108,1	334,7
2	109,9	333,8	12	108,3	334,1
3	109,5	332,6	13	108,5	329,9
4	110,1	334,4	14	108,7	330,5
5	109,7	333,2	15	109,9	329,3
6	109,3	332,0	16	111,1	331,7
7	109,1	331,4	17	111,3	332,3
8	110,9	330,8	18	111,5	332,9
9	110,7	330,2	19	111,7	333,5
10	110,5	329,6	20	111,9	331,1

Alegerea canalelor *ILS* se face acordînd receptorul de direcție pe una din cele 20 frecvențe specificate în tabel. Comutarea frecvenței pereche a receptorului de pantă se face în mod automat. În consecință, pe hărțile de apropiere după instrumente este indicată numai frecvența radiofarului de direcție.

5. 12. 6. *Instalația de la bordul avionului* permite pilotului să determine în spațiu poziția avionului față de planul direcției de aterizare (axa pistei) și planul pantei optime de coborîre. Cunoscînd poziția în spațiu, el va putea cu ajutorul acestei instalații să efectueze corecțiile necesare pentru efectuarea unei apropieri corecte la aterizare, în direcție și pantă.

Instalația de la bord se compune din :

— receptor semnale radiofar de direcție ;
— receptor semnale radiofar de pantă ;
— indicator cu două ace în cruce ;
— două antene diferite pentru ambele receptoare ;
— receptor radiomarker ;
— antena receptorului radiomarkerului ;
— panou de comandă ;
— indicatoare optice de semnalizare pentru conul radiomarkerului ;
— avertizor sonor pentru conul radiomarkerului ;
— surse de alimentare de curent continuu și alternativ de la rețeaua de bord ;
— cabluri electrice.

Determinarea abaterilor și efectuarea corecțiilor necesare se realizează după indicațiile instrumentului cu cele două ace în cruce, același care este folosit și pentru zborul după radiofarul omnidirecțional *VOR* și unde nu s-a folosit decît acul vertical.

5. 12. 6. 1. *Receptorul radiofarului de direcție.* Receptorul radiofarului de direcție este de regulă același cu al radiofarului omnidirecțional *VOR* și a cărui descriere și funcționare a fost arătată la 5. 4. 3. 2. 1. În cazul în care receptorul este destinat numai pentru sistemul *ILS*, construcția lui este foarte simplă iar schema bloc simplificată este arătată în fig. 509.

Alegerea canalelor *ILS* se face cu ajutorul unui buton selector de pe panoul de comandă, prin răsucirea căruia se alege una din cele 20 frecvențe ale radiofarului de direcție.

Așa după cum se remarcă, schema reprezintă un receptor de tip superheterodină, cu două etaje de schimbare de frecvență și cu o amplificare pe bandă largă a frecvențelor.

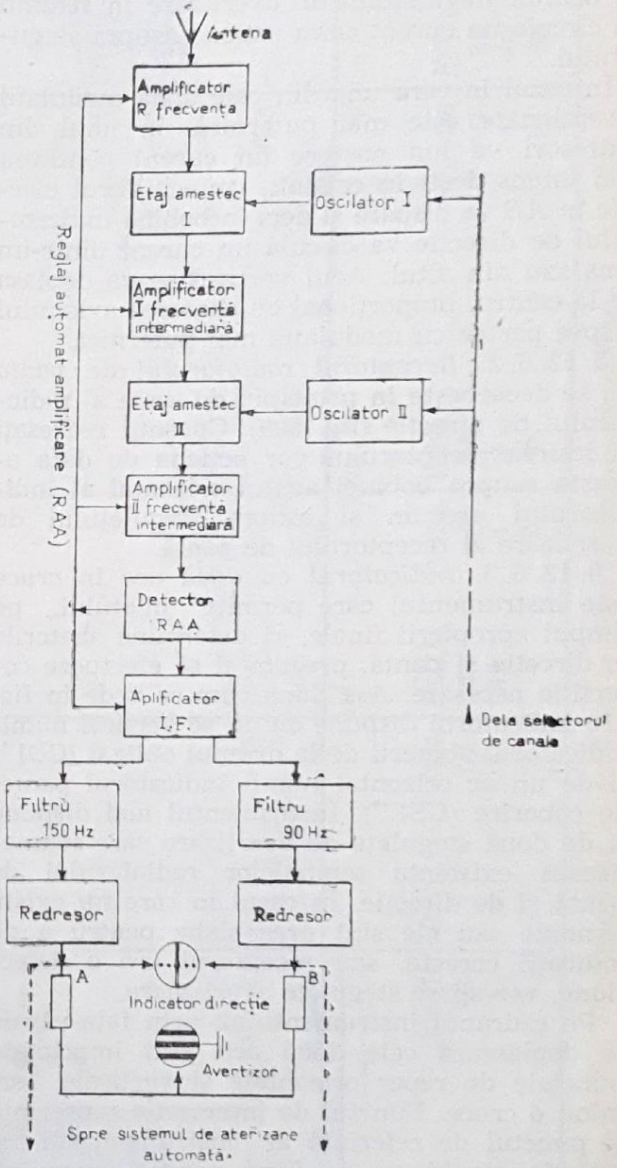


Fig. 509. Schema bloc simplificată a receptorului de direcție.

Schimbarea frecvențelor (a canalelor de lucru) a receptorului, se realizează prin combinarea unor cristale de cuarț adecvate, în cele două oscilatoare. Frecvențele intermediare obținute sînt amplificate succesiv și introduse în etajul de detecție, la ieșirea căruia se obțin tensiunile corespunzătoare frecvenței de 90 și 150 Hz. Aceste tensiuni sînt separate prin două filtre, după care sînt supuse redresării. După redresare, tensiunile se transmit indicatorului vertical al instrumentului cu acele în cruce, precum și stegulețului de avertizare.

Dacă avionul se găsește exact pe direcția de aterizare, nu va exista nici o diferență între adîncimea modulației de 90 Hz și 150 Hz, deci și curenții redresați vor fi egali, producînd un echilibru electric între punctele *A* și *B*, cu alte cuvinte prin bobina acului indicator de direcție nu va trece nici un curent și el va arăta 0, adică va fi la centrul instrumentului. În bobina stegulețului de avertizare în schimb va circula un curent și va acționa asupra stegulețului.

În cazul în care una din cele două modulații recepționate este mai puternică, în unul din redresori va lua naștere un curent continuu mai intens decît în celălalt, iar echilibrul electric în *AB* va dispare și deci în bobina indicatorului de direcție va circula un curent dintr-un sens sau din altul. Acul vertical se va deplasa de la centru, proporțional cu abaterea avionului înspre partea cu modulația mai puternică.

5. 12. 6. 2. *Receptorul radiofarului de pantă* nu se deosebește în principiu de acela al radiofarului de direcție (fig. 509). Curenții redresați la ieșirea receptorului vor acționa de data aceasta asupra bobinei acului orizontal al indicatorului precum și asupra stegulețului de avertizare al receptorului de pantă.

5. 12. 6. 3. *Indicatorul cu două ace în cruce* este instrumentul care permite pilotului, pe timpul apropierii finale, să determine abaterile în direcție și pantă, precum și să efectueze corecțiile necesare. Așa după cum se vede în fig. 510 indicatorul dispune de un ac vertical numit indicatorul abaterii de la drumul obligat (CDI *) și de un ac orizontal numit indicatorul pantei de coborîre (GSI **). Instrumentul mai dispune și de două stegulețe de avertizare care semnalizează existența semnalelor radiofarului de pantă și de direcție. În cazul în care nu există semnale sau ele sînt prea slabe pentru a da indicații corecte, sau receptorul are o defecțiune, vor apare stegulețe avertizoare.

Pe cadranul instrumentului, prin fața căruia se deplasează cele două ace, sînt imprimate punctele de reper orizontale și verticale, formînd o cruce. Punctul de intersecție reprezintă și punctul de referință al instrumentului și trebuie considerat ca fiind poziția avionului. Se deosebesc două tipuri de instrumente și anume cu 4 puncte și cu două puncte. Acestea din urmă sînt de construcție mai recentă.

Punctele orizontale sînt utilizate pentru a determina bisectoarea sectorului de direcție, adică poziția axei pistei.

Punctele verticale se folosesc pentru stabilirea pantei corecte de aterizare. Cînd avionul se găsește pe direcția de aterizare și pe panta optimă de coborîre, ambele ace indicatoare vor sta la centrul instrumentului. Orice deplasare a avionului față de planul vertical al direcției de aterizare produce o abatere a acului vertical, la stînga sau la dreapta. Acul permite determinarea unor abateri maxime ale avionului într-un sector de 2,5° față de direcția de aterizare și care corespund punctului doi. Pentru orice abatere a avionului peste 2,5° într-o parte, acul vertical va sta lipit de una din cele două extremități ale cadranului instrumentului. Atunci cînd avionul este abătut la stînga, acul vertical se va deplasa spre dreapta cadranului. Cu alte cuvinte, acul indică poziția prelungirii axei pistei și pentru a reveni pe direcția de aterizare, avionul va trebui să manevreme astfel încît, mărind sau micșorînd capul, acul să revină și să se suprapună peste punctul central de referință. Poziția acului vertical în dreptul punctului 1, stînga sau dreapta, reprezintă o abatere a avionului de 1° 5' față de direcția de aterizare (fig. 510).

Orice deplasare în sus sau în jos a avionului față de planul înclinat care cuprinde panta optimă de aterizare, va produce o abatere a acului orizontal în jos sau în sus față de orizontala instrumentului. Cînd avionul se găsește deasupra pantei, acul orizontal se va deplasa în jos, indicînd pilotului că trebuie accentuată panta de coborîre, adică să mărească viteza verticală de coborîre. Invers, cînd avionul se află sub pantă, acul se va deplasa în partea de sus a cadranului indicînd pilotului că trebuie să diminueze panta de coborîre, adică să micșoreze viteza verticală de coborîre (fig. 511).

Acul indicatorului de pantă permite determinarea unor abateri ale avionului pînă la 0,5° față de panta optimă de coborîre și corespunde cu punctele extreme superior și inferior. Pentru orice abatere mai mare de 0,5° acul va sta lipit la una din cele două extreme ale indicatorului. Poziția acului vertical deasupra punctului 1 reprezintă o abatere a avionului de 15' față de panta optimă. De aici se poate trage concluzia că acul indicatorului de pantă este mult mai sensibil decît acela al indicatorului de direcție și menținerea pe panta nominală de coborîre necesită manevre mult mai fine decît pentru revenire la direcția de aterizare.

Acest lucru este explicabil deoarece în procesul aterizării după instrumente panta este mult mai importantă fiind cea care asigură înălțimea de siguranță corespunzătoare deasupra obstacolelor din zona de apropiere spre pistă.

5. 12. 7. *Efectuarea procedurii de apropiere după sistemul ILS.* După obținerea aprobării de intrare în zona aeroportului, echipajul avionului va începe manevrele corespunzătoare de coborîre, folosind mijloacele de radionavigație existente la aeroport, pentru a aduce avionul în sectorul de direcție și pantă al sistemului *ILS*. În principiu, acest mijloc de radionavigație este un radiofar nedirecțional sau o radiobaliză, amplasată în punctul radiomarkerului exterior (LOM).

* *CDI* — Course Deviation Indicator.
** *GSI* — Glide Slope Indicator.

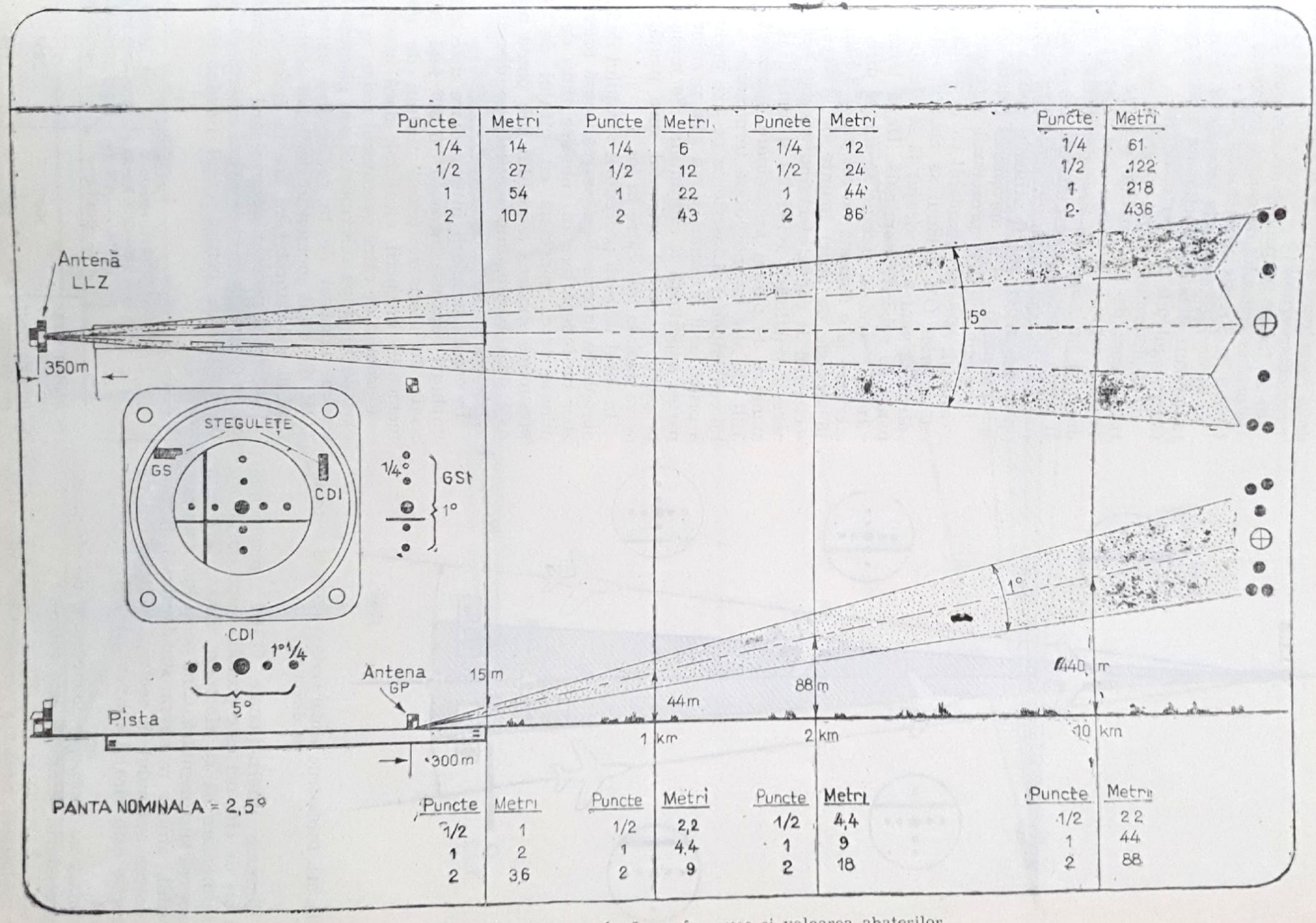


Fig. 510. Indicatorul cu două ace în cruce și valoarea abaterilor.

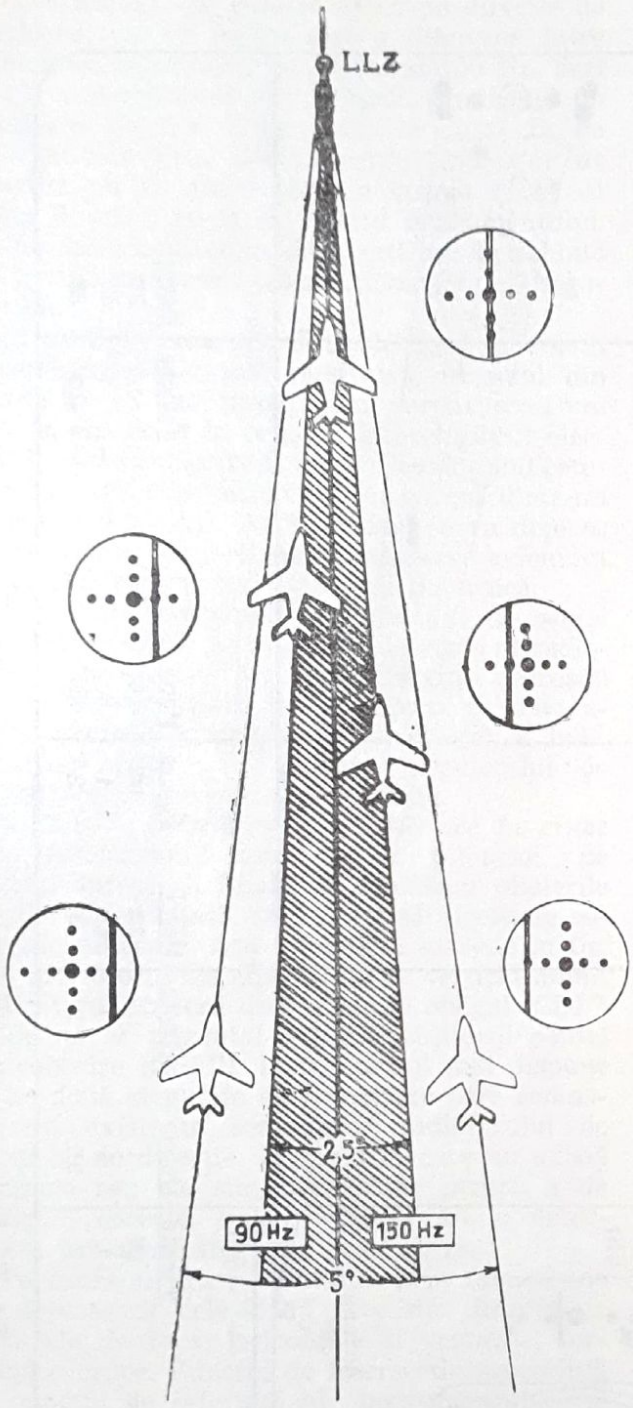


Fig. 511. Deplasările acului vertical (CDI) în sectorul de direcție.

Normele internaționale OACI * recomandă ca ori de cîte ori este posibil, etapa apropierii intermediare să se efectueze direct, fără altă manevră suplimentară. Cînd acest lucru nu este posibil, atunci manevra standardizată pentru aducerea avionului în sectorul radiofarului de direcție este virajul convențional și virajul de bază.

Odată cu începerea manevrelor de efectuare a procedurii, echipajul este obligat :

a) să comute alimentarea electrică a celor două receptoare de pantă și direcție, precum și a radiomarkerului ;

b) să fixeze pe panoul de comandă *ILS*, cu ajutorul selectorului de canale, frecvența radiofarului de direcție a sistemului *ILS* ;

c) să verifice existența semnalelor celor două radiofaruri și buna funcționare a receptoarelor, după steguțele de avertizare ;

d) să determine capul magnetic de aterizare ținînd cont de informațiile primite de la sol. Trebuie reținut că atunci cînd există pe aerodrom și un radar de precizie (PAR), direcția și panta acestuia corespund cu cea a sistemului *ILS*. În consecință, elementele transmise de operatorii radar pot fi utilizate pentru controlul procedurii *ILS* în apropierea finală.

În cazul folosirii procedurii virajului convențional, este recomandabil ca la radiomarkerul exterior *OM* avionul să zboare o distanță suficientă pentru ca virajul să se efectueze sub panta de coborîre nominală. După terminarea virajului, avionul trebuie să fie pe direcția de aterizare la o distanță de cel puțin 3,5 km (sau 45 secunde de zbor) înainte de interceptarea sectorului de pantă, efectuînd un zbor orizontal necesar stabilizării avionului și pentru anumite manevre de pilotaj preliminare aterizării (fig. 513). Cu alte cuvinte, după terminarea virajului convențional și înscrierea pe axa prelungită a pistei, acul orizontal se va găsi poziționat în partea superioară a cadranului. Pe măsura apropierii în zborul orizontal spre pantă, acul se va deplasa lent către în jos.

În cazul folosirii procedurii virajului de bază, apropierea intermediară se realizează printr-un zbor de îndepărtare în coborîre timp de 1—2 minute care, împreună cu virajul de 180°, presupune situarea avionului sub panta nominală de coborîre, după ieșirea pe direcția de aterizare.

În cazul apropierii intermediare directe sub unghiuri cuprinse între 45° și 90° față de direcția de aterizare (cazul turului de pistă), momentul începerii virajului, dacă acesta nu este ordonat de către operatorul radar, se poate executa fie după relevmentul sau gismentul de control măsurat de la radiobaliza exterioară *LOM*, fie după momentul deslipirii acului vertical al indicatorului cu ace în cruce (CDI).

Gismentul necesar determinării relevmentului de control de la radiobaliza exterioară *LOM*, pe vînt calm, pentru cazul turului de pistă este :

	Vit. aprop. 200—260 km/h IL-14 — AN-24 — similare	Vit. aprop. 250—330 km/h BAC 1-11—IL-18 — similare
— pentru viraj pe stînga	290°	285°
— pentru viraj pe dreapta	70°	75°

* Exploatarea tehnică a aeronavelor. Doc. 8.168 *OPS*/611.

Virajul se efectuează cu o înclinare 15° și o viteză indicată de apropiere corespunzătoare exploatării în zborul de procedură a avionului respectiv.

În timpul virajului, pentru a asigura intrarea în sectorul radiofarului de direcție, fără manevre suplimentare, echipajul avionului este obligat să controleze zborul prin coordonarea indicațiilor compasului giromagnetic cu cele ale indicatorului cu ace în cruce (CDI). Controlul se realizează plecînd de la următoarele considerente :

a) dacă deslipirea acului indicatorului direcției corespunde cu momentul cînd pînă la terminarea virajului pentru direcția de aterizare au mai rămas : 45° pentru avioane de categoria IL—14, AN—24 și similare, 30° pentru avioane de categoria IL—18, BAC 1-11, SE—210, TU—134, și similare, atunci virajul se efectuează corect și avionul, după terminarea lui, va ieși în axa sectorului de direcție și va putea continua zborul pe capul magnetic de aterizare (fig. 514) ;

b) dacă deslipirea acului indicatorului de direcție începe în momentul în care pînă la terminarea virajului spre direcția de aterizare au mai rămas nu mai puțin de 10° și nu mai mult de 65°, pentru avioane de categoria IL—14, AN—24 și similare, iar pentru avioane de categoria IL—18, BAC 1-11 și similare au rămas nu mai puțin de 10° și nu mai mult de 45° atunci, după terminarea virajului, avionul va fi situat în sectorul de 5° al radiofarului de direcție, dar nu va fi în axă. Pentru ieșirea în axa de aterizare, este necesar ca în funcție de abatere să se mărească sau să se micșoreze înclinarea pe timpul virajului cu 3°—6° (fig. 515).

c) dacă pînă la terminarea virajului au mai rămas 10°, iar acul indicator de direcție nu se deslipește de la una din cele două extremități, atunci este necesar a se scoate avionul din viraj și să se continue zborul pe capul respectiv pînă în momentul în care acul indicatorului de direcție începe să se deslipească din poziția sa extremă, adică momentul intrării avionului în zona de direcție ;

d) dacă deslipirea acului indicator de direcție începe în momentul în care pînă la terminarea virajului către direcția de aterizare au mai rămas peste 65° pentru avioane de categoria IL—14, AN—24 și similare și peste 45° pentru avioane de categoria IL—18, BAC 1-11 și similare, atunci este necesar a se mări înclinarea în viraj pînă la 20°. Dacă, după terminarea virajului, acul indicatorului de direcție trece prin centrul instrumentului dar se îndepărtează și atinge extremitatea opusă a cadranului, atunci avionul a ieșit din sectorul de direcție. Pentru aducerea avionului în sectorul radiofarului de direcție, se va efectua o corecție a capului magnetic de aterizare cu 10°—15° zburîndu-se pe acest cap pînă cînd acul indicatorului de direcție începe să se deslipească din extremitatea opusă (fig. 516).

5. 12. 8. *Zborul în sectorul radiofarului de direcție.* Pe timpul apropierii finale, pentru menținerea avionului în sectorul radiofarului de direcție, echipajul trebuie să-și precizeze capul magnetic de aterizare, care să corespundă și cu poziția acului indicatorului de direcție în

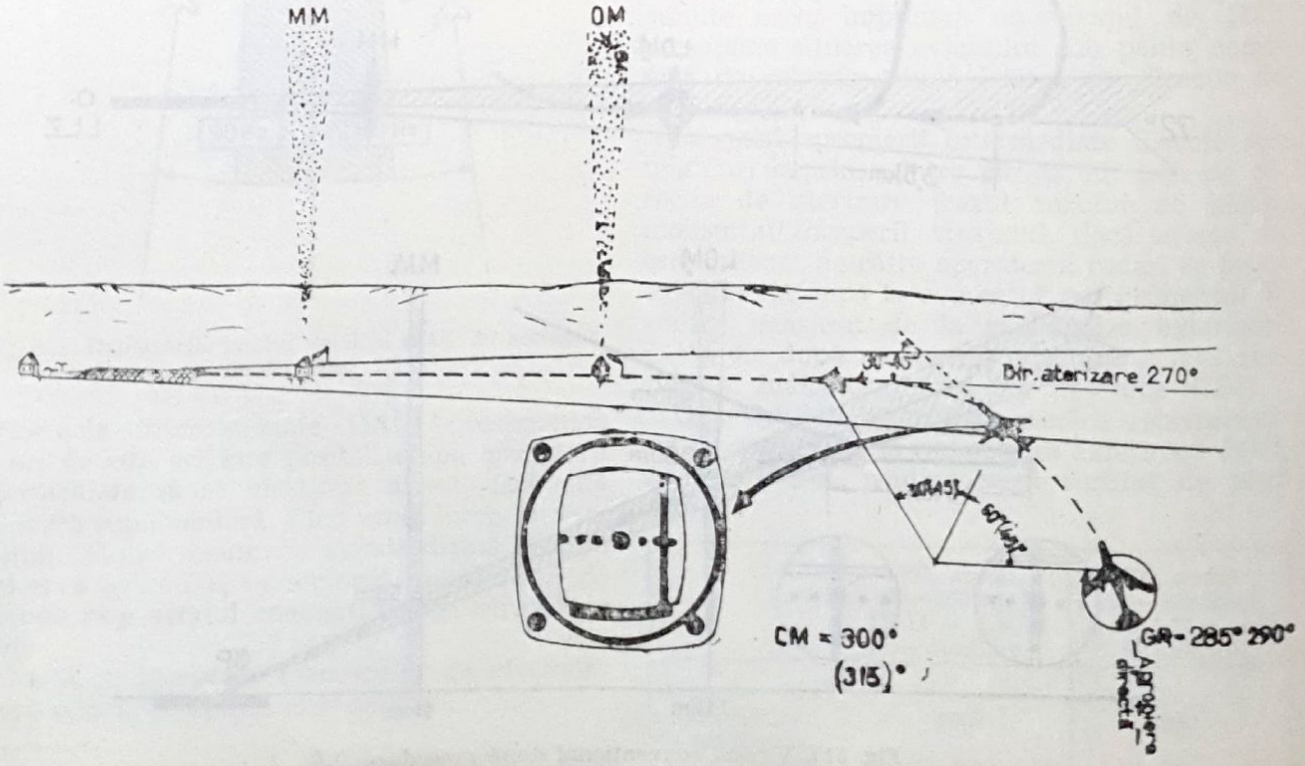


Fig. 514. Intrarea sectorului de direcție prin viraj de 090°.

Redactor de carte : C. CONSTANTINCIU
Prezentare grafică : M. BUJDEI și D. ZAHARIA

Bun de tipar 24.I.1977 ; Format 61×86/8 ;
Coli tipo 74 ; Tiraj 5.000 exemplare legate.

Tiparul executat sub comanda
nr. 5.190/976, la Întreprinderea
poligrafică Bacău, str. Eliberării
Nr. 63.