

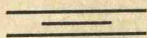
Inv. F. 26780
Școlile Militare Pregătitoare și Speciale ale Aeronauticei

CURS
DE
AERODINAMICĂ

de
CĂPITAN ION LINTEȘ

INGINER

Profesor la Școlile Militare și Speciale ale Aeronauticei



492717

43816

DONAȚIUNE



TIPOGRAFIA

Școlilor Militare Pregătitoare și Speciale ale Aeronauticei. — Cotroceni

1928

CONTROL 1953

Biblioteca Centrală Universitară
"Carol I" București
Cota 42.142

1956

B.C.U.-Bucuresti



C43816

RC 71109

INTRODUCERE

DREPT UN PROFUND OMAGIU, INCHIN ACEASTĂ
LUCRARE IN AMINTIREA SBURĂTORILOR ROMÂNI
CARI S'AU JERTFIT PENTRU DESĂVÂRȘIREA ȘTIINȚE-
LOR „AERODINAMICE“

INTRODUCERE

Am scris acest curs în special pentru nevoile elevilor și ofițerilor—elevi din Școlile Militare și Speciale ale Aeronauticei, unde l'am predat—într'un cadru ceva mai restrâns, dictat de „programul analitic”—la o serie de elevi și la trei serii de ofițeri—elevi.

Cu această experiență, destul de sumară în fond, mi-am luat curajul de a scrie acest curs deoarece în literatura română nu există și nici nu a existat vreodată un asemenea curs, apoi nu tuturor celor interesați, le este dat să aibă la îndemână diferite tratate streine de „Aerodinamică“.

Dacă specialiștii mai bătrâni ca mine mă vor acuza că nu am suficientă experiență, le voi răspunde că baza prezentului curs nu constă în experiența mea, ci în vasta experiență a autorilor străini, pe cari i-am consultat și pe cari îi citez :

D-nii: Lecornu, Renard, Alayrac, Robert, Toussaint, Letourneur, Souffrin, Lecoince etc. (fostii mei profesori la Șc. Superioară de Aeronautică din Franța), apoi: Joucowski, Lapresle Breguet, Roy, și alții.

Cursul cuprinde patru părți:

- I. Rezistența aerului.*
- II. Evoluțiunile avionului și hidravionului.*
- III. Performanțe.*
- VI. Incercări statice.*

El poate fi consultat de elevii și ofițerii—elevi ai Școalelor Militare și Speciale de Aeronautică, obligați fiind de „programul analitic”; dar mai poate fi consultat și de amatori, cari însă trebuiesc să știe a citi o formulă matematică așa cum trebuie.

Rostul acestui curs este să rezolve și să explice celor interesați, câteva probleme tehnice de „Aerodinamică”. Dar cum „Aerodinamica” este știința care se ocupă cu mișcare corpurilor în aer, atât explicațiunile cât și rezolvările problemelor ei sunt adesea lungi și laborioase și atunci am atacat în acest curs mai mult cazurile cele mai obișnuite și mai simple, urmărind trecerea dela cazurile particulare la acele generale, uneori oprindu-mă numai la cazurile particulare, dar dând însă suficiente indicațiuni—cred—pentru ca cetitorul să poată consulta, dacă voește, alte lucrări mai detaliate.

I.

REZISTENȚA AERULUI

PROBLEMA GENERALA

Problema rezistenței aerului studiată de „Aerodinamică” se enunță în toată generalitatea ei astfel:

„Să se determine rezultanta rezistenței aerului (în mărime, direcție, sens și punct de aplicație) opusă unui corp care se mișcă în aer”.

Pentru studiul *sustentației dinamice* însă, problema are o variantă care se enunță astfel:

„Să se determine forma corpului care mișcându-se în aer, să fie capabil de o **portanță maximă** (adică o compozantă verticală a rezistenței aerului, cu sensul de jos în sus) și de o **rezistență la înaintare minimă** (adică o compozantă orizontală a rezistenței aerului, de sens contrar mișcării corpului)”.

Dar rezolvarea acestei probleme fiind foarte grea, s'a căutat soluționarea ei pentru diferite cazuri particulare, începându-se cu cele mai simple.

I. REZISTENȚA AERULUI PE UN PLAN ORTOGONAL

Generalități.

Cel mai simplu caz, se înțelege, este acela al unui plan (presupus subțire), așezat perpendicular față de direcția curentului de aer și prin urmare rezultanta rezistențelor aerului asupra unui astfel de plan, va fi perpendiculară pe plan.

Dar pentru determinarea completă a rezultantei rezistenței aerului, trebuie să i se determine — după cum am spus mai sus — *mărimea, sensul, direcția și punctul de aplicație*; însă mijloacele de determinare au variat atât în metode, cât și în aplicarea lor.

Pe cale teoretică, primul matematician care și-a propus rezolvarea problemei, în acest caz particular, a fost *Newton*. Soluțiunea dată de el, deși a fost la început captivantă, s'a văzut mai târziu că nu era riguroasă.

Newton considera cazul particular al unui plan subțire, care se deplasa ortogonal și atunci egala elementul de forță vie al masei fluide, deplasată în timpul infinit de mic dt , cu lucrul mecanic elementar al rezistenței, adică :

$$1) \quad \frac{1}{2} \delta \underbrace{S \cdot V^2}_{\text{masa}} dt = \underbrace{F \cdot V}_{\text{lucrul mecanic}} dt.$$

unde δ este densitatea aerului, S suprafața planului, V viteza de deplasare și F rezistența opusă de aer.

Din această egalitate se vede ușor că :

$$2) \quad F = \frac{1}{2} \delta \cdot S \cdot V^2$$

Expresiune care satisfăcea — după cum vom vedea mai jos — verificărilor experimentale, mai ales punându-o sub forma :

$$3) \quad F = K \cdot S \cdot V^2$$

înglobându-se astfel δ în coeficientul K .

Mai târziu însă s'a văzut că defectul acestui raționament era datorit faptului că, planul care se deplasează nu era socotit ca fiind înecat în masa fluidă a aerului, ci se considera numai efectul coloanei de aer pe care o întâlnea planul în mișcarea lui, neglijând complet acțiunea fluidului ce înconjoară planul și mai ales depresiunea ce se naște în spatele lui. Apoi vitezele

relative ale fluidului, în raport cu planul care se deplasează, nu mai rămân paralele cu axul de mișcare, căci fluidul comprimat în șocul cu planul ce se mișcă, caută scăpare pe delături, se revarsă în jurul planului și prin urmare ipoteza unei viteze uniforme în mărime și direcție a masei fluide devine inadmisibilă.

Pe cale experimentală, numeroase și variate metode au fost întrebuințate, cari se pot însă grupa astfel: ¹⁾

1. Prin trageri cu ajutorul gurilor de foc se aruncau proiectile diferite, apoi se compara distanța dela gura de foc la punctul de cădere al proiectilului, cu distanța la care ar fi trebuit să fie asvârlit acel proiectil în vid (distanță ușor calculabilă teoreticește).

2. Prin mișcarea unei suprafețe plane în aer calm, planul fiind montat pe un cărucior special, care se poate mișca rectilin pe niște șine sau prin cădere, sau în fine montat pe o roată (prin rotație).

3. Prin provocarea unui curent de aer asupra unui plan fix.

4. Prin provocarea unui curent de aer asupra unui plan care se deplasează și el în sens contrar curentului.

Dintre aceste metode, aceia care a dat—până astăzi—rezultatele cele mai precise este „prin provocarea unui curent de aer asupra unui plan fix” și în cele ce urmează, voi aplica—pentru studiul rezistenței aerului—în special aceasta metodă.

Posibilitățile de provoarea a unui curent de aer asupra unui plan fix sunt următoarele:

—utilizarea vântului natural,

1). Mărginidu-mă numai la încercările *aerodinamice*, căci primele rezultate aproximative au fost împrumutate la început dela încercările *hidrodinamice*, practicate cu mult înaintea celor aerodinamice.

- | | |
|--|--|
| — utilizarea vântului artificial
(suflerii) ¹⁾ | {
— prin refulare (împingere),
— prin aspirație,
— prin circuit continuu. |
| | |
| | |

În general însă, oricari din ele au o cameră de experimentare de formă tubulară, unde se așează modelele sau corpurile de experimentat și care se numește

1). După D-1 Toussaint („L'aviation actuelle“), voi descrie câteva detalii asupra sufleriilor.

În sufleriile cu *refulare* (împingere), aerul este împins cu ajutorul unui ventilator într'un tub de formă specială, de unde—după ce își regulează mersul—ese pe la extremitatea cealaltă sub forma unui curent (fig. 1).

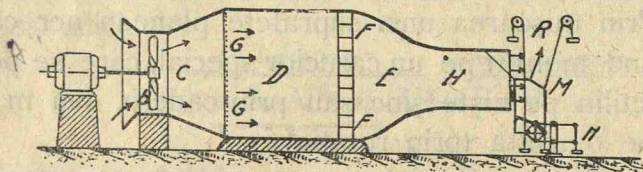


Fig. 1

Ele sunt constituite astfel:

A, motor electric acționând ventilatorul B, care împinge aerul într'un tub conic C, apoi într'o cameră de expansiune D, dotată cu un grătar G, și un filtru celular F. Aerul trece apoi prin colectorul E în tubul de eșire H și apoi peste modelul de experimentat M, montat pe o balanță aerodinamică N, cu ajutorul căreia se măsoară rezistența aerului.

În sufleriile cu *aspirație*, aerul este aspirat (fig. 2) de un ventilator B, protejat de un grătar G, mișcat de motorul A.

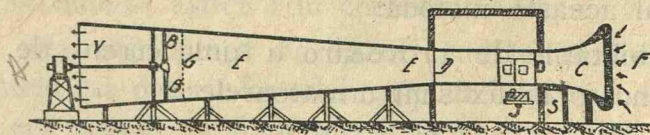


Fig. 2

Aerul trece în colectorul de aspirație C, dotat cu un filtru celular F unde își capătă viteză în mod progresiv. Apoi trece în camera de experimentare D D, unde aerul are o viteză maximă și constantă de unde ese pîntr'un difuzor divergent E.

„tunel aerodinamic“ (În mod obișnuit, întreaga instalație se numește „tunel aerodinamic“).

Incercările la „tunelul aerodinamic“ sunt ușoare, practice și nici prea scumpe, dar este firesc să se nască întrebarea: inversând realitatea faptelor, adică făcând să se miște aerul, iar corpul să stea fix, nu cumva rezultatele nu vor mai fi riguroase? O analiză profundă a fenomenelor reale și inverse, conduce la concluzia unor erori ce se fac prin reversibilitatea lor, totuși în prima aproximație, valoarea erorilor poate fi considerată suficient de mică pentru a o neglija.

Astfel supunând un plan de suprafață S , unui curent de viteză V , la tunelul aerodinamic și fixând planul prin intermediul unei balanțe, reprezentată schematic printr'un fir prevăzut cu un platan (fig. 4) și făcând apoi să varieze când S , când V , vom constata că mărirea rezistenței F a aerului, măsurată cu ajutorul greutăților din platanul G , poate fi pusă sub forma.

$$4) F = K \cdot S \cdot V^2$$

Deasemenea prin tatonări succesive se găsește și *punctul de aplicație* al rezultantei F , care este în C ,

În sfârșit, în sufleriile cu *circuit continuu* (fig. 3) găsim un difuzor—

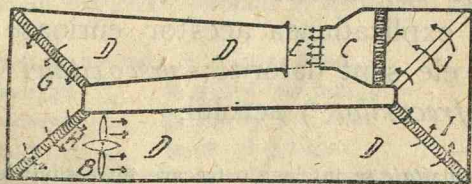


Fig. 3

colector, completat cu un circuit de reîntoarcere a aerului. Adică: C colectorul precedat de un filtru celular F , zona de experimentare $D D$, canalizația de întoarcere a aerului, ventilatorul B , și niște aripioare directoare G, H, I, J , pentru schimbarea direcției vinelor de aer.

direcția și sensul fiind acele ale curentului de aer, adică rezultanta F este perpendiculară la planul AB .

Dacă variem forma periferică a planului, atunci se constată că valorile coeficientului K variază, prin urmare el depinde de forma planului. Astfel dacă F_c , F_p , F_d , F_s , reprezintă valorile rezistenței aerului asupra unor

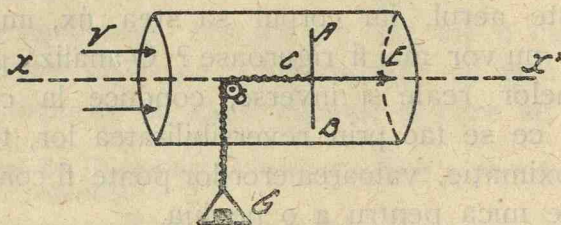


Fig. 4.

planuri de aceeași suprafață însă de forme: *circulară, patrat, dreptunghi, stea*, atunci se constată că:

$$F_c < F_p < F_d < F_s$$

Deasemenea când suprafața S a planului variază într'un interval mare, se remarcă variațiuni și în valorile lui K , astfel pentru un cerc de $1 m^2$ se găsește $K=0,08$, iar pentru un cerc de $1 dm^2$ se găsește $K=0,065$.

În sfârșit, dacă în locul unui plan circular introducem în tunelul aerodinamic un corp cilindric, cu alte cuvinte un plan gros, vom observa că pentru o anumită grosime, rezistența aerului se micșorează, însă dacă grosimea continuă să crească, dela un moment dat va începe să crească din nou rezistența aerului.

Căutând explicațiunea acestor curioase fenomene, s'a văzut că ele sunt datorite: *viscozității* ¹⁾, *compresibilității* ²⁾ și *frecărilor* ³⁾ aerului.

1). Prin *viscozitate* se înțelege o frecare între șuvițele de aer ce înconjoară corpul, datorită diferenței de viteză relativă. Astfel fie două șuvițe de aer 1 și 2 (fig. 5) una lângă cealaltă, prima mișcându-se cu o viteză V_1 și cealaltă cu o viteză V_2 și să presupunem că $V_1 > V_2$, atunci viteza rezultantă a lor va avea aproximativ o valoare medie $V = \frac{1}{2}(V_1 + V_2)$

În adevăr efectul *viscozității* se manifestă în cazul variațiunii formei periferice a planului și ea se simte mai ușor și mai explicabil în cazul mișcării unui corp în apă sau în ulei, unde valorile coeficienților de viscozitate sunt mai ușor preceptibili.

unde $V_2 < V < V_1$ și deci între fețele în contact a celor două șuvițe de aer va fi o frecare. Dacă luăm două volume elementare din acele șuvițe A și B , la un moment dat ele vor fi suprapuse regulat, dar după un timp oarecare ele se vor deforma (fig. 6) datorită diferenței de viteze și atunci

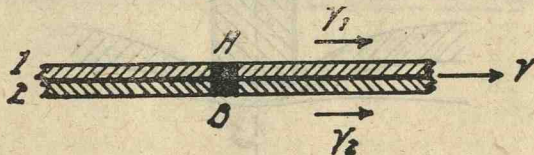


Fig. 5

viscozitatea se manifestă printr-o tendință de rotație a elementului A peste elementul B , însă șuvițele de aer fiind continue, efectul viscozității se transformă într-o compozantă tangențială întârziătoare τ , a cărei valoare este:

$$5) \quad \tau = \mu \frac{V}{e}$$

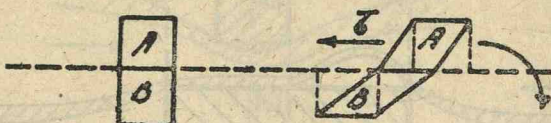


Fig. 6

unde e este grosimea șuvițelor de aer, iar μ un coeficient de viscozitate calculat din relația:

$$6) \quad \nu = \frac{\mu}{\rho}$$

unde ν este numit *coeficient cinematic de viscozitate*, care are pentru aer valorile:

$$\nu = 0,00001330 \text{ m}^2/\text{sec. la } 0^\circ \text{ și } 760 \text{ mm.}$$

$$\nu = 0,00001446 \text{ „ la } 15^\circ \text{ și } 760 \text{ mm.}$$

$$\nu = 0,00002450 \text{ „ la } 100^\circ \text{ și } 760 \text{ mm.}$$

$$\nu = 0,00133 \text{ „ la } 0^\circ \text{ și } 76 \text{ mm.}$$

2). În studiul scurgerilor aerul este considerat ca incompresibil în calcul, totuși prin conturnarea corpurilor în jurul cărora se scurge, șuvițele de aer sunt comprimate și atunci valorile lui μ variază.

3). Între suprafața șuvițelor de aer și suprafața corpului conturnat de ele, se naște o frecare, având drept efect o compozantă tangențială întârziătoare, a cărei valoare depinde de un *coeficient de frecare* și de presiunea ce se execută între suprafețele în contact.

Efectul *compresibilității* este datorit conturnării corpului de către șuvițele de aer (fig. 7), când șuvițele sunt gătuite, având în SS' , secțiunea de gătuire maximă. Dar în calcule aerul este considerat incompresibil, cu

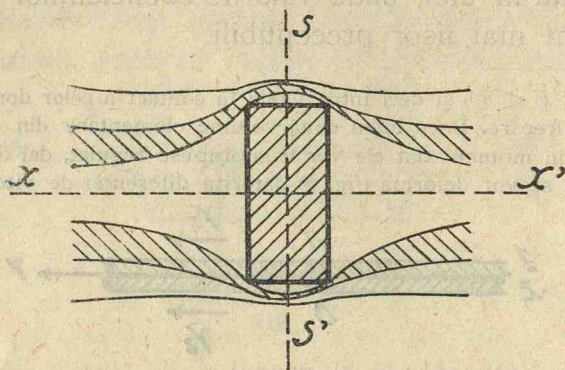


Fig. 7

alte cuvinte șuvițele de aer nu ar trebui să se gătue și deci scurgerea lor ar fi normală, neșicanată.

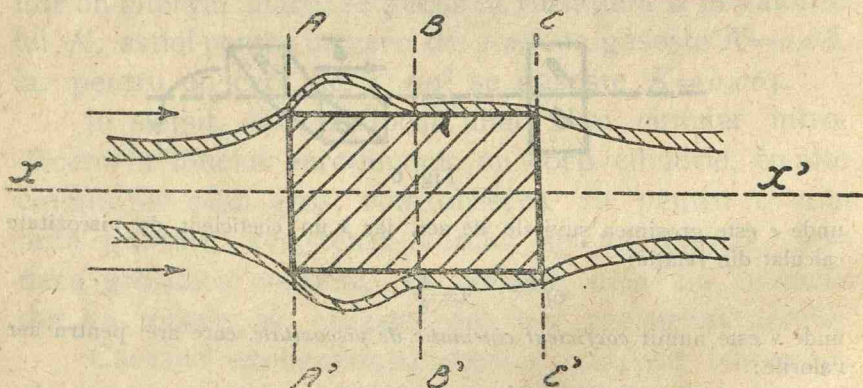


Fig. 8

În sfârșit efectul *frecărilor* se manifestă tot datorită conturnării corpului de către șuvițele de aer, astfel aerul lovind corpul, șuvițele îl contornează, apoi se lipește de el și frecarea începe să se manifeste (fig. 8). Astfel între AA' și BB' se manifestă numai compre-

sibilitatea, iar între BB' și CC' se manifestă frecarea, șuvițele de aer fiind în contact cu corpul.

Așa se explică cum rezistența aerului asupra unui plan subțire este mai mare decât asupra unui plan ceva mai gros, iar de îndată ce grosimea corpului depășește

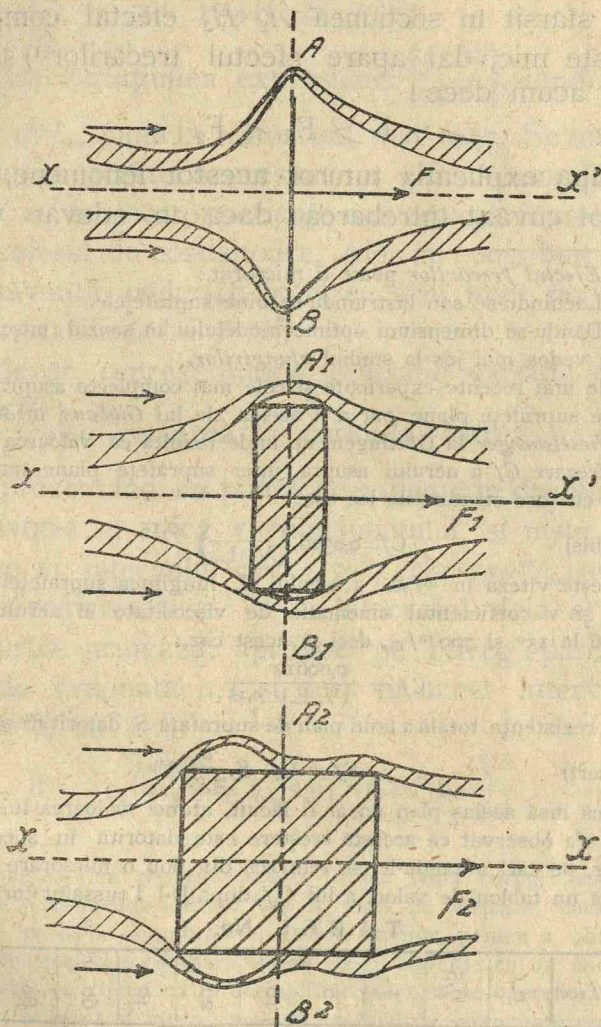


Fig. 9.

anumite limite, rezistența aerului începe din nou să crească.

Privind figura 9, se vede că efectul compre-

sibilității șuvițelor de aer este destul de mare, conturnarea fiind brusca în secțiunea $A. B.$

În secțiunea $A_1 B_1$ conturnarea netiind bruscată, efectul compresibilității este mai mic.

În stârșit în secțiunea $A_2 B_2$ efectul compresibilității este mic, dar apare efectul frecărilor¹⁾ și deci se explică acum de ce :

$$F > F_1 < F_2$$

După explicația tuturor acestor fenomene, se pune cu drept cuvânt întrebarea: dacă în adevăr valoarea

1) *Efectul frecărilor* poate fi micșorat :

1. Lăcuindu-se sau lustruindu-se bine suprafețele.
2. Dându-se dimensiuni optime modelului în sensul mișcării, după cum vom vedea mai jos la studiul *alungirilor*.

Cele mai recente experiențe și cele mai complete asupra frecărilor aerului pe suprafețe plane, par a fi acelea ale lui *Gibbons* în America și ale lui *Wieselsberger* la Göttingen, de unde rezultă că valoarea coeficientului de frecare C_f a aerului asupra unei suprafețe plane împânzită și acoperită cu șase straturi de loc este :

$$6 \text{ bis)} \quad C_f = 0,0326 \left(\frac{v}{V. L.} \right)^{0,15}$$

unde $V.$ este viteza în $m/sec.$ a aerului, L lungimea suprafeței în sensul mișcării, și v coeficientul cinematic de viscositate al aerului egal cu 0,00001446 la 15° și $760 m/m$, deci în acest caz :

$$C_f = \frac{0,00612}{(V. L.)^{0,15}}$$

și atunci rezistența totală a unui plan de suprafață S , datorit frecărilor va fi :

$$6 \text{ terț)} \quad F_f = C_f. S. \frac{a}{2g}. V^2$$

Dacă însă acelaș plan nu ar fi lăcuit, atunci valoarea lui C_f ar fi dublă. Și s'a observat că această creștere este datorită în special firelor scămoșate, pe cari arzându-le, se remarcă din nou o micșorare a lui C_f .

Iată un tablou de valori a lui C_f , după D-l Toussaint (formula 6 bis).

T A B E L No. 1

V. L. (m^2/sec)	0,1	0,5	1	5	10	20	40	60	80	100	1000
C_f .	0,0087	0,0068	0,00612	0,00483	0,00435	0,00392	0,00354	0,00333	0,00319	0,00311	0,0022

Notă : Expresiunea $\frac{V. L.}{v}$ se mai numește și *numărul lui Rey-*

rezistenței aerului variaza direct proporțional cu pătratul vitezei?

Pentru a răspunde acestei întrebări, s'a considerat atunci:

$$7) \quad F = K' S \cdot f(V)$$

și s'a căutat variațiunea expresiunii $\left\{ \frac{f(V)}{V^2} \right\}$, când V variaza dela $0^{m}/_{sec}$. până la valori cât mai mari. Se înțelege că variațiunea acestei expresiuni nu a fost comodă, căci au trebuit să se facă experiențe numeroase, foarte laboroase și colosal de costisitoare. Aici au contribuit foarte mult și savanții artileriști, căci ei s'au lovit mai întâi de nevoia stabilirii lui $f(V)$.

În adevăr, reprezentându-se grafic variația expresiunii $\left\{ \frac{f(V)}{V^2} \right\}$ se remarcă o curioasă formă a curbei (fig. 10) prezentând un punct de inflexie în dreptul abscisei de viteză u , adică viteza sunetului, și niște bucle pronunțate în intervalul dela $150^{m}/_{sec}$ la $500^{m}/_{sec}$ aproximativ. Se remarcă însă că în intervalul dela $0^{m}/_{sec}$ la $150^{m}/_{sec}$ curba urmează, aproape pe întreg parcursul, paralela de ordonată $0,1$ și deci în acest interval se poate admite că:

$$43816 \quad 8) \quad 10. \frac{f(V)}{V^2} = 1 \quad \text{sau} \quad f(V) = \frac{V^2}{10}$$

nolds, și trebuie să aibă aceiași valoare pentru două corpuri asemenea geometricește și asemenea așezate față de axul de mișcare, dacă voim ca rezultatele lor să fie comparabile. Cu alte cuvinte, pentru a obține cu un model redus rezultate comparabile cu celea obținute cu un model în mărime naturală, ar trebui ca în același fluid (aer), să se opereze cu viteze mai mari, ori cu aceleași viteze, însă cu un fluid de viscozitate mai mică, deci și la modelul redus și la modelul real trebuie să avem:

$$\frac{V \cdot L}{\nu} = \text{const.}$$

Aceasta a permis compararea rezultatelor făcute cu diferite fluide (aer apă, ulei, etc). El se numește și *criteriu de similitudine*.

Ori, cum vitezele avioanelor și hidravioanelor *actuale variază între* $0^{km./oră}$ și $300^{km./oră}$ 1) urmează că

egalitatea 8) poate să fie admisă ca exactă, și deci rezistența aerului direct proporțională cu patratul vitezei, cu alte cuvinte *legea patratului* satisface suficient nevoile aviației.

În concluzie deci, mărimea rezistenței aerului asupra unui plan ortogonal este dată de o expresiune de forma:

$$9) F = K \cdot S \cdot V^2;$$

având $K = \frac{K'}{10}$ iar F

se mai poate denumi și rezistența la înaintare unde coeficientul K depinde de *densitatea aerului, forma exterioară a planului, grosimea lui* și în mică măsură depinde de *suprafața planului și viteza curentului de aer*. Acest coeficient

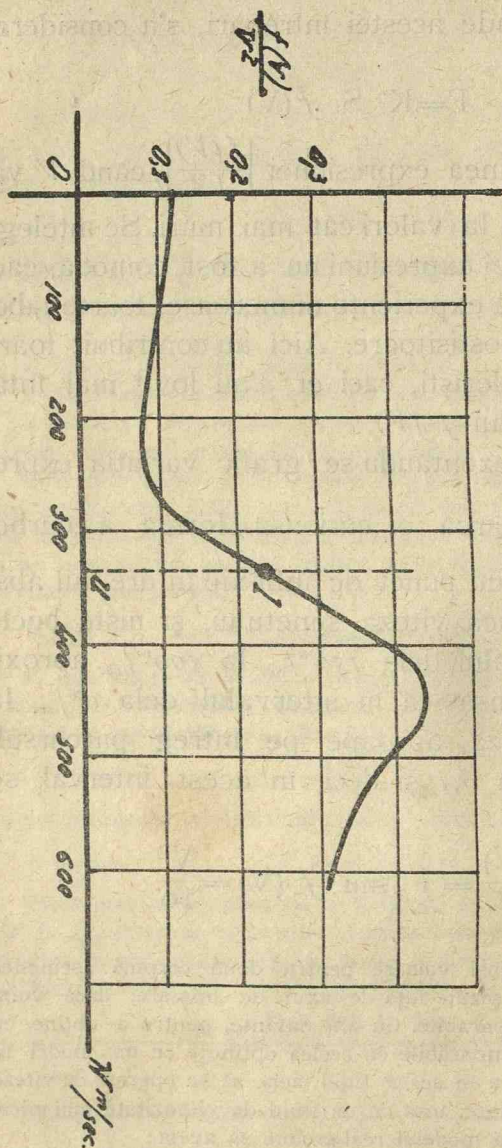


Fig. 10

1 Chiar dacă s'ar considera $500^{km./oră}$ adică valoarea atinsă în ultimele recorduri de viteză, tot rămân încă sub $150^{m/sec}$, căci, $150^{m/sec} = 540^{km/oră}$.

K se obține numai pe cale experimentală pentru diferite corpuri și pentru diferite cazuri de utilizare.

Unitățile de măsură ale cantităților cari intră în formula 9) sunt:

- F în kilograme.
- S în metri pătrați și
- V în metri pe secundă.

Rezistența aerului asupra câtorva corpuri cu forme particulare

Experimentându-se diferite corpuri la laboratorul Eiffel s'au obținut următoarele valori pentru coeficientul K :

TABEL No. 2

CORPUL	Dia- metru m.	VITEZA $\frac{m}{sec.}$					
		5	10	15	20	25	30
Disc	0,250	0,0710	0,0700	—	—	—	0,0690
Sferă.	„	0,0250	0,0150	0,0105	0,0100	0,0105	0,0110
$\frac{1}{2}$ sferă așezată concav curentului.	„	0,0240	0,0225	0,0205	0,0150	0,0184	0,0176
$\frac{1}{2}$ sferă așezată contra curentului.	„	0,0895	0,0870	0,0885	0,0950	0,1005	0,0980
Cilindru cu bazele per- pend. curentului. . . .	0,150	0,0650	0,0550	0,0519	0,0515	0,0512	0,0506
Cilindru cu două emis- fere drept baze	„	0,0230	0,0183	0,0163	0,0147	0,0145	0,0139

Din aceste valori merită a fi reținute acele maxime, date de o semi-sferă așezată cu concavitatea în sensul curentului de aer, unde pentru viteze mici are în mediu $K=0,09$ și prin urmare :

$$10) F = 0,09 \times \frac{\pi D^2}{4} \times V^2 = 0,07. D^2 V^2$$

formulă aplicată prin excelență *parașutelor*, unde D este diametru cercului mare al semisferei.

Experimentându-se apoi corpuri *cilindro-conice*, *cilindro-sfero-conice*, etc... cum ar fi spre exemplu acelea din fig. 11, se găsește pentru K următoarele valori (tabelul No. 3).

pul 1 și corpul 4, se remarcă repede că primul nu diferă de celălalt decât prin lungimea părții cilindrice, în schimb însă coeficientul K_1 al primului are valori mult mai mari decât coeficientul K_4 al celuiilalt. Astfel în mediu diferența este :

$$K_1 - K_4 = 0,001$$

Ori acest lucru ne arată că lungimea corpurilor mărește rezistența la înaintare, ceiace explică și mai bine efectul *frecărilor*.

Și în acest fel s'au încercat numeroase corpuri particulare, găsindu-se *carene de dirijabile*, secțiuni de *fuzelaje*, *plutitoare* (hidravioane), *montanți*, *hobane*, etc. etc.

Presiuni și depresiuni

Introducând în tunelul aerodinamic un plan așezat perpendicular față de direcția curentului de aer și prevăzut cu niște tuburi de măsurat *presiunile* sau *depresiunile*¹⁾ pe ambele fețe, apoi reprezentând grafic mărimea *presiunilor* și *depresiunilor*, pentru o serie cât mai mare de puncte din plan atunci epura grafică în secțiune longitudinală se va prezenta ca în fig.

12.

Iar dacă prin Σp vom reprezenta însumarea tuturor presiunilor de pe fața anterioară, și prin Σd însumarea tuturor depresiunilor de pe fața posterioară atunci se poate scrie:

$$11) F = \Sigma p + \Sigma d$$

valorile lor numerice fiind socotit în valoare absolută.

1). După diferența de nivel prezentat de lichid (mercur) în cele două

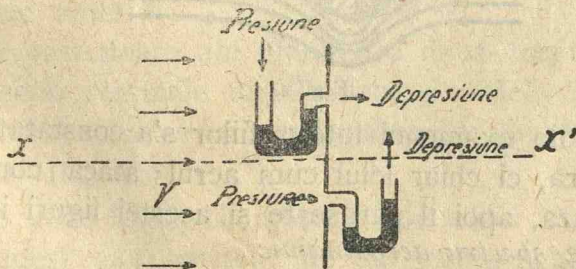


Fig. 12

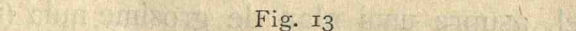


Fig. 13

ramuri ale tuburilor, se poate măsura *presiunile* sau *depresiunile* produse de un curent de aer de viteză V asupra fețelor unui plan așezat ortogonal.

Dar cum măsurarea presiunilor și depresiunilor este foarte grea și inprecisă, formula nu-și are o utilizare curentă. S'ar putea totuși, pentru cazuri izolate, să se deseneze epura grafică, trasându-se curbele de *presiuni* și *depresiuni*, apoi măsurându-se suprafețele cuprinse între curbe și plan, să avem:

$$_{12} F = q (S_a + S_p)$$

unde q este un coeficient constant depinzând de scara grafică a epurei, S_a suprafața anterioară și S_p suprafața posterioară.

Spectru aerodinamic

Observându-se dăra lăsată de o barcă sau un vapor pe timpul mersului lui în apă, sau în general de orice corp și comparându-se *fluidul aer* cu *fluidul apă*, s'a născut credința că dacă aerul ar fi vizibil, atunci mișcarea unui corp în aer ar lăsa în urma lui o dăra asemănătoare celei lăsată în apă. Atunci s'a colorat aerul introdus în tunelul aerodinamic, apoi s'a fotografiat sau chiar cinematografiat dăra aerului, bine înțeles fiind convenabil iluminat interiorul camerei de experiență din tunel.

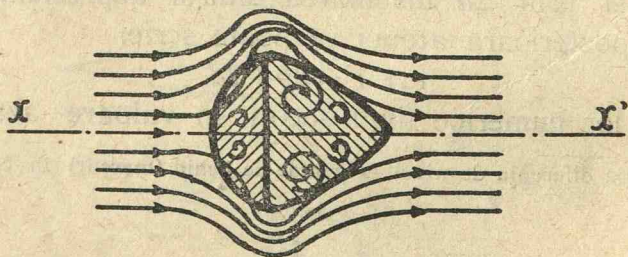


Fig. 14

Dar din examenul fotografiilor s'a constatat nu numai o dăra, ci chiar felul cum aerul atacă corpul, îl contornează, apoi îl părăsește și acestei figuri i s'a dat numele de *spectru aerodinamic*.

Astfel, asupra unui plan de grosime nula (ipotetic) așezat ortogonal, spectrul lui este ca în fig. 14, unde

se remarcă în partea anterioară planului o regiune turbulentă foarte mică, iar în partea posterioară o regiune mare (părțile hașurate).

În aceste regiuni se observă niște vârtejuri sau *turbilloane*, și din această cauză se mai numește și *regiune turbillionară*. Mărimea regiunii turbillionare variază cu viteza curentului, cu suprafața planului, cu forma lui, cu grosimea lui și cu viscozitatea aerului. Se remarcă însă o curioasă legătură între mărimea re-

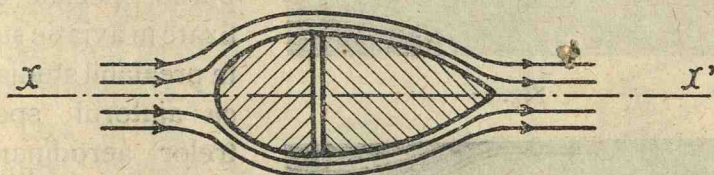


Fig. 15

zistenței la înaintare F și mărimea suprafețelor regiunilor turbillionare și din numeroase experiențe, se constată chiar că F variază aproape direct proporțional cu suprafața regiunilor turbillionare, luate în proiecție pe planul de simetrie al corpului.

S'a emis atunci
ideea de a se micșora aceste regiuni turbillionare prin adăogirea, pe fețele anteri-

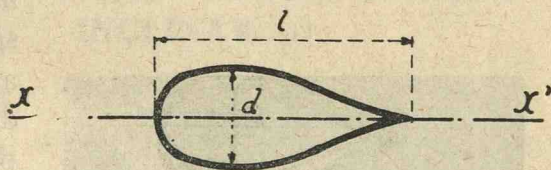


Fig. 16

oare și posterioare ale planului, a două corpuri cari să circumserie regiunile turbillionare și astfel s'a ajuns la forma unui solid ce prezintă *minimum de rezistență la înaintare* (fig. 16).

Se vede lesne, cu ajutorul spectrului aerodinamic, că în acest caz șuvițele de aer contornează corpul, fără să mai dea naștere la regiuni turbillionare.

Dar am spus mai sus că mărimea regiunii turbil-
lionare variază cu V , S , *forma*, etc. și prin urmare
dimensiunile l și d
ale secțiunii unui
astfel de corp vor
depinde de aceste
variabile.

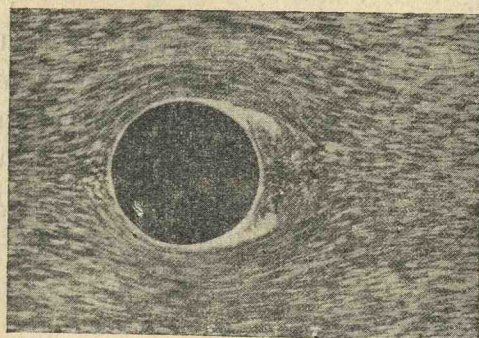


Fig. 17

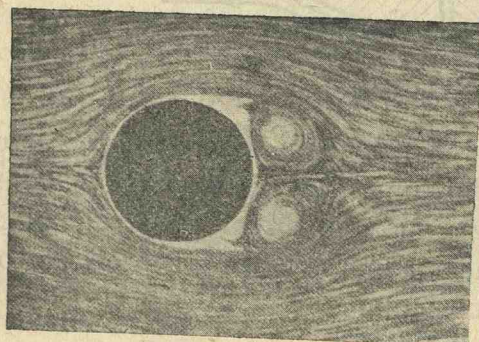


Fig. 18

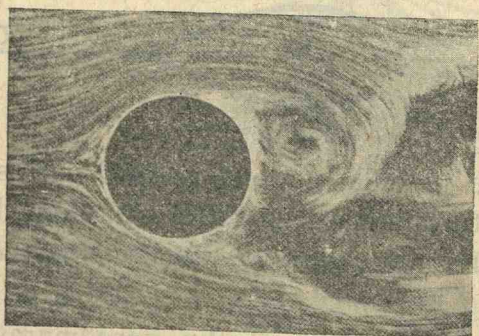


Fig. 19

Din aceste mo-
tive secțiunile cor-
purilor speciale, uti-
lizate în aviație sunt
în prealabil studiate
cu ajutorul spec-
trelor aerodina-
mice, spre a li se
stabili *forma* și *di-
mensiunile*.

Pentru a face să
se înțeleagă și mai
bine ce este un
„*spectru aerodina-
mic*“, dau mai jos
spectrul fotografiat
al unor corpuri cilin-
drice, așezate per-
pendicular cu axul
longitudinal pe di-
recția curentului
(fig. 17, 18, 19).

Viteza curentului
variază crescând de
la spectrul din fig.
17 până la cel din

fig. 19, unde se remarcă în dăra lui o valtoare fa

șuvițelor de aer, născute de o regiune interturbillio-
nară, datorită vitezei mari a curențului.

Secțiune dreaptă (ortogonală) maximă.

Am văzut mai sus că rezistența aerului, opusă unui corp oarecare, este direct proporțională cu *secțiunea dreaptă*, adică secțiunea maximă a corpului, dispus ortogonal (perpendicular) față de direcția curențului.

Iată în fig. 20 câteva corpuri în care s'au hașurat diversele secțiuni drepte maxime, în cazul când ele sunt dispuse perpendicular curențului de aer.

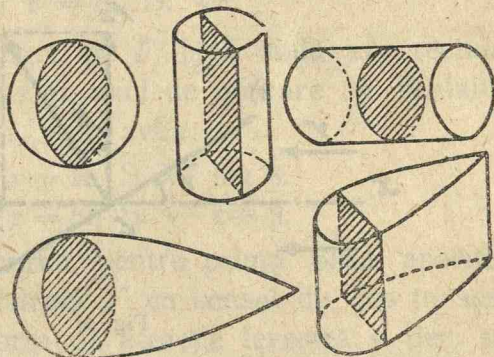


Fig. 20

2. REZISTENȚA AERULUI PE UN PLAN INCLINAT.

Generalități.

Și aici, ca și în cazul rezistenței ortogonale, voi admite cazul cel mai simplu a unui plan presupus subțire, iar la deducerea concluziunilor voi ține seama întru totul de cele stabilite mai sus.

Fie, în adevăr, un plan AB de suprafața S , menit să aibă o mișcare de translație dealungul axului xx' cu o viteză V și să presupunem ca planul face un unghi i cu axul de mișcare, căruia i s'a dat numele de *unghi de atac* (fig. 21).

Ori dacă planul se mișcă într'un sens oarecare, dela

dreapta spre stânga pe figură, urmează că sensul curentului de aer va fi contrar și va avea o viteză V .

Atunci — datorită faptului că planul este inclinat față de axul de mișcare — rezultanta F a rezistenței aerului nu va mai fi paralelă axului de mișcare, ci va face și ea un unghi oarecare. Admițând și aici că planul nu

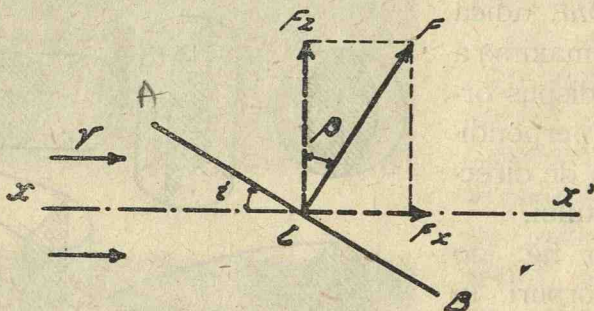


Fig. 21

se mișcă cu viteze mai mari decât $150^{m/sec}$, urmează că putem aplica cu toată rigoarea *legea patraturului* și deci vom putea scrie că:

$$13) \quad F = K \cdot S' \cdot V^2$$

unde K este același coeficient ca și în cazul rezistenței ortogonale, dar $S' = S \cdot \sin i$, adică proiecția ortogonală a planului față de axul de mișcare.

Totuși numeroase experiențe au dovedit în urmă că F nu variază direct proporțional cu $\sin i$ și atunci s'a convenit a se nota:

$$14) \quad F = K \cdot S \cdot V^2 \cdot \varphi(i)$$

unde $\varphi(i)$ este o funcțiune ce trebuie determinată pentru fiecare caz în parte ¹⁾.

1) Numeroase formule empirice au fost date lui $\varphi(i)$, astfel voiu cita câteva:

— *Newton*: $\varphi(i) = \sin^2 i$

— *Duchemin*: $\varphi(i) = \frac{\sin i}{1 + \sin^2 i}$

Însă pentru a simplifica formula și mai mult, s'a convenit a se face substituția:

$$15) \quad K_i = K \cdot \varphi(i)$$

unde rămâne să se determine pe cale teoretică sau experimentală valorile lui K_i și deci:

$$16) \quad F = K_i \cdot S \cdot V^2$$

Descompunând acum pe F după două axe rectangulare ¹⁾, una fiind însăși axul de mișcare și cealaltă axul perpendicular lui, vom avea:

$$17) \quad \begin{cases} F_x = K_i \cdot S \cdot V^2 \sin \beta. \\ F_z = K_i \cdot S \cdot V^2 \cos \beta. \end{cases}$$

Și astfel se remarcă pentru prima oară apariția unei compozante verticale F cu sensul de jos în sus, menită să învingă forța de atracție terestră și deci să

$$- \text{Jossel: } \varphi(i) = \begin{cases} 2 \sin i & \text{pentru } i < 10^\circ \\ \frac{\sin i}{0,4 + 0,6 \sin i} & \text{pentru } i \geq 10^\circ \end{cases}$$

$$- \text{Renard: } \varphi(i) = \sin i [a - (a-1) \sin^2 i] \\ \text{unde } 1 < a < 2$$

$$- \text{Lord Rayleigh: } \varphi(i) = \frac{2\pi \sin i}{4 + \pi \sin i}$$

$$- \text{Grelach: } \varphi(i) = \frac{(4 + \pi) \sin i}{4 + \pi \sin i} \begin{cases} \text{Formula întrebuintată des} \\ \text{în Anglia și Germania} \end{cases}$$

$$- \text{Weissbach: } \varphi(i) = \sin^4 i$$

$$- \text{Eiffel: } \varphi(i) = \begin{cases} \frac{i}{30} & \text{pentru } i < 30^\circ \\ 1 & \text{,, } i \geq 30^\circ \end{cases}$$

$$- \text{Riabouchinsky: } \varphi(i) = \begin{cases} \sin 2i & \text{pentru } i < 45^\circ \\ 1 & \text{,, } i \geq 45^\circ \end{cases}$$

1) S'ar putea descompune după trei axe rectangulare și atunci în relațiile 17) ar mai interveni o compozantă F_y , dar în cadrul cursului de față, valoarea ei fiind prea mică, se poate neglija.

realizeze *purtarea, sustentatîia* sau *sborul dinamic*. De aceea acestei compozante i s'a dat numele de *portanță*, în deosebi de cealaltă F_x , numită, ca și mai înainte, *rezistența la înaintare*. De acum, odată găsită expresiunea *portanței*, începe goana după *portanțe cât mai mari și rezistențe la înaintare cât mai mici*.

Pentru a simplifica expresiunile lui F_x și F_z , transformându-le în formule analoge formulelor 9) și 16), se face substituția:

$$18) \quad \begin{cases} K_x = K_i \sin \beta \\ K_z = K_i \cos \beta \end{cases}$$

și astfel expresiunile devin:

$$19) \quad \begin{cases} F_x = K_x S V^2 \\ F_z = K_z S V^2 \end{cases}$$

Determinarea portanței și rezistenței la înaintare

Calea teoretică — ca și în cazul rezistenței ortogonale — este încă într'o fază de tatonări, așa în cât nu voi utiliza pentru determinarea lui F_z și F_x decât calea experimentală.

În adevăr, supunând un plan AB de suprafață S , într'un tunel aerodinamic, la un curent de aer de viteză V și legându-i convenabil într'un punct C al planului, ales prin diferite tatonări, spre a realiza planului o înclinare, niște corzi prevăzute cu niște platane G_1 și G_2 ,¹⁾ atunci vom putea măsura forțele F_z și F_x , după greutatea puse în ambele platane, (fig. 22) Și astfel făcând un număr cât mai mare de măsurători, pentru diferite înclinări i (unghiuri de atac), viteze V și suprafețe S , vom putea determina valorile coeficienților K_z și K_x , căci avem:

1) Acest sistem de platane, corzi, scripote etc... trebuie înțeles numai pentru explicarea fenomenului, căci în realitate măsurătorile se fac cu ajutorul unei *balanțe zise aerodinamică*, special construită.

$$10) \begin{cases} K_z = \frac{F_z}{S \cdot V^2} \\ K_x = \frac{F_x}{S \cdot V^2} \end{cases}$$

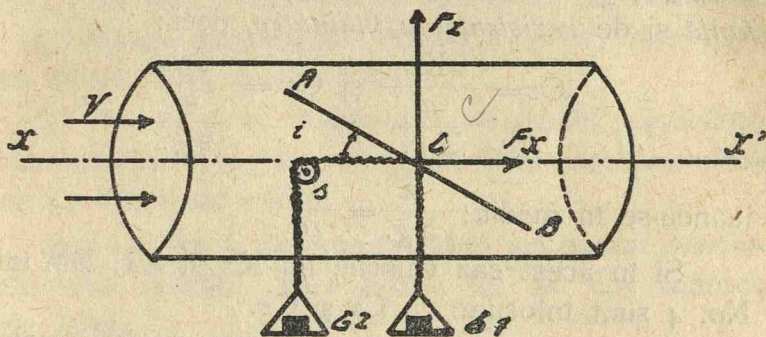


Fig. 22

complectând deci un tabel de forma :

TABEL No. 4

i	0^0	5^0		90^0		180^0	
K_z							
K_x							

Totuși s'a observat mai în urmă că valorile coeficienților K_x și K_z sunt legate de niste dimensiuni cari jenează rezultatul și în adevăr, rezistența aerului, manifestată asupra unui corp oarecare, se poate împărți în două și anume: una numită *rezistența statică*, datorită presiunii sau depresiunii statice a aerului, care este de obicei nulă în cazul de față și alta numită *rezistența dinamică*, datorită vitezei șuvițelor de aer și care este egală cu $\frac{a V^2}{2g}$, a fiind greutatea specifică a aerului și g accelerația gravitației și atunci s'a notat:

$$21) \begin{cases} F_z = C_z \cdot S \cdot \frac{a V^2}{2 g.} \\ F_x = C_x \cdot S \cdot \frac{a V^2}{2 g.} \end{cases}$$

unde C_z și C_x sunt denumiți *coeficienți unitari de portanță* și de *rezistență la înaintare*, deci :

$$C_z = \frac{\frac{K_z}{a}}{2 g.} \quad \text{și} \quad C_x = \frac{\frac{K_x}{a}}{2 g.}$$

luându-se în mediu: $\frac{a}{2 g.} = \frac{1}{16}$.

Și în acest caz valorile lui K_z și K_x . Din tabelul No. 4 sunt înlocuite cu C_x și C_z .

Pentru a înțelege însă mai ușor variația valorilor lui C_z și C_x și deci pentru a găsi maximum primului și minimum celui alt, s'a convenit a reprezenta grafic variația lui C_z în funcție de C_x , adică într'un sistem de axe rectangulare, se ia pe axa ordonatelor valorile lui C_z și pe axa absciselor valorile lui C_x (fig. 23).

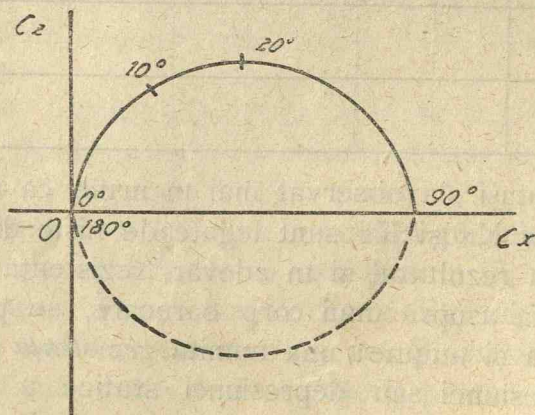


Fig. 23.

Acest grafic întocmit pentru un plan al cărui unghi de atac variază dela 0° până la 180° și apoi dela 180° la 360° (un tur complet) se numește **polară**.

Pe el se vede maximum lui C_z , care ar fi cam în jurul punctului corespunzător unghiului de atac de 20° apoi minimum lui C_x pentru $i=0^\circ$, 180° și 360° și maximum lui C_x pentru $i=90^\circ$ și 270° . Porțiunea punctată a curbei corespunde *portanței negative*, care nu interesează sustentația dinamică, și de care nu ne vom ocupa deloc deocamdată.

Și aici, ca și la rezistența ortogonală, *viscozitatea*, *compresibilitatea* și *frecările* își manifesta aceleași efecte, deci nu voiu mai reveni.

Am studiat și determinat până aci numai *mărimea* rezistenței aerului, căci odată C_z și C_x cunoscuți vom avea:

$$22) \quad F = \sqrt{F_z^2 + F_x^2} = \frac{\rho}{2} S \cdot V^2 \sqrt{C_z^2 + C_x^2}$$

Dar trebuie să mai determinăm încă *sensul*, *direcția* și *punctul de aplicație* al rezistenței aerului.

Sensul va fi acelaș ca al curentului de aer.

Direcția. S'ar părea deodată că forța F ar fi perpendiculară planului AB (fig. 21), totuși minuțioase experiențe au dovedit că pentru $i < 10^\circ$ forța F este puțin plecată mai înapoiu față de direcția perpendicularei, iar pentru $i > 10^\circ$ forța F este puțin plecată mai înainte. Insa pentru a evita orice imprecizie, s'a convenit a se denumi direcția forței F prin unghiul β ce această forță face cu direcția lui F_z , care este totdeauna perpendiculară la axul de mișcare al planului. Ori în acest caz avem:

$$23) \quad \operatorname{tg} \beta = \frac{F_x}{F_z} = \frac{C_x}{C_z}$$

Iar pentru a studia variația lui $\operatorname{tg} \beta$ sau $\frac{C_x}{C_z}$ s'a

construit graficul din fig. 24, luându-se variația lui $\frac{Cx}{Cz}$ în funcție de i . În cazul portanțelor pozitive, minimum lui $\frac{Cx}{Cz}$ (adică atunci când F are o direcție cât mai apropiată de Fz) corespunde unui unghi de

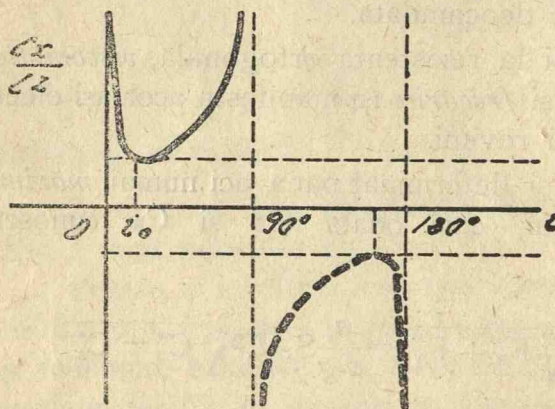


Fig. 24

de atac i_0 numit *unghi de atac optimum*, care pentru plan variază în jurul lui 6° .

În sfârșit, *punctul de aplicație* al rezistenței aerului se determină numai prin numeroase și mi-

ticuloase tatonări, el este totdeauna pe axul de simetrie al planului, însă se deplasează pe acest ax după cum variază unghiul de atac. Astfel, dacă am lua un plan AB și i-am determina punctul de aplicație al rezistenței aerului, când înclinarea lui variază dela 90° (poziție ortogonală), până la 0° , atunci locul geometric al tuturor punctelor de aplicație va fi pe o curbă analoagă unei spirale (fig. 25).

Cu aceasta am determinat complet rezistența aerului pe cale experimentală (mijloace mecanice), asupra unui plan înclinat de grosime nula (subțire).

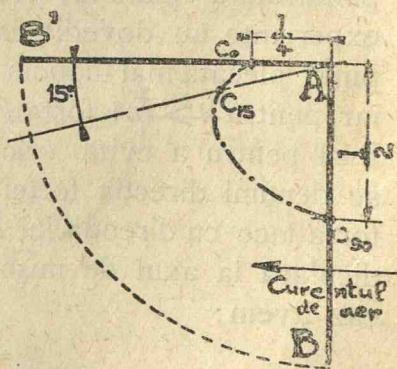


Fig. 25

Una din aplicațiunile cele mai interesante ale studiului rezistenței aerului asupra unui plan înclinat, o găsim, prin excelență, la sustentația smeului.

Problema Nr. 1. Înălțându-se un smeu dreptunghiular de 60 cm. înălțime și 40 cm. lățime, căruia i se dă o înclinare așa încât să obținem $\sqrt{C_z^2 + C_x^2} = 0,96$ (cam 20°) față de direcția vântului, care suflă cu 10 m/sec. ; se întreabă la ce **tracțiune** ar trebui să reziste sfoara lui?

După formula 22' avem:

$$F = \frac{a}{2g} \cdot S \cdot V^2 \cdot \sqrt{C_z^2 + C_x^2}$$

unde în cazul problemei de mai sus avem:

$$S = 0,6 \times 0,4 = 0,24 \text{ m}^2; V = 10 \text{ m/sec.}$$

$$\sqrt{C_z^2 + C_x^2} = 0,96 \quad \text{iar} \quad \frac{a}{2g} = \frac{1}{16}$$

deci:

$$T = F = \frac{1}{16} \times 0,24 \times 10^2 \times 0,96 = 1,44 \text{ kg.}$$

Prin urmare sfoara ar trebui să reziste cam la 1,5 kgr., neținând seamă de coeficientul de siguranță.

Presiuni și depresiuni

Dacă prin ajutorul unor tuburi de măsurat *presiunile* și *depresiunile*, vom proceda analog ca în cazul unui plan așezat ortogonal, construind graficul presiunilor și depresiunilor (fig. 26), atunci vom avea și aici o relațiune de forma:

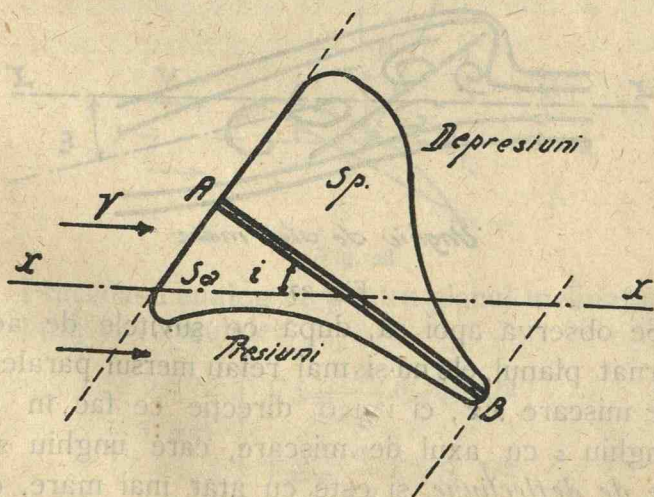


Fig. 26.

$$24) F = \Sigma p + \Sigma d = q \cdot (S_a + S_p)$$

Și deci încă o posibilitate de a se determina, ori verifica valorile rezistenței aerului.

Spectrul aerodinamic

Fotografiind, precum am arătat la cazul rezistenței ortogonale, spectrul aerodinamic al unui plan inclinat (fig. 27), observăm că regiunea turbillionară se micșorează, față de regiunea turbillionară a unui plan așezat ortogonal, fapt ce explică micșorarea rezistenței la înaintare; iar dacă și aci am căuta să suprimăm regiunile turbillionare, am obține o formă curioasă, care în realitate nu constituie altceva decât *profilul de aripă*, pe care îl vom studia mai în urmă, și care prezintă un *minimum de rezistență la înaintare și o partanță maximă*.

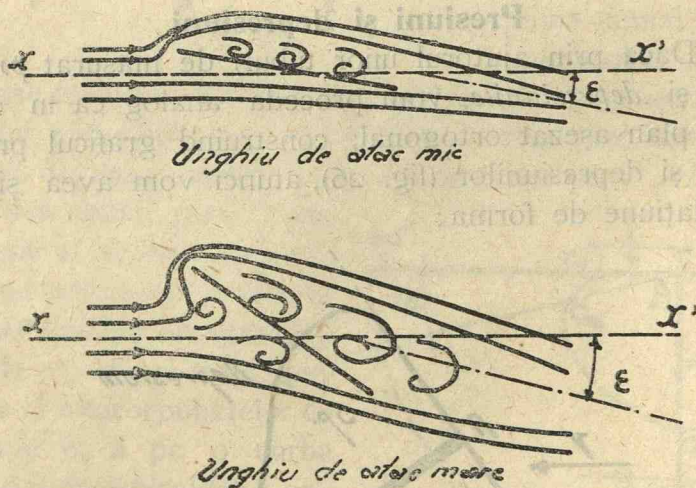


Fig. 27

Se observă apoi că, după ce șuvițele de aer au conturnat planul, ele nu-și mai reiau mersul paralel axului de mișcare xx' , ci iau o direcție ce fac în mediu un unghi ϵ cu axul de mișcare, care unghi se numește *de deflecțiune*, și este cu atât mai mare, cu cât

unghiul de atac este mai mare. Valoarea lui determinată pe calea teoretică și experimentală, ne va interesa la studiul rezistenței aerului asupra unui avion sau hidravion complet.

3. REZISTENȚA AERULUI PE SUPRAFEȚE CURBE.

Generalități.

Am văzut mai sus — la planul inclinat — cum pentru prima oară apare o compozantă verticală F_z , menită să realizeze sborul dinamic. Odată această compozantă găsită, a început o abundență cercetare în scopul de a găsi un corp capabil să dea un F_z cât mai mare, pentru un F_x cât mai mic. Și natural era ca în seria experiențelor, să se treacă dela plan la încercări cu diferite suprafețe curbe. Astfel s'a luat un plan și s'a îndoit, așa în cât secționat longitudinal prin axul lui de simetrie, se prezintă ca în fig. 28. În acest caz unghiul de atac al unei astfel de suprafețe curbe, va fi măsurat față de coarda AB a lui.

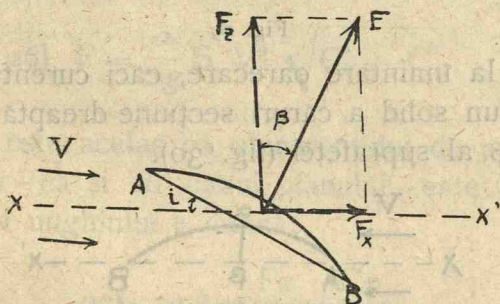


Fig. 28

Procedând analog ca pentru planul inclinat, ajungem mai întâi la formulele:

$$25) \begin{cases} F_z = \frac{a}{2g} C_z S \cdot V^2 \\ F_x = \frac{a}{2g} C_x S \cdot V^2 \end{cases}$$

unde S reprezintă suprafața *planului coardă* (care conține pe $A B$).

Iar variația lui C_z și C_x se face tot cu ajutorul graficului denumit *polară*, care însă pentru suprafețele curbe se reprezintă puțin diferită de polara planului inclinat (fig. 29). În adevăr, se observă lesne că pentru $i=0^\circ$ (unghiul de atac nul), suprafața curbă prezintă o

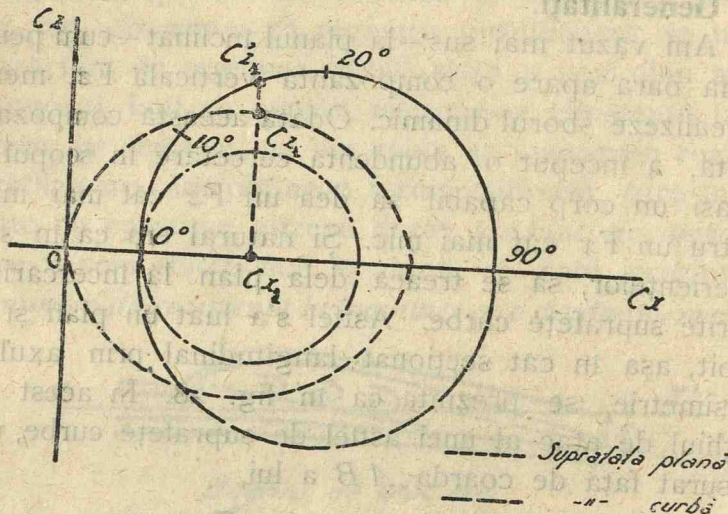


Fig. 29

rezistență la înaintare oarecare, căci curentului de aer i se opun un solid a cărui secțiune dreaptă ar fi planul săgeată $\alpha \beta$ al suprafeței (fig. 30).

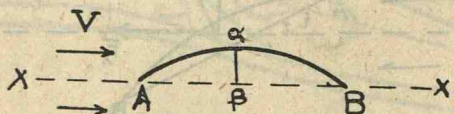


Fig. 30

Dacă mărim apoi unghiul de atac, vom obține *coeficienți de portanță* mai mari decât în cazul planului inclinat, și aceasta se datorește faptului că suprafața este curbă (cazul sferei așezată concav față de un disc, văzut la rezistența ortogonală). În sfârșit în cazul când

$i=90^\circ$, avem un $C_{x\max}$ mai mare ca în cazul unui plan. Apoi continuând rotația, găsim o ramură simetrică a curbei, însă cu portanțe negative, iar peste 180° obținem polara suprafeței, așezată însă pe spate față de curentul de aer (fig. 31), care ne interesează mai puțin din cauza portanțelor mici.

Comparând acum polara unei suprafețe curbe cu aceea a planului coardă (acelaș S), observăm ușor că, pentru un acelaș coeficient de

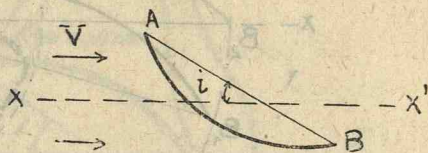


Fig. 31

rezistență la înaintare C_{x1} , vom avea un coeficient de portanță C'_{z1} mai mare în cazul suprafeței curbe, decât C'_{z1} al unui plan de aceeași formă periferică și de aceeași suprafață, însă și figura 30 ne arată că $C'_{z1} > C_{z1}$.

Odată polara suprafeței curbe determinată, înseamnă că mărimea rezistenței aerului este determinată, căci și în cazul planului avem:

$$26) F = \frac{\rho}{2g} S \cdot V^2 \sqrt{C_z^2 + C_x^2}$$

Sensul este acelaș ca al curentului de aer.

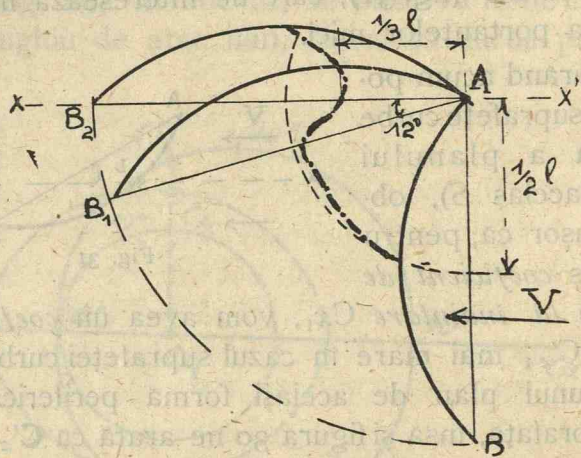
Diracția — ca și în cazul planului — este dată prin determinarea unghiului β , adică:

$$27) \operatorname{tg} \beta = \frac{Fx}{Fz} = \frac{Cx}{Cz}$$

Iar din studiul variației raportului $\frac{Cx}{Cz}$, se găsește — după un grafic analog fig 24 — unghiul de atac optim i_0 .

Punctul de aplicație al rezistenței aerului se determină — ca și în cazul planului înclinat — printr'o serie de tatonări, iar locul lor, când i variază dela 90° până la

0° nu mai este o spirală, ci o curbă deosebită (curba punctată din fig. 32), unde se remarcă ușor că, pentru $i > 12^\circ$ aproximativ, punctul de aplicație se apropie pe coardă de A , aproape până la $\frac{1}{3}$ din coardă, apoi



(fig. 32)

pentru $i < 12^\circ$ se depărtează din nou, până la $\frac{1}{2}$ din coardă. Acest fapt interesează în mod deosebit—prin curiozitatea lui—la studiul stabilității unui avion sau hidravion, care ar avea aripile curbe, unde variația punctului de aplicație al rezistenței aerului, trebuie perfect acordată cu celelalte forțe aplicate lui.

Presiuni și depresiuni

Stabilind și în cazul suprafețelor curbe graficul *pesiunilor și depresiunilor*, observăm că, în comparație cu acela al planului coardă AB , presiunile și depresiunile suprafeței curbe sunt mult mai mari, ceea ce explică portanțele superioare planului.

Deasemenea și aici o relațiune anologa formulei 24 se poate stabili.

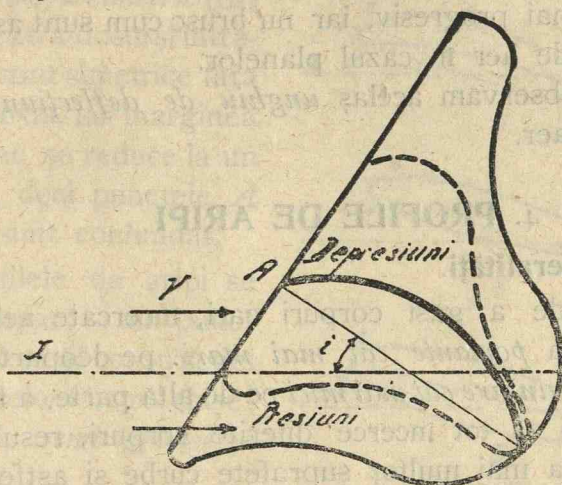


Fig. 33

Spectru aerodinamic

Spetrul aerodinamic al unei suprafețe curbe este aproape cam acelaș ca și la plane, (fig. 34), totuși

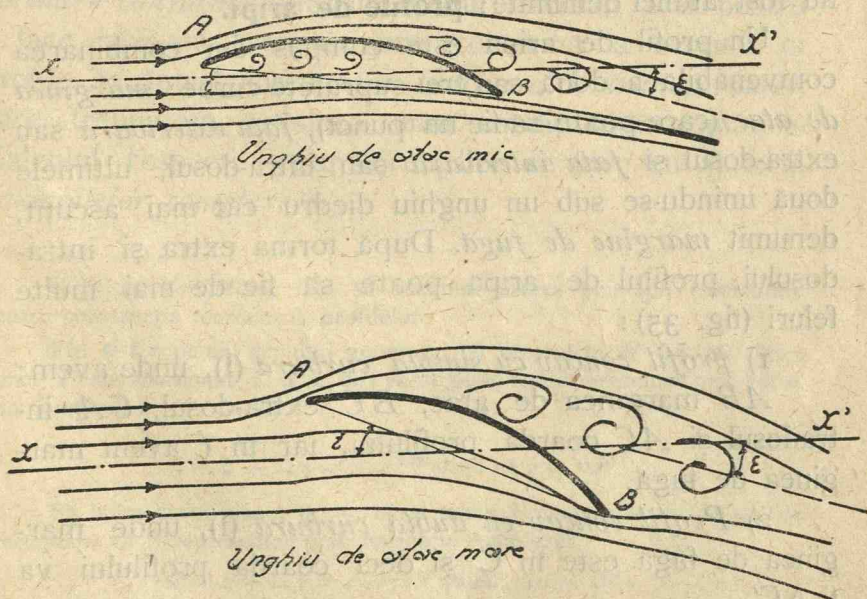


Fig. 34

aliura șuvițelor de aer este mai regulată în cazul suprafețelor curbe și mai departe aruncate în spatele suprafeței, dar mai progresiv, iar nu brusc cum sunt asvârlite șuvițele de aer în cazul planelor.

Și aici observăm același *unghi* de deflecțiune al șuvițelor de aer.

4. PROFILE DE ARIPI

Generalități.

Dorința de a găsi corpuri cari, încercate aerodinamic, să dea *portanțe cât mai mari* pe deoparte și *rezistențe la înaintare cât mai mici* pe de altă parte, a făcut pe cercetători să tot încerce diferite corpuri, rezultate din combinația mai multor suprafețe curbe și astfel au ajuns la un profil bizar ca formă, dar capabil de *portanțe mari și rezistențe la înaintare mici*; iar pentru faptul că actualmente numai aceste profile sunt utilizate pentru construcțiile aripilor de avion și hidravion, ele au fost atunci denumite: **profile de aripi**.

Un profil de aripă este compus din combinarea convenabilă a două sau trei suprafețe curbe: *marginea de atac* (care poate să fie un punct), *fața exterioară* sau extra-dosul și *fața interioară* sau intra-dosul, ultimele două unindu-se sub un unghi diedru cât mai ascuțit, denumit *margine de fugă*. După forma extra și intra-dosului, profilul de aripă poate să fie de mai multe feluri (fig. 35):

1) *profil concav cu simplă curbura* (I), unde avem: AB marginea de atac, BC extra-dosul, CA intradosul și AC coarda profilului, iar în C avem marginea de fugă.

2) *Profil concav cu dublă curbura* (II), unde marginea de fugă este în C' și deci coarda profilului va fi AC' .

3) *Profil biconvex* (II) unde intradosul este convex.

4) *Profil simetric* (III) unde extra-dosul și intradosul sunt simetrice față de coardă, iar marginea de atac se reduce la un punct, deci punctele A și B sunt confundat.

Profilele de aripi se mai împart — din punct de vedere al construcției avioanelor — în trei clase: *subțiri, semi groase și groase.*

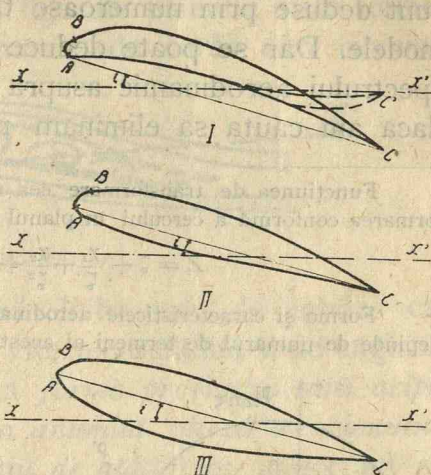


fig. 35

Deducerea profilelor

Pe cale teoretică, un profil derivă printr'o *transformare conformă* dintr'un contur circular. Dar pentru a face această transformare conformă a cercului în profil, se întrebuintează o *funcțiune de transformare*, care trebuie să satisfacă unor condițiuni matematice. Calculul respectivelor transformărilor se face cu ajutorul *variabilelor complexe*¹⁾.

1) După *Von Mises*, iată în rezumat câteva principii elementare pentru construcția teoretică a profilelor:

Fie $O\xi\eta$ planul cercului generator cu centrul în M (fig. 36). Orice punct P' de coordonat ξ și η din acest plan, va fi reprezentat prin variabila complexă:

$$\zeta = \xi + i \cdot \eta = \rho \cdot e^{i\theta} \text{ știind că } \rho = OP'$$

Să luăm acum planul Oxy ; orice punct P de coordonate x și y în acest plan, va fi reprezentat prin variabila complexă:

$$Z = x + i \cdot y = r \cdot e^{i\varphi} \text{ știind că } r = OP$$

Pe cale experimentală, diteritele profile de aripă sunt deduse prin numeroase tatonări asupra diverselor modele. Dar se poate deduce un profil și din studiul spectrului aerodinamic asupra unui plan inclinat, căci dacă am căuta să eliminăm regiunea turbillionară din

Funcțiunea de transformare cea mai generală, pentru a face transformarea conformă a cercului în planul ζ , în profil în planul z , este:

$$Z = \zeta + \frac{\chi_1}{\zeta} + \frac{\chi_2}{\zeta^2} + \dots + \frac{\chi_n}{\zeta^n}$$

Forma și caracteristicile aerodinamice ale profilului astfel obținut, depinde de numărul de termeni ai acestei funcțiuni și de parametrii: χ_1 ,

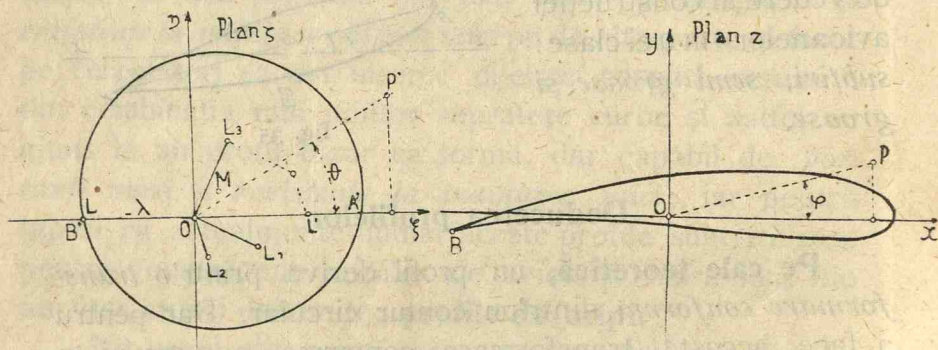


Fig. 36.

$\chi_2, \dots, \chi_n$, cari—în cazul general—sunt cantități complexe. În particular, primul parametru χ_1 poate să fie scris sub forma:

$$\chi_1 = c^2 \cdot e^{2i\gamma}$$

asa în cât semi argumentul γ caracterizează direcția axei a doua a profilului, adică direcția vântului relativ, pentru care rezultanta aerodinamică trece prin centrul M , al cercului generator, când se suprapun planele ζ și Z făcând să coincidă axele $O \xi \eta$ cu $O x y$.

În mod practic, parametrii $\chi_1, \chi_2, \dots, \chi_n$ sunt determinați astfel:

Se dau rădăcinile $(-\lambda), \lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n$ cari anulează derivata: $\frac{dz}{d\zeta}$ și atunci avem egalitatea:

$$\begin{aligned} \frac{dz}{d\zeta} &= 1 - \frac{\chi_1}{\zeta^2} - 2 \cdot \frac{\chi_2}{\zeta^3} - \dots - n \cdot \frac{\chi_n}{\zeta^{n+1}} \\ &= \left(1 + \frac{\lambda}{\zeta}\right) \left(1 - \frac{\lambda_1}{\zeta}\right) \left(1 - \frac{\lambda_2}{\zeta}\right) \dots \left(1 - \frac{\lambda_n}{\zeta}\right) \end{aligned}$$

De unde prin identificarea celor două dezvoltări rezultă:

spectrul aerodinamic, al unui plan înclinat, atunci ar trebui să lipim pe ambele fețe ale planului niște forme născute, în spectru aerodinamic, de *curba care circum-*



Fig. 37

scrie regiunea turbilionară. Este ușor de înțeles că această curbă depinde de viteza curentului și de unghiul de atac, ceea ce înseamnă că *forma profilului unei aripi este ideală numai pentru o anumită viteză a avionului și pentru un anumit unghi de atac*, fapt important și de care ar trebui să se ție mult seamă în construcția avioanelor ¹⁾.

Determinarea rezistenței aerului.

Polară generală

Procedând ca și în celelalte cazuri, *mărimea rezistenței aerului se determină tot cu ajutorul unor formule de forma:*

$$\lambda_1 + \lambda_2 + \dots + \lambda_n = \sum_{i=1}^n \lambda_i = \lambda.$$

apoi:

$$\begin{cases} \lambda_1 = c^2 \cdot e^{2i\gamma} = \lambda^2 - \sum_{i=1}^n \lambda_i \lambda_j \\ 2\lambda_2 = -\lambda \sum_{i=1}^n \lambda_i \lambda_j + \sum_{i=1}^n \lambda_i \lambda_j \lambda_k \\ 3\lambda_3 = \dots \dots \dots \end{cases}$$

Rădăcinile $(-\lambda)$, λ_1 , λ_2 , $\dots$, λ_n sunt în general cantități complexe. De obicei însă rădăcina $(-\lambda)$ se orientează după axa $O\xi$ și mărimea sa se alege arbitrar, căci ea caracterizează scara desenului profilului.

1) Constructorii țin seamă, dar se servesc mai mult de date practice restrânse la număr și deci menite să întârzie încă progresele aerodinamice.

$$28) \quad \begin{cases} F_z = \frac{a}{2g} C_z \cdot S \cdot V^2 \\ F_x = \frac{a}{2g} C_x \cdot S \cdot V^2 \end{cases}$$

unde (fig. 38):

$$29) \quad F = \sqrt{F_z^2 + F_x^2} = \frac{a}{2g} S \cdot V^2 \cdot \sqrt{C_z^2 + C_x^2}$$

Iar variația valorilor lui C_z și C_x , deduse la tunelul aerodinamic, și reprezentate grafic, dau o curbă de forma celei din fig. 39, de unde se observă ușor proprietatea profilelor de aripă, cari sunt capabile, pentru o aceeași suprafață S , măsurată pe planul coardă al profilului, de o *portanță mult mai mare* ca acelea ale planului sau suprafețelor curbe și de o *rezistență la înaintare foarte micșorată*.

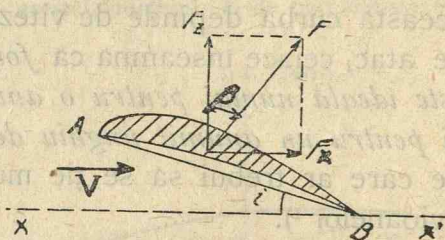


Fig. 38

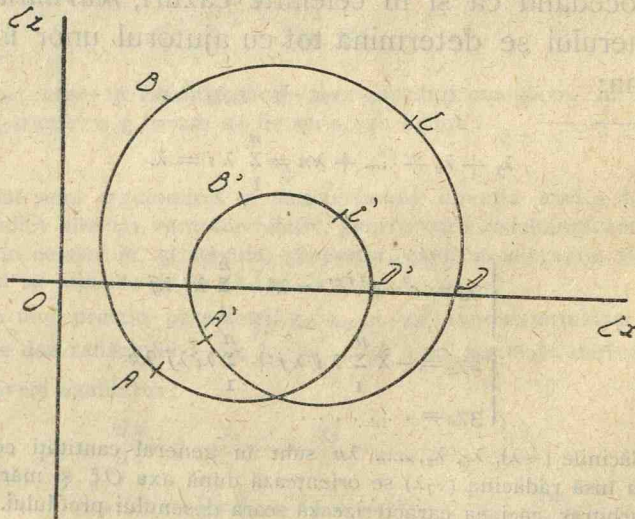


Fig. 39

Polara profilului de aripi din fig. 39 este astfel construită:

Variind înclinarea profilului dela 0° la 90° obținem, ramura $ABCD$ a curbei până la un $C_{x \max}$. Continuând apoi rotația profilului, atunci el se va prezenta curentului de aer cu *marginea de fugă* înainte (fig. 40) și deci portanța, ca și rezistența la înaintare va scade, și vom obține ramura $A' B' C' D'$. Porțiunile negative, în special ramura cuprinsă între punctele $A D'$, interesează numai cazul sborului pe spate.

Sensul și direcția rezultantei F se determină ca și în cazul suprafețelor curbe sau planurilor, și în adevăr avem:

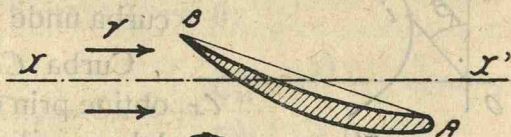


Fig. 40

$$39) \quad \operatorname{tg} \beta = \frac{F_x}{F_z} = \frac{C_x}{C_z}$$

Variația lui $\frac{C_x}{C_z}$ are aceeași formă ca și în cazul planului (fig. 24).

Punctul de aplicație al rezultantei este determinat tot prin tatonări, iar locul geometric al tuturor punctelor de aplicație, în cazul când unghiul de atac variază dela 0° la 90° , este o curbă analoagă celei găsite la suprafețele curbe (fig. 32).

Mai jos vom arăta o altă metodă pentru deducerea punctelor de intersecție ale rezultantei F cu coarda profilului.

Polara obișnuită sau propriu zisă

În sborurile obișnuite ale unui avion sau hidravion, s'a observat că maximum intervalului în care variază unghiurile de atac, este cuprins între -15° și $+20^\circ$, deci vom studia în detaliu rezistența aerului, sau mai precis polara profilului, cuprinsă în acest interval.

În adevăr, în intervalul de variație al unghiului de atac între -15° și $+20^{\circ}$, variația grafică a lui C_z în funcție de C_x se prezintă ca în fig. 41; iar în cazul unui unghi de atac i , direcția rezultantei F , față de normala la axul de mișcare, va fi dată de unghiul β , determinat de axa ordonatelor pe polară și de dreapta ce unește origina axelor cu punctul de pe curbă unde avem unghiul i .

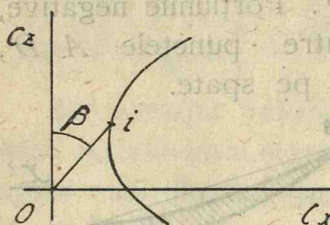


Fig. 41

Curba C_z în funcție de C_x se obține prin determinarea la tunelul aerodinamic a valorilor lui C_z și C_x , pentru un profil de dimensiuni date, adică introducându-se la tunel o *machetă-profil*, ale cărei dimensiuni principale sunt: lărgimea sau *anvergura* L (fig. 42) și *profunzimea* l , iar raportul $\lambda = \frac{L}{l}$, sau mai precis $\lambda = \frac{L^2}{S}$, unde S este suprafața machetei, este denumit *alungire*.

Importanța *alungirii* rezulta din faptul că două aripi pot avea dimensiuni diferite, însă din moment ce au profile asemenea și aceleași alungiri, atunci polara profilului lor va fi aceeași. Dacă însă avem două aripi cu profile asemenea, însă cu alungiri diferite (adică cu dimensiuni diferite), atunci ar urma să se facă pentru fiecare

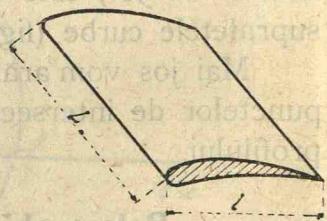


Fig. 42

în parte câte o încercare la tunelul aerodinamic, spre a le stabili polara, căci ele nu vor mai avea aceeași polară, ceiace ar costa și timp și bani. Dar pentru faptul că ambele aripi au profile asemenea, deci nu diferă decât prin alungirile lor, s'a căutat să se lege

rezultatul obținut pentru un profil de o alungire dată, printr'o formulă matematică, de rezultatul obținut de un acelaș profil, dar de o alungire diferită. Și în adevăr, s'a găsit că dacă $C_x \propto C_x$ ar reprezenta valorile coeficientului de rezistență la înaintare al unui profil de anvergură infinit de mare ($L = \infty$ deci $\lambda = \infty$), obținute la tunel aerodinamic (dacă experiența ar fi posibilă), atunci coeficientul C_{x_1} al aceluiași profil, însă de anvergură finită (deci de o alungire finită λ_1), va fi:

$$31) \quad C_{x_1} = C_{x\infty} + \frac{C_{z_1}^2}{\pi \lambda_1} \quad (1)$$

unde C_{z_1} reprezintă coeficientul de portanță al profilului de alungire λ_1 , care este acelaș cu al profilului de alungire infinită, adică:

$$32) \quad C_{z_1} = C_{z\infty}$$

1) Numai calea teoretică a rezolvării problemei rezistenței aerului a condus la stabilirea acestei formule, care deși are de bază câteva ipoteze aproximative, totuși rezultatele practice sunt suficient de exacte. Iată deci și o schiță teoretică a soluției:

Fie K un profil al aripii aflată într'un curent de aer, care se mișcă cu viteza V_0 la infinit, înțelegându-se viteza șuviței de aer care este cât mai depărtată de profil și care nu este deci turburată de prezența lui. Profilul K influențează zona din jurul său prin șocul produs asupra moleculelor de aer, prin urmare va da naștere unei zone de turburare, limitată aproximativ de curba C (fig 43), așa în cât vom putea divide planul — în prima aproximație — în două regiuni: una de aer care se mișcă cu o viteză V_0 în sensul axului Ox , exterioră curbei C și alta interioară curbei C , greu de definit. Acest contrast de două regiuni, inexistent în realitate, de oarece tranziția bruscă nu ar fi, nu poate subzista decât în cazul unei

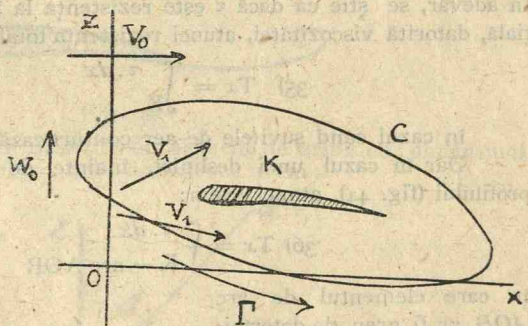


Fig. 43

Admițând acum acelaș profil dar de alungire λ_2 , vom avea:

$$45) \quad Cx_2 = Cx_\infty + \frac{Cz_2^2}{\pi \lambda_2}$$

Apoi cum:

$$46) \quad Cz_2 = Cz_\infty = Cz_1$$

ipoteze că se naște o circulație Γ dealungul conturului C (mai ales în cazul unui fluid ca aerul, care are viscozitate și compresibilitate), cu o viteză V . În aceste condițiuni *Kutta* și *Joukowski* au demonstrat că rezistența la înaintare F_x și portanța F_z au valorile:

$$33) \quad \begin{cases} F_x = 0 & (\text{în direcția axei } O x) \\ F_z = S \cdot V_o \cdot \Gamma & (\text{„ „ „ } O z) \end{cases}$$

Punctul de aplicație al lui F_z depinzând de circulația Γ .

Această teorie nu este însă valabilă decât numai în cazul inexistenței unor viteze verticale, adică în cazul când profilul are marginea de atac ascuțită și atunci se vor naște două viteze V_1 deasupra și V_2 dedesubtul profilului, iar proiecția lor pe axa Oz dă o rezultantă neglijabilă.

Dacă însă marginea de atac nu este ascuțită, atunci proiecția W a celor două viteze nu va mai fi neglijabilă și în acest caz, teorema lui *Kutta* și *Joukowski* ne arată că:

$$34) \quad \begin{cases} F_x = \delta \cdot W \cdot \Gamma \\ F_z = \delta \cdot V \cdot \Gamma \end{cases}$$

Totuși dacă eroarea care se face, admițând că aerul este *incompressibil*, nu depășește 1% („*La mécanique des profiles d'aviation*“ par Witoszinski), apoi eroarea ce se face prin a nu admite *viscozitatea* lui este mare. În adevăr, se știe că dacă τ este rezistența la înaintare unitară tangențială, datorită viscozității, atunci rezistența totală va fi:

$$35) \quad T_x = \int_K \tau \cdot dx$$

în cazul când șuvițele de aer contornează profilul fără deslipire.

Dar în cazul unei deslipiri, înainte de conturnarea completă a profilului (fig. 44), atunci avem:

$$36) \quad T_x = \int_{K - \text{arc } AOB} \tau \cdot dx$$

în care elementul de arc AOB ar fi greu de determinat; iar în acest caz fenomenul s'ar complica și cu depresiunea ce se naște pe elementul de arc AOB .

În realitate însă fenomenul este și mai complicat deoarece scurgerea se face printr'o serie de deslipiri și reveniri (fig 45) datorită unei

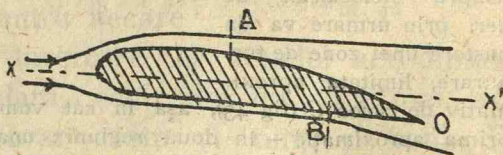


Fig. 44

Și scăzând relația 44) din 45), ținând seamă de 46), obținem:

$$47) Cx_2 = Cx_1 + \frac{Cz_1^2}{\pi} \left(\frac{1}{\lambda_2} - \frac{1}{\lambda_1} \right)$$

relațiune care ne înlesnește să calculăm pe Cx_2 în funcție de Cz_1 și Cx_1 , fără să se mai facă alte încercări la tunel, simplificând astfel mult cercetările.

În acelaș fel se arată că:

$$48) i_1 = i_\infty + \frac{Cz_1}{\pi \lambda_1} \quad 2)$$

scurgeri, turbillionare ce se angajează pe conturul profilului și căruia D-l Prandtl îi dă numele de *turbillion aderent*.



Fig. 45

D-l. Prandtl însumează toate rezistențele la înaintare și le notează cu Fx_∞ , denumindu-le *rezistență induită* a profilului de anvergură infinită, rezistență care crește cu V și K .

Dacă însă se alege forma profilului și o suprafață de așa natură în cât scurgerea să fie fără turbillioane, atunci în urma profilului va rămâne o *dără*, care însă se va transforma într'un turbillion (când nu avem deslipire) și de aceea D-l Prandtl înlocuiește un asemenea profil, cu un turbillion (fig. 46).



Fig. 46

Trecând acum dela un profil la un element de aripă cu dimensiuni laterale (fig. 47), atunci conform celor de mai sus avem:

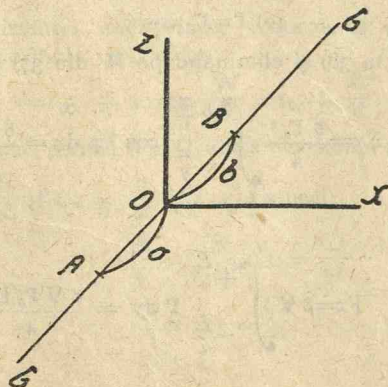


fig. 47

unde $i \infty$ ar fi unghiul de atac—exprimat în *radianți* ($1^0 = 57,3$ radianți)—pentru un profil de alungire infinită, iar i_1 pentru acelaș profil, dar de alungire λ_1 .

Scriind apoi iarăși o relațiune analogă pentru un acelaș profil dar de alungire λ_2 , atunci se poate obține :

$$49) \quad i_2 = i_1 + \frac{Cz_1}{\pi} \left(\frac{1}{\lambda_2} - \frac{1}{\lambda_1} \right)$$

$$77) \quad \begin{cases} Fx = \partial. \int_0^a W. \Gamma. dy - \partial. \int_0^b W. \Gamma. dy \\ Fz = \partial. V. \int_0^a \Gamma. dy - \partial. V. \int_0^b \Gamma. dy \end{cases}$$

Apoi între circulația Γ și viteza W , avem relația :

$$38) \quad \Gamma = \int_C W. dy$$

Admițând însă o repartiție eliptică a ~~portanței~~ ^{circulației}, atunci avem :

$$39) \quad \Gamma = \Gamma_0 \sqrt{1 - \frac{4y^2}{L^2}}$$

unde $a=b=\frac{L}{2}$ (semi-anvergura).

Apoi punând :

$$y = \frac{L}{2} \sin \varphi$$

atunci :

$$40) \quad \Gamma = \Gamma_0 \cos \varphi$$

înlocuind deci pe Γ în 38) și eliminând pe W din 37) și 38), obținem :

$$41) \quad Fx = \frac{\partial \Gamma_0^2}{4} \int_{-\frac{\pi}{2}}^{+\frac{\pi}{4}} \cos^2 \varphi \, d\varphi = \frac{\partial \Gamma_0^2 \pi}{8}$$

și

$$42) \quad Fz = \partial V \int_{-\frac{L}{2}}^{+\frac{L}{2}} \Gamma \, dy = \frac{\partial V \Gamma_0 L \pi}{4}$$

Astfel, reprezentând pe un acelaș grafic două curbe (Cz în funcție de Cx), pentru un acelaș profil, însă de alungiri λ_1 și λ_2 , știind că $\lambda_1 < \lambda_2$, avem fig. 48. Obser-

Dar relațiunile 28) ne arată că :

$$\begin{aligned} Fx &= \frac{\partial}{\partial} Cx \cdot S \cdot V^2 \\ Fz &= \frac{\partial}{\partial} Cz \cdot S \cdot V^2 \end{aligned} \quad \text{având } \frac{a}{2g} = \frac{\partial}{\partial}$$

și prin urmare:

$$\begin{aligned} 43) \quad Cx &= Cx_{\infty} + \frac{\pi}{4} \frac{\Gamma_0^2}{S \cdot V^2} \\ Cz &= \frac{\pi}{4} \frac{L}{S} \frac{\Gamma_0^2}{V} \end{aligned}$$

unde am adăugat :

$$44) \quad Cx_{\infty} = \frac{Fx_{\infty}}{\frac{a}{2g} S \cdot V^2}$$

Eliminând V găsim că :

$$Cx = Cx_{\infty} + \frac{C^2 z}{\pi \lambda} \quad \text{unde } \lambda = \frac{L^2}{S}$$

ceiace demonstrează formula 31).

Dl. Betz a dat însă o demonstrație mai simplă, considerând că dacă φ ar fi unghiul format de viteza reală în vecinătatea profilului, cu viteza la infinit și $C'x$, $C'z$, coeficienții față de viteza lângă profil, atunci :

$$Cx = C'x \cos \varphi + C'z \sin \varphi$$

$$Cz = C'z \cos \varphi + C'x \sin \varphi$$

Cum φ este foarte mic și egal cu $\arctg \frac{W}{V}$, îl putem înlocui cu $\frac{W}{V}$

și admitând apoi $\cos \varphi = 1$ și $\sin \varphi = \frac{W}{V}$, iar cum $W = \frac{V \cdot Cz}{\pi \lambda}$ atunci obținem relațiunile date, unde bine înțeles $C'z = Cz_{\infty}$ și $C'x = Cx_{\infty}$.

2) În cazul existenței unei viteze verticale W (cum am văzut la cazul demonstrației formulei 31), avem:

$$i = i_{\infty} + \arctg \frac{W}{V} = i_{\infty} + \frac{W}{V}$$

i_{∞} fiind unghiul de atac, pentru $W=0$, adică existența unei viteze verticale.

Apoi cum : $W = \frac{\Gamma_0}{2L}$ și $Cz = \frac{\pi}{2} \frac{L}{S} \frac{\Gamma_0}{V}$, atunci:

$$\frac{W}{V} = \frac{S}{\pi \cdot L^2} \cdot Cz = \frac{Cz}{\pi \lambda}$$

deci :

$$i = i_{\infty} + \frac{Cz}{\pi \lambda}$$

c. c. e. d. d.

mai precise. În adevăr, se consideră profilul articulat în A și atunci introducând sistemul la tunelul aerodinamic, rezistența F va tinde să rotească profilul în jurul punctului A și deci vom avea (fig. 50):

$$50) \quad M = F \times AC$$

unde M este momentul de rotație, $AC = x$ este distanța intersecției lui F cu coarda AB .

Pe de altă parte se admit că:

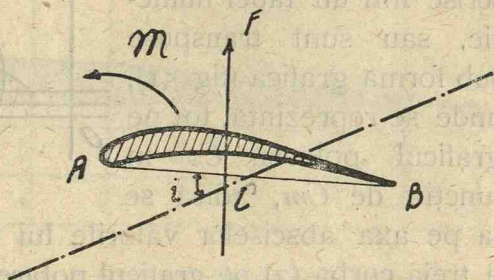


Fig. 50

$$51) \quad M = \frac{a}{2g} C_m \cdot l \cdot S \cdot V^2$$

unde C_m este un coeficient fără dimensiuni, numit *coeficient de moment*. Valorile acestui coeficient de moment sunt determinat la tunelul aerodinamic, prin intermediul contra echilibrului ținut în B , cu ajutorul unei greutăți G și atunci:

$$M = G \times l$$

prin urmare:

$$52) \quad C_m = \frac{M}{\frac{a}{2g} \cdot l \cdot S \cdot V^2}$$

Ori din relațiunile 50) și 51) deducem că:

$$53) \quad \frac{x}{l} = \frac{C_m}{\sqrt{C_x^2 + C_z^2}}$$

și astfel poziția punctului C , de pe coarda AB a profilului, este determinată față de marginea de atac a profilului.

Valorile lui C_m ¹⁾ determinate la tunel, sunt înscrise într'un tabel numeric, sau sunt transpuse sub formă grafică (fig. 51), unde se reprezintă, tot pe graficul polarei, C_z în funcție de C_m , adică se

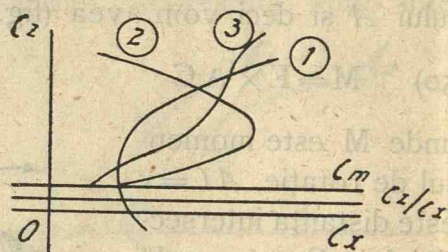


Fig. 51.

ia pe axa absciselor valorile lui C_m și atunci obținem a treia curbă (3) pe graficul polarei. Cu aceasta graficul polarei este complet, căci ne dă tot ce trebuie să cunoaștem despre rezistența aerului asupra profilului. Un astfel de grafic compus din cele trei curbe (1), (2) și (3) cum se vede în fig. 51 se numește **polara profilului**.

La paginile 55 și 56 se dau două exemple de polare de profil (fig. 52 și 53).

Presiuni și depresiuni

Graficul de *presiuni* și *despresiuni* al unui profil de aripă, construit așa cum am văzut și în cazul planului sau suprafeței curbe, ne arată niște zone de presiuni și depresiuni mai mari și variabile față de unghiul de

1) Dl. Toussaint dă relațiunea:

$$54) \quad C_m = C_{m0} + 0,25 \cdot C_z$$

unde $C_{m0} = 1,9 \cdot \frac{f}{l}$; f fiind săgeata maximă a profilului. (Teoreticește $C_{m0} = 3,14 \cdot \frac{f}{l}$)

Dl. Margoulis dă relațiunea:

$$54 \text{ bis}) \quad C_m = 1,2 \alpha + 0,25 \cdot C_z$$

α fiind unghiul format de coardă cu bisectrița unghiului tangentelor la extrados și intrados în marginea de fugă.

S. T. Aé.

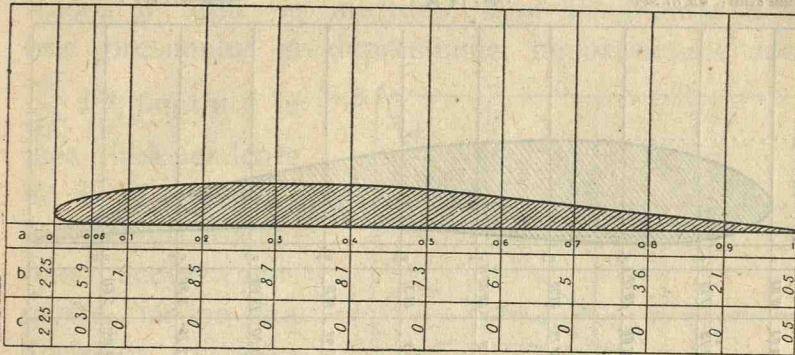
Laboratoire : St Cyr (SC 118)

Vitesse d'essai : 40 m/s

Profil : N° 34 A

Dimensions : 720 x 120

Allongement : 6



Incidences (degrés)	5°5	2°5	0°5	3°6	6°6	9°6	12°7	15°7	18°7			
100 C _y	24.5	3.18	17.4	37.3	56.8	75.5	90	91	87			
100 C _x	4.03	1.45	1.07	1.43	2.66	4.54	8.15	17.27	23.7			
C _{yl} /C _x			16.3	26.1	21.3	16.7	11.1	5.26	3.65			
100 C _m			7.5	11.8	18.2	24.1	30.5					

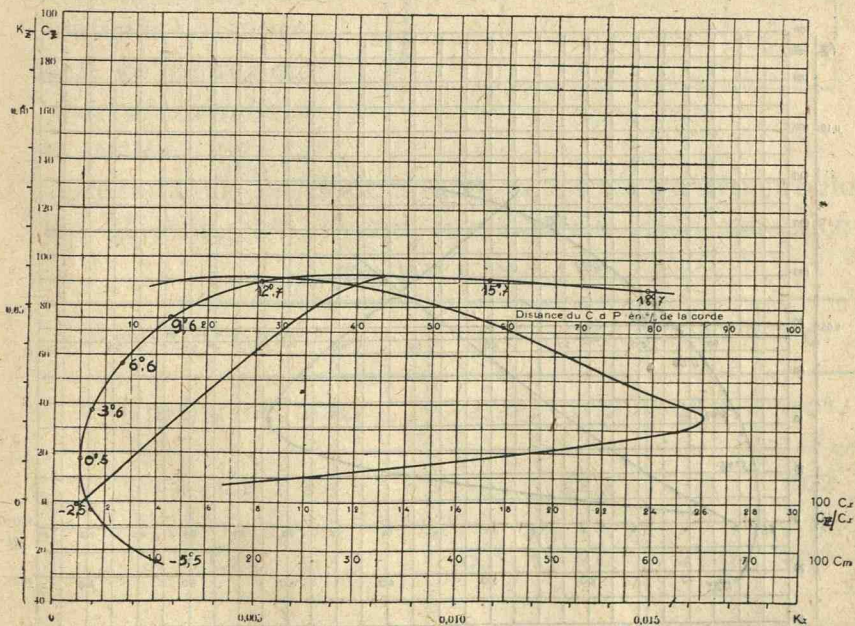


Fig. 52.

S. T. Aé.

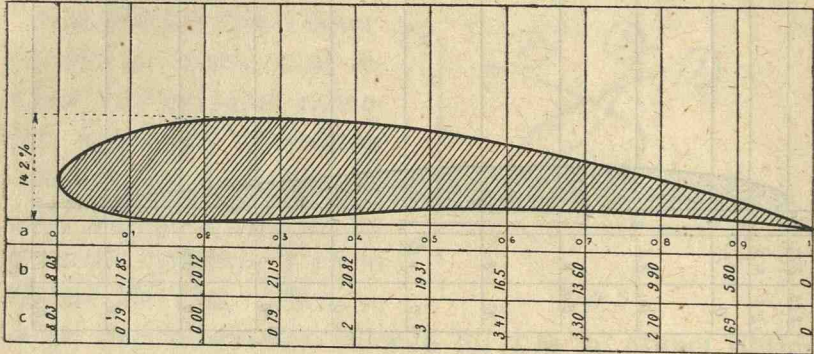
Laboratoire : *St Cyr (SC 133a)*

Dimensions : *113 x 120*

Vitesse d'essai : *40 m/sec*

Profil : *74 A*

Allongement : *6.44*



Incidence (degrees)	11.55	8.5	5.46	2.41	0.64	3.68	6.72	9.75	12.78	15.79		
100 C _y	23.6	17.25	20.9	42.5	65	85	105.2	121.2	134.2	138.3		
100 C _x	2.15	1.295	1.337	2.04	3.39	5.06	7.38	9.79	12.99	17.46		
C _{el} /C _r	11.15	1.33	15.62	20.81	19.15	16.8	14.25	12.4	10.34	7.91		
100 C _m	5.1	3	3.1	5	8	12.5	18	24	32.5	43		

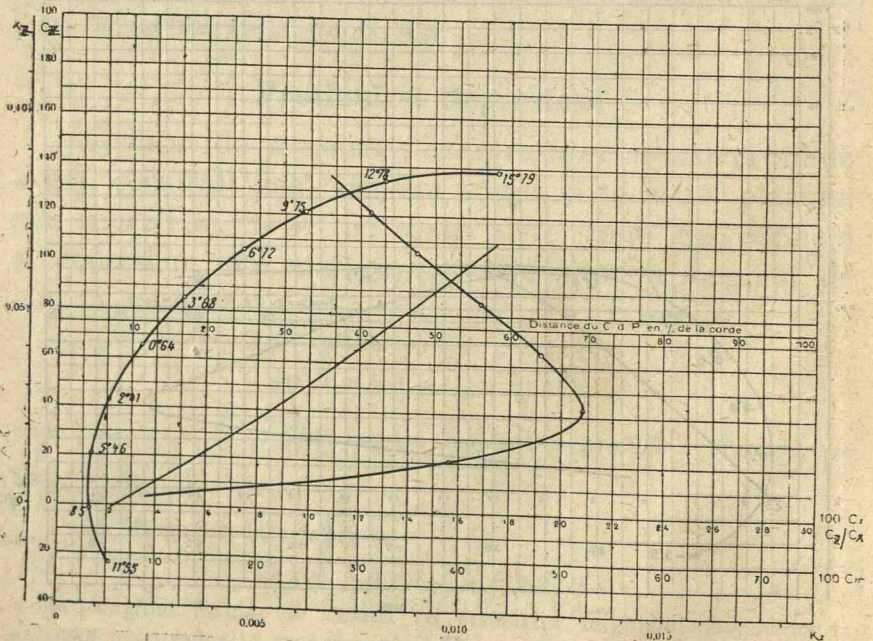


Fig. 53.

atac. Astfel ridicându-se prin perechi de puncte, situate la aceeași distanță de marginea de atac, unul pe extradados și altul pe intrados, apoi însumându-se algebric presiunile și depresiunile, împărțându-le apoi la

$\frac{a}{2g} V^2$, pentru a le face independente de V , a și g , s'au luat pe axa ordonatelor acele valori găsite, iar pe axa absciselor distanța până la marginea de atac. Se obține astfel un grafic (fig. 54) unde pentru un unghi de atac dat, avem o curbă, care limitează o suprafață, ce reprezintă încărcătura unitară pe profil.

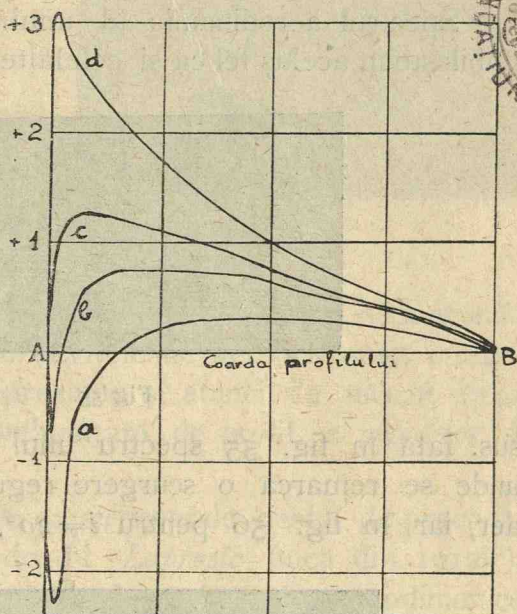


Fig. 54.

Fig. 54 reprezintă un astfel de grafic construit pentru profilul 389 „Gottingen“, având următoarele date numerice:

TABEL Nr. 5

Curba	a	b	c	d
Unghi de atac	--4 ⁰ ,6	1 ⁰ ,2	4 ⁰ ,2	10 ⁰
C _z	3	42,5	63	102
C _m	8,8	21	27,6	39,6
x/l	2,93	0,495	10,438	0,390

Rezultatele de mai sus sunt în general am-cea leași pentru profilele obișnuite.¹⁾

Spectru aerodinamic

Spectrul aerodinamic al unui profil de aripă se stabilește în acelaș fel ca și celelalte spectre văzute mai

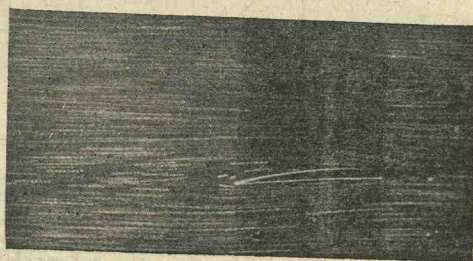


Fig. 55.

sus. Iată în fig. 55 spectru unui profil pentru $i=4^\circ$, unde se remarcă o scurgere regulată a șuvițelor de aer, iar în fig. 56 pentru $i=20^\circ$, se remarcă o zonă

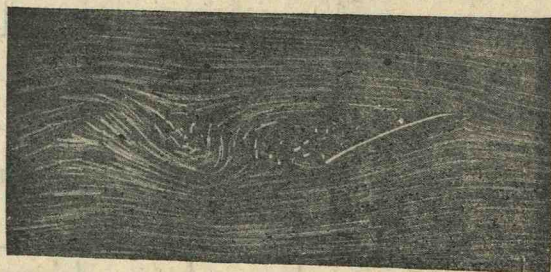


Fig. 56

turbillionare pronunțată, prelungindu-se înapoiu cu o vâltoare a șuvițelor de aer.

Din studiul spectrelor aerodinamice s'a născut ideia admiterii unei circulații în jurul profilelor și în adevăr o explorare a vitezelor șuvițelor de aer, cari trec în

¹⁾ În cazul construcției nervurilor de avioane, se admite în calcul o repartitie triunghiulară, dedusă din rezultatele de mai sus.

vecinătatea profilului, ne arată că vitezele relative ale șuvițelor de aer cresc în zona depresiunilor și descresc în zona presiunilor, astfel în fig. 57 avem:

$$V_d > V_0$$

$$V_p < V_0$$

$$V_1 \neq V_0$$

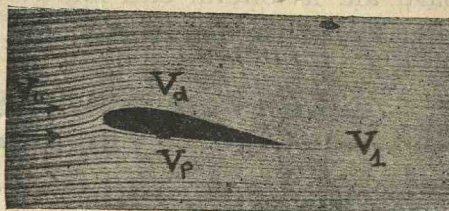


Fig. 57.

Ori această diferență între vitezele relative dau naștere, prin compunere, acelei circulații menită să dea portanța caracteristică profilelor. Dar măsurându-se și presiunile de cari sunt capabile șuvițele de aer, s'a găsit o legătură între viteze și presiune și atunci s'a născut ideea cercetării, în zona influențată de profil, a vitezelor și presiunilor.

Una din metodele experimentale, destul de practică, este aceea propusă de d-l Lapresle (încă din 1912)¹⁾, care determină cu ajutorul unei sonde aerodinamice (sondă simplă sau sondă dublă), câmpul aerodinamic în jurul unei profil, spre exemplu: liniile de acciași presiune,

1) Principiul metodei propusă de d-l Lapresle, rezumat după „Bulletin Technique” No. 43 al S. T. I. A.É. francez, se sprijină pe proprietățile unei simplu tub îndoit în unghi drept, zis și tub a lui Pitot.

Un astfel de tub pus în curentul de aer în un punct unde presiunea statică este p și viteza v , făcând față curentului, (fig. 58 No. 1), transmite—după cum se știe—o presiune:

$$P + \lambda \cdot \frac{\rho}{2g} \cdot V^2$$

unde λ este un coeficient determinat pe cale experimentală foarte aproape de 1.

Un acelaș tub întors de 180° (fig. 58 No. 2) transmite o presiune:

$$P - \mu \cdot \frac{\rho}{2g} \cdot V^2$$

μ fiind iar un coeficient determinat pe cale experimentală, a cărei valoare este în mediu 0,2.

aceiași viteză și unghiul de defecțiune al șuvițelor de aer. Toate acestea servind la studiul *interacțiunii* dintre două aripi sau mai multe, dintre aripi și elice, precum și celelalte părți ale avionului sau hidravionului, la fixarea și poziția lor în raport cu axul de mișcare.

5. ARIPI DE AVION SAU HIDRAVION MONOPLANE

Polară

Mai sus am studiat *profilul* aripilor de avion, considerându-le de o anvergură infinit de mare și lund numai o secțiune. Acum vom căuta să stabilim **forma** ce trebuie s'o aibă o aripă de avion, așa în cât să obținem „*maximum de portanță și minimum de rezistență la înaintare*“.

Dar — odată profilul cunoscut — normal era ca să se confecționeze aripi de diferite forme: *dreptunghiulare, trapezoidale, eliptice, cu colțuri rotunjite*, etc... și s'au introdus la tunelul aerodinamic, spre expiermentare. Astfel Dl. Prandtl a luat șase forme de aripi: 1, 2, 3, 4, 5, 6, (fig. 59) și le-a construit polarele (curba 1 numai), toate aripile având alungirea $\lambda = 5$. Calculând apoi și valorile

Metoda este însă susceptibilă de erori în următoarele cazuri:

- 1) Când mișcarea este permanentă, când ar fi — cu altele cuvinte — însoțită de turbillioane, cum ar fi cazul profilelor de aripă cu mari unghiuri de atac.
- 2) Determinarea coeficienților λ și μ prin tararea aparatului într'un curent de presiune și viteză cunoscute, este foarte delicată.
- 3) Efectul interacțiunii dintre sondă și suprafața de experimentare, este greu de perceput și în acest scop se măsoară valoarea presiunilor locale pe suprafață, practicându-se niște găuri puse în contact cu un manometru și atunci se constată că, plasând sonda în dreptul unor astfel de găuri, variația presiunii, datorită interacțiunii, este aproape nulă.
- 4) În fine, o ultimă eroare ar proveni din aprecierea distanței între sondă și suprafață, operațiune delicată, care se face prin taraj.

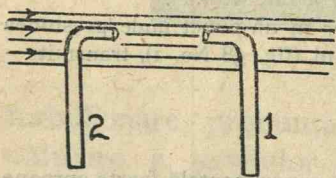


Fig. 58.

raportului $\left[\frac{C_z}{C_x} \right]_{max.}$, adică maximum curbei a doua dela polară, am găsit valorile din tabloul No. 6:

Tabel No. 6.

Aripa	1	2, 3, 4,	5, 6
$\left[\frac{C_z}{C_x} \right]_{max.}$	18	22	20

Examinând acum curbele 1 din (fig. 59), precum și valorile numeri ce din tabloul No. 6, deducem ușor că formele cele mai bune sunt 2, 3, și 4. Așa dar calea

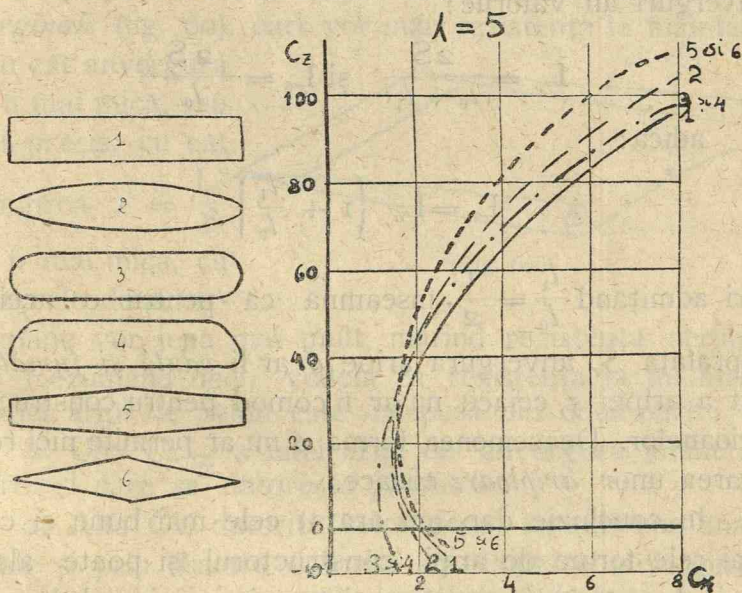


Fig. 59.

experimentală și-a spus cuvântul. Calea teoretică, după cum vom vedea mai jos, găsește că forma cea mai bună este 2, apoi 4 și pe urmă forma 3, așa în cât rezultatele sunt verificate ¹⁾.

1) De altfel și calea experimentală indică aceeași ordine de preferință a celor trei forme de aripi, ca și calea teoretică.

Din punct de vedere al construcției aripilor, ordinea de preferință, în realizarea lor, este: 4, 3 și apoi 2, cu alte cuvinte practica preferă forma 4, care se poate mai ușor realiza, apoi pe 3 și pe urmă pe 2.

Forma cea mai rea ar fi 6, deși polara ei este aproape aceeași ca forma 5, însă pentru a obține o suprafață S , ar trebui o anvergură foarte mare. În adevăr, dacă l_0 ar fi baza comună celor două triunghiuri ale aripei 6 sau ale trapezelor aripei 5 și 6, bazele extreme ale trapezelor aripei 5, atunci cele două anverguri au valorile:

$$L_5 = \frac{2S}{l_0 + l_1} \quad \text{și} \quad L_6 = \frac{2S}{l_0}$$

adică:

$$L_6 = L_5 \left(1 + \frac{l_1}{l_0} \right)$$

Ori admitând $\frac{l_1}{l_0} = \frac{1}{2}$, înseamnă că pentru o aceeași suprafață S , anvergura aripei 6 ar fi odată și jumătate cât a aripei 5, ceea ce nu ar fi comod pentru construcția avioanelor. Deasemenea forma 6 nu ar permite nici realizarea unor aripioare eficiente.

În concluzie dar, am arătat cele mai bune și cele mai rele forme de aripi, constructorul își poate alege deci, după caz, forma care îi convine mai mult.

Trecând acum la stabilirea precisă a polarei unei aripi de avion, voi studia în parte fiecare coeficient: C_x , C_z și C_m .

Coeficientul C_x .

În privința rezistenței la înaintare, am văzut mai sus că teoria, de comun acord cu experiența, arată că, pentru un același profil și un același unghi de atac,

rezistența la înaintare este cu atât mai mică cu cât anvergura este mai mare. ¹⁾

În consecință faptul că anvergura este limitată, atrage după sine o mărire a rezistenței la înaintare. Să vedem atunci din ce cauză?

Analiza fenomenului este simplă, căci am văzut cum la un profil se nasc niște depresiuni pe extradados, ori limitând anvergura, adică în loc să avem o anvergură infinit de mare, așa cum am presupus, se înțelege ușor că aerul aflat în zona de suprapresiune (sub intrados), va căuta să se reverse în zona depreșiunii (pe extradados) și atunci se nasc două *turbillioane marginale* (fig. 60), cari vor mări rezistența la înaintare și cu cât anvergura

va fi mai mică, sau mai precis, cu cât

alungirea $\lambda = \frac{L^2}{S}$

va fi mai mică, cu atât cele două tur-

billioane vor jena mai mult, măbind rezistența aerului.

Rezumând deci, vedem că rezistența la înaintare a unei aripi de avion este compusă din două părți:

1. Una Cx_{∞} a unei aripi de anvergură infinit de mare și care se datorește *profilului*.

2. Alta Cx_i datorită celor două turbillioane marginale și prin urmare datorită atât limitării anvergurei, cât și formeii aripi, numită *rezistența indusă*.

Așa dar vom avea:

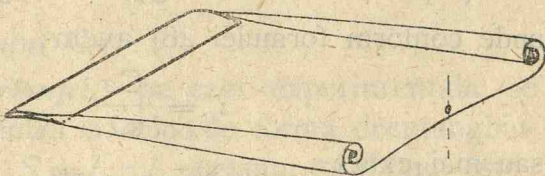
$$55) \quad Cx = Cx_{\infty} + Cx_i$$

1) Formula 31) spune că:

$$Cx = Cx_{\infty} + \frac{C_z^2}{\lambda \pi}$$

unde $\lambda = \frac{L^2}{S}$, ori pentru $\lambda = \infty$ deci $L = \infty$, avem:

$$Cx_{min.} = Cx_{\infty}$$



(Fig. 60.)

unde după formula 31) avem : $Cx_i = \frac{C_s^2}{\pi \lambda}$

sau mai exact :

$$56) \quad Cx_i = K \cdot \frac{C_s^2}{\pi \lambda}$$

unde K este un coeficient care depinde de forma în plan a aripei, așa cum vom vedea mai jos.

De asemenea și unghiul de atac poate—prin analogie ca mai sus—să fie compus din două părți;

1. Una i_∞ pe care l'ar avea o aripă de o anvergura infinită și,

2. Alta i_i numită *corecția indusă*, datorită limitării anvergurei și formeii aripei.

Și prin urmare : 57) $i = i_\infty + i_i$

unde conform formulei 48) avem :

$$i_i = \frac{Cz}{\pi \lambda}$$

sau mai exact :

$$58) \quad i_i = K' \cdot \frac{Cz}{\pi \lambda}$$

K' fiind deasemenea un coeficient care depinde de forma în plan a aripei și care de obicei este egal cu K .

Pentru determinarea coeficientului K (considerând și $K' = K$), este evocată să se cunoască *distribuția sustentăției* dealungul anvergurei unei aripi.

Ori s'au propus trei moduri de distribuții : *rectangulară* după dreapta RR , *eliptică* după curba EEE și *teoretică*—conform curbei lui Betz¹⁾— BBB (fig. 61).

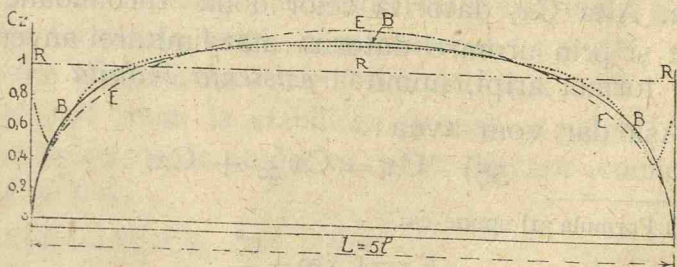


Fig. 61.

1) Betz admite, în stabilirea distribuției teoretice, următoarea formulă a circulației :

$$59) \quad \Gamma = \Gamma_0 \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{2x}{L}\right)^2} \cdot \left[1 + \frac{\lambda}{2\lambda + 3\pi} \left(\frac{2x}{L}\right)^2 \right]$$

Ori distribuția care dă o rezistență induită minimă, este cea eliptică și în acest caz iată — după Betz — câteva valori ale lui K în funcție de alungiri :

TABEL No. 7.

λ	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
K	1	1,011	1,022	1,032	1,041	1,052	1,060	1,071	1,082	1,092

Pentru profile de curburi relative, variind între 0 și 0,07 d-l Tous-saint dă următoarea formulă¹⁾:

60) $Cx_{\infty} = Cf \left(1 + 1,11 \frac{e}{l} \right) \left(1 + 0,05 Cz \right) + 0,152 \left(\frac{e}{l} \right)^2 + 0,037 \left(\frac{e}{l} \right)$
unde e este depărtarea maximă între extradros și intrados, iar f săgeta curbei medii a extradrosului și intradosului față de coardă. Raportul $\left(\frac{l}{e} \right)$ se mai numește și grosime relativă maximă, iar $\left(\frac{f}{l} \right)$ curbura relativă maximă.

Coeficientul Cz

În privința *portanței*, pe cale experimentală se constată ușor că, pentru o aripă de formă dreptunghiulară, de dimensiuni: $S = L \times l$, portanța totală nu este :

$$Fz = \frac{\rho}{2g} Cz_{\infty} \cdot S V^2$$

ci este ceva mai mică. Ori observând fenomenul scurgerilor suvițelor de aer, cu ajutorul spectrului aerodinamic, s'a găsit că, din cauza turbillioanelor marginale, o mică porțiune din extremitățile laterale ale aripei nu mai concură la sustentație și atunci se chiamă că avem niște *pierderi marginale*. În adevăr, în loc de Cz_{∞} vom avea un alt coeficient de portanță Cz , mai mic decât Cz_{∞} și o altă suprafață S' , mai mică decât S , așa în cât pierderile marginale se traduc în calcul și prin o

1) Formula stabilită aci nu ține seamă de cazul *deslipirilor duble* ale suvițelor de aer, cari s'ar produce, fie în cazul profilelor prea curbe, fie în cazul unghiurilor de atate prea mari. Necunoscându-se încă legea după care se fac deslipirile, urmează că polara stabilită în condițiunile de mai sus, este o polară optimă.

micșorare a coeficientului de portanță și prin o micșorare a suprafeței.

Atunci vom avea:

$$61) \quad \begin{cases} Cz = q' \cdot Cz_{\infty} \\ S' = q' \cdot S = (q' \cdot L) \cdot l \end{cases}$$

unde q este un coeficient care depinde și de alungire și de formă și variază în jurul lui 0,95; iar q' un coeficient care depinde mai mult de alungire și variază în jurul lui 0,98.

Teoreticește d. Toussaint și Carafoli au găsit că:

$$62) \quad \begin{cases} q = \frac{\pi}{4} \frac{1}{1 + 2\pi \frac{a}{L}}, \text{ pentru forme } \textit{rectangulare} \text{ și distribuție } \textit{eliptică}. \\ q = \frac{1}{1 + 2\pi \frac{a}{L}}, \text{ pentru forme } \textit{eliptice} \text{ și distribuție } \textit{eliptică} \end{cases}$$

a fiind raza cercului generator al profilului (median în cazul forme eliptică)¹⁾.

Dl. Toussaint mai dă însă formula:

$$63) \quad Cz_{\infty} = \frac{0,095 \cdot \lambda (i + \alpha)}{\lambda + 1,73}$$

unde α este unghiul făcut de coarda profilului cu bisectrița unghiului celor două tangente, la extrados și intrados, în marginea de fugă.

Coeficientul C_m

Atât teoreticește cât și pe cale experimentală, se demonstrează că valorile lui C_m , pentru o aripă de anvergură infinită și una finită, rămân aproape aceleași, C_m fiind deci o caracteristică a profilului.

În general valorile lui C_m , pentru aripi de anverguri finite, sunt puțin diferite de acele cu anvergură infinită, și aceasta se datorește mai mult divergenței dintre scurgerea teoretică, admisă în cazul aripei de anvergură infinită, și scurgerea reală a șuvițelor de aer, în cazul ari-

¹⁾ Căci teoreticește profilul este dedus printr'o transformare conformă dintr'un cerc.

pilor de anvergură finită. Astfel, formula analitică a lui C_m poate fi următoarea:

$$64) \quad C_m = C_{m_0} + 0,25 \cdot C_z$$

unde C_{m_0} este coeficientul de moment în cazul portanței nule, dedus de la tunelul aerodinamic ¹⁾.

De obicei însă valorile lui C_m sunt deduse experimental pentru fiecare caz în parte.

*
* * *

Servindu-ne de valorile coeficientelor C_x , C_z și C_m , stabilite precum am văzut mai sus, putem construi *polara aripei*, care în comparație cu *polara profilului*, se prezintă ca în figura 62.

unde se reprezintă cu linie plină polara aripei și cu linie întreruptă polara profilului.

Astfel se rezolvă și problema rezistenței aerului asupra unei aripi de avion.

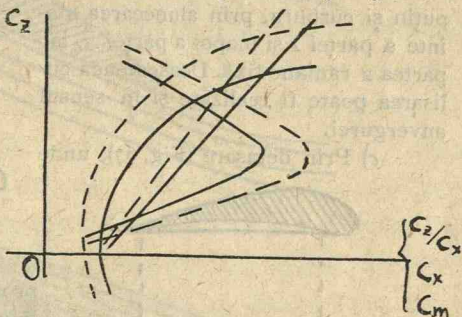


Fig. 62.

ARIPI MONOPLANE SPECIALE

În scopul de a obține *portanțe* cât mai mari și *rezistențe la înaintare* cât mai mici, s'au imaginat și experimentat diverse aripi speciale, cari au însă dezavantajul unei grele realizări în practică.

Astfel pentru a mări *portanța* se poate proceda în trei feluri :

1. Mărind coeficientul de portanță C_z ,

1) Am arătat la formula 53) că Dl. Toussaint dă $C_{m_0} = 1,9 \frac{f}{l}$, f fiind săgeata maximă a profilului, iar Dl. Margoulis dă $C_{m_0} = 1,3 \alpha$, α fiind unghiul definit deja mai sus.

2. Mărinind suprafața aripei S , și

3. Mărinind ambele deodată.

Vom da numai un scurt rezumat :

1. Aripă cu portanță variabilă

În două moduri se poate realiza :

a) Variind curbura (fig. 63).

b) Printr'un adaos (fig. 64) ce poartă numele de *aripioare*.

Realizarea lor practică constituie un detaliu ce privește tehnica construcției avioanelor, totuși țin să adaug că al doilea mod, deși este mai puțin eficace ca primul, este mai ușor realizabil.

2. Aripă cu suprafață variabilă

Trei moduri de realizare :

a) Profil dilatabil în anvergură și profun-

ziune (fig. 65), cari deși ideal, totuși este irealizabil în practică până în prezent. Figura reprezintă numai dilatarea în profil.

b) Profil culisant (Fig. 66), unde la drept vorbind se modifică

puțin și curbura, prin alunecarea înainte a părții 1 și înapoi a părții 3, iar partea 2 rămâne fixă. De asemenea culisarea poate fi realizată și în sensul anvergurei,

c) Prin detașare (Fig. 67), unde

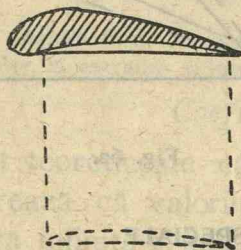


Fig. 67

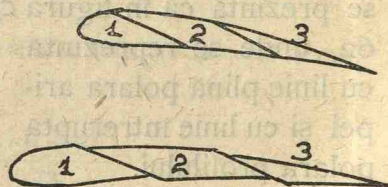


Fig. 66

profilul este compus din două aripi lipite, cari detașate apoi, dau naștere la două aripi.

Și aici curbura este modificată puțin, odată cu variația suprafeței.

3. Aripă cu portanță și suprafață variabilă

S'ar putea imagina diverse combinațiuni din cele de mai sus, totuși nu vom cita decât pe acele realizabile, și anume prin culisarea marginii



Fig. 68

de fugă, sprijinindu-se pe restul profilului, deci modificând deodată și suprafața și curbura (Fig. 68).

4. Aripi cu fante multiple

Sprijiniți pe proprietatea că, portanța va fi cât mai mare și rezistența la înaintare cât mai mică, când alungirile vor fi cât mai mari, s'au imaginat aripi compuse din o serie de aripioare, în felul jaluzelelor (Fig. 69), unde se vede profilul *înfașurător*, profil cu o fantă sau cu trei fante.

Deasemenea în Fig. 70 se vede comparația spectrele unui profil *înfașurător* și ale unui profil cu patru fante, pentru un unghi de atac $i=25^{\circ}$ (care depășește mult unghiul de portanță maximă) se vede zona de deslipire mare și deci posibilitatea formării de turbilioane în primul spectru și zona redusă în spectrul profilului cu fante. Se remarcă în special o pronunțată deflecțiune a șuvițelor de aer, ceea ce arată mărirea sustentatei.

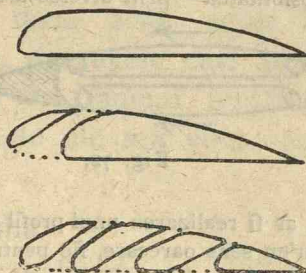


Fig. 69

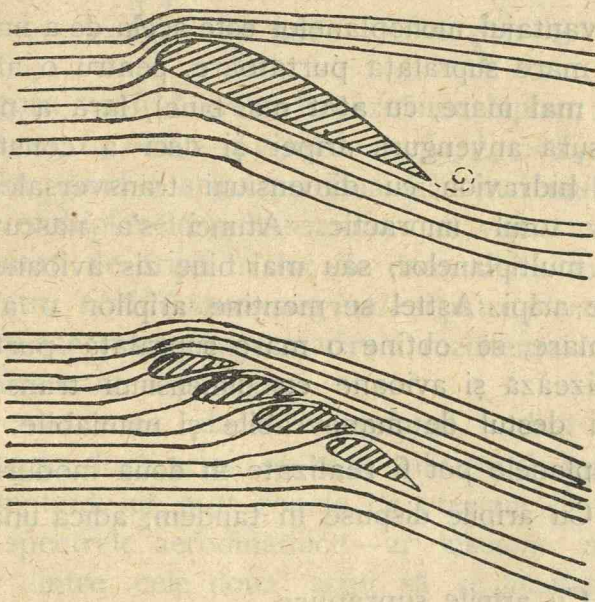


Fig. 70.

5. Aripi prevăzute cu cilindri rotativi.

S'au imaginat aripi a căror margine de atac este constituită dintr'un cilindru ce se învârtă (fig. 71) și care modifică circulația fluidului în jurul profilului și prin urmare dă posibilitatea mărirea portanței și micșorării rezistenței la înaintare. După formulele 44) avem :



Fig. 71.

$$C_z = \frac{\pi}{2} \cdot \frac{L}{S} \cdot \frac{\Gamma_0^2}{V},$$

$$C_x = C_{x\infty} + \frac{\pi}{4} \cdot \frac{\Gamma_0^2}{S \cdot V^2}$$

în care Γ_0 reprezintă circulația ce se naște în jurul profilului, ori găsindu-se posibilitatea — prin diverse artificii, așa cum ar fi cel de mai sus — s'ar



Fig. 72.

mări Γ_0 și deci s'ar mări C_z , dar s'ar mări și C_x , totuși avantajul măririi portanței, ar acoperi suficient dezavantajul cauzat de mărirea rezistenței la înaintare.

Unul din cele mai eficace mijloace de modificare, după voință, a lui Γ_0 , ar fi realizarea unui profil de aripi cu intradosul și extradosul mobil într'un sens oarecare, fie pentru a modifica pe Γ_0 , fie a înlătura frecările.

MULTIPLANE

Generalități

Desavantajul monopanelor este acela de a nu putea realiza o mare suprafață purtătoare, pentru o alungire dată (cât mai mare, cu atât mai bine), fără a nu mări peste măsură anvergura aripei și deci a construi un avion sau hidravion, cu dimensiuni transversale prea mari, cu totul impractic. Atunci s'a născut ideea realizării multiplanelor, sau mai bine zis avioanelor cu mai multe aripi. Astfel se menține aripilor o alungire cât mai mare, se obține o mare suprafață purtătoare și se realizează și avioane cu dimensiuni transversale mici, deci destul de manevrabile și maniabile.

Multiplanele pot fi realizate în două moduri:

1. — Cu aripile dispuse în tandem, adică una după cealaltă.

2. — Cu aripile suprapuse.

Prîmul mod de a dispune aripile a căzut odată cu studiul spectrelor aerodinamice, deoarece am văzut cum înapoia unei aripi șuvițele de aer sufer o deflecțiune și o turburare turbillionară, așa încât o altă aripă așezată după ea, ar ataca o atmosferă turbure, incapabila de a

da naștere unei circulații regulate și deci unei sustentații sigure. Rămâne deci numai al doilea mod de dispunere, acela al aripilor suprapuse.

S'au realizat biplane (cu două aripi egale sau inegale), triplane și quadriplane, dar acele cari au dat rezultate demne de studiat au fost numai biplanele, așa în cât, în cele ce urmează, de ele mă voiu ocupa în special.

Celula biplană

Presupunând că trebuie să realizăm un avion a cărei suprafață purtătoare să fie $S m^2$ și alungire λ , atunci în cazul unui monoplan, conform formulei:

$$\lambda = \frac{L^2}{S} \quad \text{de unde} \quad L = \sqrt{\lambda \cdot S}$$

anvergura va fi L metri. În cazul unui biplan, anvergura va fi însă $L_1 = L - L_2$, unde se ia $L_1 > L_2$.

Dar tăind o aripă în două (sau mai multe părți în cazul multiplanelor), înseamnă că vom avea patru extremități de aripă în loc de două ca la monoplan și deci patru *tunbillioane marginale* și patru *pierderi marginale*, ceea ce înseamnă o mărire a rezistenței la înaintare și o micșorare a portanței.

Deasemenea, dacă interplanul, adică intervalul dintre cele două aripi, nu este suficient de mare, atunci —reamintindu-ne, atât zonele de presiuni și depresiuni, cât și spectrele aerodinamice— ar însemna că șuvițele de aer dintre cele două aripi să se încalcece, jenând circulația ce s'ar naște în jurul celor două aripi în parte, sau chiar zona de suprapresiune a intradosului aripei superioare, să începe, să se reverse în zona de depresiune a extradadosului aripei inferioare, neutralizându-se astfel reciproc și ne mai procurând sustentația la care ne-am aștepta. Acest fenomen de influență

reciprocă nefavorabilă, se numește **interacțiune**, iar efectul ei, sporit de turbillioanele și pierderile marginale, se manifestă prin mărirea rezistenței la înaintare și micșorarea portanței, așa cum am văzut mai sus.

Pentru a micșora efectul interacțiunii, se mărește *interplanul*, se *decalează* aripile și se dau aripilor unghiuri de atac diferite sau egale — după caz — așa cum vom vedea mai jos.

Interplanul

Fiind distanța dintre planuri, se deduce pe cale experimentală, din studiul spectrelor și diagramelor de presiuni și depresiuni al fiecărei aripi în parte; apoi aripile sunt astfel dispuse în cât spectrele să nu se influențeze reciproc sau diagramele să nu se încalce.

Astfel dacă h este interplanul (fig. 73), atunci se admite :

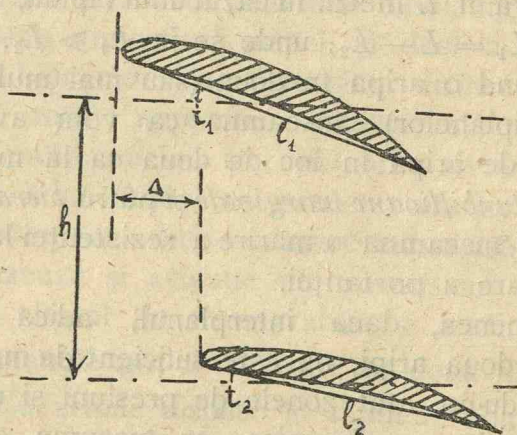


Fig. 73.

$$65) \quad h \geq \frac{l_1 + l_2}{2}$$

Decalajul.

Prin decalaj se înțelege depărtarea între verticalele marginelor de atac ale celor două aripi. Valoarea Δ a decalajului se poate condiționa astfel :

$$66) \quad 0 \leq \Delta < \frac{l_1 + l_2}{2}$$

Decalajul se zice „înainte“ când aripa superioară este înainte, contrar se zice „înapoi“.

Decalajul se face înainte sau înapoi, iar valoarea lui se ia mai mare sau mai mică, în limitele de mai sus, după cum ne indică spectrele aerodinamice și diagramele de presiuni ale celor două aripi.

Decalajul mai este însă funcție și de necesitatea de a da pilotului sau observatorului și chiar pasagerilor, o vizibilitate bună, în anumite direcții, creind unghiuri moarte cât mai mici, mai ales pentru avioanele de războiu.

Interînclinarea.

Interînclinarea aripilor este diferența între cele două unghiuri de atac:

$$di = i_1 - i_2$$

Valoarea interînclinării, care este de obicei pozitivă, adică $i_1 > i_2$, se deduce tot din dispunerea spectrelor sau diagramelor, așa în cât să nu fie influența reciprocă. (În mediu $di = 2_0$)¹⁾.

Polara celulei biplane.

Coefficientul C_x .

Rezistența la înaintare a unei celule formată din două aripi este:

$$67) \quad F_x = F_{x_1} + F_{x_2} + F_{x_{1,2}} + F_{x_{2,1}}$$

unde F_{x_1} și F_{x_2} reprezintă rezistențele la înaintare ale aripilor superioare și inferioare, $F_{x_{1,2}}$ și $F_{x_{2,1}}$ reprezintă rezistența la înaintare datorită *interacțiunii* aripii 1 asupra lui 2 și a aripii 2 asupra lui 1. Atunci:

$$\begin{cases} F_{x_1} = \frac{a}{2g} C_{x_1} \cdot S_1 \cdot V^2 \\ F_{x_2} = \frac{a}{2g} C_{x_2} \cdot S_2 \cdot V^2 \end{cases}$$

1. La stabilirea *interplanului*, *decalajului* și *interînclinării* se pot utiliza și diagramele curbelor de egală viteză, stabilite cu ajutorul sondelor aerodinamice.

Iar după Prandte¹⁾.

$$68) Fx_{1,2} + Fx_{2,1} = \frac{2\sigma}{\pi \cdot \frac{a}{2g} \cdot V^2} \cdot \frac{Fz_1}{L_1} \cdot \frac{Fz_2}{L_2}$$

unde σ este un coeficient de auto-inducție, dedus pe cale experimentală (tabloul No.8.), iar Fz_1 și Fz_2 portanțele celor două aripi de anverguri L_1 și L_2 . În tabloul valorilor lui σ se ia $L = \frac{L_1 + L_2}{2}$

TABEL No. 8
Pentru valorile lui σ

$\frac{h}{L} \backslash \frac{L_2}{L_1}$	0,4	0,6	0,8	I
0	0,40	0,60	0,80	1,00
0,1	0,33	0,48	0,60	0,65
0,2	0,29	0,39	0,46	0,48
0,3	0,27	0,33	0,37	0,39
0,4	0,24	0,28	0,31	0,32
0,5	0,23	0,26	0,27	0,27

Pentru un *biplan perfect* (aripi identice și identic dispuse, fără decalaj) avem:

$$69) Fx_{1,2} = Fx_{2,1}$$

Așa dar *coeficientul de rezistență la înaintare al celulei* va fi:

1) Demonstrația fiind lungă și laborioasă, recomand celor interesați să consulte: „*Sur la Theorie de surfaces portante*“ par M. Roy pag. 80.

$$70) \quad Cx = Cx_1 \cdot \frac{S_1}{S} + Cx_2 \cdot \frac{S_2}{S} + \frac{2\sigma Cz_1 \cdot Cz_2}{\pi S} \cdot \frac{S_1}{L_1} \cdot \frac{S_2}{L_2}$$

unde $S = S_1 + S_2$, reprezintă suprafața totală.

Coeficientul Cz .

Deasemenea și în acest caz avem:

$$71) \quad Fz = K_{2,1} \cdot Fz_1 + K_{1,2} \cdot Fz_2$$

unde Fz_1 și Fz_2 reprezintă portanțele celor două aripi luate izolat, iar $K_{2,1}$ și $K_{1,2}$ coeficientul de auto-inducție, a căror valoare, în cazul unei scurgeri fără deslipire, în regim permanent, sunt egale cu 1, dar experimental se deduce că:

$$K_{2,1} = 1 \text{ și } K_{1,2} = 0,85$$

Așa dar:

$$72) \quad Cz = Cz_1 \cdot \frac{S_1}{S} + 0,85 \cdot Cz_1 \cdot \frac{S_1}{S}$$

Unghiul de atac ce se ia pentru polara celulei, este dedus din relația:

$$73) \quad i = i_1 \cdot \frac{S_1}{S} + i_2 \cdot \frac{S_2}{S}$$

valabilă pentru aripi de acelaș profil și aceeaș alungire¹⁾.

1) Teoreticește avem:

$$\left. \begin{aligned} i_1 &= i_{\infty 1} + \frac{Cz_1}{\pi \lambda_1} \\ i_2 &= i_{\infty 2} + \frac{Cz_2}{\pi \lambda_2} \\ i &= i_{\infty} + \frac{Cz}{\pi \lambda} \end{aligned} \right\} \text{apoi } Cz = Cz_1 \cdot \frac{S_1}{S} + Cz_2 \cdot \frac{S_2}{S}$$

Prin urmare deducem:

$$i \cdot \lambda \cdot Cz \cdot S = i_1 \cdot \lambda_1 \cdot Cz_1 \cdot S_1 + i_2 \cdot \lambda_2 \cdot Cz_2 \cdot S_2 + (i_{\infty} \cdot \lambda \cdot Cz \cdot S - i_{\infty 1} \cdot \lambda_1 \cdot Cz_1 \cdot S_1 - i_{\infty 2} \cdot \lambda_2 \cdot Cz_2 \cdot S_2)$$

Ori în cazul când avem acelaș profil și aceeași alungire, atunci:

$$\lambda = \lambda_1 = \lambda_2$$

$$i_{\infty} = i_{\infty 1} = i_{\infty 2}$$

și cum $S = S_1 + S_2$ obținem formula 73).

Coeficientul C_m .

Coeficientul de moment al unei celule biplane se deduce, de obicei, pe cale experimentală, dar se poate calcula și din formula:

$$74) \quad C_m = C \cdot \frac{l_1 \frac{C_{m_1}}{C_1} + l_2 \cdot \frac{C_{m_2}}{C_2}}{l_1 + l_2}$$

unde:

$$C = \sqrt{C_x^2 + C_z^2}, \quad C_1 = \sqrt{C_{x1}^2 + C_{z1}^2}, \quad C_2 = \sqrt{C_{x2}^2 + C_{z2}^2}$$

iar C_{m_1} și C_{m_2} sunt coeficienții de moment ai aripelor, luate izolat.

Dacă însă unim punctele O_1 și O_2 , unde rezistențele aerului F_1 și F_2 taie cele două coarde ale biplanului (în planul de simetrie), atunci punctul O , unde rezultanta F taie dreapta $O_1 O_2$, se găsește la distanța a_1 de punctul O_1 , dată de formula:

$$75) \quad a_1 = O_1 O = \frac{C_2 \cdot S_2}{C \cdot S} \sqrt{h^2 + \Delta^2}$$

unde h este interplanul și Δ decalajul ¹⁾.

¹⁾ Demonstrația formulelor 74 și 75) este următoarea:

Urmărind figura 74, facem deocamdată ipoteza că cele două rezistențe F_1 și F_2 , luate separat, ar fi paralele (de altfel unghiul lor este $d\beta = \beta_1 - \beta_2$, care este destul de mic), apoi cum avem:

$$\frac{x}{l} = \frac{C_m}{\sqrt{C_x^2 + C_z^2}}$$

unde deasemenea presupunem cu aproximație că:

$$\text{și} \quad \begin{cases} x = \frac{x_1 + x_2}{2} \\ l = \frac{l_1 + l_2}{2} \end{cases}$$

Făcând substituția:

$$C = \sqrt{C_x^2 + C_z^2}$$

și ținând seamă că:

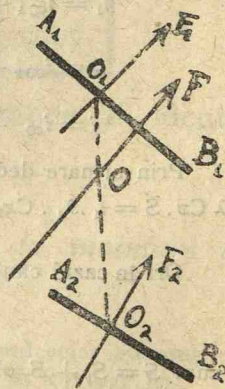


Fig. 74.

6. AVIOANE SAU HIDRAVIOANE COMPLEXTE

Generalități

După cele ce am spus mai sus și în special după problema generală a rezistenței aerului (varianta a doua), *avionul sau hidravionul este, prin excelență, corpul capabil de un maximum de portanță și de un minimum de rezistență la înaintare.*

Să vedem atunci din ce este alcătuit un asemenea corp.

Din punct de vedere aerodinamic, un avion sau hidravion se compune din două categorii de organe:

1. *Organe active* $\left\{ \begin{array}{l} \text{— de sustentatie,} \\ \text{— de stabilitate și manevră,} \\ \text{— de propulsie.} \end{array} \right.$

$$x_1 = l_1 \cdot \frac{C_{m_1}}{C_1} \text{ și } x_2 = l_2 \cdot \frac{C_{m_2}}{C_2}$$

avem:

$$76) \quad \frac{C_m}{C} = \frac{l_1 \cdot \frac{C_{m_1}}{C_1} + l_2 \cdot \frac{C_{m_2}}{C_2}}{l_1 + l_2}$$

Făcând apoi aproximația suficientă că:

$$C = C_z, C_1 = C_{z_1} \text{ și } C_2 = C_{z_2}$$

atunci dăm de o formulă mai simplă.

Deasemenea distanța O_1O se deduce din considerentul că F_1 este paralel cu F_2 , și atunci avem:

$$F_1 \times \overline{O_1O} = F_2 \times \overline{O_2O}$$

$$\text{Luund } \overline{O_1O} = a_1 \text{ și } \overline{O_1O_2} = \sqrt{h^2 + \Delta^2}$$

adică $\overline{O_1O_2}$ egal eproximativ cu $\overline{A_1A_2}$, atunci avem:

$$77) \quad a_1 = \frac{C_2 \cdot S_2}{C \cdot S} \cdot \sqrt{h^2 + \Delta^2}$$

Făcându-se și aici substituția $C = C_z$, dăm peste o formulă mai simplă.

2. *Organe pasive* {
- de legătură și amenajamente,
 - de susținere pe teren sau apă,
 - de armătură,
 - diverse.

Le vom studia mai întâi pe fiecare în parte, apoi le vom studia în ansamblul lor.

ORGANE ACTIVE

De sustentație.

Singurele organe active de sustentație sunt celulele monoplane sau multiplane, așa cum am văzut mai sus.

Rare ori fuzelajul este purtător și atunci are forme speciale¹⁾

De stabilitate și manevră.

Organele active de stabilitate și manevră sunt compuse din *ampenaje de profunziune și direcție*, asigurând stabilitatea și manevra longitudinală și în direcție, după cum vom vedea la studiu „*stabilității*“, și din *aripioare*, asigurând stabilitatea laterală.

Profundorul

Unul sau mai multe (două) pentru un avion sau hidravion, estă ampenajul orizontal, destinat să producă reacțiuni verticale pozitive (în sus) sau negativ (în jos). În consecință *profilul* cel mai nimerit este „biconvex simetric“. În cea ce privește *forma* lui în plan, se raționează la fel ca pentru aripă.

În general însă el se compune din două părți, una fixă denumită „planul fix“ sau *stabilizator* și alta

1) Cum este la avioanele de genul „De Monge“ și „Dyle Bacalan“.

mobila denumita „planul mobil“ sau *profundor propriu* *zis* (fig. 75).

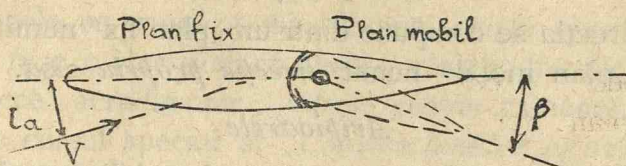


Fig. 75

Față de direcția curentului de aer, profundorul poate să aibă un unghi de atac i_a , pozitiv sau negativ după caz, iar planul fix poate face un unghi β denumit „de brațaj“, în scopul de a produce acea reacțiune verticală, pozitivă sau negativă, de care am pomenit mai sus.

Coeficientul unitar de rezistență la înaintare al profundorului variază după o lege de forme:

$$78) \quad C_{x\beta} = C_{x_0} + a \cdot \beta$$

unde C_{x_0} este coeficientul unitar, în cazul când $\beta=0$, iar a un coeficient dedus experimental și care variază în jurul lui 0,0003.

Coeficientul unitar de portanță:

$$79) \quad C_{z\beta} = C_{z_0} \left[1 + b \frac{\beta}{i_a} \right]$$

unde deasemenea b este un coeficient ce se deduce experimental și variază în jurul lui 0,7.

În sfârșit, coeficientul unitar de moment:

$$80) \quad C_{m\beta} = 0,25 C_z + c \cdot \beta$$

unde c este un coeficient dedus experimental și variază în jurul lui 0,008.

Direcția

Sau ampenajele verticale, menite să producă reacțiuni la dreapta sau la stânga, în planul orizontal; are în general aceleași caracteristici și particularități ca și

profundorul, cu singura deosebire că în poziția normală avem :

$$\alpha = 0 \text{ și } \beta = 0$$

Direcția se compune dintr'un „plan fix“ numit *derivă* și un „plan mobil“ numit *direcție propriu zisă*.

Aripioarele

Menite să asigure manevra și stabilitatea literală, fac parte din corpul aripei (fig. 76) și în poziția normală iau parte, în ansamblul aripei, la rolul ei. Când însă o reacțiune laterală este necesară, atunci prin înclinarea lor se modifică curbura semi-ariilor, schimbând late-

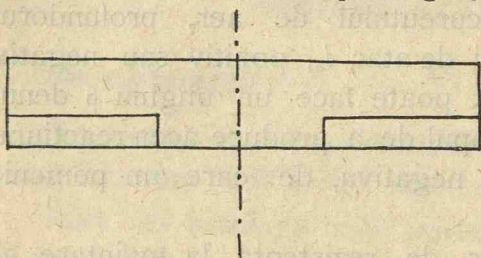


Fig. 76

ral punctul de aplicație al rezistenței aerului.

Organe active de propulsie

Vor face obiectul unui capitol separat al „propulsiunii“ ce se va studia mai jos.

ORGANE PASIVE

Aceste organe nu sunt capabile—după cum am mai spus—decât de rezistențe la înaintare, portanța lor fiind nulă, însă în nici un caz nu trebuie să fie negativă.

Luete izolat, ele prezintă următoarele rezistențe la înaintare :

Rezistența opusă de fuselaj

Rezistența la înaintare opusă de fuselaj este datorită :

- secțiunii maxime S_f a fuselajului,
- formei lui (cerc, patrat, dreptunghi, etc...),
- alungirii lui și carenării,

par-brizului și sprijinitoarei de cap pentru pilot,
— radiatoarelor de apă și ulei.

În cele ce urmează voi da numai niște cifre medii, spre a face o idee sumară despre variația lor din punct de vedere aerodinamic; cifrele exacte rămânând a fi date de cursul special al „*Construcțiunilor de avioane*”.

Astfel dacă C_f reprezintă coeficientul unitar de rezistență la înaintare, valorile lui pentru diferite forme de fuselaj, prevăzute sau nu cu par-brize ($p. b.$) și cu sprijinitoare de cap ($s. c.$), sunt în mediu date pentru o alungire egală cu 6 în tabelul No. 9 (valorile numerice deduse după „*L'Aviation actuelle*” a d-lui Toussaint).

TABEL No. 9
Pentru valorile lui C_f (alungire = 6)

Secțiune	Simplu (carenat)	cu $p. b.$ și $s. c.$		fără $p. b.$ cu $s. c.$ motor carenat	cu $p. b.$ fără $s. c.$ motor carenat
		motor carenat	motor necarenat		
Cerc	0,045	0,162	0,191	0,191	0,110
Patrat așezat drept	0,050	0,168	0,198	0,197	0,115
Patrat așezat diagonal	0,051	0,169	0,198	0,197	0,115
Dreptun- ghi	0,056	0,173	0,202	0,202	0,121

Pentru radiatoare se admite în mediu:

$$Cr = 0,7$$

O formulă empirică, dedusă după D-l Toussaint, care ne dă rezistența la înaintare a fuselajului cu radiator $C_{f,r}$ (coeficient unitar), este:

— Când radiatorul este așezat în capul fuselajului:

$$81) \quad C_{f,r} = \frac{C_f + 0,56 \cdot C_f \cdot \left(\frac{S_r}{S_f} \right) + 0,44 \cdot Cr \cdot \left(\frac{S_r}{S_f} \right)}{1 + \frac{S_r}{S_f} + 0,6 \left(\frac{S_r}{S_f} \right)^3}$$

unde S_r este secțiunea dreaptă opusă de radiator.

— În cazul când radiatorul este în afara fuzelajului, atunci :

$$82) \quad C_{f,r} = C_f + 0,66 \cdot \left\{ \frac{S_r}{S_f} \right\} \cdot C_r$$

Coeficientul de rezistență totală va fi :

$$83) \quad R_{f,r} = C_{f,r} \times S_f$$

Rezistența opusă de trenul de aterisaj

Trenul de aterisaj se compune din „V“-uri profilate, osie (profilată), diagonale și roți. Pentru părțile profilate se ia coeficienții unitari de rezistență la înaintare, așa cum am văzut la „rezistența aerului asupra câtorva forme particulare“, se înmulțește cu lungimea și lărgimea părților profilate și atunci obținem coeficientul de rezistență totală.

Pentru roți se ia, în cazul când ele sunt înpânzite, în mediu :

$$C_R = 0,4$$

Astfel vom obține pentru întreg trenul, un coeficient de rezistență totală :

$$84) \quad R_t = C_t \cdot S_t + C_R \cdot S_R$$

unde C_t este coeficientul unitar al părților profilate din tren (inclusiv axa), iar S_R secțiunea dreaptă; C_R și S_R fiind aceaiaș lucru pentru roți.

Rezistența opusă de cocă sau plutitoare.

De obicei coeficientul R_c de rezistență totală se deduce pe cale experimentală, ținând seama că :

$$85) \quad R_c = C_c \cdot S_c$$

unde C_c este coeficientul unitar și S_c secțiunea maximă dreaptă.

În mediu valorile lui C_c pentru cocă sau plutitor variază în jurul lui 0,05.

Rezistența opusă de armătură

Armătura este compusă în general din montanți, cabluri și hobane.

Pentru montanți se admite în mediu $C_m = 0,08$, pentru cabluri se ia în mediu $C_{cb} = 0,7$, iar pentru hobane $Ch = 0,4$.

Dacă Sm va fi secțiunea dreaptă a montanților și Scb și Sh a cablurilor și hobanelor, atunci coeficientul de rezistență totală al armăturii și hobanajului va fi:

$$86) \quad R_a = C_m \cdot Sm + C_{cb} \cdot Scb + Ch \cdot Sh$$

Rezistența opusă de ampenaje

(Considerate fixe și fără unghiuri de atac)

De obicei, ampenajele sunt constituite, după cum am văzut, din suprafețe de profile biconvexe simetrice.

Iar dacă grosimea relativă $\frac{e}{l}$ variază, atunci variază și rezistența. După Dl. Toussaint avem următoarele valori pentru Cam .

TABEL No. 10

$\frac{e}{l} \%$	3,33	5,5	8,5	12,5	19,7
Cam	0,672	0,186	0,127	0,096	0,078

Așa dar profilele biconvexe simetrice sunt avantajoase când grosimea relativă crește.

Pentru un ampenaj total, de suprafața S_p pentru profundor și S_d pentru direcție, coeficientul total de rezistență la înaintare este:

$$87) \quad R_{am} = C_{amp} \cdot S_p + C_{amd}$$

Rezistențe diverse

Diversele sunt datorite :

— turelelor și mitralherelor,

- generatoarelor electrice,
- fare de aterisaj sau amerisaj,
- antenă, etc. etc.

Rezistența la înaintare opusă este evaluată prin comparație cu cele cunoscute, sau deduse direct pe cale experimentală.

În sfârșit, am putea adăuga, anticipând cele ce vom studia mai târziu, că elicea nu produce rezistența la înaintare decât atunci când nu merge motorul și acest frânăj se evaluează după formula :

$$88) R_e = \frac{a}{g} K \cdot D^2 \cdot V^2$$

unde D este diametrul elicei, iar

$$K = 0,030 \text{ pentru } V = 200 \text{ km/oră}$$

$$K = 0,020 \text{ „ } V = 300-350 \text{ „}$$

$$K = 0,017 \text{ „ } V = 400-500 \text{ „}$$

Apoi motorul nu opune rezistență la înaintare decât prin radiatoarele lui, sau în cazul multimotoarelor, când este carenat special și atunci rezistența lui este minimă.

Interacțiunea organelor

Celulă — fuzelaj.

În cazul unei celule monoplană, așezată deasupra fuzelajului (parasol), când între aripă și fuzelaj este o distanță mai mare sau egală cu profunziunea aripei, s'a dedus pe cale experimentală că valoarea *interacțiunii* este aproape nulă.

În cazul unei aripi așezate sub fuzelaj (lipită de fuzelaj) atunci s'a dedus că efectul interacțiunii se manifestă, modificând polara ansamblului, în bine ori în rău, după forma fuzelajului și valoarea unghiului de atac.

Astfel polarele unor ansamble: 1 și 2 din fig. 77 sunt diferite, precum se vede în fig. 78 (după D-nul Tounssint), prezentând și avantaje și dezavantaje, după regimul de zbor.

S'ar părea deci că, în cazul aripilor așezate sub-fuzelaj, cazul fuzelajului cu pereți plani (No. 1) este mai avantajos.

Celulă-armătură

Pentru celulele mono-plane, între aripă și mați, —dacă sunt—se naște o ușoară interacțiune, măbind rezistența la înaintare.

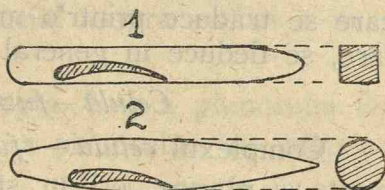


Fig. 77

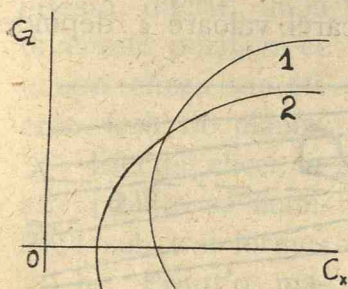


Fig. 78

Pentru celulele biplane însă, interacțiunea ce se naște între celulă și mați este mai mare. D-l Toussaint traduce această interacțiune printr'o mărire fictivă a lungimei maților, care s'ar putea deduce după formula empirică:

$$89) \quad \Delta h = 0,475 \cdot Cz \cdot h$$

unde Δh este mărirea fictivă în raport de interplanul h . Așa dar rezistența la înaintare se socotește atunci pentru lungimea:

$$n \cdot (h + \Delta h)$$

unde n este numărul maților perpendiculari la celulă.

În cazul maților oblici, interacțiunea poate deveni dublă celei de mai sus.

Celulă—fuzelaj—tren de aterisaj sau plutitor de amerisaj

Între celulă (aripa de jos la biplane), fuselaj și

„V“-urile trenului, interacțiunea se judecă ca și în cazurile de mai sus.

Între roțile trenului, sau plutitoare hidravionului și celulă, se naște o interacțiune slabă din cauza depărțării lor, totuși suficient de mare uneori. Valoarea ei, care se traduce printr'o mărire a rezistenței la înaintare, se deduce în general pe cale experimentală.

Celulă — fuzelaj — ampenaj

Complexul *celulă — fuzelaj — ampenaj* se mai numește și **planor**, ori în studiul experimental al lui se observă două fenomene:

1. Unul este datorit *dărei* (zona turbilionară) lăsată de celulă, care crește cu unghiul de atac.

2. Altul datorit unei *deflecțiuni* a șuvițelor de aer, produsă de celulă (fig. 79), a cărei valoare ε depinde

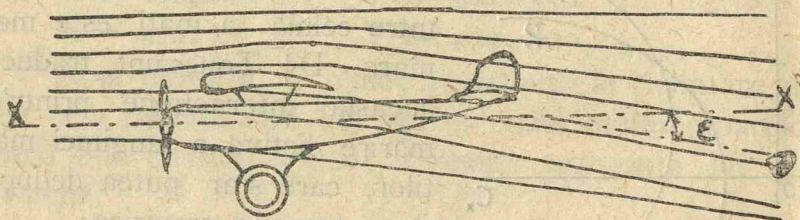


Fig. 79.

de forma și dimensiunile planorului (în special ale celei), dar care nu întrece niciodată 10° .

Teoreticește valoarea lui ε ar fi (după Prandtl):

$$90) \quad \varepsilon = \frac{C_z}{\pi \lambda}$$

dar în realitate ε depinde și de distanța la care se măsoară, față de marginea de atac, și de depărtarea până la axul de mișcare¹⁾.

D-l Toussaint dă formula:

$$91) \quad \varepsilon = \frac{C_z}{\lambda} \left(43 - 3,35 \frac{d}{l} - 6,43 \frac{y}{l} \right)$$

unde d este depărtarea la marginea de fugă și y la axul de mișcare.

Valoarea exactă a deflecțiunii se deduce din spectrul aerodinamic al machetei, introdusă la tunelul aerodinamic.

Construind experimental și comparând polarele unui planor cu ampenaj și fără ampenaj (fig. 80), se observă influența ampenajului, în special asupra curbei momentelor.

Curba în linie întreruptă, este a planorului fără ampenaj și curba continuă a planorului cu ampenaj.

Planor—elice

Interacțiunea între planor și elice se manifestă diferit, după diversele pozițiuni ce ocupă elicea sau elicele față de planor.

Efectul elicei, luată izolat, se manifestă sub trei forme:

1. Printr'o mărire a vitezei șuvițelor de aer, cari au traversat cercul măturat de elice. Astfel, dacă V este viteza de translație a planorului și V_e viteza șuvițelor de aer, cari au traversat cercul măturat de elice, atunci se demonstrează ușor (după cum vom vedea mai jos) că :

$$92) \quad \left(\frac{V_e}{V} \right)^2 = 1 + 20,4 \cdot \frac{T}{V^2 D^2}$$

T fiind tracțiunea și D diametrul elicei.

Aceasta ar antrena deci o mărire a portanței și rezistenței la înaintare, care realmente se produce, F_x mărindu-se în mediu cu 12%, iar F_z cu 6%.

Printr'o deflecțiune a șuvițelor de aer, a căre

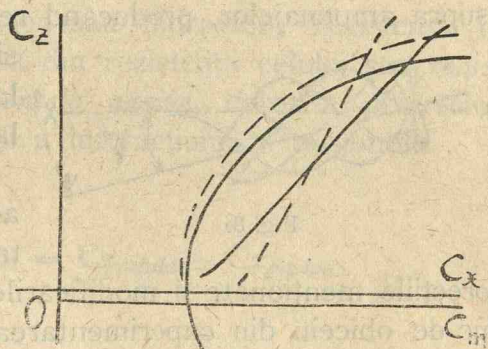


Fig. 80

valoare este:

$$93) \quad \gamma = \left\{ 1 - \frac{V}{V_e} \right\} (\mathcal{T} + i)$$

$\mathcal{T}$ fiind înclinarea axului de tracțiune față de axul de mișcare.

În consecința bracăjul profundorului va trebui să fie $(\beta + \gamma)$.

3. În stârșit, printr'o torsionare elicoidală a șuvițelor de aer deflecționate (fig. 81).

Influența acestei torsioni a șuvițelor de aer, în dreptul cercului măturat de elice, se manifestă în special asupra ampenajelor, producând reacțiuni în sensul torsionării și deci torsionând la rândul lor însăși fuselajul (se nasc vibrațiuni).

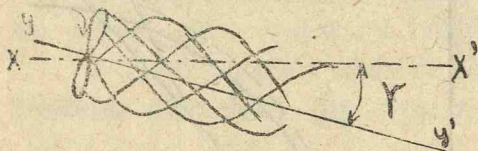


Fig. 81

Efectele tuturor acestor cauze se neutralizează făcându-se

corecțiile menționate și modificările necesare, ce se deduc de obicei din experimentarea machetelor ¹⁾.

Efectele elicei asupra planorului le-am văzut deci cari sunt, totuși pe cale experimentală s'a constatat că o elice tractivă, așezată la partea anterioară a fuselajului, are un efect mai bun (interacțiunii mici), față de o elice propulsivă, așezată înapoia celulei (în special la hidravioane) și față de mai mult elici așezate de-a lungul anvergurei.

Deasemenea două elici așezate în tandem (hidravion în special și în general multi-motoarele), au o interacțiune destul de mare,

¹⁾ Teoreticește, înclinarea (după tangentă) a torsionării șuvițelor de aer, față de planul cercului elicei, este:

$$\operatorname{tg} \beta' = \frac{C_x}{C_z}$$

unde C_x și C_z fiind coeficienții unitari ai elicei.

POLARA UNUI AVION SAU HIDRAVION COMPLECT

Polara teoretică

Polara teoretică ar putea fi numită mai bine polara semi-teoretică, căci are mulți factori determinați pe cale experimentală.

Construcția ei constă din evaluarea coeficienților C_x , C_z și C_m .

Coeficientul C_x

În cazul unui avion sau hidravion, rezistența la înaintare este compusă din rezistența celulei sau *rezistența activă* și *rezistențele pasive*, datorită diverselor organe, luate izolat și a interacțiunii în ansamblu.

Astfel avem:

$$94) \quad C_{x_{avion}} = C_{x_{celulă}} + C_{x_{pasive}}$$

unde pentru avioane:

$$95) \quad C_{x_{pasive}} = \frac{R_{f,r} + R_t + R_a + R_{am} + R_{da} + R_i}{S}$$

iar pentru hidravioane:

$$96) \quad C_{x_{pasive}} = \frac{R_{f,r} + R_c + R_a + R_{am} + R_{da} + R_i}{S}$$

însemnând cu R_i rezistențele la înaintare datorite *interacțiunii*.

După silueta ce o are planorul, $C_{x_{pasive}}$ este mai mare sau mai mic, împărțind astfel siluetele tuturor planoarelor în trei grupe:

- 1) *Siluate grele* (fig. 82), unde în mediu:

$$Cx_{pasive} = 0,040$$

- 2) *Siluate medii* (fig. 83), unde în mediu:

$$Cx_{pasive} = 0,025$$

3. *Siluate ușoare* (fig. 84) unde în mediu:

$$Cx_{pasive} = 0,010$$

Coeficientul C_z

Atât teoreticerte cât și experimental, se demonstrează că avem:

$$97) \quad Cz_{avion} = Cz_{celulă}$$



Fig. 82

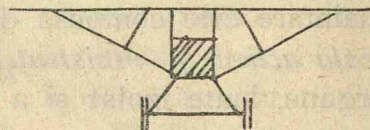


Fig. 83

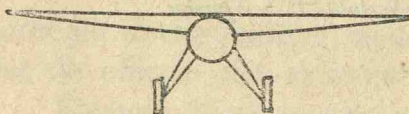


Fig. 84

în special pentru siluatele ușoare.

Când însă fuzelajul sau profundorul este purtător, atunci $Cz_{avion} > Cz_{celulă}$.

Coeficientul C_m

Variația lui C_m cu C_x este aproape inexistentă, ¹⁾ de aceea se ia:

$$98) \quad Cm_{avion} = Cm_{celulă}.$$

Polara experimentală

Am văzut mai sus modul cum se poate obține polara teoretico — experimentală a unui avion.

¹⁾ Se știe că $C_m = Cm_0 + 0,25 Cz$
deci C_m nu este funcție de C_x deoarece $Cm_0 = const.$

Pe cale experimentală numai, se poate deasemenea obține polara unui avion, prin încercări asupra unui model redus.

Astfel, dacă s'ar construi un model al avionului ce ne propunem a realiza, în mediu redus la $\frac{1}{10}$, prevăzut cu toate organele existente pe avionul real, din lemn, și s'ar lustrui perfect, atunci introdus

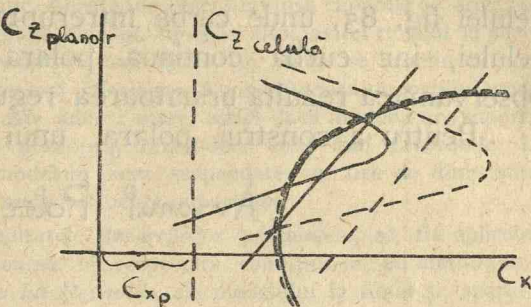


Fig. 85.

Polara completă av. Potez 25

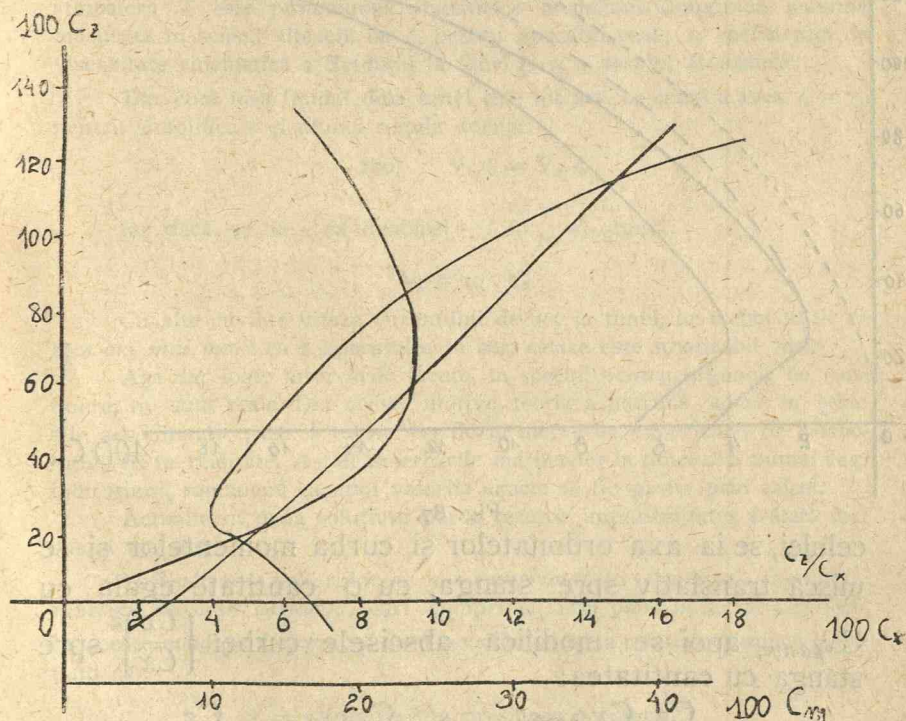


Fig. 86.

la tunelul aerodinamic, ne-ar da valorile C_x , C_z și C_m .

Polara planorului și polara celulei

Construind polara unui planor în comparație cu a celulei fig. 85, unde curba întreruptă reprezintă polara celulei, iar curba continuă polara planorului, atunci observăm că rezultă următoarea regulă:

Pentru a construi polara unui planor din polara

Avionul Potez 25

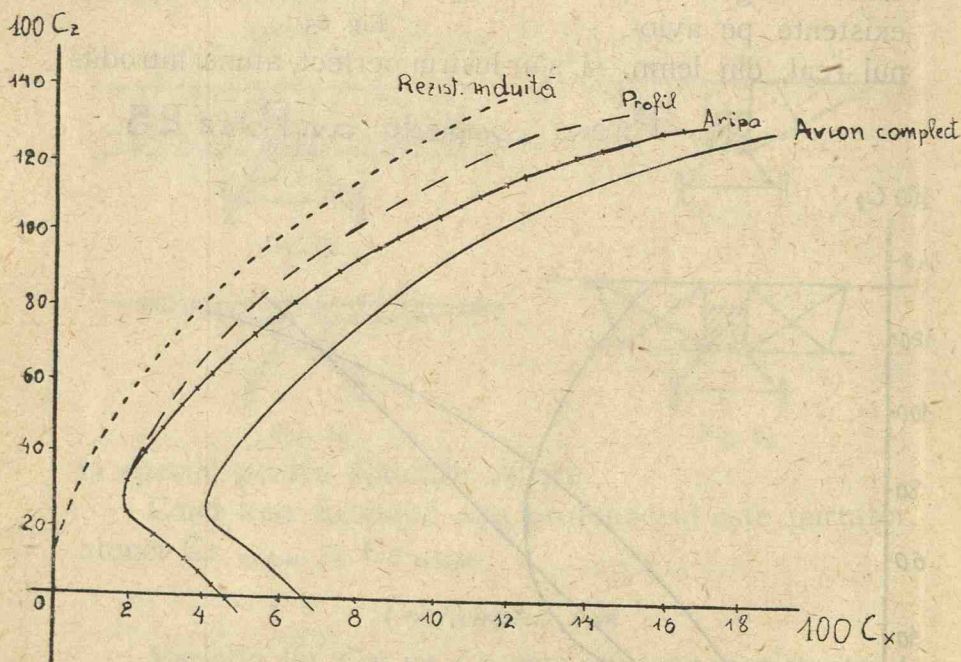


Fig. 87.

celulei, se ia axa ordonatelor și curba momentelor și se mișcă translativ spre stânga, cu o cantitate egală cu Cx_{pasive} , apoi se modifică abscisele curbei $\left(\frac{Cz}{Cx}\right)^2$ spre stânga cu cantitatea:

$$98) \frac{Cz \cdot Cx_{pasive}}{Cx_{celulă} \cdot Cx_{planor}} = \frac{Cz}{Cx_{celulă}} - \frac{Cz}{Cx_{planor}}$$

Fig. 86 și 87 reprezintă polara unui avion biplan Potez 25, care are o siluetă medie.

LEGEA DE SIMILITUDINE

Am pomenit mereu, mai sus, de încercări asupra modelelor reduse la scară, în tunelul aerodinamic. Aceste încercări sunt însă capabile de erori sau de rezultate, cari nu seamănă dela un tunel la altul, astfel tunelul cu pereți închiși (Saint-Cyr) dă rezultate mai bune, în timp ce tunelul cu vâna liberă (Eiffel), dă rezultate mai inferioare. Apoi influența suportului modelului asupra rezultatelor este uneori mare, astfel dacă modelul are suportul dedesupt (Saint-Cyr) sau deasupra, rezultatele sunt mai favorabile. La tunelul din Göttingen, modelele sunt suspendate cu fire de dimensiuni foarte mici, spre a se elimina influența suportului.

Ori pentru ca rezultatele încercărilor pe modele, să fie aplicabile aparatelor reale, trebuie ca să fie respectată condițiunea de similitudine, adică cele două numere a lui Reynolds, ale modelului la tunel și aparatului în atmosferă, să fie egale, sau să avem egalitatea:

$$99) \quad \frac{V_1 l_1}{\nu_1} = \frac{V_2 l_2}{\nu_2}$$

unde V_1 este viteza curentului de aer la tunel iar V_2 viteza aparatului în atmosferă; l_1 este profuziunea maximă a modelului (lungimea maximă măsurată în sensul vitezei), iar l_2 pentru aparatul real; ν_1 coeficientul de viscozitate cinematică a fluidului la tunel și ν_2 a aerului atmosferic.

Dar cum însă fluidul dela tunel este tot aer, se caută a avea $\nu_1 = \nu_2$, pentru simplificare și atunci regula devine:

$$100) \quad V_1 \cdot l_1 = V_2 \cdot l_2$$

Iar dacă se ia — ca de obicei — $l_1 = \frac{1}{10} l_2$ atunci:

$$V_1 = 10 \cdot V_2$$

Cu alte cuvinte viteza curentului de aer la tunel, ar trebui să fie de zece ori mai mare ca a aparatului în aer, ceea ce este irealizabil încă.

Așa dar toate încercările făcute, în special pentru organele de susținere, nu sunt reale. Din aceste motive teoria a pătruns adânc în științele aerodinamice, dar o teorie verificată mereu de experiențe, fie la laborator, fie în realitate. Astfel încercările machetelor la tunel dau numai vagi indicațiuni, rămânând ca apoi valorile exacte să fie găsite prin calcul.

Actualment două soluțiuni par a rezolva imposibilitatea arătată mai sus și anume:

1) Realizarea suflerilor cu aer comprimat (în America), numite și tunel cu densitate variabilă, cari comprimă aerul până la 20 de atmosfere. În aceste condițiuni $\nu_1 \neq \nu_2$, și dacă revenim iarăși la relația 99), atunci admitând că:

$$\begin{aligned} \nu_1 &= 1,318 \cdot 10^{-5} \text{ la presiunea ordinară} \\ \text{și } \nu_2 &= 6,65 \cdot 10^{-7} \text{ la presiunea de 20 atmosfere} \end{aligned}$$

căci viscozitatea cinematică a unui fluid descrește repede cu presiunea,

atunci pentru $l_1 = \frac{1}{10} l_2$, vom avea :

$$\frac{V_1 \cdot \frac{1}{10} l_2}{6,65 \cdot 10^{-7}} = \frac{V_2 \cdot l_2}{1,318 \cdot 10^{-5}}$$

de unde :

$$V_1 = \frac{1}{2} V_2$$

adică, dacă viteza în realitate ar fi 70 m/sec. , atunci la tunel ar trebui să fie 35 m/sec. ceiace se obține cu ușurință.

2) Realizarea unui formidabil tunel, în care să se introducă modelele în mărime naturală, ceiace este vorba să se facă în America.

În Franța s'a construit o suflerie mare de 1000 cai-putere, având o cameră de expieriențe de 3 m. diametru și putând realiza un curent de 80 m/sec (300 km. oră.). S'ar putea experimenta modele de avion de $1,50 \text{ m.}$ anvergură (la scara $\frac{1}{8} - \frac{1}{10}$), fuselaje la scara $\frac{1}{2} - \frac{1}{3}$ și elici la scara $\frac{1}{3}$.

Câteva date asupra planoarelor actuale

Dacă în afară de notațiunile obișnuite : S, L, l , mai presupunem că :

P_p este greutate planorului,

λ , lungimea fuzelajului,

L' , anvergura unei aripioare,

p , profuziunea aripioarelor,

Σ , suprafața totală a profundorului ; s , suprafața părții mobile,

Σ' , suprafața totală a direcției și s' , suprafața părții mobile,

d , distanța ampenajelor la centrul de greutate al avionului și

Δ , depărtare între roatele trenului,

atunci s'a observat că în mediu avem relațiunile :

$$(101) \quad \begin{cases} \frac{P_p}{S} \leq 20; & \frac{S \cdot l}{\Sigma \cdot d} = 2 - 6 \\ \frac{L}{\lambda} = 1,5 - 1,7; & \frac{\Sigma'}{\Sigma} = 0,5 - 0,8 \\ \frac{s}{\Sigma} = 0,3 & \text{și} \quad \frac{\Delta}{L} = 0,15 \end{cases}$$

dându-ne suficiente idei despre proporțiile unui planor.

CALCULUL GREUTAȚII UNUI AVION SAU HIDRAVION

Dacă P este greutatea totală, P_p greutatea planorului, P_w greutatea grupului motopropulsor, P_c greutatea combustibilului și P_u greutatea utilă, avem :

$$(102) \quad P = P_p + P_w + P_c + P_u$$

unde :

$$Pp = Pv + Pf + Pa + Pt \left\{ \begin{array}{l} \frac{Pv}{S} = 4-7 \text{ (celulă)} \\ \frac{Pf}{Pv} = 0,5-1 \text{ (fuzelaj)} \\ \frac{Pa}{\Sigma} = 2-8 \text{ (ampenaje)} \\ \frac{Pt}{P} = 0,01-0,05 \text{ (tren)} \end{array} \right.$$

$Pw = K \cdot W$; unde $K < 2$, iar W este puterea în cai a motoarelor.

$Pc = 0,275 \cdot W \cdot n$; n fiind numărul maxim al orelor de zbor.

$Pu = \text{Personal} + \text{Accesorii (Armament, Bagaj, etc...)} + \text{Amenajamente.}$

În cazul hidravionului diferă numai greutatea Pt , în cazul celor cu plutitoare și $Pt + Pf$ în cazul celor cu cocă.

Primele caracteristici ale avioanelor și hidravioanelor actuale

Actualmente avioanele și hidravioanele sunt împărțite în două mari categorii: *civile* și *militare*, astfel:

$$\begin{array}{l} \text{— civile} \left\{ \begin{array}{l} \text{— sport} \\ \text{— comerciale} \left\{ \begin{array}{l} \text{— transport public} \\ \text{— transport poștal} \end{array} \right. \\ \text{— speciale (recorduri)} \end{array} \right. \\ \\ \text{— militare} \left\{ \begin{array}{l} \text{— vânătoare} \\ \text{— recunoaștere și observație} \\ \text{— bombardament} \end{array} \right. \end{array}$$

În tabelul Nr. 11 se dau primele caracteristici pentru avioane, adică $\frac{P}{S}$, $\frac{P}{W}$ și $\left\{ \frac{Cz}{Cx} \right\}$ *maximum* și felul siluete. Cu alte cuvinte se dă: greutatea pe metru patrat, greutatea pe cal putere și maximum inversului fineței. (Raportul $\frac{Cx}{Cz}$ numindu-se finețe).

Iar în tabelul Nr. 12 pentru hidravioane:

TABEL No. 11

Câteva caracteristici de avioane

AVIOANE		$\frac{P}{S}$	$\frac{P}{W}$	$\frac{Cz}{Cx}$	SILUETA
Civile	Sport	30-40	3-4	8-10	-ușoară -medie
	Comerciale	30-80	3-5	7-10	-medie -grea
	Speciale	< 120	< 10	9-12	-ușoară -medie
Militare	Vânătoare	50-70	3-5	10-12	-ușoară
	Recunoaștere și observație	40-60	4-6	9-11	-ușoară -medie
	Bombardament	30-50	5-7	7-9	-medie -grea

TABEL No. 12

Câteva caracteristici de hidravioane

HIDRAVIOANE		$\frac{P}{S}$	$\frac{P}{W}$	$\frac{Cz}{Cx}$	SILUETA
Civile	Sport	—	—	—	—
	Comerciale	30-50	3-5	7-9	-medie -grea
	Speciale	< 90	< 10	8-11	-ușoară -medie
Militare	Vânătoare	40-60	3-5	9-11	-ușoară -medie
	Recunoaștere și observație	30-50	3-6	8-10	{ -medie -grea
	Recunoaștere îndepărtată	30-40	4-6	7-9	

7. PROPULSIUNEA

Generalități

Am văzut cum *sustentația* unui avion sau hidra-vion este reprezentată analiticeste prin formula simplă:

$$Fz = \frac{a}{2g} \cdot Cz \cdot S \cdot V^2$$

Fiind deci direct proporțională cu patratul vitezei, înseamnă că sustentația va crește foarte repede când viteza crește, așa în cât asigurând avionului sau hidravionului o viteză de translație în aer, sustentația va fi asigurată, câtă vreme ceilalți factori — cari intră în formula sustentație — sunt mai mari ca zero.

Ori factorul care asigură avionului sau hidravionului o viteză de translație (pe timpul sborului), se numește *propulsor*, iar fenomenul poartă numele de *propulsiune*.

Mijloacele de propulsiune sunt următoarele:

- 1) Aripi batante { — oscilante (pasări),
— mișcare continuă (turbine sau roți).
- 2) Înșurubare — elicea,
- 3) Recul sau scurgeri de gaze (principiul rachetei).

Natural era ca prima idee de propulsiune să se fi născut din imitația pasărilor, construindu-se aripi cât mai apropiate de acelea ale pasărilor, dar fără șanse de izbândă. 1) S'au mai încercat probabil și roți prevăzute cu aripi (cum sunt la unele vapoare), cari însă iarăși n'au fost capabile de vreun succes.

Cel mai eficace mijloc de propulsiune, până azi, este însă acela bazat pe principiul înșurubării, realizat cu ajutorul *elicei*.

Un alt mijloc, care nu are nimic comun cu aerul, deci cu „Aerodinamica“, pare a fi bazat pe scurgerea unui fluid, realizat până în prezent la rachete.

ELICEA

Elicea empirică

Intrebuințarea elicei la morile de vânt se face din

1) Fără a merge cu gândul la legenda lui Iicar, noi Românii am putea să menționăm legenda meșterului Manole, cari se pare că ar fi fost victima unei încercări de a sbura cu aripi făcute din șindrilă.

cele mai vechi timpuri, unde se transformă mișcarea de translație a unui curent de aer, într'o mișcare de rotație. Odată acest fenomen mecanic realizat, natural era să se încerce și reversibilitatea lui, adică să se producă un curent de aer, din transformarea unei mișcări de rotație. Apoi reversibilitatea aceasta fiind realizată, s'a încercat o a doua variantă a ei, adică s'a încercat a se transforma o mișcare de rotație în una de translație, prin înșurubare, considerând aerul nemîșcat, întocmai cum piulița este pentru un șurub, sau lemnul pentru un holț — șurub, care se implântă când îl învârtim.

Primele elici erau construite din două sau mai multe pale plane, așezate înclinat dealungul spițelor unei roți (diametral opuse), așa încât mișcându-se circular (fig. 88)

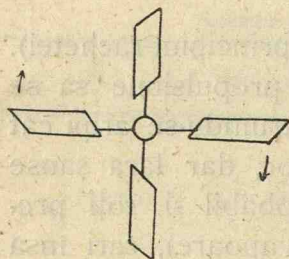


Fig. 88

să prezinte direcției de mișcare un unghi de atac i și atunci două componente ale rezistenței aerului se nasc (ca și la planul înclinat), una F_x , care tinde să frâneze rotația și alta F_z , care dă palelor o mișcare de translație, în sensul axului lor de rotație (o tracțiune).

Dar s'a observat mai în urmă că această elice nu dădea rezultate prea faimoase, deoarece pala nu era decât un plan, având pe întreaga lungime a ei un același unghi de atac, pe când viteza de rotație varia dealungul palei, fiind Ωr , unde Ω este viteza unghiulară de rotație a elicei, iar r raza unui punct de pe pală. Așa dar pentru un element de pală de lungime dr și de lățime l , compozanta dF_z pe acest element ar fi:

$$103) \quad dF_z = \frac{a}{2g} \cdot C_z \cdot (l \times dr) \cdot (\Omega \cdot r)^2$$

unde elementul de pală presupus, ar avea o suprafață

$dS = l \times dr$ ¹⁾. Însă în cazul unei elici propulsive (cari are și o mișcare de translație de viteză V), unghiul de atac i este dat de compozanta vitezei de rotație Ωr și vitezei de translație V (fig. 89) ²⁾ cu planul, adică notând cu ψ înclinarea și cum:

$$104) \quad \operatorname{tg} \varphi = \frac{V}{\Omega r}$$

atunci:

$$105) \quad i = \psi - \varphi$$

Ori ψ este constant, însă φ este variabil dealungul palei, fiind invers proporțional cu raza elementului respectiv de pala (V fiind presupus constant) și deci va varia și i , ceiace va atrage după sine și variația lui Cz . Cum către centrul de rotație

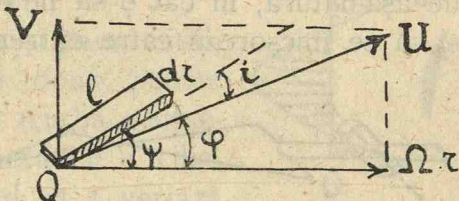


Fig. 89

al palei, r este mic, φ va fi mare și deci i va fi mic; iar către extremitatea palei, φ va fi mic (r fiind mare), deci i va fi mare. Cu alte cuvinte i este 0° la centru și crește atingând maximum la extremitatea palei.

1) Integrând pentru o pală găsim:

$$Fz = \frac{a}{2g} \cdot Cz \cdot l \cdot \Omega^2 \cdot \frac{r^3}{3}, \text{ dacă } l = \text{const}$$

și

$$Fz = \frac{a}{2g} \cdot Cz \cdot K \Omega^2 \frac{r^4}{4}, \text{ dacă } l = K \cdot r$$

2) În acest caz formula 103) devine:

$$dFz = \frac{a}{2g} \cdot Cz \cdot (l \times dr) \cdot U^2$$

unde:

$$U^2 = V^2 + \Omega^2 \cdot r^2$$

și prin urmare integrarea făcută în nota 1), nu mai este posibilă decât dacă exprimăm pe V în funcție de r , ceiace vom face mai jos.

În aceste condițiuni și C_z va fi minim către centru și va crește dealungul palei, către extremitate. Așa dar acest fapt nu este îmbucurător deoarece profitul, dela o astfel de elice, nu este dintre cele mai mari.

Căutând cu orice preț ca i să fie constant, când φ variază, ar trebui să facem să varieze și ψ (odată cu φ), așa fel ca diferența lor să fie constantă. Aceasta ar însemna că pala elicei să nu mai fie constituită dintr'un plan înclinat de un unghi ψ , față de planul cercului descris de pală, ci ar trebui ca pala să fie torsionată de așa natură, în cât ψ să fie mare (90° chiar) la centru și să se micșoreze către extremitate (fig. 90).

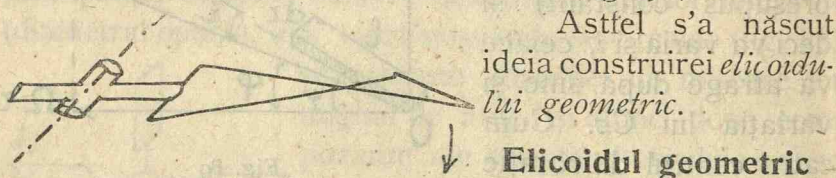
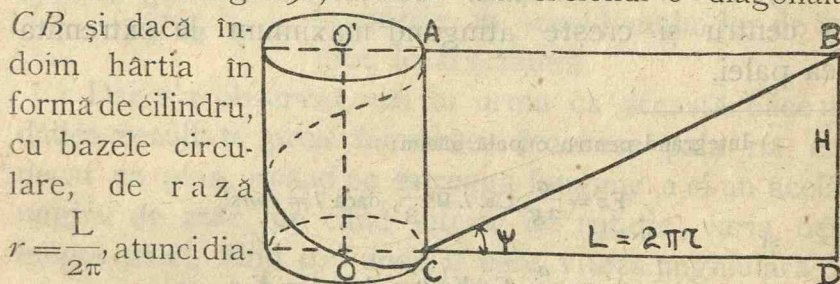


Fig. 90

Dacă pe un dreptunghi de hârtie de dimensiuni L și H , (dreptunghi $ABCD$ din fig. 91) ducem cu creionul o diagonală CB și dacă în-



gonala trasată se

transformă într'o curbă strâmbă, numită *elice*.

Fig. 91

Dacă acum tăiem cu o forfecă cilindrul în două, după curba numită elice, operațiune care s'ar putea face mai ușor tăind dreptunghiul $ABCD$ după diagonală CB , apoi oprim numai triunghiul dreptunghic CBD și înfășurându-l cilindric, vom obține același

lucru; mișcând apoi un creion, sau o dreaptă rezemată fiind pe axa $O\mathcal{O}'$ (materializată într'un fel oarecare), pe marginea tăiată, însă așa fel în cât creionul să facă cu axa cilindrului OO' un unghi de 90° , cu alte cuvinte să rămâe mereu perpendicular pe axă, atunci în mișcarea lui va descrie o suprafață strâmbă (fig. 92) numită **elicoid**¹⁾. Dacă din acest elicoid tăem o fașie $abcd$, atunci obținem tocmai pala de elice, cu înclinarea ψ variabilă.

Observăm însă că:

$$106) \quad \operatorname{tg} \psi = \frac{H}{2\pi r} = \frac{H}{L}$$

unde H se mai numește și *pasul* elicei, adică departarea între două puncte consecutive, unde elicea (curba geometrică) atinge aceeași generatrice a cilindrului. Ori se vede lesne că ψ variază invers proporțional cu r ca și φ , totuși realizarea unghiului de atac constant încă nu s'a obținut, deoarece ar trebui să avem:

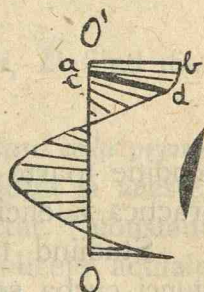


Fig. 92

$$i = \psi - \varphi = \text{const}; \text{ iar } \begin{cases} \operatorname{tg} \psi = \frac{H}{2\pi r} \\ \operatorname{tg} \psi = \frac{V}{\Omega \cdot r} \end{cases}$$

1) Când dreapta care descrie elicoidul rămâne perpendiculară pe axa cilindrului, atunci suprafața descrisă se numește *elicoid drept*. În cazul însă când face un unghi diferit de 90° , atunci se chiamă *elicoid oblic*.

Ecuatiunile analitice ale elicei, în funcție de raza cilindrului și de un unghi la centru θ , măsurat pe baza cilindrului, sunt:

$$x = r \cos \theta; \quad y = r \sin \theta \quad \text{și} \quad z = \theta \cdot k$$

k fiind un coeficient constant, când pasul elicei este constant, căci:

$$K = \frac{H}{360}$$

Aplicând însă tangenta diferenței, adică lui i , atunci ar trebui ca să avem:

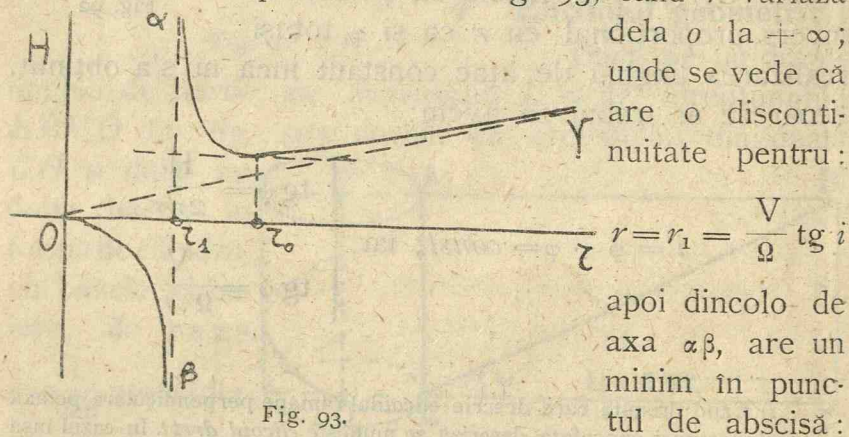
$$107) \quad \operatorname{tg} i = \frac{\frac{H}{2\pi r} - \frac{V}{\Omega \cdot r}}{1 + \frac{V}{\Omega r} \cdot \frac{H}{2\pi r}} = \text{constant}$$

De unde, presupunând pe i constant și scoțând pe H în funcție de r , avem:

$$108) \quad H = 2\pi \cdot \frac{r \cdot \operatorname{tg} i + \frac{V}{\Omega}}{1 - \frac{V}{\Omega r} \cdot \operatorname{tg} i}$$

condiție foarte complicată, mai ales pentru realizarea practică a elicilor propulsive.

Studiind însă variațiunea lui H în funcție de r atunci curba se prezintă ca în fig. 93, când r variază



$$r = r_0 = \frac{V}{\Omega} \cdot \frac{1 + \sin i}{\cos i}$$

după care curba se confundă aproape cu dreapta $O\gamma$ (pentru $r_0 < r < 3$ metri).

Făcându-se diferite ipoteze pentru calculul lui r_0 , s'a găsit că aproape întodeauna (pentru elicile actuale)

avem:

$$r_0 \geq 0,4 \text{ metri. } ^1).$$

Această ultimă remarcă, datorită faptului că pentru r cuprins între $0,4$ m. și 3 m, curba se confundă cu dreapta Or , ne face să înlocuim ecuația curbei H , în acest interval, prin ecuația dreptei Or , cari ar fi:

$$109) \quad H = 2 m. \quad r = m. \quad D$$

unde m ia denumirea de *modul al elicei*, D fiind diametrul ei.

Atunci putem zice că: *i va fi constant câtă vreme m va fi constant* și astfel s'a găsit soluția și acestei dificultăți realizând unghiul de atac constant dealungul palei, a cărei lungime pentru elicele actuale este cuprinsă între $0,4$ m, și 3 m. (elicele actuale depășind rare ori 3 m. în diametru).

Elicea propriu zisă

Dacă o primă îmbunătățire a elicilor s'a realizat, construindu-se după un elicoid geometric, așa cum am văzut mai sus, apoi lucrurile nu s'au oprit încă aici ci, s'a căutat a se mări valorile lui Cz și mai mult, adoptându-se în locul profilului plan al elicei, un profil ana-

1) În adevăr, maximum lui V pentru avioanele actuale este 70 m/sec (250 km/oră) iar: $\Omega = \frac{2\pi N}{60} = \frac{\pi}{30} N$, unde N este numărul de ture pe minut al elicei, în mediu cam 1800 pentru motoarele actuale. În sfârșit i este foarte mic, ne depășind aproape niciodată 10° , deci:

$$r_0 = \frac{V}{\Omega} \cdot \frac{1 + \sin i}{\cos i} = \frac{70}{\frac{\pi}{30} \cdot 1800} \cdot \frac{1 + 0}{1} = 0,4 \text{ m.}$$

log profilelor de aripi (fig. 94) și astfel pentru un element de profil de elice, de lungime dr și de lățime l , se obține compozantele elementare :

$$\text{III)} \quad \begin{cases} dF_x = \frac{a}{2g} \cdot C_x \cdot dS \cdot U^2 \\ dF_z = \frac{a}{2g} \cdot C_z \cdot dS \cdot U^2 \end{cases}$$

unde :

$$U^2 = V^2 + \Omega^2 \cdot r^2$$

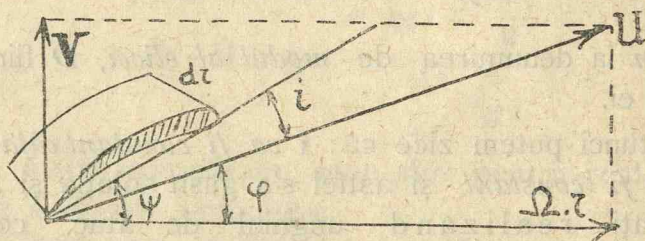


Fig. 94

În realitate însă avem (fig. 95) :

$$dQ = dF_x \cdot \cos \varphi + dF_z \cdot \sin \varphi \quad \left\{ \begin{array}{l} \text{reacțiunea opusă de ele-} \\ \text{mentul elicei în rotație} \end{array} \right.$$

și

$$dT = dF_z \cdot \cos \varphi - dF_x \cdot \sin \varphi \quad \left\{ \begin{array}{l} \text{elementul de tracțiune,} \\ \text{de care este capabil} \\ \text{acest element de elice.} \end{array} \right.$$

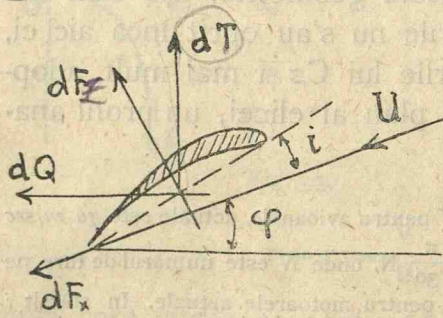


Fig. 95

Alegându-se profilul elicei astfel în cât să avem un C_z cât mai mare și un C_x cât mai mic, înseamnă că vom avea dela o astfel de elice maximum de profit.

Deasemenea forma palelor a fost stabilită așa fel, în cât pierderile marginale să fie cât mai mici, imitându-se formele aripilor, deci forme rotunjite

(fig. 96). Dar aici a mai intervenit—ca și la stabilirea profilului, de altfel—și necesitatea unei rezistențe mecanice bune, deoarece după cum vom vedea mai jos, reacțiunea elicei, *tracțiunea* și *forța centrifugală* ar rupe-o sau ar deforma-o, scoțându-o repede din uz.

În sfârșit, numărul palelor unei elice a fost astfel stabilit, în raport de viteza de rotație, în cât palele să nu se influențeze reciproc, cu alte cuvinte pala *A* a unei elice (fig. 96), să lase în urmă o zonă turbilionară suficient de mică, așa încât aerul să-și reia echilibrul lui static normal, când vine pala *B*. Dar zona tur

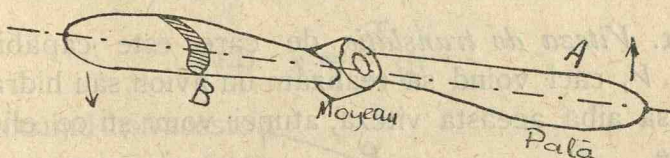


Fig. 96

billionară depinde de unghiul de atac și de viteza palei, nu o putem micșora decât micșorând viteza și prin urmare, pentru viteze de rotație mici (până la 1000 ture pe minut), se pot admite elici cu patru pale, când însă viteza de rotație este mai mare, atunci zona turbilionară e mare și deci nu se poate admite decât elici cu două pale.

Numărul de pale poate fi ori patru, ori două, și nu s'a admis trei sau alt număr nesot, deoarece palele nu ar mai fi diametral opuse și deci nu s'ar mai face echilibrul forțelor centrifugale, slăbindu-le astfel foarte mult rezistența mecanică.

S'au imaginat elici cu pasul variabil, palele putându-se roti în jurul axului lor longitudinal, așa încât să se acordeze, în fiecare moment, pasul cu viteza de rotație a palei, dar această soluțiune a rămas mai mult în domeniul teoriei decât în acel al practicei.

Aşa dar natural este ca viitorul să mai aducă şi alte îmbunătăţiri, atâta vreme cât acest mijloc de propulsie va rămâne încă cel mai bun.

CARACTERISTICILE AERODINAMICE ALE ELICILOR

Prin caracteristici aerodinamice ale unei elici, se înţeleg determinarea formulelor de bază, cari servesc la calculul adaptării unei elici oarecare, pertru un avion dat.

În adevăr, caracteristicile ce trebuiesc cunoscute sunt:

1. *Viteza de translaţie* de care este capabilă o elice, V , căci voind să realizăm un avion sau hidravion care să aibă această viteză, atunci vom şti ce elice îi trebuie.

2. *Tracţiunea* T de care este capabilă o elice, aşa încât la studiul echilibrului unui avion sau hidravion, când vom avea nevoie de o asemenea tracţiune, vom şti ce elice îi trebuie.

3. *Puterea propulsivă* W , pe care trebuie s'o consume o elice, pentru a da o viteză V şi o tracţiune T , spre a-i procura motorul capabil să-i furnizeze această putere.

Determinarea experimentală a caracteristicilor

Montându-se elici de forme, inclinări şi diametre diferite, pe axul unui motor fix (fig. 97) şi variind turajul N (în ture pe minut) al motorului, (vom putea măsura viteza V a curentului de aer produs de elice (cu ajutorul unui vitezometru), tracţiunea T , (cu ajutorul unui

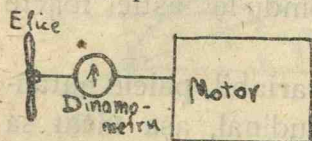


Fig. 97

dinamometru, intercalat între elice şi motor), şi puterea W , pe care o dezvoltă motorul în fiecare moment. Se

găsesc atunci niște formule (datorite de fapt colonelului Renard) de forma următoare:

$$\text{II 1)} \quad V = \gamma \cdot N \cdot D$$

$$\text{II 2)} \quad T = \alpha \cdot N^2 \cdot D^4$$

$$\text{II 3)} \quad W = \chi \cdot N^3 \cdot D^5$$

unde γ , α , χ sunt niște *parametri* specifici unei elici și a căror valoare numerică este determinată pe cale experimentală, iar variația lor grafică este ca în figura 98.

Dacă voim să determinăm acum și **randamentul** elicei, care este egal cu raportul dintre *puterea utilă* $T \cdot V$ a elicei și *puterea totală* W adică:

$$\text{II 4)} \quad \eta = \frac{T \cdot V}{W}$$

Inlocuind însă aceste valori, cu echivalentele lor, din formulele de mai sus, găsim că:

$$\text{II 5)} \quad \eta = \frac{\alpha \cdot \gamma}{\chi}$$

și reprezentându-l pe graficul din fig. 99 obținem curba întreruptă. Ori această curbă are un maxim în

punctul M , ce reprezintă maximum randamentului unei elici, corespunzător lui γ_0 , respectiv lui α_0 și χ_0 , și prin urmare ideal ar fi ca adaptarea elicei, să se facă pentru aceste valori, asigurând deci un randament maxim.

Curbele α și χ sunt aceleași pentru elici ce sunt geometricește asemenea și au aceeaș modul. Dacă însă modulul diferă, atunci și curbele α și χ diferă, prin urmare va diferi și curbele de randament, așa dar unei valori date a modului m , îi corespunde o serie de curbe α , χ , η , și atunci se zice că avem o *familie de elici* pentru un modul dat.

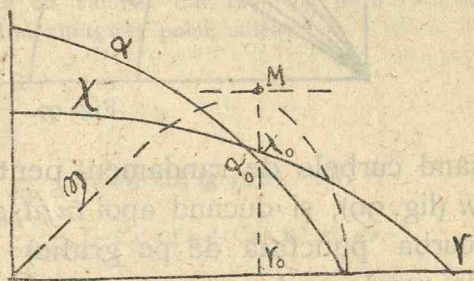


Fig. 98

Laboratoarele aerodinamice au stabilit și stabilesc curbele α , η , χ , pentru un mare număr de familii de elici (diferite valori a lui m , începând dela 0,3 până la 1,5 în mediu), care însă nu diferă între ele numai prin valorile modului, ci și prin forma și numărul palelor. Însă s'a observat că pentru elici asemenea geometricește, dar de diferite module, *randamentul maxim maximorum* pare a corespunde lui $m=1,2$; iar tra-

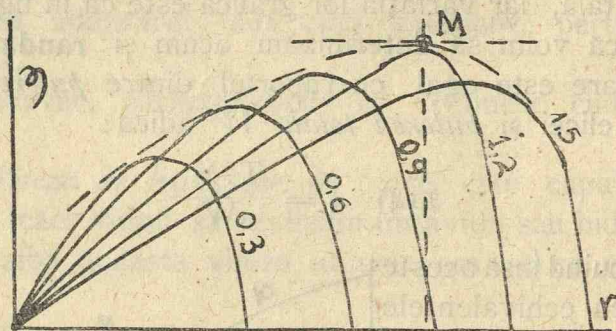


Fig. 99.

sând curbele de randament pentru diferite valori a lui m (fig. 99), și ducând apoi înfășurătoarea acestei curbe (curba punctată de pe grafic) atunci obținem curba de *randamente optime*¹⁾.

Această curbă este absolut necesară în adaptarea celei mai bune elici, pe un avion sau hidravion dat.

Cu elicile construite până azi, s'au putut obține randamente, cari variaza între 0,75 și 0,80. Un maximum maximorum al randamentului unei elici de modul $m=1,2$ pare a fi 0,85. În Italia făcându-se încercări s'a ajuns chiar până la 0,93.

1) Această curbă poate fi determinată cu oarecare aproximație de formula :

$$\gamma_0 = 0,545 \sqrt[4]{100 \gamma}$$

DETERMINAREA TEORETICĂ A CARACTERISTICELOR

Am văzut mai sus că :

$$V = \Omega . r . \operatorname{tg} \varphi$$

unde :

$$\Omega = \frac{\pi}{30} N ; \quad r = \frac{D}{2} \text{ și } \varphi = \varphi - i$$

iar

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{N}{\pi D} = \frac{m}{\pi}, \text{ apoi } i = \text{constant.}$$

prin urmare :

$$116) \quad V = \frac{\pi}{60} . \operatorname{tg} \varphi . N . D$$

Apoi am mai văzut că :

$$d Q = d F x . \cos \varphi + d F z . \sin \varphi = d F x . \frac{\sin (\varphi + \beta)}{\sin \beta}$$

$$d T = d F z . \cos \varphi - d F x . \sin \varphi = d F z . \frac{\cos (\varphi + \beta)}{\cos \beta}$$

Inlocuind pe $d F x$ și $d F z$ cu valorile din 110), iar pe $d S = l . dr$ unde admitem că $r = \lambda . l$, λ fiind alungirea palei, adică :

$$d S = \frac{r}{\lambda} . dr$$

atunci obținem :

$$117) \quad \begin{cases} d Q = \frac{a}{2 g . \lambda . \cos \varphi} . [C x + C z . \operatorname{tg} \varphi] . \Omega^2 . r^3 . dr \\ d T = \frac{a}{2 g . \lambda . \cos \varphi} . [-C x . \operatorname{tg} \varphi + C z] . \Omega^2 . r^3 . dr \end{cases}$$

Integrând pentru o elice cu două pale, dela 0 la r , obținem :

$$118) \quad \begin{cases} Q = \frac{a}{8 . g . \lambda . \cos \varphi} . [C x + C z . \operatorname{tg} \varphi] . \Omega^2 . r^4 \\ T = \frac{a}{8 . g . \lambda . \cos \varphi} . [-C x . \operatorname{tg} \varphi + C z] . \Omega^2 . r^4 \end{cases}$$

Dar puterea totală absorbită de elice în timpul rotației este :

$$119) \quad W = Q . \Omega . r = \frac{a}{8 . g . \lambda . \cos \varphi} [C x + C z . \operatorname{tg} \varphi] . \Omega^3 . r^5$$

Inlocuind acum pe Ω și r , găsim :

$$120) \quad \begin{cases} T = \frac{a . \pi^2}{4 . 900 . 16 . g . \lambda \cos \varphi} [-C x . \operatorname{tg} \varphi + C z] N^2 . D^4 \\ W = \frac{a . \pi^3}{4 . 27000 . 32 . g . \lambda \cos \varphi} [C x + C z \operatorname{tg} \varphi] N^3 . D^5 \end{cases}$$

Deci cei trei parametri vor fi :

$$121) \begin{cases} \gamma = \frac{\pi}{06} \cdot \operatorname{tg} \varphi \\ \alpha = \frac{a \cdot \pi^2}{4.900.16. g \cdot \lambda \cdot \cos \varphi} [-Cx \cdot \operatorname{tg} \varphi + Cz] \\ \chi = \frac{a \cdot \Pi^3}{4.27000.32. g \cdot \lambda \cdot \cos \varphi} [Cx + Cz \cdot \operatorname{tg} \varphi] \end{cases}$$

Iar randamentul :

$$122) \eta = \frac{\alpha \cdot \gamma}{\chi} = \frac{[-Cx \cdot \operatorname{tg} \varphi + Cz] \cdot \operatorname{tg} \varphi}{Cx + Cz \operatorname{tg} \varphi}$$

Însă făcând substituția : $\operatorname{tg} \beta = \frac{Cx}{Cz}$, găsim :

$$123) \eta = \frac{\operatorname{tg} \varphi}{\operatorname{tg} (\varphi + \beta)}$$

Această formulă, găsită aci pe altă cale, aparține lui *Drzewicki*, și se vede perfect cum randamentul este maxim pentru β minim, Astfel dacă pe polara profilului elicei, luăm în dreptul lui β_0 minim, unghiul de atac respectiv, acela va fi tocmai unghiul de atac optim *io* și atunci :

$$124) \eta_{\max} = \frac{\operatorname{tg} (\varphi - i_0)}{\operatorname{tg} (\varphi - i_0 + \beta_0)}$$

unde știm că :

$$\varphi = \operatorname{arctg} \frac{m}{\pi}$$

Observațiune. Teoria de mai sus este exactă pentru o pală de elice având o mișcare de translație, iar nu de rotație, cîciace nu se realizează cu rigozitate la o elice.

Prandtl, Bairstow, Rateau, Froude, etc.. au dezvoltat diferite teorii asupra elici propulsive, bazându-se fie pe teoria turbilioniștilor, fie pe mișcările comunicate aerului, din cauza rotației elici. Însă nici una nu a ajuns să determine cu toată rigoarea caracteristicile elici și de aceea am dat aci numai teoria de mai sus, deoarece rezolvă problema elici ideale.

Sprijinindu-mă însă pe teorema lui *Kuta-Joukowski*, aplicată unui element de pală, observ că :

$$125) \begin{cases} dFx = z \cdot W \cdot d\Gamma \\ dFz = z \cdot V \cdot d\Gamma \end{cases}$$

unde W este proiecția vitezelor de circulație, pe o axă perpendiculară corzei profilului și V proiecția pe o axă paralelă, iar Γ circulația în jurul palei.

Atunci :

$$127) \begin{cases} dT = z \cdot [V \cos \varphi - W \sin \varphi] \cdot d\Gamma \\ dQ = z \cdot [W \cos \varphi + V \sin \varphi] \cdot d\Gamma \end{cases}$$

Dar ținând seamă de 125), se deduce că :

$$\operatorname{tg} \beta = \frac{d F_x}{d F_z} = \frac{W}{V}$$

urmează că :

$$128) \quad \begin{cases} d T = \varrho \cdot \frac{\cos (\beta + \varphi)}{\cos \beta} \cdot V a \Gamma \\ d Q = \varrho \cdot \frac{\sin (\beta + \varphi)}{\cos \beta} \cdot V d \Gamma \end{cases}$$

Apoi cum :

$$d W = \Omega \cdot r \cdot d Q$$

randamentul va fi :

$$129) \quad \eta = \frac{V \cdot d T}{d W} = \frac{\operatorname{tg} \varphi}{\operatorname{tg} (\beta + \varphi)}$$

știind că : $V = \Omega \cdot r \operatorname{tg} \varphi$, adică aceeași expresiune găsită ca și la prima teorie.

Spectrul aerodinamic al unei elici

Dacă privim, fotografiem sau cinematografiem un spectru aerodinamic al unei elici, atunci se observă cum șuvițele de aer converg către cercul descris de elice (fig. 100), apoi la periferia cercului elicei se naște un inel turbillionar, care în realitate nu este decât turbillonul marginal al paletelor, născut — ca și la aripă — de extremitatea lor.

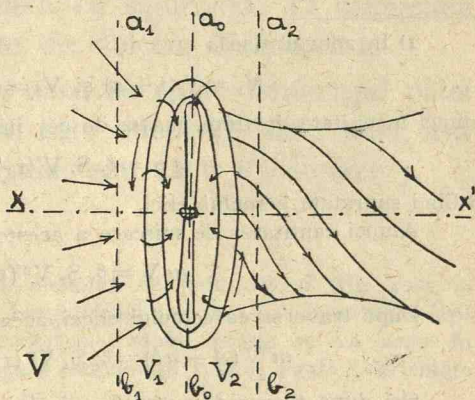


Fig. 100.

Apoi șuvițele de aer sunt gătuite, torsionate în sensul unei elicoid cu pasul crescând, iar valoarea unghiului de torsiune este teoreticește β , $\left[\operatorname{tg} \beta = \frac{Cx}{Cz} \right]$, dacă viscozitatea ar fi neglijabilă. De obicei însă, imediat înapoia cercului elicei, unghiul este puțin mai mic ca β .

Deasemenea se va observa că, dacă V ar fi viteza normală a curentului de aer, atunci imediat în apropierea cercului elicei (între $a_0 b_0$ și $a_1 b_1$) viteza șuvițelor de aer devine V_1 mai mare ca V .

Deasemenea imediat înapoia cercului elicei (între $a_0 b_0$ și $a_2 b_2$) viteza șuvițelor de aer devine V_1 mai mare la rândul ei, ca V_1 . Froude, arată că ¹⁾:

$$130) \quad \begin{cases} V_1 = V (1 + a) \\ V_2 = V (1 + a) \end{cases}$$

unde a este o fracțiune pozitivă, ce depinde de elice, dar care este mai mare ca 0,15.

În aceste condițiuni se scrie că randamentul este:

$$131) \quad \eta = \frac{V \cdot T}{T \cdot V_1} = \frac{1}{1 + a}$$

1) În adevăr dacă:

$$V_1 = V (1 + a) \text{ și } V_2 = V (1 + a b)$$

atunci în unitate de timp, masa de aer influențată, de elice este:

$$m = \delta \cdot S \cdot V (1 + a)$$

S fiind suprafața cercului elici.

Atunci cantitatea de mișcare a acestei mase, în susul elicei va fi:

$$m V = \delta \cdot S \cdot V^2 (1 + a)$$

După traversarea cercului elicei, această cantitate de mișcare devine

$$m V (A + a b) = \delta \cdot S \cdot V^2 (1 + a) (1 + a b)$$

Ori după teorema cantităților de mișcare:

$$\begin{aligned} T &= m \cdot V (1 + a b) - m \cdot V \\ &= \delta \cdot S \cdot V^2 \cdot a b (1 + a) \end{aligned}$$

Iar lucrul total al elicei este:

$$T \cdot V \cdot (1 + a) = \frac{1}{2} m [V^2 (1 + a b)^2 - V^2]$$

de unde se obține, înlocuind cu valorile de mai sus:

$$b = 2$$

Această teorie a lui Froude neglijează însă frecările și formațiunile de turbillioane.

Această teorie conduce la calculul *sufletului* elicei și al *deflecțiunii* șuvițelor de aer, așa cum am văzut la un alt capitol mai sus.

Deformația elicilor

Modificarea pasului sau unghiului de atac al unei elici, ar atrage după sine micșorarea considerabilă a randamentului, de aceea trebuie cu strictețe supravegheat aceste modificări, ori cari ar fi cauza și înlocuită imediat elicea care a suferit asemenea deformațiuni.

Cauzele care produc deformațiunile elici sunt puține, dar serioase și anume:

1. *Stocajul* în condițiuni rele, mai ales pentru elici de lemn cari, sub influența variațiunilor de temperatură și umiditate, se deformează cu siguranță. O asemenea deformație la o elici este de obicei disimetrică.

2. *Forța centrifugă*, care se naște dealungul palei în timpul rotației, și care este uneori considerabilă, așa în cât tinde să smulgă pala, sau să o torsioneze ¹⁾.

1) În adevăr, dacă luăm un element de pală $abcd$ (fig. 101), și dacă deoparte și dealta a axului longitudinal al palei XX' luăm două fâșii elementare 1 și 2, simetrice, atunci în timpul rotației se va naște în aceste fâșii, câte o forță centrifugală elementară f_1 și f_2 egale și orientate în sensul fâșiilor. Descompunând aceste forțe paralele la axă și perpendicular la coarda profilului, atunci vom avea forțele f'_1 și f'_2 dirijate în acelaș sens și cari la oaltă însumate, dau naștere forței centrifugale F_c a palei, adică:

$$F_c = \Sigma f_i$$

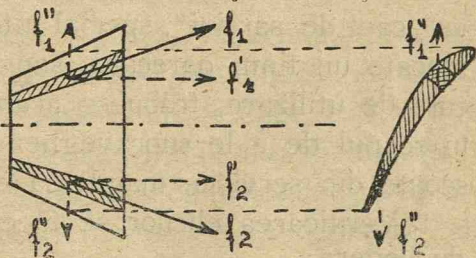


Fig. 101

Apoi alte componente f''_1 și f''_2 dirijate în sens contrar, au drept efect torsionarea elementului de pală, așa cum se vede pe figură.

3. *Forța de tracțiune* flexionează palele (fig. 102), căci tracțiunea T , născută de elice, este repartizată pe ambele pale (câte $\frac{1}{2}$ pe fiecare o pală). Atunci prin

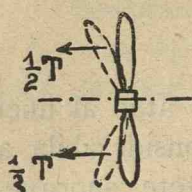


Fig. 102.

flexioanare, palele deformându-se, își micșorează pasul și unghiul de atac.

În scopul de a se evita riscul ruperei pa-
lelor, sub efortul de tracțiune al forței cen-
trifugale și riscul de a se deforma palele
prin flexiune, sub efortul de tracțiune propriu
zisă, s'au imaginat elici numite *compensate*, ale căror pale
sunt oblice, având direcția rezultantei forțelor centri-
fugale și de tracțiune (fig. 103). Dar nu s'au putut
realiza încă în practică asemenea elici, F capabile de un T prea mare, căci împre-
ună cu F_c , care la rândul lui ar fi foarte

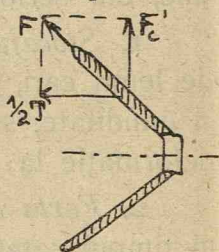


Fig. 103.

mare, ar da o rezultantă $F = \sqrt{\frac{1}{4}T^2 + F_c^2}$

foarte mare, la care pala nu ar rezista și
ar fi smulsă din moyeu (butuc). La elicile

drepte, palele sunt în prelungire, deci nu sunt încastrate
în moyeu, cum ar fi cazul la cele compensate și prin
urmare sunt mult mai rezistente.

Verificarea elicilor

Elicile noi sunt — bine înțelese — recepționate după
un „caet de sarcini“, special întocmit; însă pentru elicile
stocate un timp oarecare, sau chiar pentru elicile în
curs de utilizare, trebuiesc aranjate verificări periodice,
în scopul de a le supraveghea deformațiunile și a le
scoate din serviciu, înainte ca ele să producă accidente.

Verificarea elicilor se face din următoarele puncte
de vedere:

1. Al *simetriei*, căci o elică care nu este în mod
absolut simetrică, produce „trepidațiuni“ cu certitudine,

ceace ar atrage deteriorarea avionului și motorului și periclitarea zborului.

Simetria în formă și dimensiuni a unei elici, se verifică cu ajutorul unor gabarite speciale, elicea fiind așezată pe un „banc de verificare“.

Simetria în greutate, se verifică făcându-se „echilibrul“ elicei la un aparat special, unde nu trebuie să se constate nici o diferență de greutate între cele două pale.

2. Al *greutății*, elicea având totdeauna o greutate mai mică sau egală cu una dată.

3. Al *rezistenței*, elicea fiind încercată la „punct fix“, la un turaj mai mare decât turajul maxim, la care ar fi chemată să lucreze, adică la $\left[N_{max.} + \frac{1}{3} N_{max.} \right]$

$N_{max.}$ fiind turajul maxim la care ar lucra elicea în mod obișnuit.

4. Al *tracțiunii*, verificându-se la „punct fix“ cu ajutorul unui „dinamometru“, unde trebuie să se constate o tracțiune egală cu $\frac{1}{5} - \frac{1}{10}$ din greutatea totală a avio-

nului sau hidravionului. Dar de obicei tracțiunea se verifică în zbor, verificându-se fie „viteza desbor orizontal“, fie „timpul de urcare“ la o altitudine dată, fie ambele.

În privința elicilor montate deja pe avioane sau hidravioane, verificarea lor se poate face și astfel:

1. *Simetria*, prin trepidățiunile ce le produce și cari diferă mult de acelea ale motorului.

2. *Tracțiunea*, se verifică, în prima aproximație, prin „turajul“ care trebuie să-l dea elicea. Astfel dacă la punct fix „turajul maxim“ dat de elice, este mai mare (sau mai mic uneori) decât turajul maxim al unei elici verificate, atunci cu siguranță că tracțiunea va fi mai mică și în aceste cazuri numai, se va demonta elicea pentru verificarea detaliată, sau i se va verifica tracțiunea ca mai sus.

II.

EVOLUȚIUNILE AVIONULUI ȘI HIDRAVIONULUI

I. PROBLEMA GENERALĂ A EVOLUȚIUNILOR ȘI CLASIFICAREA LOR

Enunțul problemei.

Problema sborului dinamic se enunță astfel :

*„Cunoscându-se forțele aplicate unui avion sau hidra-
vion pe timpul sborului (în mărime, direcție, sens și
punct de aplicație), să se determine condițiunile de echi-
libru, pentru o traectorie dată“.*

Această problemă, deși are un enunț recent totuși,
a fost deja soluționată odată cu sborul primelor avioane,
însă numai pe cale practică.

„*Mecanica Rațională*“ studiază mișcarea unui corp
oarecare, despărțind-o în două mișcări deosebite: miș-
carea centrului de greutate și mișcarea în jurul centrului
de greutate; dar în cazul unui avion lucrurile nu se
petrec la fel, deoarece nu se studiază decât mișcarea
centrului de greutate, pe când în jurul centrului de
greutate, avionul nu trebuie să aibă nici o mișcare. Din
contra, se cere ca poziția lui să rămână riguros con-
stantă, pentru un regim de sbor dat, față de traectoria
centrului de greutate, altfel sborul avionului nu va fi
posibil.

Aşa pusă problema, s'ar părea că ar fi o imposibilitate, căci diferitele forțe aplicate unui avion în mișcare, nu trec toate prin centrul de greutate al lui și prin urmare ele vor da naștere la diferite cupluri de rotație. Dar dacă se ține seamă că avionul este perfect centrat, cu alte cuvinte suma tuturor cuplurilor de rotație să fie nulă, pentru un regim dat de sbor și că la bordul avionului se găsește în permanență un pilot, al cărui rol este de a menține poziția avionului constantă, adică să anuleze, — prin intermediul cârmelor de direcție, profunziune și aripioarelor — orice cauză exterioară sau interioară, care ar descentra avionul. Atunci problema sborului dinamic nu numai că devine posibilă, dar chiar se simplifică mult. În adevăr, forțele aplicate unui avion, pe timpul unui regim de sbor oarecare, sunt:

- *Greutatea*, care trece prin centrul de greutate.
- *Portanța*, sau componenta verticală a rezistenței aerului.

- *Rezistența la înaintare*, sau componenta orizontală a rezistenței aerului.

- *Tracțiunea* moto-propulsorului.

- *Inerția* avionului (numai atunci când regimul de sbor variază).

- *O forță centrifugală*, în cazul când traectoria nu este rectilină ¹⁾.

Apoi cum suma tuturor cuplurilor de rotație este nulă, urmează că toate forțele pot fi considerate ca trecând prin centrul de greutate al avionului și în acest caz, problema se reduce la găsirea condițiunei de echilibru a mai multor forțe concurente.

S'ar putea totuși întâmpla ca, o cauză exteorioară oarecare să strice poziția de echilibru a avionului, cu

¹⁾ Ar mai putea fi și alte forțe datorită unor cauze exterioare, cum ar fi cazul unei atmosfere care nu se găsește în repaus (vânt, ploae, etc...).

toate măsurile riguroase de centrare și cu toată vigilența pilotului și în acest caz, avionul ar suferi diferite oscilațiuni dezagreabile și chiar periculoase. Studiul și deci înlăturarea acestor oscilațiuni, constituie un caz particular al problemei generale și se numește: *problema stabilității pe timpul zborului*.

Cu toate greutățile întâmpinate în rezolvarea acestei probleme, totuși s'a clasificat toate evoluțiunile, pe care le face un avion pe timpul zborului, și s'a ajuns la soluționarea aproape definitivă a condițiunilor de echilibru.

Diversele evoluțiuni sunt clasificate după poziția de echilibru dinamic a avionului și anume:

Evoluțiuni normale, avionul având *echilibrul dinamic stabil*, cari sunt:

- zborul orizontal,
- zborul în urcare,
- zborul în coborâre,
- virajul,
- spirala,
- decolajul și
- aterisajul la avioane și amerisajul la hidroavioane.

Evoluțiuni excepționale, avionul având *un echilibru dinamic instabil*, sau așa numitele „acrobații“;

a) *în planul vertical de simetrie*:

- picajul și angajarea,
- redresarea din picaj sau resursa,
- urcarea la verticală,
- zborul pe spate,
- loopingul $\left\{ \begin{array}{l} \text{normal} \\ \text{invers} \end{array} \right.$
- alunecarea pe coadă.

b) *lateral sau disimetric*:

- alunecarea pe aripă,

- răsturnarea și
- dubla răsturnare.

Mai sunt în acest gen de evoluțiuni și evoluțiunile mixte, adică compuse din evoluțiuni simetrice și disimetrice, cum ar fi spre exemplu *ranversarea*, *imermanul*, etc.

Evoluțiuni nepermise, avionul având *un echilibru dinamic indiferent*:

- vria sau sfredelul.

2. EVOLUȚIUNILE NORMALE ALE AVIONULUI

Această categorie de evoluțiuni, constituiesc în general evoluțiunile obișnuite ale avionului. Studiindu-le voi da un deosebit interes condițiunile de echilibru ce ar trebui satisfăcute, pentru a evita orice risc de accident, cu alte cuvinte, le voi studia numai din punct de vedere al siguranței de echilibru, iar nici decum din punct de vedere al rezistenței mecanice, întrucât eforturile la cari este supus avionul, pe timpul acestor evoluțiuni, sunt mici.

Sborul orizontal rectiliniu.

Forțele aplicate unui avion pe timpul sborului orizontal rectiliniu sunt (fig. 104):

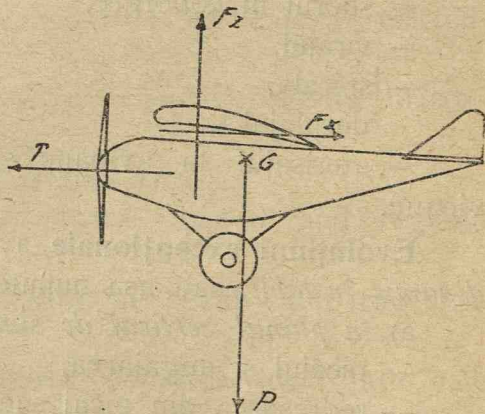


Fig. 104

P greutatea totală a avionului, T tracțiunea motor-propulsorului, F_z portanța, F_x rezistența la înaintare și, F_i forța de inerție în cazul variațiunei de viteză, dar pe care o vom neglija, deoarece variațiunile de viteză sunt prea mici pe timpul sborului orizontal, pentru un avion perfect centrat, cu pilotul la bord. Atunci înseamnă

că suma momentelor de rotație este nulă, iar orice tendință de rotație, adică orice cauză care ar schimba stabilitatea avionului, este imediat înlăturată prin intermediul ampenajului, (rolul cozei unei săgeți) și al aripiilor. Și în acest caz putem admite că cele patru forțe sunt concurente și trec prin centrul de greutate al avionului. Prin urmare avem (fig 105) patru forțe concurente, două câte două, opuse pe direcțiuni rectangulare.

Și deci condiția de echilibru este extrem de simplă :

$$132) \left\{ \begin{array}{l} T = F_x = R_x \cdot V^2 \cdot \delta \quad \text{unde} \quad R_x = \frac{a}{2g} \cdot C_x \cdot S \\ P = F_z = R_z \cdot V^2 \cdot \delta \quad \text{,,} \quad R_z = \frac{a}{2g} \cdot C_z \cdot S \end{array} \right.$$

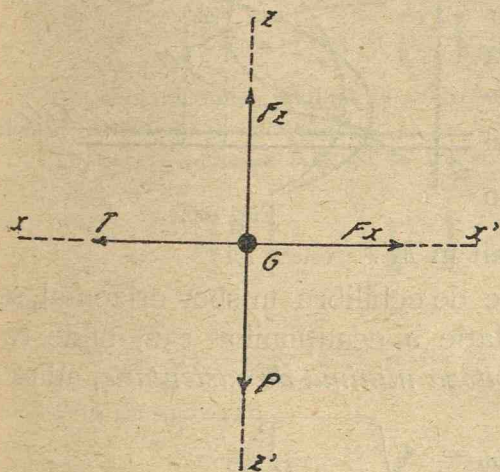


Fig. 105

Avionul sburând la altitudinea a cărei densitate a aerului este δ .

Dar din aceste relațiuni de echilibru trebuie dedus, pentru pilot, ce anume trebuie să facă, atunci când avionul sboară orizontal, pentru a satisface condițiunilor de echilibru.

În adevăr, împărțind ambele relațiuni avem:

$$133) \quad T = P \cdot \frac{R_x}{R_z}$$

De unde se vede că tracțiunea minimă va fi:

$$134) \quad T_{min.} = \frac{P}{\left[\frac{R_z}{R_x} \right]_{max.}}$$

Dar tracțiunea moto-propulsorului poate fi exprimată, pentru o elice dată, în funcție de turajul motorului 1) și atunci numai tracțiunii minime va corespunde un turaj minim, pentru motor. Deci dacă se va spune pilotului să menție indicatorul *compt-turului* la un turaj mai mare, sau cel puțin egal cu turajul minim, pentru un regim dat una din condițiunile zborului orizontal va fi asigurată.

Remarcă. Privind polarele mai multor avioane, se poate deodată observa că, avionul care va avea, pe polara, curba 2 (fig. 106) mai spre dreapta, va avea nevoie, în zbor orizontal, de o tracțiune mai mică, admitând că elicele sunt aceleași. Cum ar fi cazul acestor două polare, avionul cu polara trasată continuu, va avea un $\frac{R_z}{R_x}$ maxim în

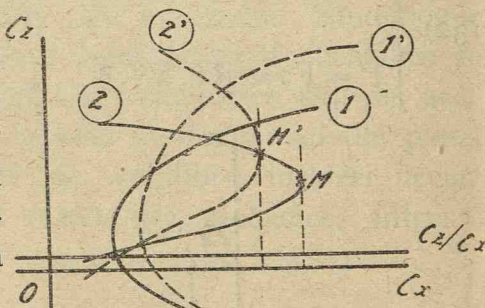


Fig. 106.

M , mai mare ca celălalt în M' .

O a doua condiție de echilibru în zbor orizontal, se deduce din a doua relație a ecuațiunilor 132) unde rezolvând pe V , găsim *viteza minimă de sustentare*, adică :

$$135) \quad V_{min.} = \sqrt{\frac{P}{\delta \cdot R_{z_{max}}}}$$

Așa în cât, un pilot păstrând, pe timpul zborului orizontal, indicatorul de viteză la o indicație mai mare sau cel puțin egală cu această viteză minimă de sustentare, își asigură și a doua condiție de zbor orizontal.

1) Știm că: $T = \alpha \cdot N^2 \cdot D^4$

unde α este un coeficient al elicei, N numărul de ture pe minut și D diametru elicei.

Remarcă. Dacă am privi polara în linie întreruptă (1' și 2') ar avea un Rz_{max} mai mare și deci ar fi capabil de o viteză minimă de sustentatie mai mică.

De fapt ambele condițiuni caută să evite un singur risc de accidente, acela al pierderii de viteză, dar se recomandă ambele, pentru a mări siguranța, deoarece în cazul defectării uneia, mai rămâne celălalt.

Problema No. 2.

Un avion Potez XXV A_2 zboară la 2000 m. altitudine, într'un plan orizontal. Știind că:

— Greutatea lui : $P = 1960$ kg. și

— Suprafața totală : $S = 46$ m²

Iar pe polara avionului se citește :

$$Cz_{max.} = 1,25 \text{ și } \left[\frac{Cz}{Cx} \right]_{max.} = 8,4$$

Se cere: tracțiunea minimă ce ar trebui s'o aibă elicea și viteza minimă de sustentatie a avionului.

1) Pentru tracțiunea minimă se aplică formula 134) unde se observă că :

$$\left[\frac{Rz}{Rx} \right]_{max.} = \left[\frac{Cz}{Cx} \right]_{max.} = 8,4$$

deoarece :

$$Rz = \frac{a}{2g} \cdot Cz \cdot S \text{ și } Rx = \frac{a}{2g} \cdot Cx \cdot S$$

Prin urmare avem :

$$T_{min.} = \frac{1960}{8,4} = 233,3 \text{ kg.}$$

2) Pentru viteza minimă de sustentatie, se aplică formula 135) unde știind că :

— la 2000 m. altitudine densitatea aerului $\delta = 0,823$

— apoi admițând: $\frac{a}{2g} = \frac{1}{16}$, avem :

$$Rz_{max.} = \frac{1}{16} \times 1,25 \times 46 = 3,6$$

deci :

$$V_{min. (2000)} = \sqrt{\frac{1960}{0,823 \times 3,6}} = 25,5 \text{ m/sec} = 92 \text{ km/oră}$$

Sborul în urcarea rectilină.

Forțele cari acționează asupra unui avion în urcare, sunt aceleași ca și în cazul sborului orizontal, numai dispunerea lor diferă (fig. 107).

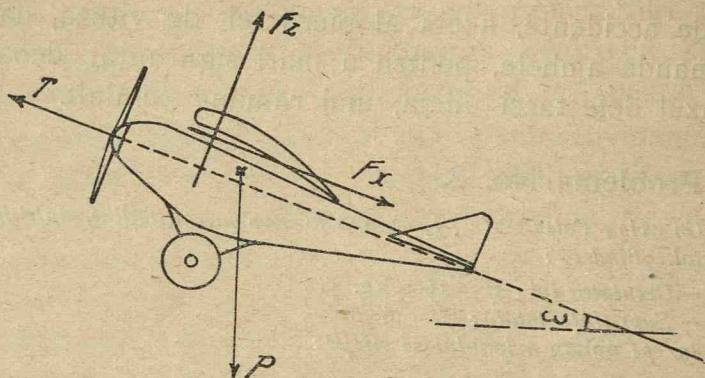


Fig. 107.

Dar admitând, ca și la sborul orizontal, că pitotul anulează momentele de rotație, iar ampenajul al aripioarele menține avionului o bună stabilitate, atunci se poate admite că forțele sunt concurente și trec prin centru de greutate (fig. 108). În acest caz condițiunile de echilibru se deduc foarte ușor, proiectând forțele pe axe xx' și zz' , și anume:

$$136) \begin{cases} T = F_x + P \cdot \sin \omega \\ P \cdot \cos \omega = F_z \end{cases}$$

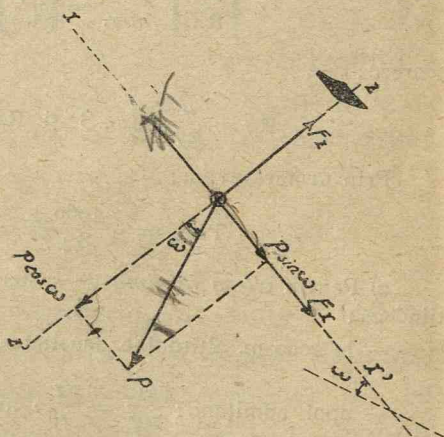


Fig. 108

Prin comparație cu sborul orizontal rectilin, se vede lesne că aici, pentru menținerea echilibrului, va fi nevoie de un exces de tracțiune, exces egal cu $P \cdot \sin \omega$ și

prin urmare :

$$137) T_{min. (urcare)} = T_{min. (oriz.)} + P \cdot \sin \omega$$

Iar viteza minimă de sustentație în urcare va fi :

$$138) V_{min. (urcare)} = \sqrt{\frac{P \cdot \cos \omega}{\delta \cdot R_{z_{max}}}} = V_{min. (oriz.)} \times \sqrt{\cos \omega}$$

Dar în cazul urcării obișnuite a avioanelor avem un ω foarte mic, deci :

$$\sqrt{\cos \omega} = \text{aproape } 1$$

Deci condițiunile de echilibru devin mai grele, căci turajul minim se mărește, deși viteza minimă de sustentație se menține aceeași aproape, ca și în sbor orizontal.

Remarcă : În cazul unui sbor în urcare, unde se menține viteza constantă, traectoria nu mai este rectilie, ci este o curbă cu concavitatea în jos, devine tangentă la planul orizontal al platonului. În acest caz condiția a doua a formulelor 136, devine :

$$139) P \cdot \cos \omega = Fz + \frac{P}{g} \cdot V \cdot \frac{d\omega}{dt}$$

Având însă în vedere că variațiile lui ω sunt foarte mici putem admite

$\frac{d\omega}{dt} = 0$ și deci studiul revine la ceace am făcut mai sus. Dar s'ar putea împărți curba într'o serie de traectorii rectiline (fig. 109),

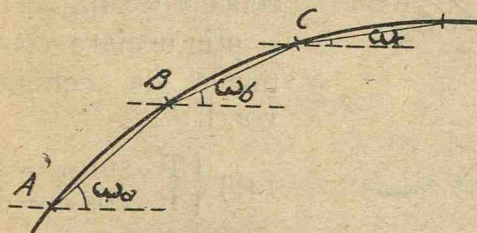


Fig 109.

unde valoarea lui ω se micșorează, pe măsură ce altitudin crește, adică avem :

$$\omega_a > \omega_b > \omega_c > \dots = 0$$

Sborul în coborâre rectilină.

Forțele cari acționează asupra unui avion în coborâre, sunt aceleași ca în sborul orizontal, de obicei însă motorul merge în ralanti și în acest caz tracțiunea devine neglijabilă. Dispunerea forțelor va fi (fig. 110)

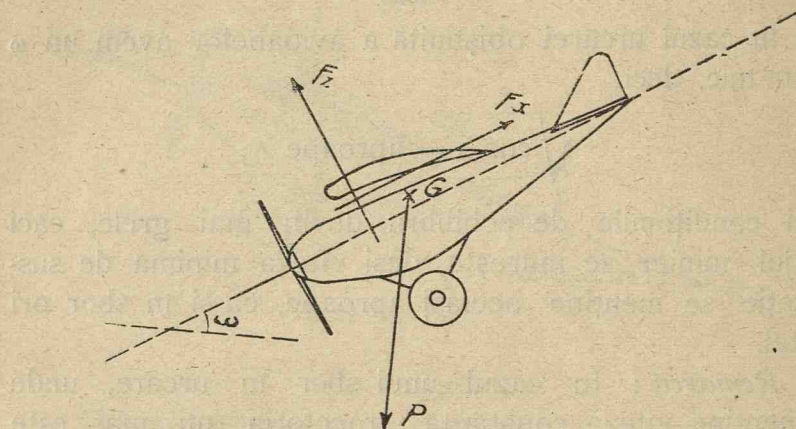


Fig. 110

diferită, dar considerând și aici anularea momentelor de rotație de către pilot și menținerea stabilității grație ampenajelor și aripioarelor, forțele pot fi considerate ca fiind concurente (fig. 111)

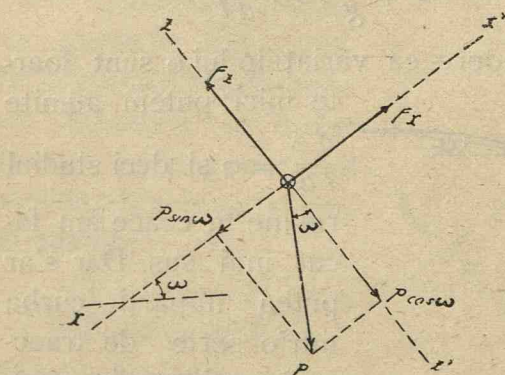


Fig. 111.

și prin urmare condițiile de echilibru vor fi:

$$140) \begin{cases} P \cdot \sin \omega = F_x \\ P \cdot \cos \omega = F_z \end{cases}$$

Admițând, precum am spus mai sus, că: $T=0$.

Dar, după cum se vede, pe timpul coborârei, pericolul poate fi ori datorit unei pierderi de viteză când panta ω de coborâre este prea mică, ori unei angajări prea rapide, când panta ω este prea

mare. În consecință determinarea pantei minime se impune și aceasta se face ușor, căci împărțind ambele ecuațiuni din 140, găsim :

$$141) \quad \operatorname{tg} \omega = \frac{R_x}{R_z}$$

Ori panta minimă va fi:

$$142) \quad \operatorname{tg} \omega_{\min.} = \frac{1}{\left(\frac{R_z}{R_x} \right)_{\max.}}$$

care se mai numește și *pantă de planaj*.

Panta minimă se poate controla de către pilot, fie cu ajutorul clinometrului longitudinal, fie cu ajutorul vitezometrului, menținându-l la o viteză egală cu: 1).

$$142 \text{ bis}) \quad V_0 = \sqrt{\frac{P \cdot \cos \omega_{\min.}}{\delta \cdot R_{z_0}}}$$

unde R_{z_0} corespunde lui $\left(\frac{R_z}{R_x} \right)_{\max}$ (fig. 112).

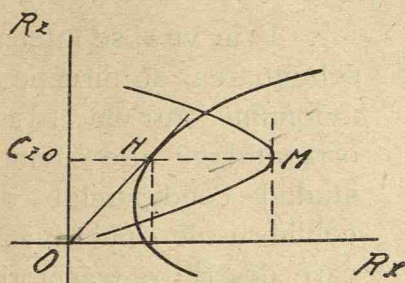


Fig. 112.

ca la sborul în urcare.

În orice caz, viteza în coborâre poate fi mărită până la viteza maximă, pe care o poate lua avionul în sbor orizontal și prin urmare pilotul are latitudinea de a varia înclinarea, astfel în cât vitezometrul să arate o

Dar se observă că δ se mărește pe măsură ce altitudinea descrește, prin urmare viteza V_0 se va micșora. Dacă s'ar menține viteza constantă, atunci traectoria nu va mai fi rectilină, ci va avea o formă inversă,

1) Viteza exactă de planaj este :

$$V = \sqrt{\frac{P}{\sqrt{R_1^2 + R_2^2}}}$$

viteza V , care să satisfacă condițiunei:

$$V_0 \leq V \leq V_{max}.$$

în care scop se marchează de obicei și pe clinometru unghiurile de înclinare maxime și minime.

Raza maximă de planare x , se deduce ținând seamă că (fig. 113).

$$\frac{x}{z} = \operatorname{tg} \omega_{min}.$$

deci :

$$143) \quad x = z \cdot \left[\frac{Rz}{Rx} \right]_{max}.$$

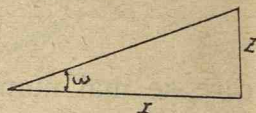


Fig. 113.

z fiind altitudinea la care sboară avionul. Privind dar polara mai multor avioane, se remarcă ușor că avionul a cărei polară va avea curba z cât mai în spre dreapta, va avea o rază de planare cât mai mare.

Virajul

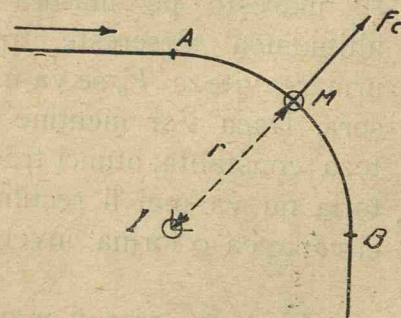


Fig. 114

Prin viraj se înțeleg schimbarea de direcție a avionului într'un plan orizontal, cu alte cuvinte studiul condițiilor de echilibru ale unui avion, care descrie o traectorie curbilinie, într'un plan orizontal (fig. 114). În acest caz, afară de forțele dela sborul orizontal, mai acționează asupra avionului și *forța centrifugală*, normală curbei, pe tot timpul cât avionul descrie traectoria, iar valoarea ei este:

$$144) \quad Fc = \frac{P}{g} \cdot \frac{V^2}{r}$$

unde r este raza de curbura instantanee.

În acest caz condiția de echilibru, între tracțiune și rezistența la înaintare, rămâne aceeași ca la zborul orizontal. Luând însă planul forțelor P , F_z și F_c , vom avea (fig. 115), înainte de a face virajul, forțele P și F_z verticale și de sens contrar, iar în momentul virajului se naște forța laterală F_c . Ori pentru echilibrarea acestor forțe, este nevoie de o schimbare a poziției avionului, altfel ar fi imposibil. Și în adevăr, compunând

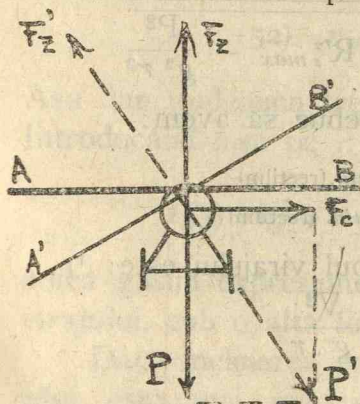


Fig. 115

P cu F_c obținem rezultanta P' , ori în acest caz înclinând avionul din poziția AB în poziția $A'B'$, de un unghi α egal cu unghiul format de forța P cu rezultanta P' , atunci se poate crea o portanță F'_z , egală și opusă forței P' și prin urmare condițiunile de echilibru vor deveni:

$$145) \quad \begin{cases} T = F'_x \\ P' = F'_z \end{cases}$$

$$\text{unde: } P' = \sqrt{P^2 + F_c^2} = P \cdot \sqrt{1 + \frac{V^4}{g^2 \cdot r^2}}$$

iar: $F'_x = R'_x \cdot V^2 \cdot \delta$ și $F'_z = R'_z \cdot V^2 \cdot \delta$ admitând că viteza nu s'a micșorat.

Făcând apoi același raționament ca în cazul zborului orizontal rectiliniu, obținem:

$$146) \quad \begin{cases} T = \frac{P}{\sqrt{\left[\frac{R'_z}{R'_x}\right]^2 \cdot \delta^2 - \frac{P^2}{g^2 \cdot r^2}}} \\ V = \sqrt{\frac{P}{\sqrt{R'^2_z \cdot \delta^2 - \frac{P^2}{g^2 \cdot r^2}}}} \end{cases}$$

și prin urmare:

$$147) \quad T_{\min(\text{viraj})} = \frac{P}{\sqrt{\left[\frac{R'z}{R'x}\right]_{\max}^2 - \frac{P^2}{g^2 \cdot r^2}}}$$

și

$$148) \quad V_{\min. (\text{viraj})} = \sqrt{\frac{P}{\sqrt{R'^2_{z \max} - \frac{P^2}{g^2 r^2}}}}$$

Dar se observă lesne că trebuie să avem:

$$\begin{aligned} T_{\min. (\text{viraj})} &> T_{\min. (\text{rectilin})} \\ V_{\min. (\text{viraj})} &> V_{\min. (\text{rectilin})} \end{aligned}$$

Inclinarea avionului pe timpul virajului este: ¹⁾

$$149) \quad \operatorname{tg} \alpha = \frac{V^2}{g \cdot r}$$

iar raza virajului:

$$150) \quad r = \frac{P}{g \cdot R'x} \cdot \frac{1}{\sqrt{\left[\frac{R'z}{R'x}\right]^2 \cdot \delta^2 - \frac{P^2}{T^2}}}$$

1) Dese ori se obișnuiește expresiunea „viraj la verticală” când α ar fi 90° , ori teoreticește un astfel de viraj nu este posibil decât dacă $V = \infty$ sau $r = 0$, ceiace nici un caz nu se poate în realitate. Dar pentru faptul că r este foarte mic și α aproape 90° , atunci se zice că virajul se face la verticală.

Acest viraj zis „la verticală” este periculos prin faptul că se naște asupra aripilor un efort de flexiune destul de mare, a cărei valoare ar fi

$$E = \frac{a}{2g} Cx_{\max.} \cdot S \cdot V^2$$

unde $Cx_{\max.}$ corespunde unui $i = 90^\circ$ în mediu (vezi polara completă din fig. 39).

Ori acest efort ar putea provoca o ruptură a planurilor, de aceea un asemenea viraj nu trebuie executat decât la rigoare și numai cu avioane sigure de o bună rezistență.

Neglijând însă pe $\left[R'_x \cdot \frac{P^2}{T^2} \right]$ față de $R'_z \cdot \delta^2$, formula devine mai simplă :

$$151) \quad r = \frac{P}{\delta \cdot g \cdot R'_z}$$

Și în acest caz, raza minimă de viraj, sub care nu se poate trece, fără a risca un accident (intrarea în vrie), este :

$$152) \quad r_{\min} = \frac{P}{g \cdot R'_{z_{\max}}}$$

Așa dar totdeauna trebuie să avem $r > r_{\min}$.

Introducând însă pe r din 151) în 149) găsim că :

$$153) \quad \operatorname{tg} \alpha = \frac{\delta \cdot R'_z \cdot V^2}{P}$$

adică găsim expresiunea înclinării avionului, pe timpul virajului, sub o altă formă.

Dacă înclinarea reală a avionului pe timpul virajului este mai mică decât α (dat de formule), atunci avionul *derapează* către exterior, iar dacă este mai mare, atunci avionul *alunecă* către interior, riscând ca avionul să intre în vrie, precum vom vedea mai jos.

Problema No. 3.

Se cere tracțiunea minimă, viteza minimă, și înclinarea avionului în „Problema No. 2” pe timpul un viraj ce se face pe o rază de 100 m. Este corect acest viraj făcut pe o rază de 100 m?

Aplicând formulele 147) și 148) în care :

$$P = 1960 \text{ kg.}; \left(\frac{R'_z}{R'_x} \right)_{\max} = 8,4; R'_{z_{\max}} = 3,6$$

$$g = 9,805 \text{ m./sec.}^2 \text{ și } r = 100 \text{ m.}$$

găsim:

$$T_{\min.} (\text{viraj}) = 240 \text{ kg.} (T_{\min.} (\text{rectilin}) = 233 \text{ km.})$$

$$V_{\min.} (\text{viraj}) = 25,2 \text{ m./sec.} = 90 \text{ km./oră} (V_{\min.} (\text{rectilin}) = 92 \text{ km./oră})$$

Inclinarea avionului în cazul vitezei minime de $25,2 \text{ m./sec.}$ este, după formula 149):

$$\operatorname{tg} \alpha = 0,64 \text{ deci } \alpha = 32^\circ - 33^\circ$$

Pentru a verifica dacă pentru $r = 100$ m. virajul este corect, vedem că după formula 152), raza minimă de viraj este :

$$r_{\min.} = 55,3 \text{ metri}$$

ori $r = 100 > r_{\min.} = 55,3$ deci virajul este corect.

Spirala

Spirala este evoluțiunea care are de scop o schimbare de direcție în timpul urcării sau coborârei. Pe timpul urcării rareori se fac spirale strânse, ele fiind totdeauna foarte largi, altfel s'ar risca ușor pierderile de viteză. Pe timpul coborârei însă, spirala este o evoluțiune comodă și ușoară, câtă vreme nu este prea strânsă sau panta de coborâre prea repede (spre a risca vria).

Spirala ideală în coborâre este atunci când avionul planează și în acest caz ecuațiunile de echilibru a forțelor sunt :

$$154) \quad \begin{cases} P \cdot \sin \omega = R_x \cdot V^2 \cdot \delta \\ P' \cdot \cos \omega = R_z \cdot V^2 \cdot \delta \end{cases}$$

unde :

$$P' = \sqrt{P^2 + F_c^2} = P \cdot \sqrt{1 + \frac{V^4}{g^2 \cdot r^2}}$$

1) Ecuațiunile de echilibru ale unei spirale oarecare sunt :

$$T \pm P \sin \omega = R_x \cdot V^2 \cdot \delta$$

$$P' \cdot \cos \omega = R_z \cdot V^2 \cdot \delta$$

și în acest caz raza spiralei va fi :

$$r = \frac{V^2}{g} \sqrt{\frac{P^2 - (T - R_x V^2 \cdot \delta)^2}{(R_x^2 + R_z^2) V^4 \cdot \delta^2 - P^2 \pm T (T - 2 R_x V^2 \cdot \delta)}}$$

Pentru $T = 0$ și eliminând pe V , găsim :

$$r = \frac{P}{\delta \cdot g \cdot \sqrt{R_x^2 + R_z^2}} \cdot \frac{\cos \omega}{\sqrt{1 - \frac{\sin^2 \beta}{\sin^2 \omega}}}$$

unde însă se admite cu aproximație suficientă : $\cos \omega = 1$ și $\frac{\sin^2 \beta}{\sin^2 \omega} = 0$

admițându-se că viteza V rămâne constantă dealungul anvergurei avionului.

Astfel se deduce că :

$$155) \quad \operatorname{tg} \omega = \operatorname{tg} \beta \cdot \sqrt{1 + \frac{V^4}{g^2 r^2}}$$

și raza spiralei :

$$156) \quad r_s = \frac{P}{\delta \cdot g \cdot \sqrt{R_x^2 + R_z^2}}$$

deci *raza minimă* a spiralei va fi :

$$157) \quad r_{s \text{ min.}} = \frac{P}{g \cdot \sqrt{(R_x^2 + R_z^2)_{\max.}}}$$

Inclinarea laterală a avionului pe timpul spiralei este aceeași ca și la viraj.

Este bine să facem remarcă următoare :

$$r_{\text{spirală}} < r_{\text{viraj}}$$

adică pentru un avion care zboară cu aceeași viteză, raza de viraj este mai mare ca în spirală, de unde învățământul că : dacă se execută un viraj prea strâns, spre a evita alunecarea în interior, să se picheze puțin cu avionul, spre a executa o spirală și în acest caz se evită orice risc de accident.

Decolajul

Decolajul unui avion, ca și aterisajul de altfel—după cum vom vedea mai jos—este mai mult o evoluțiune mixtă, căci o parte se petrece în contact cu terenul, iar altă parte în imediata apropiere a terenului. Decolajul este evoluțiunea cu care se începe orice evoluție aeriană a avionului.

Examinând în deaproape evoluțiunea decolajului, se observă că ea are două faze bine distincte și anume : *rularea pe teren și decolarea propriu zisă.*

Rularea pe teren

În această fază, avionul sprijinindu-se încă pe teren, echilibrul forțelor verticale nu ne interesează, rămânând numai echilibrul forțelor orizontale. De fapt însă, din această ecuație, ceea ce ne va interesa va fi numai *distanța de rulare*, căci o rulare prea lungă nu este deloc preferabilă și de aceea vom căuta să reducem distanța de rulare, la decolaj, cât mai mult.

Rularea unui avion la decolare are și ea două faze, întâi rularea cu bechia pe teren și apoi rularea numai pe roate (avionul fiind în linie de sbor).

În aceste condițiuni, forțele orizontale aplicate unui avion în faza rulării la decolare sunt:

- *Tracțiunea* T a propulsorului.
- *Inerția* F_i a avionului, de sens contrar tracțiunii.
- *Frecarea pe teren*, F_f din cauza rulării, de acelaș sens ca și inerția.
- *Rezistența la înaintare* F_x a avionului, de acelaș sens cu inerția și frecarea.

Ecuația de echilibru dinamic a acestor forțe va fi:

$$158) \quad T = F_i + F_f + F_x$$

Expresiunile forțelor fiind:

$$F_i = m \cdot \frac{dV}{dt}; \quad F_f = \lambda (P - R_z \cdot V^2); \quad F_x = R_x \cdot V^2$$

m fiind masa avionului, iar λ un coeficient de trecere.

Expresiunea *distanței de rulare la decolaj*, dedusă cu ajutorul ecuației de mai sus, este:

$$159) \quad X_d = K \cdot \frac{P}{2g \cdot R_z \cdot \left\{ \frac{T}{P} - \lambda \right\}}$$

unde K , este un coeficient dedus pe cale experimentală, care este aproape egal cu 1.

Demonstrația formulei 159) este următoarea:
Ecuția 158) se mai poate scrie:

$$\begin{aligned} 160) \quad m \cdot \frac{dV}{dt} &= T - R_x V^2 - \lambda (P - R_x V^2) \\ &= T + (R_x \cdot \lambda - R_x) V^2 - \lambda \cdot P \end{aligned}$$

Și dacă presupunem că x este distanța de rulare în momentul t , atunci:

$$161) \quad V = \frac{dx}{dt}$$

Eliminând apoi în ecuațiile 160) și 161) pe dt , vom obține o ecuație diferențială de ordinul I de forma:

$$162) \quad dx = \frac{m \cdot V \cdot dV}{T - R_x \cdot V^2 - \lambda (P - R_x \cdot V^2)}$$

Dar pentru simplificarea raționamentului, vom împărți studiul în două semifaze distincte: prima ar fi *rularea cu bechia pe teren*, a doua *rularea numai pe roate*, cu un unghi de atac dat i_2 .

Rularea cu bechia pe teren.

Deocamdată avionul trebuie să *demarez*, ori această condiție se traduce prin:

$$T_0 > \lambda_1 P$$

unde T_0 este tracțiunea la punct fix și λ_1 coeficientul de frecare cu bechia pe teren.

Apoi în această parte a rulării, viteza fiind destul de mică, forțele F_x și F_z sunt neglijabile și deci ecuația 162) devine:

$$dx = \frac{m \cdot V \cdot dV}{T - \lambda_1 \cdot P}$$

În această ecuație, T se micșorează parabolic, când viteza crește, după o lege de forma:

$$T = T_m - \alpha \cdot V^2$$

T_m fiind *tracțiunea maximă* (la punct fix) Dar α fiind un coeficient fracționar foarte mic, micșorarea lui T față de viteză este foarte mică, câtă vreme viteza nu este superioară vitezei maxime de sbor orizontal.

Deasemenea λ_1 se micșorează pe măsură ce viteza crește, însă foarte puțin, așa încât putem considera, cu aproximație suficientă, că diferența $(T - \lambda_1 \cdot P)$ rămâne în realitate constantă.

Integrând deci ecuația dela $V=0$, până la $V=V_1$ găsim că:

$$163) \quad Xd_1 = \frac{V_1^2}{2g \left(\frac{T}{P} - \lambda_1 \right)}$$

unde V_1 este viteza minimă de sustentație a ampenajului (planului profundor) adică :

$$V_1 = \sqrt{\frac{p}{r_z}}$$

iar p este greutatea părții din avion ce revine bechiei, și r_z coeficientul total de portanță al profundorului.

Rularea numai pe roate

În această semi-fază avionul rulând numai pe roate, are un unghi de atac i_2 , așa fel ales, în cât accelerația vitezei să fie maximă, pentru că viteza lui să atingă viteza necesară sustentației, cât mai repede. Ori această valoare a unghiului de atac i_2 trebuie astfel aleasă în cât expresiunea $(\lambda_2 \cdot R_z - R_x)$ să fie în mod continuu maximă, căci — după cum se vede în ecuația 159) — accelerația vitezei $\left[\frac{dV}{dt} \right]$ va fi maximă; λ_2 fiind coeficientul de frecare fără bechie.

Integrând deci ecuația 162) dela $V = V_1$ până la $V = V_2$, unde V_2 este viteza minimă de sustentație a avionului, avem pentru $\lambda_2 = \frac{R_x}{R_z}$:

$$194) \quad X_{d_2} = \frac{P}{2g(R_x - \lambda_2 \cdot R_z)} \cdot L \cdot \frac{\frac{T}{P} - \lambda_2 \frac{1}{P} (R_x - \lambda_2 \cdot R_z) V_2^2}{\frac{T}{P} - \lambda_2 \frac{1}{P} (R_x - \lambda_2 \cdot R_z) V_1^2}$$

și în cazul când $\lambda_2 = \frac{R_x}{R_z}$:

$$165) \quad X'_{d_2} = \frac{V_2^2 - V_1^2}{2g \left(\frac{T}{P} - \lambda_2 \right)}$$

Coeficientul $\lambda_2 < \lambda_1$, deoarece rularea se face numai pe roate.

Atunci distanța totală de rulare va fi :

$$166) \quad X_d = X_{d_1} + X_{d_2}$$

Însă în mediu aplicând numai formula 165), avem mai întotdeauna :

$$r_z = R_z, \quad p = 0,15 \cdot P \quad \text{și} \quad \lambda_1 = 1,5 \cdot \lambda_2$$

deci formula 166) devine :

$$167) \quad X_d = \frac{P}{2g \cdot R_z \left(\frac{T}{P} - \lambda_2 \right)} \cdot \frac{1,4 \lambda_1 - 1,2 \cdot \frac{PT}{P} - 1,5 \cdot \lambda_2}{\frac{T}{P} - 1,5 \cdot \lambda_2}$$

în mod practic verificând am găsit că:

$$168) \quad X_d = K \cdot \frac{P}{2g R_z \left(\frac{T}{P} - \lambda_2 \right)}$$

unde K este aproape egal cu 1, dar variază pentru fiecare avion.

Așa dar, rularea la decolare va fi cu atât mai mică cu cât:

— *greutatea* P va fi mică,

— *tracțiunea* T va fi mare,

— *portanța* R_z va fi mare.

Cum însă:

$$R_z = \frac{a}{2g} C_z \cdot S$$

atunci formula 159) se mai poate scrie:

$$169) \quad X_d = K \left\{ \frac{P}{S} \right\} \cdot \frac{1}{a \cdot C_z \left\{ \frac{T}{P} - \lambda \right\}}$$

unde ese în evidență importanța la decolare a greutatei pe metru patrat (greutatea unitară a avionului).

* * *

Factorii cari pot varia pe timpul decolajului și în special în faza rulării pe teren sunt: *tracțiunea*, *por-*

1) Tracțiunea T poate fi măsurată și după relația:

$$T = \eta \cdot \frac{W}{V} \cdot 75$$

unde η este randamentul propulsorului, W puterea motorului în cai și V viteza avionului.

Valorile lui λ_2 variază de obicei astfel;

$\lambda_2 = 0,03$ pentru o pistă foarte bună

$\lambda_2 = 0,08$ " " " medie

$\lambda_2 = 0,13$ " " " rudimentară.

Pentru $\lambda_2 \geq \frac{T}{P}$ decolajul nu mai este posibil.

tanța și rezistența la înaintare (unghiul de atac) și frecarea la rulare; greutatea rămânând mereu constantă ¹⁾).

Așa dar, dacă în această fază „motopropulsorul” ar înceta să mai funcționeze, sau dacă unghiul de atac s’ar mări ori micșora (o rafală, o manevră greșită), sau în fine, dacă un obstacol pe teren ar mări brusc valoarea lui λ_2 , atunci o cauză de accident este sigură, deoarece ecuația de echilibru nu mai este satisfăcută.

Pentru a rezuma variațiunea normală a diferiților factori, vom da mai jos (fig. 116) graficul variațiunei, unde observăm că:

$$Fi = ab$$

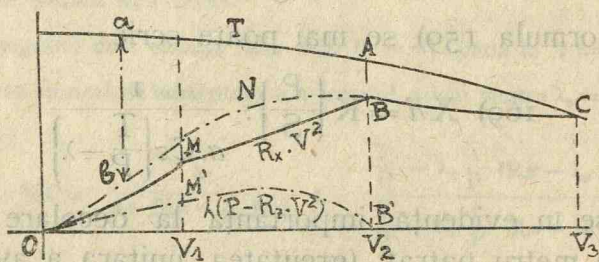


Fig. 116

apoi T variază parabolic, descrescând ușor cu viteza. F_x prezintă punctele caracteristice M , unde coada avionului părăsește terenul și B unde avionul întreg părăsește terenul. Curba frecărilor prezintă caracteristice în punctele: M , unde bechia părăsind terenul, λ se micșorează, însă greutatea întreagă a avionului trecând numai asupra roților, o clipă pare că λ se mărește, așa încât curba este aproape continuă în M , apoi în B' , unde roțile părăsind terenul, frecarea devine nulă.

1) Unul din cei ce au încercat să varieze și greutatea în timpul de colajului a fost căpitanul *Fonk*, care a desprins trenul, largându-l în momentul decolării.

Aşa dar, după grafic:

$$V_2 = \sqrt{\frac{P}{R_{z_{\max}}}} = \text{viteza minimă de sustentare.}$$

Indată însă ce una din curbele de variaţiune nu-şi mai menţine alinura din grafic, pericolul de dezechilibru se manifestă, însă nu devine periculos câtă vreme curba rezultantă $ONBC$, rămâne sub curba tracţiunii.

Decolarea propriu zisă

În această fază avionul trebuind să părăsească terenul, traectoria lui nu va mai fi rectilină (paralelă cu terenul) ci va trebui să fie curbilină, ori în acest caz o *forţă centrifugă* va lua naştere (fig. 117), normală traectoriei, aşa încat asupra avionului A se vor găsi aplicate forţele: T , $P \cdot \sin \omega$ şi F_x dealungul tangentei la traectorie, şi F_z , $P \cdot \cos \omega$ şi F_c dealungul normalei la traectorie. Dar unghiul ω adică panta de urcare, este foarte mic şi chiar trebuie să fie foarte mic, atunci $\sin \omega$ poate fi considerat *zero*, iar $\cos \omega$ egal cu 1 , deci ecuaţiunile de decolare propriu zisă vor fi:

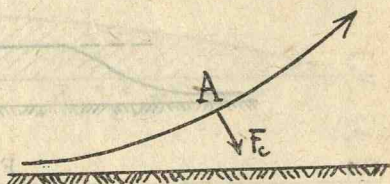


Fig. 117

$$170) \quad \begin{cases} T = F_x \\ P + F_c = F_z \end{cases}$$

Cum:

$$F_c = m \cdot \frac{V^2}{\rho}$$

unde m este masa avionului şi ρ raza de curbura a traectoriei, urmează că F_c va fi cu atât mai mic, cu cât ρ va fi mai mare, adică traectoria mai dreaptă.

În consecință decolarea propriu zisă trebuie făcută pe o traectorie cât mai puțin curbă, dar dacă anume obstacole pe teren ne obligă să mărim panta de decolare, atunci ea va fi de scurtă durată, micșorând-o imediat după ce avionul și-a luat o înălțime superioară obstacolelor, făcând apoi un palier până ce viteza avionului iar crește (căci dacă am menține panta mereu mare, atunci viteza descrește încetul cu încetul, riscând „pierderea vitezei“) suficient, se face iarăși o urcare ușoară, apoi iar un palier, etc... până ce se câștigă suficientă altitudine (fig. 118), când se începe evoluțiunea aeriană voită.

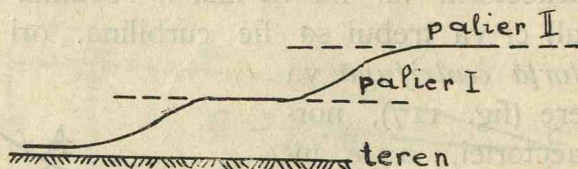


Fig. 118

În mod riguros studiat decolajul propriu zis, se găsește că ecuațiunile de echilibru sunt:

$$171) \quad \begin{cases} m \cdot \frac{dV}{dt} = T - R x \cdot V^2 P \sin \omega \\ m \cdot V \cdot \frac{d\omega}{dt} = R z \cdot V^2 - P \cos \omega \end{cases}$$

Încă din momentul când decolarea propriu zisă începe și până ce avionul își ia o altitudine suficientă, cantitățile $\left(\frac{dV}{dt}\right)$ și $\left(\frac{d\omega}{dt}\right)$ suferă o serie de oscilațiuni secundare, crescând și descrescând prin amplitudini din ce în ce mai mici, ce tind către zero. Ele nu devin periculoase decât în cazul când ia valori pozitive prea mari, provocate fie de un decolaj brusc a l'american), un viraj în momentul decolajului sau un vânt contrar, o rafală, un gol, etc...

În rezumat, decolajul propriu zis este una dintre cele mai delicate evoluțiuni normale, deci respectarea regulilor de sbor, prevăzute în acest caz, se impune cu toată rigoarea, altfel se riscă sigur un accident.

Odată „decolarea propriu zisă“ terminată, adică

avionul luându-și altitudine suficientă (peste 100 m.) spre a evita obstacolele terestre din apropiere, începe „urcarea“, care se execută după regulile „sborului în urcare rectilină“.

Totuși deoarece aci urcare se face în imediata „apropiere a terenului“ și deci fiind mai delicată, vom da câteva detalii cu scopul de a face să se înțeleagă și mai mult importanța evoluțiunei.

Reprivind figura 117) vedem că necesitatea unei diferențe între ordonata tracțiunilor T și a rezistenței la înaintare $R_x.V^2$ este absolut necesară, în faza ce urmează imediat după decolare, pentru a avea o accelerație crescătoare

a vitezei dela V_2 la V_3 . Cum în acest caz rezistența la înaintare mai este sporită și de componenta $P.\sin\omega$

a greutatei, atunci

graficul devine ca în (figura 119), unde curba de rezistențe la înaintare devine: $(R_x.V^2 + P.\sin\omega)$ iar zona hașurată reprezintă excesul de tracțiune, ce trebuie păstrat *motopropulsorului*.

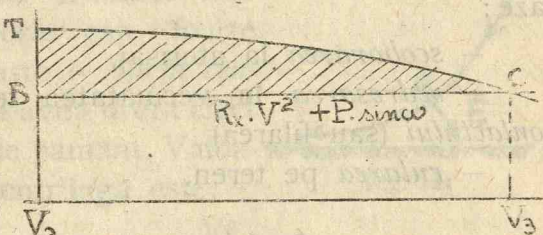


Fig. 119

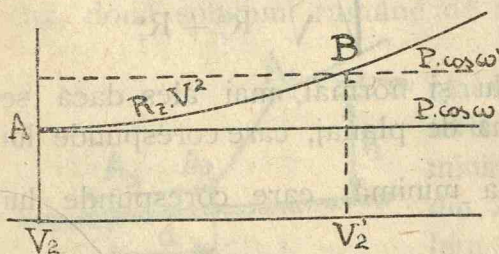


Fig. 120

Deasemenea în privința susținerii avionului, graficul ecuației respective ar fi ca în (figura 120), unde se vede excesul de portanță ce trebuie păstrat față de greutate

și unde diferența pantei ω' este covârșitoare, deoarece pentru o pantă $\omega' > \omega$, portanța devine insufici-

entă în intervalul de viteze dela V_2 la V'_2 și atunci ar trebui dat avionului o viteză $V > V'_2$ pentru a asigura excesul de portanță și deci „urcarea”.

Aterisarea

Aterisarea este evoluțiunea cu care, în mod normal, se termină orice evoluțiune aeriană a avionului și pentru faptul că o parte din această evoluțiune se petrece în contact cu terenul, se mai poate numi și evoluțiune mixtă, ca și decolarea.

Examinând în deaproape evoluțiunea aterisării unui avion, vom observa că ea poate fi împărțită în trei faze:

- *scoborârea* la aterisaj,
- *redresarea* în vecinătatea terenului, și *luarea contactului* (sau *filarea*),
- *rularea* pe teren.

Scoborârea la aterisaj

Faza scoborârei se execută după regulile unui sbor planat, adică panta și viteza de planaj vor fi:

$$\operatorname{tg} \omega = \operatorname{tg} \beta = \frac{R_x}{R_z} \quad \text{și} \quad V = \sqrt{\frac{P}{\sqrt{R_x^2 + R_z^2}}}$$

și totul ar părea simplu și normal, mai ales dacă se va lua o panta minimă de planaj, care corespunde lui $\left[\frac{R_z}{R_x} \right]_{\max}$ și o viteză minimă, care corespunde lui $(R_x^2 + R_z^2)_{\max}$.

Totuși două cauze face ca această scoborâre la aterisaj să fi mai delicată, prima datorită faptului că evoluția se petrece în imediata apropiere a solului și a

doua pentru faptul că avionul trebuind să ia contactul cu terenul deodată și cu roțile și cu bechia („în trei”), trebuind să fie redresat lângă sol.

În aceste condițiuni traectoria de scoborâre la aterisaj trebuie astfel aleasă, în cât avionul să aibă, în momentul redresării, o viteză suficientă, pentru a asigura sborul orizontal după redresare, sau viteza lui să fie mică, așa încât în momentul redresării avionul să ia contactul cu terenul cât mai dulce.

În primul caz s’ar părea că cea mai bună traec-torie ar fi o scoborâre repede (fig. 121) și apoi o re-dresare în apropierea solului, pro-vo-când o energetică frânare. Dar o astfel de traec-torie este foarte curbă și se va naște o *forță cen-trifugă* F_c , care va avea drept efect izbirea avionului de pământ. Valoa-

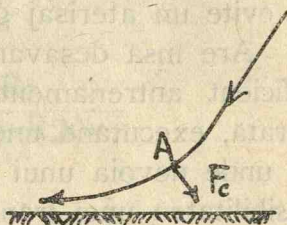


Fig. 121

$$F_c = m \cdot \frac{V^2}{\rho}$$

unde ρ este raza de curbură a traectoriei, care cu cât va fi mai mare, cu atât forța va fi mai mică.

În consecință, trebuie neapărat ca *traectoria de sco-borâre la aterisaj să fie cât mai dreaptă*. Ori în acest caz, două soluțiuni rămâne de adoptat :

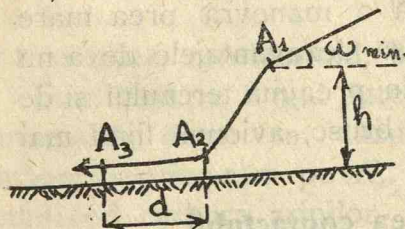


Fig. 122

1) Sau o scoborâre planată până în apropierea terenului (fig. 122), cu pantă minimă, apoi un ușor picaj din A_1 în A_2 pentru a acce-lera viteza, iar în A_2 re-dresarea, așa în cât în A_3

avionul să ia contactul cu terenul cât mai tangent.

Altitudinea h , unde se face picajul, variază între

50-100 m. deasupra solului și depinde de avion și modul cum pilotul este antrenat.

Intervalul dela A_2 la A_3 se chiamă *distanță de filare* (d), iar lungimea ei depinde de viteza ce o are avionul în momentul redresării (în A_2) și de rezistența la înaintare.

Avantajele unei astfel de traectorii constau în posibilitatea trecerii peste un obstacol, de înălțime inferioară sau egală lui h , așezat în apropierea terenului și în posibilitatea de a asigura avionului o bună maniabilitate, așa în cât la rigoare repunând motorul, să se evite un aterisaj greșit.

Are însă desavantajele de a pretinde pilotului un suficient antrenament și de a prelungi o filare exagerată, executând uneori un așa numit „aterisaj lung“, de unde nevoia unui teren mare de aterisaj sau de posibilitatea unei frânări.

2) O a doua posibilitate ar fi o scoborâre planată cu pantă minimă, până în apropierea terenului (fig. 123),



Fig. 123

apoi o redresare în A_2 , urmată dela sine de luarea contactului în A_3 așa încât intervalul $d = A_2 A_3$ de filare este poate redus.

Avantajele unei astfel de traectorii constau în realizarea unui aterisaj ușor, fără o manevră prea mare și o filare prea lungă. Are însă dezavantajele de a nu evita obstacolele prea mari din preajma terenului și de a lua contact cu terenul mai brusc, avionul fiind mai puțin maniabil.

Redresarea și luarea contactului

(Filarea)

Redresarea avionului la aterisare trebuie astfel făcută, în cât avionul să ia o viteză suficientă, spre a-i

asigura pe o distanță, cât mai scurtă, sborul orizontal. Această redresare are de scop așezarea avionului, astfel în cât luarea contactului cu terenul să se facă cu minimum de șoc. Ori aceasta atrage o viteză verticală de cădere cât mai mică și cum această viteză este :

$$V_z = V \cdot \sin \omega \quad \text{unde} \quad \begin{cases} V = \sqrt{\frac{P}{\sqrt{R_x^2 + R_z^2}}} \\ \omega = \beta \end{cases}$$

avem :

$$172) \quad V_z = \sqrt{P} \cdot \frac{R_z}{(R_x^2 + R_z^2)^{3/2}}$$

Iar șocul cu terenul va fi :

$$173) \quad \frac{1}{2} m V_z^2 = \frac{P^2}{2g} \cdot \frac{R_z^2}{(R_x^2 + R_z^2)^{3/2}} \\ = \frac{1}{a} \cdot \frac{P^2}{S} \cdot \frac{C_x^2}{(C_x^2 + C_z^2)^{3/2}}$$

de unde vedem că șocul va fi minim când S va fi maxim și expresiunea :

$$174) \quad E = \frac{C_x^2}{(C_x^2 + C_z^2)^{3/2}}$$

va fi minimă, considerând, bine înțeles, P constant.

Cum însă pe S nu-l putem mări, în momentul luării contactului, decât în cazul unor avioane speciale, rămâne să micșorăm pe E , ceea ce se poate realiza, fie modificând curbura aripilor, necesitând pentru aceasta avioane speciale, fie găsind unghiul de atac cel mai potrivit filarei, astfel în cât E să fie minim pe tot timpul filarei.

Studiind variația lui E , găsim ușor că minimum lui

va fi pentru un unghiu de atac i_f numit *unghiu de atac de filare*, și care variază cam în jurul lui 9° . 1)

Așa dar, *redresarea avionului trebuie făcută astfel în cât filarea să se facă cu un unghiu de atac egal cu i_f* . Dar de fapt nu se poate realiza în mod ideal acest lucru, deoarece avionul urmând a lua contactul cu terenul și pe roate și pe bechie simultan („în trei“), forțamente unghiul de atac al avionului, în clipa luării contactului va fi i_c adică un maximum maximorum și atunci filarea se va face în realitate cu un unghiu de atac crescând, începând cu i_f și terminând cu i_c .

În acest caz distanța de filare a avionului, calculată din momentul redresării la i_f până în momentul contactului este aproximativ 2):

$$175) \quad x_f = K \cdot \frac{1}{C_{x_m}} \cdot \left(\frac{P}{S} \right)$$

1) În adevăr, reprezentând grafic curba E în funcție de i — servindu-ne de polară — găsim graficul din figura 124), al cărui minim corespunde unghiului i_f .

Astfel pentru avionul Farman bimotor „Jaguar“ am găsit valorile:

i	-30°	0°	3°	6°
$10^4 \cdot E$	1120	11,4	2,4	1,4
		9°	12°	15°
		1,3	1,4	4

În particular s'ar putea zice că i_f corespunde, pe polă, în ar tersecției curbelor 1 și 2 de pe ramura unghiurilor crescânde, adică între i optim și i maxim.

2) În adevăr ecuația de filare este:

$$m \cdot \frac{dV}{dt} = R x \cdot V^2 \quad \text{unde } V = \frac{dx}{dt}$$

x fiind distanța de filare.

Eliminând pe dt obținem:

$$dx = \frac{P}{g \cdot R x} \cdot \frac{dV}{V}$$

unde K este un coeficient numeric, variabil între 0,3 și 0,5 după avion, iar Cx_m este o valoare medie a lui Cx cuprinsă între i_f și i_c .

Rularea pe teren

În această fază avem interesul ca avionul să ruleze cât mai puțin, pentru ca aterisajul să fie cât mai scurt.

Avionul luând contact cu terenul deodată și pe roate și pe bechie, se înțelege că în această fază reacțiunea terenului va fi foarte energică, frecarea fiind mare.

Odată avionul așezat pe teren, forțele ce îi sunt aplicate și cari sunt capabile de vre-un pericol în caz de dezechilibru, sunt:

- *inertția* Fi în sensul mișcării,
 - *rezistența la înaintare* Fx și
 - *frecarea pe teren* Ff , ambele de sens contrar;
- iar condiția de echilibru va fi:

$$176) \quad Fi = Fx + Ff$$

unde: $Fi = m \cdot \frac{dV}{dt}$; $Fx = Rx_{max.} \cdot V^2$

și $Ff = \lambda_1 (P - Rz_{max.} \cdot V^2)$

Cu ajutorul acestei ecuațiuni se demonstrează că distanța de rulare la aterisaj este:

$$177) \quad Xa = \frac{P}{2g (Rx_m - \lambda_1 Rz_m)} \cdot L \frac{Rx_m}{\lambda_1 Rz_m}$$

unde integrând dela $V_1 = \sqrt{\frac{P}{Rz_1}}$ corespunzător lui i_f până la $V_m = \sqrt{\frac{P}{Rz_{max}}}$ adică viteza minimă, găsim:

$$X = \frac{P}{g \cdot Rx} \cdot L \frac{V_1}{V} = \frac{P}{2g \cdot Rx} \cdot L \frac{Rz_{max}}{Rz_1} = K \cdot \frac{1}{Cx_m} \left(\frac{P}{S} \right)$$

unde $K = \frac{1}{a} \cdot L \frac{Rz_{max}}{Rz_1} = \frac{1}{a} \cdot L \frac{Cz_{max}}{Cz_1}$

în cazul când $\lambda_1 \neq \frac{Rx_m}{Rz_m}$, și:

$$178) \quad X'a = \frac{P}{2g \lambda_1 \cdot \sqrt{R_{xm}^2 + R_{zm}^2}} \approx \frac{P}{2g \cdot Rx}$$

în cazul când $\lambda_1 = \frac{Rx_m}{Rz_m}$.

În adevăr, dacă înlocuim în 176) expresiunile forțelor, apoi ținem seama că:

$$V = \frac{dx}{dt}$$

prin eliminarea lui dt găsim:

$$179) \quad dX = \frac{m \cdot V \cdot dV}{\lambda_1 \cdot P + (Rx_m - \lambda_1 \cdot Rz_m) V^2}$$

De unde se vede că pentru: $\lambda_1 \neq \frac{Rx_m}{Rz_m}$, integrând dela:

$$V = \sqrt{\frac{P}{(V R_x^2 + R_z^2)_{\max}}}$$

până la $V = 0$, găsim:

$$180) \quad Xa = \frac{P}{2g (Rx_m \lambda_1 - Rz_m)} \cdot L \left\{ 1 + \lambda_1 V \sqrt{R_{xm}^2 + R_{zm}^2} - \sqrt{R_{xm}^2 + R_{zm}^2} \right\}$$

Și pentru $\lambda_1 = \frac{Rx_m}{Rz_m}$, obținem formula 178).

Dacă însă în 180) considerăm în expresiunea $\sqrt{R_{xm}^2 + R_{zm}^2}$ pe Rx_m neglijabil, atunci obținem formula 177), ce am dat mai sus.

Capotarea.

Când reacțiunea terenului (λ_1) este prea mare și când direcția ei trece înapoia centrului de greutate al avionului, atunci un cuplu de răsturnare se va naște, provocând așa numită „capotare a avionului“.

Pentru a elimina pericolul capotării, traectoria la aterisaj trebuie să fie perfect paralelă cu terenul (în momentul luării contactului), iar terenul să nu aibă

obstacole. Dacă însă contactul a fost prea violent, o repunere a motorului și deci intervenția tracțiunii *T* ar putea evita o capotare.

Când însă reacțiunea terenului este disimetrică (față de planul vertical de simetrie al avionului, care cuprinde și centrul lui de greutate) atunci avionul poate pivota, în momentul luării contactului, în partea în-cotr'o se manifestă reacțiunea terenului și un astfel de accident ia numele de „*cal de lemn*“. Evitarea lui se face luând contactul deodată pe cele două roți ale trenului și evitând obstacolele izolate de pe teren.

3. EVOLUȚIUNIE NORMALE ALE HIDRAVIONULUI

Generalități.

În general evoluțiunile aeriene ale hidravionului nu diferă deloc de acelea ale avionului, în ceace privește ecuațiunile de echilibru ale forțelor aplicate lui, atâta vreme cât *pilotul* este la bord și veghează la menținerea stabilității lui, iar hidravionul este perfect *centrat*.

Singurile evoluțiuni cari însă diferă mai mult sunt: *decolajul* și *amerisajul*.

Decolajul

Decolajul hidravioanelor, ca și acela al avioanelor are mai mult faze:

— *plutirea și dejojajul*,

— *alunecarea*,

— *decolarea propriu zisă*.

Plutirea și dejojajul

În repaus hidravionul fiind susținut numai prin *plutire*, ecuația de echilibru este:

$$(181) \quad D = P$$

D fiind „sustența statică” sau „forța arhimediană”, egală cu greutatea volumului de apă deslocuit de „coca” hidravionului sau de „plutitoare”.

Indată însă ce „propulsorul” intră în acțiune, aplicând hidravionului *tracțiunea* T , hidravionul începe să se miște în sensul tracțiunii, căpătând o viteză oarecare V . Dar datorită formei speciale pe care o are „coca” sau „plutitoarele” hidravionului, se vor naște atunci niște reacțiuni (fig. 125) pe partea anterioară, pe cari descompunându-le după o verticală și o orizontală, le vom nota cu Rv reacțiunea verticală, numită și *sustența dinamică a apei* și Rh reacțiunea orizontală, numită și *rezistența la înaintare a apei*.

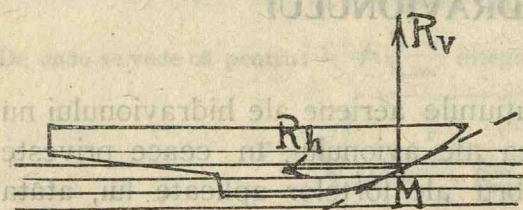


Fig. 125.

Forțele aplicate hidravionului vor fi atunci :

Pe orizontală :

— *Tracțiunea* T , în sensul mișcării.

— *Inerția* F_i , în

sens contrar.

— *Rezistența apei* R_h , în sens contrar.

— *Rezistența aerului* F_x , în sens contrar.

Pe verticală :

— *Greutatea* P , în sensul gravitației.

— *Sustența statică* D , în sens contrar.

— *Sustența dinamică a apei* R_v , în sens contrar.

— *Portanța* F_z , în sens contrar.

Așa în cât ecuațiunile de echilibru vor fi :

$$182) \quad \begin{cases} T = F_i + R_h + F_x & 1) \\ P = D + R_v + F_z \end{cases}$$

1) În mod riguros raționând, se găsește o inerție verticală a aparatului, dar având în vedere că accelerația vitezei verticale este foarte mică, neglijăm ușor și această inerție.

Forțele F_i și D se micșorează pe măsură ce viteza crește, ¹⁾ iar în momentul când $D=0$, adică hidravionul nu mai este susținut decât dinamic, atât de apă cât și de aer, atunci înseamnă că faza „plutirii și dejojajului“ s'a terminat.

Ceace ne interesează mai mult în această fază, este *distanța parcursă de hidravion până ce dejojează complet*. Greutatea determinării acestei distanțe constă în faptul că forțele R_h și R_v , cari sunt funcțiuni de viteză, nu sunt cunoscute cu exactitate și în acest caz determinare distanței $X \Delta$ de dejojaj, nu se poate face cu exactitate, decât pe cale experimentală, fie cu modele mici încercate în bazine speciale cu apă, fie cu hidravioane reale. Admițând totuș că:

$$183) \quad \begin{cases} R_h = Q_h \cdot V^2 \\ R_v = Q_v \cdot V^2 \\ D = P - Q_d \cdot V^2 \end{cases}$$

unde Q_h , Q_v și Q_d sunt coeficienți determinați, pentru fiecare caz în parte, pe cale experimentală, atunci se găsește că: ²⁾

$$184) \quad X \Delta = \frac{P}{2g(Q_h + R_x)} L \left[1 - \frac{P}{T} \cdot \frac{Q_h + R_x}{Q_d} \right]$$

sau mai simplu:

$$185) \quad X \Delta = \frac{P}{2g(Q_h + R_x)} L \left[1 - \frac{P}{T} \cdot \frac{Q_h}{Q_d} \right]$$

1) Vom da mai jos variația grafică a lui D față de viteză.

2) În adevăr, din 182) avem:

$$186) \quad m \cdot \frac{dV}{dt} = T - (Q_h + R_x) V^2$$

Apoi cum $V = \frac{dx}{dt}$, prin eliminarea lui dt , și integrarea dela $V=0$

până la $V = \sqrt{\frac{P}{Q_d}}$, obținem formula 184).

Cum însă în această fază R_x este neglijabil, se obține formula mai simplă 185).

Unghiul de atac ce trebuie dat hidravionului în această fază, deși are o slabă influență, totuși nu depinde de pilot ci de însuș hidravion, căci în momentul când T se manifestă, atunci el *pichează* puțin, deoarece axul de tracțiune la hidravioane este deasupra punctului de sprijin. Dar pe măsură ce inerția scade și reacțiunea verticală a apei se mărește, hidravionul *cabrează*, până când începe faza „alunecărei“, și prin urmare unghiul de atac crește pe tot timpul fazei „dejoajului“.

Alunecarea

Când „coca“ sau „plutitoarele hidravionului au fost complet scoase din apă, sustentația avionului fiind numai datorită lui R_v și F_z , atunci începe faza „alunecărei“. Așa dar, în această fază avem:

$$D = 0$$

iar de unde până aci forțele R_h și R_v aveau preponderență asupra forțelor F_x și F_z , în această fază, ultimele au preponderență asupra primelor.

Ecuatiunile de echilibru sunt:

$$187) \quad \begin{cases} T = F_i + R_h + F_x \\ P = R_v + F_z \end{cases}$$

Unghiul de atac ce trebuie dat hidravionului în această fază, trebuie să fie minim pentru ca accelerațiunea vitezei să fie maximă și astfel atingerea vitezei V_m (minimă de sustentatie) a hidravionului să fie cât mai rapidă, așa încât decolarea să se faeă imediat. Deci din poziția „cabrată“ în care se găsea hidravionul la sfârșitul primei faze, pilotul trebuie să picheze ușor, micșorând unghiul de atac, până ce obține *viteza maximă de alunecare*.¹⁾

1) Hidro-glisoarele sunt bazate pe acelaș principiu de „dejoaj și „alunecare“, le lipsesc însă forțele F_x și F_z .

Distanța de alunecare, până în momentul decolării X_{α} dedusă tot în ipotezele dela prima fază, este:

$$188) \quad X_{\alpha} = \frac{P}{2g(Qh + Rx)} \cdot L \cdot \frac{T - P \cdot \frac{Qh + Rx}{Rz}}{T - P \cdot \frac{Qh + Rx}{Qv + Rz}}$$

Sau mai simplu ¹⁾.

$$189) \quad X_{\alpha} = \frac{P}{2g(Qh + Rx)} \cdot L \cdot \frac{T - P \cdot \frac{Rx}{Rz}}{T - P \cdot \frac{Qh}{Qv}}$$

Distanța totală de decolaj a hidroavioanelor va fi deci:

$$191) \quad X_d = X_{\Delta} + X_{\alpha}$$

Admițând însă că Qd la finele fazei I-a este egal cu $(Qv + Rz)$ dela începutul fazei a II-a, atunci se găsește că:

$$192) \quad X_d = \frac{P}{2g(Qh + Rx)} \cdot L \left\{ 1 - \frac{P}{T} \cdot \frac{Rx}{Rz} \right\}$$

Decolarea propriu zisă

Această fază este absolut identică cu aceea dela avioane.

* *

Rezumând pe cale grafică evoluțiunea decolajului hidravioanelor, avem pentru echilibrul forțelor verticale,

1) Unde s'a neglijat Qh la numărător și Rx și Rz la numitor, știind că la limită avem:

$$190) \quad \sqrt{\frac{P}{Qd}} = \sqrt{\frac{P}{Qv + Rz}}$$

adică viteza finală a fazei întâia este aceeași cu viteza incipientă a fazei a II-a.

graficul din (fig. 126), avem: $\overline{ab} = Rv$ și deci urmărind curba, ipoteza ca $Rv = Qv \cdot V^2$ nu este prea exactă.

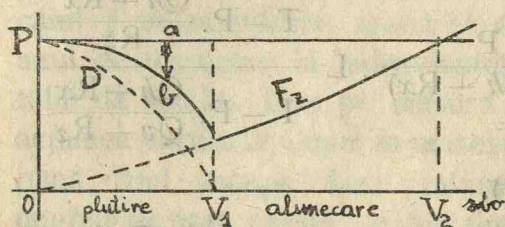


Fig. 126

Pentru echilibrul forțelor orizontale avem (fig. 127) unde :

$$\overline{ab} = Fi$$

deci câtă vreme :

$$V < V_0$$

atunci avem un surplus de tracțiune.

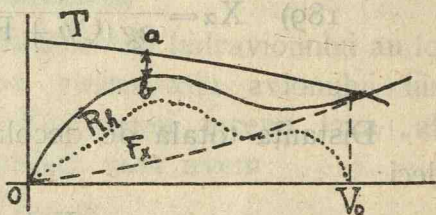


Fig. 127

Amerisajul.

În cazul amerisajului hidravioanelor, distingem deasemenea cele trei faze dela „aterisaj“, unde prima și a doua fază sunt identice cu ale avionului.

Faza a doua având de scop o așezare a hidravionului cu *redanul* pe apă, ceiace ar corespunde așezării simultan pe roate și bechie a avionului.

Contactul odată luat, începe faza alunecării și apoi a jojajului sau plutirei.

Procedând ca în cazul decolajului, se găsește că distanțele de alunecare la amerisaj X'_{α} și de plutire X'_{Δ} sunt :

$$193) \quad X'_{\alpha} = \frac{P}{2g(Qh + Rx)} \cdot L \cdot \frac{P}{Qv + Rz}$$

și

$$194) \quad X'_{\Delta} = \frac{P}{2g(Qh + Rx)} \cdot L \cdot \frac{P}{Qd}$$

Și prin urmare distanța totală va fi :

$$(195) \quad Xa = X' \alpha + X' \Delta$$

Dar cum avem $Qd = Qv + Rz$, atunci : $X' \alpha = X' \Delta$
deci :

$$(196) \quad Xa = \frac{P}{g (Qh + Rx)} \cdot L \frac{P}{Qd}$$

5. EVOLUȚIUNI EXCEPȚIONALE

(avion și hidravion)

Generalități.

Regulamentele de sbor mai denumesc aceste evoluțiuni și „acrobații“ și le definesc scopul: „...a face pilotul capabil să execute orice misiune...“.

Matematiceste însă, evoluțiunile excepționale constituiesc acele binecuvântate tranziții între evoluția normală și catastrofa. Un accident nu se poate niciodată produce direct dela o evoluție normală, el este precedat întotdeauna de o evoluție excepțională și din aceste motive evoluțiunile excepționale capătă un interes capital.

Când echilibrul stabil al unei evoluțiuni normale a fost stricat dintr'o cauză oarecare, apoi trebuie să se înțeleagă că această ruptură de echilibru nu se face brusc, manifestându-se ceiace matematiceste s'ar numi „o discontinuitate“. Ruperea echilibrului stabil se manifestă mai întâi printr'o serie de oscilațiuni ale avionului, în timp ce el singur caută să-și recapete echilibrul. Dacă însă ruptura perzistă, atunci acele oscilațiuni sunt urmate de o scurtă perioadă de echilibru instabil, în timp ce avionul execută o evoluție excepțională oarecare. Iar numai dacă continuă să perziste încă cauzele cari au stricat echilibrul stabil al avionului, atunci natural este ca avionul să oscileze, tinzând a înlătura acele cauze și executând deci diverse „evoluțiuni ex-

cepționale“ sau chiar „nepermise“ al căror, desnodământ fatalmente se termină cu un accident.

Așa dar, dacă în perioada de oscilație a unui avion în zbor, ce urmează imediat unei evoluțiuni normale, pilotul nu observă pericolul pentru a-l înlătura, restabilind echilibrul stabil al avionului, atunci avionul intră — după cum am spus — într'o evoluție excepțională, de scurtă durată, dar suficientă pentru a face atent, cu toată energia, pe pilot, de pericolul care îl așteaptă dacă nu intervine.

Intr'un cuvânt deci, evoluțiunile excepționale constituiesc un ultim dar energic avertisment, pe care avionul îl dă pilotului pentru a-i restabili echilibrul lui stabil. Un pilot obișnuit cu evoluțiunile excepționale, înseamnă că va ști să evite cu siguranță o catastrofă, răspunzând favorabil avertismentului ce-l dă avionul, pe timpul unei evoluțiuni excepționale.

Rare ori o evoluțiuni excepțională este excutată în mod voit și atunci se face tot în scopul evitărei unui pericol: incendiu la bord, atac inamic, etc...

Două condițiuni pune avionului aceste evoluțiuni :

1) Avionul să poată fi capabil a prelungi cât mai mult durată unei evoluțiuni excepționale, pentru ca avertismentul ce se dă pilotului să aiba efectul dorit.

2) Avionul să suporte fără risc, toate eforturile ce se nasc pe timpul evoluțiunilor excepționale, căci — după cum vom vedea mai jos — pe timpul acesta evoluțiuni, considerabile eforturi se nasc și acționează asupra planorului, obosindu-l mult.

Astfel, un planor care este capabil să execute orice fel de evoluție excepțională, înseamnă că este foarte rezistent și de aceea la ditterite „meetinguri de aviație“ diversele case trimit avioane, cari să execute tot felul de „acrobații“, spre a se dovedi rezistența construcției

acelor avioane. Ori pentru a construi un planor capabil să reziste eforturilor ce se nasc pe timpul evoluțiilor excepționale, trebuie mai întâi să cunoaștem acele eforturi și în acest scop vom studia evoluțiunile excepționale.

Eforturile ce se nasc pe timpul evoluțiunilor excepționale pot fi însă studiate și pe cale teoretică și pe cale practică, în cele ce urmează le vom studia însă pe cale teoretică, rezumând apoi la urmă și rezultatele practicei.

Evoluțiuni excepționale în planul vertical de simetrie (simetrice)

Angajarea sau picajul

Considerând cazul cel mai defavorabil, adică un picaj la verticală, forțelele aplicate unui avion în acest caz (fig. 128) vor fi:

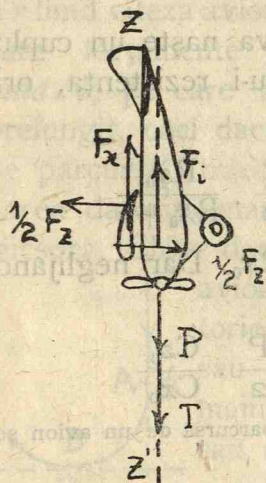


Fig. 128.

P și T în sensul căderii, (Fi) și Fx în sensul contrar, Fz va fi divizat în două părți egale (la un picaj vertical), $1/2 Fz$ fiind aplicată celei către marginea de atac și cu sensul în interior și $1/2 Fz$ către marginea de fuga și cu sensul în exterior.

Ecuatia de echilibru dinamic dealungul axului de picaj va fi:

$$197) \quad Fi + Fx = P + T$$

Dar picajul va atinge o limită, când accelerația vitezei de cădere va fi nulă, în care caz și $Fi =$ (inertația dispăre), și atunci avionul va atinge *viteza limită*, a cărei valoare se deduce din ecuația 197), unde am văzut că $Fi = 0$, iar T devine și el aproape nul, deoarece avem:

$$T = T_m - \alpha \cdot V^2$$

unde deși α este un coeficient foarte mic, totuși având în vedere că aici V ia valori formidabile, T se va micșora. În acest caz ecuația devine:

$$198) \quad R_{x_0} \cdot V_l^2 \cdot \delta = P + T_m - \alpha \cdot V_l^2 \cdot \delta$$

R_{x_0} fiind coeficientul total de rezistență minimă la înaintare. Deci:

$$199) \quad V_l = \sqrt{\frac{P + T_m}{\delta(R_{x_0} + \alpha)}}$$

Iar în cazul că motorul este calat sau în ralanti, atunci avem: $T_m = 0$ și prin urmare:

$$200) \quad V_l = \sqrt{\frac{P}{\delta(R_{x_0} + \alpha)}}$$

α fiind acel coeficient de frânare al elicei egal, după formula 88) cu $\frac{a}{g} \cdot K \cdot D^2$, iar δ se consideră constant.

Asupra celei am văzut că se va naște un cuplu de torsiune ($\frac{1}{2} Fz$, $\frac{1}{2} Fz$), periclitându-i rezistența, ori mărimea lui va fi:

$$201) \quad \frac{1}{2} Fz = \frac{1}{2} R_{z_0} \cdot V_l^2 \cdot \delta = \frac{P}{2} \cdot \frac{R_{z_0}}{R_{x_0} + \alpha}$$

unde R_{z_0} corespunde pe polară lui R_{x_0} . Dar neglijând pe α în acest caz, se găsește că:

$$202) \quad \frac{1}{2} Fx = \frac{P}{2} \cdot \frac{R_{z_0}}{R_{x_0}} = \frac{P}{2} \cdot \frac{C_{z_0}}{C_{x_0}}$$

Distanța de picaj până la viteza limită, parcursă de un avion se poate ușor deduce din educația 197) și se găsește

$$203) \quad \Delta Z = \frac{P}{2g(R_{x_0} + \alpha) \cdot \delta} \cdot L \cdot \frac{1}{1 - \frac{(R_{z_0} + \alpha) \cdot V_l^2 \cdot \delta}{T_m + P}}$$

unde se observă că pentru viteza limită teoretică (din formula 199) obținem $z = \infty$.

Ori cum noi avem interesul ca, avionul în picaj să atingă viteza limită cât mai greu, înseamnă că z va fi bun când va fi cât mai mare, adică când P va fi mare, T_m mic și R_{x_0} mic, altitudinea (δ) fiind deosebit de mare.

În adevăr, din 197) avem :

$$m \frac{dv}{dt} = Tm + P - (Rx_0 + \alpha) V^2 \delta$$

Apoi cum :

$$V = \frac{dz}{dt}$$

prin eliminarea lui dt și integrare dela $V = 0$, până la $V = V_c$, găsim formula dată la 203).

Redresarea bruscă sau resursă

Din picaj la verticală (cazul cel mai defavorabil), avionul fiind brusc redresat, se va naște asupra aripiilor un efort total E , a cărei valoare va fi :

$$204) \quad E = Rz_{max.} \cdot V_r^2 \cdot \delta$$

V_r fiind viteza avionului în momentul redresării (fig. 129), care forțamente va fi mai mică decât viteza limită V_l pe care ar avea-o un avion după un picaj prelungit, căci dacă în A avionul are viteza V_l , apoi pe parcursul traiectoriei din A în B , intervenind frânarea datorită măririi unghiului de atac, viteza se va micșora. Chiar dacă pilotul ar trage brusc de manșă, avionul tot va descrie o porțiune de traiectorie AB , a cărei curbura va fi mai mare sau mai mică, după cum rezistența la înaintare a avionului crește mai repede sau mai încet cu unghiul de atac.

De fapt prin redresare se înțelege o frânare a picajului și acea frânare se face măbind rezistența la înaintare, așa în cât valoarea lui V_r va fi :

$$205) \quad V_r = \sqrt{\frac{P}{\delta \cdot Rx_m}}$$

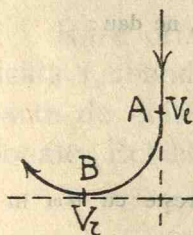


fig. 129.

unde Rx_m este coeficientul total de rezistență la înaintare, corespunzător pe polară lui Rz_{max} , așa în cât:

$$206) \quad E = P \cdot \frac{Rz_{max.}^1}{Rx_m}$$

Acest efort tinde să smulgă aripile sau să le flexioneze (fig. 130).

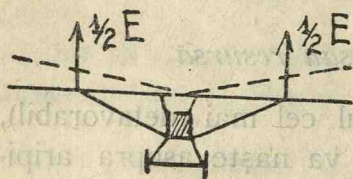


fig. 130.

Valoarea acestui efort se mai poate scrie:

$$208) \quad E = P \cdot \left(\frac{Cz}{Cx} \right)_m \quad \text{unde}$$

$\left(\frac{Cx}{Cm} \right)_m$ corespunde pe po-

lară lui Cz_{max} .

1) Se crede că redresarea bruscă se face deodată, așa în cât am avea $Vr = Vl$ și deci efortul ar fi:

$$E = P \cdot \frac{Rz_{max.}}{Rx_0}$$

Ori tranziția dela picaj la redresare nu se poate face brusc, discontinu, tocmai pe timpul acelei tranziții Rx_0 crește odată cu unghiul de atac deci cu Rz , ajungând la Rx_m . Astfel ar urma ca, deși avionul redresat, să aibă pe polară un unghi de atac corespunzător lui $Rz_{max.}$, totuși Rx să rămăie tot minim, dedublând punctul de pe polară ce definește unghiul de atac, ceiace ar fi o imposibilitate.

De altfel însăși ecuațiunile riguroase ale traectoriei, ne dau :

$$207) \quad \begin{cases} dV = \frac{P \cdot \sin \omega - Rx \cdot V^2 \cdot \delta}{m} \cdot dt \\ d\omega = \frac{Rz \cdot V^2 \cdot \delta - P \cdot \cos \omega}{m} \cdot dt \end{cases}$$

unde dV reprezintă frânarea vitezei pe măsură ce ω crește cu $d\omega$ în timpul dt .

Exemplu : Calculând valorile lui E după polarele câtorva avioa găsim :

TABEL No. 16

Avion	Breguet 19	Potez 25	Bernard 196	Farman 60
E	6,33. P	6,10. P	6. P	4,55. P

În construcții însă se mai ia un *coeficient de siguranță* k a cărei valoare variază între 1,5 și 2,5 ; atunci expresiunea :

$$209) \quad n = k \cdot \frac{E}{P}$$

se mai numește și *indice de încercare statică* pentru cazul resursei, așa cum vom vedea mai jos.

Dar pe lângă efortul de flexiune ce se naște asupra aripilor în timpul resursei, se mai naște un efort considerabil asupra fuselajului, căci prin înclinarea profundorului, pentru a redresa avionul din picaj, înseamnă că aplicăm la extremitatea fuselajului o forță ψ , capabilă să redreseze avionul, iar valoarea acestei forțe este:

$$210) \quad \psi = \frac{a}{2g} \cdot c_{zm} \cdot s \cdot V_l^2 \cdot \delta = P \cdot \frac{c_{zm}}{Cx_0} \cdot \frac{s}{S}$$

unde c_{zm} este coeficientul unitar de portanță maximă (inversă) a părții mobile a profundorului, iar s suprafața.

În mediu, pentru avioanele actuale, se găsește că :

$$211) \quad \frac{c_{zm}}{Cx_0} = \frac{3}{5} \left[\frac{Cz}{Cx} \right]_m$$

Urcarea la verticală

Rare ori se execută cu un avion o urcare la verticală („chandelle“) izolată, această evoluțiune făcând parte de obicei din ansamblul altor evoluțiuni excepționale. Echilibrul forțelor verticale este:

$$212) \quad T = P + F_i + F_x$$

Iar al celor orizontale:

$$\frac{1}{2} F_z = \frac{1}{2} F_z$$

caci și aici, ca și în cazul picajului vertical, portanța este repartizată egal și de sens contrar pe aripi. Dar deoarece viteza de urcare este destul de mică și descrește foarte repede, efortul de torsiune asupra aripilor,

născut de cuplul ($1/2 Fz$, $1/2 Fz$) în urcare, este neglijabil față de acela în picaj.

Această evoluțiune este însă periculoasă, pentru faptul că viteza de urcare descrește foarte repede și deci ar putea ca avionul să alunece la un moment dat pe coadă.

Admițând că un avion are, în momentul angajării în urcare la verticală, o viteză V , atunci înălțimea maximă care o va parcurge avionul în urcare, este: 1)

$$213) \Delta Z = \frac{P}{2g \cdot R x_0 \cdot \delta} \cdot L \frac{1}{1 - \frac{R x_0 V^2 \cdot \delta}{T - P}}$$

unde T și δ sunt considerați constanți. Așa dar câtă vreme urcarea la verticală nu întrece o înălțime superioară lui ΔZ , nici un pericol nu amenință avionul. Iar pentru a înlătura și mai mult pericolul, mărind pe ΔZ , se caută o angajare în urcare cu o viteză V , cât mai mare și în acest scop, înaintea executării unei urcări la verticală, se pică puțin cu avionul pentru a mări viteza, apoi după o redresare aproape bruscă, se începe imediat urcarea.

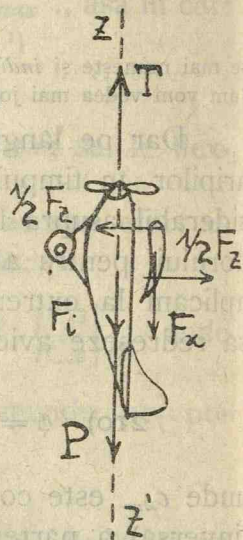


Fig. 131

Alunecarea pe coadă

Alunecarea pe coadă este o evoluție excepțională, care rezultă în mod normal dintr'o urcare la verticală, unde T este nul sau insuficient.

1) Din 212) și $V = \frac{dz}{dt}$ se deduce:

$$dz = \frac{m \cdot V \cdot dV}{T - P - R x_0 \cdot V^2 \cdot \delta}$$

pe care integrând-o dela V până la O și considerând T și δ constanți obținem formula 213).

Dacă însă în formula 213) admitem că $V^2 = \frac{T}{R x_0 \delta}$, după ecuațiile sborului orizontal, atunci obținem:

$$214) \Delta Z = \frac{P}{2g R x_0 \cdot \delta} \cdot L \frac{1}{1 - \frac{T}{T - P}}$$

Evoluția se execută sub efectul aceluiași forțe ca și la picaj, cu simpla deosebire însă că unghiul de atac al planorului, și deci coeficienții de portanță și rezistență la înaintare, se schimbă deoarece marginea de fugă a aripilor devine aci margine de atac, iar marginea de atac devine margine de fugă.

Pe timpul acestei evoluțiuni, un cuplu de torsiune se naște asupra aripilor, dar de sens invers celui dela picaj, însă de o intensitate egală, așa în cât dacă avionul ajunge la viteză limită, o alunecare pe coadă prelungită, devine foarte periculoasă.

Din fericire însă foarte greu se execută alunecările pe coadă, căci mai întotdeauna aceste evoluțiuni tind ca printr'o răsturnare bruscă a avionului, denumită „capac“, să se transforme într'un picaj obișnuit. Dar și această răsturnare este suficient de periculoasă întrucât este bruscă, producând un puternic șoc asupra diverselor părți ce compun planorul.

În mod obișnuit însă, alunecarea pe coadă se face sub o pantă ce diferă puțin cu tipul de planor.

O asemenea evoluțiune este totdeauna salutară în caz de incendiu la bord și când focul este în fața pilotului, căci alunecând pe coadă, flăcările nu atacă nici planorul nici pilotul.

Sborul pe spate

Evoluțiunea sborului pe spate, ca și a urcării la verticală, face parte din ansamblul altor evoluțiuni excepționale, rari ori executându-se în mod izolat.

Evoluțiunea nu dă naștere la oboseli speciale avionului, totuși este foarte delicată din cauza riscului mare de a intra în pierdere de viteză sau vrie, în adevăr

dacă $r_x = \frac{a}{2g} \cdot c_x \cdot S$ și $r_z = \frac{a}{2g} \cdot c_z \cdot S$ ar fi

coeficienții totali de rezistență la înaintare și de portanță negativă (fig. 132), atunci ecuațiile de susținere, în cazul unui sbor orizontal cu avionul pe spate, vor fi:

$$214) \quad \begin{cases} T_s = r_x \cdot V_s^2 \cdot \delta \\ P = r_z \cdot V_s^2 \cdot \delta \end{cases}$$

unde T_s reprezintă tracțiunea necesară propulsorului în cazul sborului pe spate, iar V_s viteza de sbor a avionului pe spate.

De aici deducem că :

$$T_{smin.} = P \cdot \frac{r_x}{r_z} \text{ și } V_{smin.} = \sqrt{\frac{P}{\delta \cdot r_{zmax.}}}$$

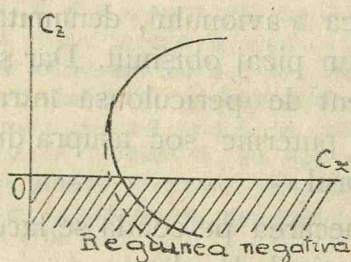


Fig. 132.

Ori cum pentru un avion sau hidroavion obișnuit avem întotdeauna pentru un $r_x = R_x$, $R_z > r_z$, înseamnă că întotdeauna vom avea :

$T_{smin.} > T_{min.}$ și $V_{smin.} > V_{min.}$ ceea ce îngreuează mult reușita unui sbor pe spate. Astfel

dacă pentru $r_x = R_z$ am avea : $r_z = \frac{1}{2} R_z$ atunci:

$$T_s = 2 \cdot T \text{ și } V_s = V \cdot \sqrt{2}$$

cu alte cuvinte, dacă în mod normal un avion ar avea nevoie de o tracțiune de 300 kg. pentru o viteză 200 km. oră, ar trebui, în ipoteza de mai sus, ca în sborul pe spate să avem :

$$T_s = 600 \text{ kg. și } V_s = 282 \text{ km./oră}$$

ceia ce rare ori s'ar putea obține cu avioanele obișnuite.

În afară de dificultățile văzute mai sus, sborul pe spate devine și mai delicat din cauza unei manevre incomode pe care trebuie s'o facă pilotul, iversând co-

menzile avionului și din cauza funcționării puțin probabilă a motorului, mai ales acele răcite cu apă.

S'au disputat totuși diverse recorduri de sbor pe spate, însă cu avioane speciale, cărora printr'un profil special de aripi și un reglaj în consecință, li se mărește valorile portanței negative, modificând polara avionului. Astfel un avion capabil de un bun sbor pe spate ar avea polara din figura 132, prelungită cu ramura punctată.

Loopingul

Loopingul normal (fig. 133), este evoluțiunea excepțională care întrunește mai multe alte evoluțiuni excepționale. El va prezenta deci în acelaș timp și pericolul unor oboseli excepționale și pericolul unui dezechilibru, așa în cât în ansamblul lui, loopingul este prin excelență o evoluție demonstrativă, prin care se arată în acelaș timp și calitățile planorului (rezistență) și ale pilotului (manevră).

Descompunând traectoria loopingului normal în elemente simple, vedem că el se compune din :

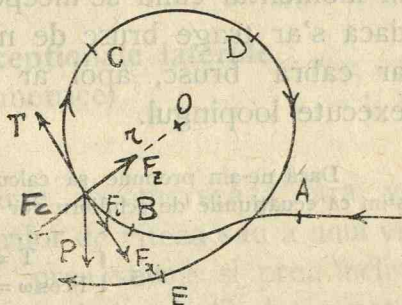


Fig. 133

- un ușor picaj AB ,
- o urcare la verticală BC ,
- un sbor pe spate CD ,
- un picaj pronunțat DE și
- o redresare bruscă în E .

În consecință evoluțiunea loopingului normal va prezenta succesiv pericolele văzute la fiecare evoluțiune simplă, luată izolat. Iar după cum am văzut mai sus, diversele evoluțiuni simple, cari intră în ansamblul loopingului, devin cu atât mai periculoase cu cât durata

lor este mai mare, sau cu cât traectoria lor este mai lungă, deci și loopingul va fi cu atât mai periculos cu cât traectoria lui va fi mai lungă, ceiace s'ar reduce, cu oarecare aproximație, la lungimea buclei sau circumferinței lui. Prin urmare cu cât raza loopingului va fi mai mare, cu atât pericolul evoluțiunei va fi mai mare. Totuși dacă raza loopingului ar fi prea mică, s'ar risca și atunci deoarece manevra de execuție nu ar fi prea comodă și nici comenzile nu ar mai răspunde normal. În consecință raza loopingului nu trebuie să fie nici prea mare nici prea mică, minimum ei depinzând de planor, (C_x și C_z), de propulsor (T), de viteza și de accelerația pe care o are avionul în momentul când se începe manevra loopingului. S'ar părea totuși că minimum razei depinde și de maximum de înclinare dat manșei, în momentul când se începe manevra loopingului, totuși dacă s'ar trage brusc de manșă, până la refuz, avionul ar cabra brusc, apoi ar aluneca pe coadă, fără să execute loopingul.

Dacă ne-am propune să calculăm raza loopingului normal, atunci știm că ecuațiunile de echilibru vor fi (fig. 133) :

$$215 \quad \begin{cases} T = F_i + F_x + P \sin \omega \\ P \cos \omega = F_z - F_c \end{cases}$$

de unde eliminând pe ω și rezolvând pe r , ținând seamă că: $F_c = m \cdot \frac{V^2}{r}$, avem:

$$216) \quad r = \frac{m \cdot V^2}{F_z \pm \sqrt{P^2 - (T - F_i - F_x)^2}}$$

care ne arată variația lui r și de unde vedem că pentru un looping circular $r = \text{constant}$.

Pentru ca loopingul să fie posibil, trebuie ca numitorul expresiunei să fie real și mai mare ca zero. deci :

$$P > T - F_i - F_x$$

unde F_i poate fi pozitiv sau negativ, apoi :

$$F_z \pm \sqrt{P^2 - (T - F_i - F_x)^2} > 0$$

Loopingul invers (fig. 134), posibil în teorie, dar aproape imposibil în practică, este o evoluțiune care se poate ușor studia descompunându-o în :

- un picaj AB ,
- un sbor pe spat BC ,
- o urcare la verticală CD ,
- o revenire la orizontal în D .

Imposibilitatea practică a acestui looping rezultă din trecerea dela picaj la o urcare la verticală, după un sbor pe spate, în care timp accelerația vitezei scade, devine nulă, și crește apoi foarte repede cu valori negative, așa în cât mai întotdeauna pe ramura CD , avionul încetează de a se mai urca și se angajează într'o alunecare pe coadă.

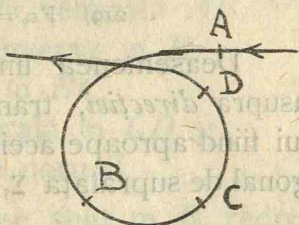


Fig. 134

de-auna pe ramura CD , avionul încetează de a se mai urca și se angajează într'o alunecare pe coadă.

Evoluțiuni excepționale laterale (disimetrice)

Alunecarea pe aripă

O asemenea evoluțiune se amorsează fără voia pilotului, din cauza pierderilor de viteză sau a unui viraj prea strâns și prea înclinat.

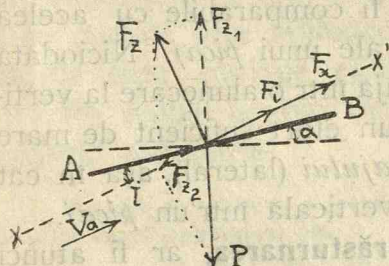


Fig. 135

Avionul fiind înclinat lateral, dispunerea forțelor (fig. 135), dă naștere unei compozante laterale a susțentației F_{z_2} . Acest efort lateral ce se naște în aripi nu este mare, căci avem :

$$217) \quad F_{z_2} = F_z \cdot \operatorname{tg}(\alpha - i)$$

unde înclinarea avionului α este foarte mică, totuși faptul că acest efort este *disimetric*, constituie o atențiune de care trebuie să se țină seama în construcția avioanelor.

Ecuatiunile de echilibru sunt :

$$218) \quad \begin{cases} P \sin \alpha = Fx + Fi \\ P \cos \alpha = Fz \end{cases}$$

unde însă Fx și Fz sunt socotite ca pentru un plan obișnuit, format de aripi luate în lung, iar Cx și Cz nu mai depind de profilul perpendicular la anvergură, ci de profilul paralel anvergurei, viteza fiind Va (viteza de alunecare) dealungul traectoriei de alunecare xx' .

Dar oricari ar fi Fz , observăm că :

$$219) \quad Fz_y = P \cos \alpha \cdot \operatorname{tg}(\alpha - i) \propto P \cdot \sin \alpha$$

Deasemenea un puternic efort lateral se naște asupra *direcției*, transmițându-l și fuselajului, valoarea lui fiind aproape aceea ce s'ar exercita pe un plan ortogonal de suprafață Σ_1 a *direcției*, (planul fix și mobil).

Redresarea din alunecare

Redresarea normală, avionul alunecând din A_0 , urmează traectoria $A_0 A_1$ (fig 136), redresându-se normal.

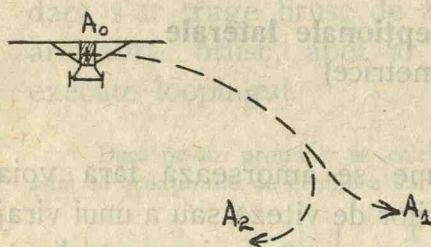


Fig 136.

Pericolul unei astfel de redresări nu este mare decât după o alunecare aproape la verticală, în care caz eforturile ce se nasc asupra aripilor ar fi comparabile cu acelea ale unui *picaș*. Niciodată

însă avionul nu se poate angaja într'o alunecare la verticală, deoarece se va naște un efort suficient de mare asupra *direcției* și chiar *fuzelajului* (lateral), așa în cât să transforme alunecarea la verticală într'un *picaș*.

Redresarea inversă [sau **răsturnarea**, ar fi atunci când avionul ar urma traectoria $A_0 A_2$, ceea ce se poate întâmpla din greșeală sau pe timpul execuției unei alte evoluțiuni denumită dubla răsturnare (tonneau).

Pericolul unei astfel de evoluțiuni este datorit sborului pe spate, în care se angajează avionul.

Dubla răsturnare

(tonneau)

Pe timpul acestei evoluțiuni, avionul execută o rotație completă în jurul axului longitudinal. Traectoria acestei evoluțiuni poate fi descompusă, ca și cea dela *looping*, în elemente ușor de studiat, astfel:

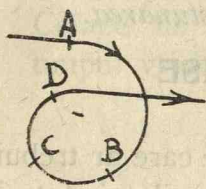


Fig. 137.

- o alunecare la verticală AB ,
- o redresare inversă în B ,
- o răsturnare în BC ,
- o urcare laterală în CD și
- o revenire la normal.

Momentele cele mai periculoase sunt în B , redresarea inversă și disimetrică, rare ori un avion fiind suficient de calculat să reziste unor asemenea eforturi, apoi perioada răsturnării și a urcării laterale, când pericolul unei pierderi de viteză este mare.

Deasemenea, eforturi laterale de flexiune și torsiune se nasc pe timpul acestei evoluțiuni asupra fuzelajului, transmise prin intermediul celulei sau ampenajelor.

Calculul acestor eforturi este foarte greu din cauza nevoei intervenției diverselor rezistențe aerodinamice ale fuzelajului și ampenajului, așa în cât se preferă încă a le deduce prin mijloace experimentale și s'a văzut că ele sunt aproape egale cu acelea ale *loopingului*.

Pe timpul acestei evoluțiuni se naște cea mai pronunțată disimetrie.

Ecuția de echilibru a forțelor, aplicate în centrul de greutate, dedusă ca și în cazul *loopingului* este:

$$210) \quad P^2 = (Fx + Fi)^2 + (Fz + Fc)^2$$

de unde se poate deduce raza r de curbură a evoluțiunei, căci $Fc = m \cdot \frac{Va^2}{r}$.

Trebue știut însă că o asemenea evoluțiune constituie, ca și *loopingul*, mai mult o evoluțiune demonstrativă.

Evoluțiuni excepționale mixte

Din combinația evoluțiunilor simetrice, s'ar putea imagina numeroase evoluțiuni disimetrice, mă rezum însă la cele mai obișnuite și anumela evoluțiune excepționale numite **ranversare și imerman**.

Aceste evoluțiuni constituiesc o combinație a *loopingului* cu *alunecarea pe aripă* și cu *răstunarea*.

6. EVOLUȚIUNI NEPERMISE

Vria

Vria sau *sfredelul* este evoluțiunea pe care ar trebui s'o înlătore cu toată energia școalele de pilotaj, totuși este menținută dar nu cu scopul de a învăța pe piloți să o execute, ci din contra, pentru a învăța piloții să nu o execute, sau dacă din nefericire avionul ori hidravionul se angajează în vrie, pilotul să știe a scoate imediat aparatul, frânând și înlăturând deci o astfel de evoluțiune. Dese ori pe timpul exhibițiunelor demonstrative, o casă oarecare de avioane sau hidravioane ordonă pilotului său, pe timpul când prezintă un avion în sbor, să facă și câteva „tururi de vrie“, această însă pentru a demonstra că avionul prezentat poate să iasă din vrie.

Grosso-modo, un avion angajat în vrie poate fi comparat cu un giro-scop, căruia ori cum i-am schimba poziția, el revine singur, câtă vreme rotația lui continuă.

Avionul sau hidravionul pe timpul vriei capătă o mișcare de rotație în jurul axului longitudinal, care se accentuează din ce în ce mai mult, așa în cât orice acțiune exterioară este înlăturată, tocmai prin caracteristica giroscopică pe care și-o însușește aparatul aflat în vrie. Ansamblul unui astfel de aparat se găsește în *echilibru dinamic indiferent*, așa în cât nici un dezechilibru între forțele interioare lui, nu este posibil, spre a înlătura vria.

Vria ideală nu este decât o spirală a cărei rază este nulă, iar panta 90° . Ori în acest caz, referindu-ne la ecuațiunile 154) dela *spirală*, găsim că ecuațiunile de echilibru ale evoluțiunei sunt:

$$221) \quad \begin{cases} P = Fx \\ Fz = 0 \end{cases}$$

Ceiace ne arată că la limita, viteza de translație pe timpul vriei va fi:

$$222) \quad V = \sqrt{\frac{P}{\delta \cdot Rx_{\min}}}$$

Iar viteza de rotație în jurul axului longitudinal este:

$$223) \quad \Omega = \frac{2 V}{L \cdot \operatorname{tg}(\Psi - i)}$$

unde L este anvergura totală a aripelor, Ψ pasul elicoidului format de aripi, prin înclinarea inversă a aripioarelor, iar i unghiul de atac sub care elicoidul aripelor atacă aerul, analog elicei.

Vedem dar că un avion se va angaja cu atât mai ușor în vrie, cu cât *viteza de cădere* va fi mai mare, *anvergura* și *pasul elicoidului aripelor* mai mic.

Pentru a înlătura vria, ar trebui frânată viteza de rotație Ω , ceea ce nu se poate face decât în două feluri: sau modificând pasul elicoidului aripilor, printr'o inversare a aripioarelor sau printr'un cuplu produs prin intervenția motorului.

Prima soluție este greu realizată, dacă ne-am substitui cu gândul, pilotului aflat în carlinga unui avion angajat în vrie, căci pentru a-și da seama de poziția aripioarelor, necesită un oarecare timp, în care avionul se angajează și mai mult, așa în cât intervenția comenzilor devine iluzorie.

Deasemenea soluția a doua rămâne mai mult în

domeniul teoriei, căci o frânare a vriei cu ajutorul cuplului motor, este foarte puțin eficace și numai în cazul când vria se face în sensul rotației elicei.

Totuși pericolul vriei este prea mare pentru a nu se medita serios asupra înlăturării lui. Am credința că cea mai eficace soluție a înlăturării vriei este aceea a construcției planorului, dispunând aripile cât mai disimetric față de axul longitudinal al avionului sau hidravionului. În această ordine de idei, s'a observat cu prisosință că *monoplanul parasol* se angajează mai greu în urie. Din contră, biplanele cu fuselajul între planuri, se angajează foarte ușor.

Intr'un cuvânt deci, orice posibilitate de disimetrie față de axul longitudinal contribuie la înlăturarea vriei și în această privință hidravioanele cu cocă sunt mai fericite.

Dacă prin o îndelungată experiență și grație unui serios antrenament, un pilot găsește posibilitatea de a scoate un avion din vrie — ceiace nu este deloc exclus — apoi nu trebuie să exagereze vria, 5-6 tururi, altfel se riscă ruperea planorului, căci în timpul vriei pericolul eforturilor disimetrice este mare. Asupra planurilor se naște un formidabil cuplu, atât în sensul anvergurei cât și în sensul profunziunii și anume:

— cuplul (E, E) în sensul profunziunii,

— „ $(\frac{1}{2} Fz, \frac{1}{2} Fz)$ în sensul anvergurei, unde :

$$E = \frac{a}{2g} Cx_{max} \cdot \left(\Omega \cdot \frac{L}{2} \right)^2 \text{ și } Fz = P \cdot \frac{Cz_0}{Cx_0}$$

Cx_{max} fiind un coeficient care corespunde lui $i = 90^\circ$ (vezi polara completă din figura 39).

Iar dacă valorile acestor eforturi se suprapun la un moment dat, ele pot face să cedeze rezistența aripilor, înainte chiar ca avionul să atingă, în cadere, viteza

limită. Insa chiar dacă valorile acestor eforturi nu se suprapun, ele acționând intermitent, atunci se pot naște vibrațiuni, capabile să desmembreze cu siguranță structura aripilor.

7. MĂSURAREA EXPERIMENTALĂ A EFORTURILOR CE SE NASC ASUPRA PLANOARELOR PE TIMPUL EVOLUȚIUNILOR

Generalități.

La studiul evoluțiunilor am văzut condițiunile de *echilibru dinamic stabil*, în cazul evoluțiunilor normale, unde pericolul de a se naște eforturi prea mari în organele avionului sau hidravionului este complet înlăturat. Am văzut apoi cum, dacă condițiunile de echilibru stabil nu sunt satisfăcute la un moment dat, avionul sau hidravionul își ia dela sine sau cu voia pilotului o poziție de *echilibru dinamic instabil*, evoluund astfel un timp destul de scurt, dar suficient, pentru a restabili echilibrul dinamic stabil. Dar și pe timpul echilibrului dinamic instabil (evoluțiuni excepționale) pe lângă condițiunile de echilibru ce trebuiesc cu toată rigoarea respectate, căci altfel echilibrul ar deveni *indiferent*, ceice ar conduce cu siguranță la catastrofa, am văzut că se nasc niște eforturi aplicate planorului și cari merită toată atențiunea, deoarece ele sunt capabile să desmembreze planorul.

Am văzut calea teoretică de a calcula acele eforturi, totuși teama de a nu fi făcut abuz în aplicarea prea multor ipoteze, teama că ecuațiunile stabilite pe baza unor rezultate, date de tunelul aerodinamic, să nu difere prea mult de realitate, a făcut pe cercetătorii aerodinamici să măsoare eforturile ce se nasc pe timpul evoluțiunilor excepțională și pe cale experimentală.

Iar — după cum am mai spus — odată acele eforturi bine cunoscute pentru fiecare caz, planorul este calculat și construit în consecință.

Principiul măsurării pe cale experimentale a diverselor eforturi este următorul:

Fie E un efort ce se naște pe timpul unei evoluțiuni excepționale într'o parte oarecare a planorului, atunci dacă m este masa avionului și γ accelerația capabilă de efortul E , avem:

$$E = m \cdot \gamma \quad \text{și} \quad P = m \cdot g$$

P , fiind greutatea avionului.

Admițând însă că:

$$224) \quad E = n \cdot P$$

atunci relațiunile de mai sus ne arată că:

$$225) \quad \gamma = n \cdot g$$

așa în cât măsurarea lui γ s'ar putea face în funcție de g , ceiace simplifică mult operațiunea, după cum vom vedea.

În sfârșit, dacă în aceiași parte a planorului, unde se naște efortul E , legăm printr'un mijloc oarecare elastic o masă μ (fig. 138), atunci sub acțiunea efortului E , de accelerație γ , se va naște și asupra masei μ o accelerație γ , capabilă de un efort f , ce va turti sau destinde legătura elastică dintre masa μ și planor, făcând astfel să varieze h . Așa dar vom avea:

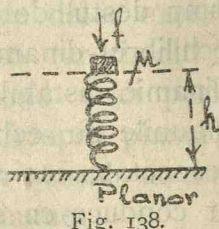


Fig. 138.

$$f = \mu \cdot \gamma \quad \text{și} \quad f = k \cdot h$$

unde k este un coeficient numeric care depinde de elasticitatea resortului presupus. Ori aceste relațiuni ne arată că:

$$226) \quad \gamma = \frac{k \cdot h}{\mu}$$

Și ținând seamă de 225):

$$227) \quad n = \frac{k h}{g \cdot \mu}$$

Măsurând sau înregistrând deci pe h printr'un mijloc oarecare, apoi cum k și g sunt constantele aparatului și cunoscând pe μ , în baza relației 224) vom cunoaște pe E .

Realizarea legăturii elastice a masei μ și a posibilității de înregistrare a lui h a fost făcută în diferite feluri, cu aparate denumite *accelerometre* sau *accelerografe*, respectându-se însă două condițiuni:

1) Deformațiunile legăturii elastice să fie riguros proporționale cu forțele, de unde decurge nevoia unui minuțios și delicat taraj.

2) Să nu aibă oscilațiuni, deci nevoia unui amortisor al oscilațiunilor.

Accelerometrul englez

Legătura elastică este constituită de un arc semi-circular, în fibră de sticlă, având extremitățile fixate la cutia cel îl conține. Acest arc constituie și resort și masă, iar deformațiunile lui sunt înregistrate pe cale cinematografică. pe un tanbur înregistrator.

Amortisarea oscilațiunilor este obținută numai prin viscozitatea aerului.

Accelerometrul american

Sistemul elastic este constituit dintr'o lamă de resort plată, încastrată la o extremitate și liberă la cealaltă, spre a fi sensibilă influenței eforturilor perpendiculare planului ei.

Sistemul amortisor este constituit dintr'o paletă de aramă sau aluminiu, fixată la extremitatea liberă și mișcându-se între cei doi poli ai unui electro-magnet.

Inregistrarea se face tot pe cale cinematografică.

Acuplându-se trei accelerometre ca cel de mai sus, după trei direcțiuni perpendiculare, se obține un accelerometru capabil să înregistreze accelerațiunile, ce se nasc în toate direcțiile, deodată.

Accelerograful francez

La acest aparat massa mobilă este constituită de o coloană de mercur, a cărei inerție va da naștere la o diferență de presiuni între cele două extremități ale sale. Ea este conținută de un tub I , (fig. 139) legat

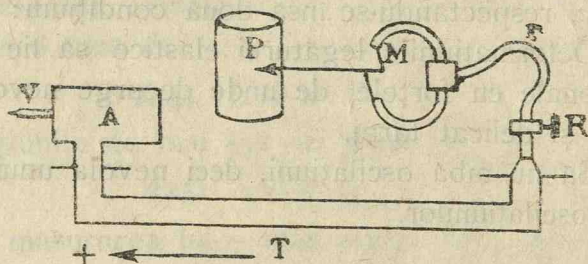


Fig. 139

într-o parte la un manometru M , cu scurtă perioadă de vibrație și fără histerezis (plin cu vasilina) prin intermediul unui tub de raccord r , umplut cu glicerina și a unui robinet R , servind la reglarea amortisărei aparatului; la cealaltă parte tubul I este legat la un rezervor de aer comprimat A , prevăzut cu o valvă, permițând introducerea de aer cu ajutorul unei pompe de bicicletă.

Variațiunile manometrului sunt înscrise direct de un acul P al manometrului, pe un tambur înregistrator.

Direcția accelerațiunilor de măsurat trebuie să fie totdeauna paralelă cu axul tubului I .

Detaliile măsurătorilor

Detaliile de măsurare și ce anume se poate măsura cu ori cari din accelerometre sau accelerografe sunt

aceleași în general pentru toate, astfel: Dacă punem aparatul *perpendicular pe planul aripilor*, atunci se înregistrează efortul de sustentatie real în timpul sborului, oricari ar fi traectoria, înregistrându-se accelerațiunile maxime: pe timpul acrobațiilor, în linie de sbor pe timpul golurilor atmosferice, sau când se nasc vibrațiuni din cauza vitezei, sau în stârșit pe timpul șocului la aterisaj sau amerisaj.

Dacă punem aparatul *paralel planului aripilor*, atunci se înregistrează accelerațiunile de alunecare sau derapaj.

Figura 140 reprezintă graficul raportului $n = \frac{\gamma}{g}$, pe timpul unor „resurse” brutale, făcute cu viteze de picaj

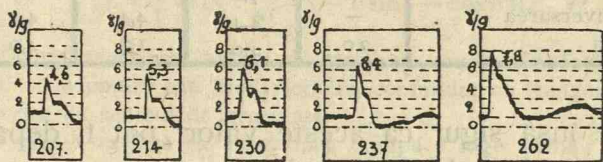


Fig. 140

crescând dela 207 km/oră până la 262 km/oră, unde se vede că n variază dela 4,6 până la 7,8.

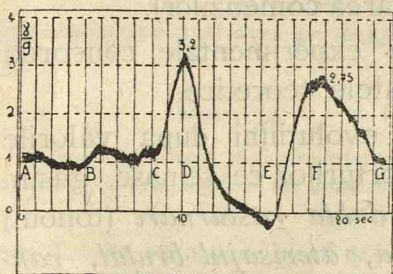


Fig. 141

Deasemenea figura 141 reprezintă graficul lui n pe timpul unui looping, unde dela A la B avem sborul normal, dela B la C picajul, în D avem redresarea, în E avionul este în punctul culminant al buclei, dela E la F din nou picajul, în F redresarea și în G stârșitul loopingului.

Rezultate obținute

Toate trei tipuri de accelerometre sau accelero-grafe, întrebuințate deopotrivă în țările respective și la

diferite epoci, au dat rezultate puțin diferite, explicate oarecum prin deosebirea aparatelor de experimentat și de măsurat.

Iată în tabelul No. 16 valorile lui n obținute pentru evoluțiunile cele mai periculoase.

Tabloul No. 17

FELUL EVOLUȚIUNI	Anglia 1917	America (1924)	Franța (1925)	Valorile maxime
Aterisaj brutal	4	4,6	5,2	5,2
Virajul la verticală	—	5,9	5,04	5,9
Resursa	4,2	7,8	6,46	7,8
Loopingul normal	3,2	6,2	5,7	6,2
Dubla răsturnare	2,3	7,2	5,27	7,2
Ranversarea	—	4,4	4,4	4,4
Vria	2,0	4,0	1,3	4,0

Este însă sigur că aceste valori pot fi depășite, și că în particular ele depind de:

- 1) Finețea avioanelor, viteza și maniabilitatea lor.
- 2) Condițiunile atmosferice (goluri, rafale, etc...)
- 3) Rapiditatea diferitelor evoluțiuni (forța fizică a pilotului, ușurința și compensarea comenzilor).

În orice caz însă datele experimentale concordă aproape într-un tot cu rezultatele teoretice.

Clasificând acum aceste evoluțiuni după valorile lui n , adică după mărimea eforturilor ce se nasc, găsim următoarea ordine: *resursa*, *dubla răsturnare* (tonoul) *loopingul*, *virajul la verticală*, *aterisajul brutal*, *ranversarea*, *vria*.

Nu trebuie însă uitată disimetria, adică faptul că dacă *vria* are *cele mai mici* eforturi, ar fi mai puțin periculoasă și din acest punct de vedere se pare că *vria* și *dubla răsturnare* par a ocupa locul de frunte al pericolului.

8. ECUAȚIUNILE GENERALE DE ECHILIBRU ALE UNUI AVION SAU HIDRAVION ÎN SBOR

Ecuatiile generale într-o atmosferică care este în repaus.

Cu ocazia studiului diverselor evoluțiuni am văzut, pentru fiecare evoluțiune în parte, ecuațiunile de echilibru dinamic.

Generalizând însă studiul în sensul exprimării unor ecuațiuni, cari să înglobeze toate evoluțiunile și deci în care punând anumite condițiuni unora din parametri variabili, după caracteristicile unei evoluțiuni oarecare, să obținem deodată ecuațiunile de echilibru ale acelei evoluțiuni, atunci o sumară privire a tuturor ecuațiunilor particulare fiecărei evoluțiuni, conduce la ecuațiunile generale.

$$228) \quad \begin{cases} m \cdot \frac{dV}{dt} = T \cdot \cos \varepsilon - P \sin \omega - R x \cdot V^2 \cdot \delta \\ m \cdot V \cdot \frac{d\omega}{dt} = -T \sin \varepsilon - \cos \omega R z \cdot V^2 \cdot \delta \end{cases}$$

unde ε reprezintă înclinarea axului de tracțiune (axul elici) față de axul longitudinal al avionului sau hidravionului, confundat cu tangenta la tractoria descrisă de centrul de gravitate.

Apoi cum δ variază cu altitudinea z după o lege forma: ¹⁾

$$\delta = (1 - \alpha \cdot z)^\beta$$

unde avem:

$$\alpha = 0,00002257 \text{ și } \beta = 4,256$$

și cum:

$$\frac{dz}{dt} = V \cdot \sin \omega$$

urmează că vom mai avea pe lângă ecuațiunile 228) și ecuația:

$$229) \quad \frac{d\delta}{dt} = -\alpha \cdot \beta \cdot V \cdot \sin \omega \cdot \delta^{\frac{\beta-1}{\beta}}$$

În sfârșit, dacă mai presupunem, așa cum se obișnuiește, că „cuplul-motor“ este proporțional cu densitatea, atunci avem:

$$230) \quad T = \delta \cdot T_0$$

unde T_0 este o funcțiune unică de viteză.

În aceste condițiuni se vede ușor că soluțiunile de regim a ecuațiunilor diferențiale 228) și 229) se vor obține pentru:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{d\omega}{dt} = \frac{d\delta}{dt} = 0$$

Adică pentru valori constante ale vitezei în mărime și în direcție și pentru o altitudine constantă, indicând deci $\omega = 0$, adică singura soluție de regim se găsește numai în cazul sborului orizontal.

1) După cum vom arăta la studiul „atmosferei standară“.

Nota. La studiul evoluțiunilor am considerat $\delta = \text{const.}$, cciace ne-a permis a găsi un regim în urcare sau în coborâre, în realitate însă acest regim nu există. Astfel dacă $\omega = \text{const.}$, atunci V va fi variabil, căci avem

$$V = \sqrt{\frac{P \cos \omega}{\delta \cdot R_z}}$$

ar dacă $V = \text{const.}$ atunci trebuie să avem și:

$$\frac{\cos \omega}{\delta} = \text{const.}$$

deci o pantă ω variabilă.

Ecuatiunile generale într'o atmosferă agitată

Admițând că atmosfera este animată de un vânt de viteză W și dacă am descompune această viteză după trei axe rectangulare, având planul yOx orizontal, iar planul zOx fiind planul de simetrie al avionului (treacând prin axul lui longitudinal), atunci notând cu Wx , Wy și Wz cele trei compozant, vom avea:

$$231) \quad U = V \pm Wx \cdot \cos \omega \pm Wz \cdot \sin \omega$$

$$232) \quad m \cdot \frac{dx}{dt} = T \cos \epsilon - P \cdot \sin \omega - Rx \cdot U^2 \cdot \delta$$

$$234) \quad m \cdot \frac{dWy}{dt} = Ry \cdot Wy^2 \cdot \delta$$

unde Ry ar fi un coeficient total de rezistență laterală.

$$235) \quad m \cdot U \cdot \frac{d\omega}{dt} = -T \cdot \sin \epsilon - P \cdot \cos \omega + Rz \cdot U^2 \cdot \delta \\ + Rx_{\max} \cdot (\pm Wx \cdot \sin \omega + Wz \cdot \cos \omega)^2 \cdot \delta \\ + m \cdot \frac{d(\pm Wx \cdot \sin \omega + Wz \cdot \cos \omega)}{dt}$$

unde $Rx_{\max} = \frac{a}{2g} \cdot S \cdot Cx_{\max}$, iar $Cx_{\max}$ corespunde pe polara completă (figura 39) lui $i = 90^\circ$.

În sfârșit:

$$236) \quad \frac{d\delta}{dt} = -\alpha \cdot \beta \cdot U \cdot \sin \omega \cdot \delta \cdot \frac{\beta - 1}{\beta}$$

Însă atmosfera ne mai fiind în repaus, condiția unei relațiuni adiabatic impusă unei atmosfere în repaus, nu mai este satisfăcută și prin urmare relația 236) rămâne mai mult cu titlu de indicație.

În ecuațiuni se subînțelege că semnele sunt date după cum ω este pozitiv când $\omega > 0$ și negativ când $\omega < 0$.

Sboru! fără motor

O interesantă aplicațiune a ecuațiunilor generale într'o atmosferă agitată este la studiul „sborului fără motor”.

Se înțelege că și *planajul* este un sbor fără motor și se poate executa și într'o atmosferă agitată și într'o atmosferă calmă, așa în cât îl vom exclude. În cele ce urmează vom cerceta numai posibilitatea realizării sborului fără motor „orizontal” și „în urcare”.

Realizarea sborului orizontală

Înlocuind în ecuațiunile 232) și 235) valorile :

$$T = 0 \quad \text{și} \quad \omega = 0$$

atunci găsim :

$$237) \quad m \cdot \frac{dU}{dt} = - R x \cdot U^2 \cdot \delta$$

și

$$238) \quad P = R z \cdot U^2 \cdot \delta + R z_{\max} \cdot W z^2 \cdot \delta + m \cdot \frac{dWz}{dt}$$

Orî ecuația 237) ne arată imposibilitatea obținerii unei viteze relative de sbor orizontal, deoarece accelerația este negativă, sau nulă când $U = 0$, adică planorul ar sta pe loc, în care caz ecuația 238) ne arată că o sustentatie este posibilă numai în cazul existenței unei compozante verticale a vântului, adică pentru un $Wz > 0$.

Realizarea sborului în urcare

Și în acest caz posibilitatea realizării „sborului în urcare” devin și mai mică ca a „sborului orizontal”, dacă considerăm $\omega > 0$.

Cea mai simplă posibilitate este tot în cazul când $\omega = 0$, adică menținem planorul cu axul său longitudinal în planul orizontal, adică respectăm întocmai ecuațiunile 237) și 238), unde presupunem că avem $U = 0$ la un moment dat. Dacă în acel moment compozanta verticală Wz a vântului are o valoare astfel în cât să avem :

$$239) \quad R x_{\max} \cdot W z^2 \cdot \delta + m \cdot \frac{dWz}{dt} > P$$

Atunci înseamnă că planorul se va urca în sus pe o verticală și se va urca până când, fie din cauza lui Wz care se micșorează, fie a lui δ neegalitatea 239) devine egalitate și atunci planorul nu se urcă.

În consecință, realizarea sborului în urcare nu este posibilă în general decât în cazul existenței unei compozante verticale, cu sensul de jos în sus, a vântului.

Combinarea sborului „în urcare” cu „planajul” pentru realizarea unei înaintări

Dacă presupunem acum că un planor se urcă pe verticală, grație vitezei vântului, până la o altitudine oarecare, apoi planează înaintând în direcția ce voește, până la o altitudine minimă, după care se repetă

manevra. Urmează decică planorul va fi capabil de o înaintare, urmând o traectorie teoretică numită „în dinți de ferăstrău” (fig. 142). În realitate însă traectoria este rotunjită, denuminduse „traectorie ondulată” (fig. 143), având forma conturului lăsat de valurile mării pe un plan vertical, perpendicular crestelor lor.

În concluzie deci, realizarea sborului fără motor este posibilă însă numai într-o atmosferă unde să existe un vânt capabil de o compozantă verticală, fie numai a vitezei în cazul unui vânt uniform (în care caz

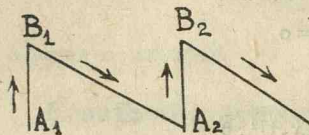


Fig. 142



Fig. 143

atmosfera se zice că are o „structură nedeformabilă”), fie a unei accelerațiuni sau și una alta (în care caz atmosfera se zice că are o „structură deformabilă”). Așa în cât numai cunoașterea aprofundată a vântului în anumite regiuni ne poate indica cu prisosință posibilitatea realizării sborului fără motor.

9. MANIABILITATEA ȘI STABILITATEA AVIOANELOR ȘI HIDRAVIOANELOR PE TIMPUL EVOLUȚIUNILOR.

Generalități.

După cum am văzut la studiul evoluțiunilor, mișcările unui avion (înțelegându-se și hidravion), prin analogie cu ale unui corp oarecare, pot fi descompuse în două:

1. Mișcările centrului de greutate, studiate cu ocazia evoluțiunilor și
2. Mișcările în jurul centrului de greutate, cari vor fi studiate cu ocazia rezolvării problemei generale a stabilității.

Ori în studiul evoluțiunilor am admis ipoteza că: „pentru un regim dat de sbor, avionul trebuie să-și păstreze o poziție constantă față de traectorie”, ipoteză absolut necesară pentru simplificarea studiului evoluțiunilor. În realitate însă, cum nici regimul de sbor nu este

continuu constant, nici traectoria continuu rectilina, nici atmosfera în repaus ideal, urmează că avionul va fi nevoit să se rotească în jurul centrului său de greutate după caz și atunci ipoteza unui cuplu de rotație anulat fie prin centraj, fie de către pilot, cade; ba încă sunt împrejurări când însuși pilotul îl provoacă, fie pentru a schimba direcția de sbor, fie pentru a da o înclinare voită.

Așa dar pe timpul evoluțiunilor, un avion va avea mișcări de rotație în jurul centrului său de greutate, fie voluntare, fie involuntare. Interesul este însă ca aceste mișcări să fie sigure și ușoare atunci când sunt voluntare și leneșe sau grele atunci când sunt involuntare.

În primul caz rotația fiind comandată de către pilot (prind intermediul comenzilor), îndată ce comanda încetează (revenind la punctul mediu sau mort), rotația încetează; în al doilea caz, dacă o cauză involuntară produce rotația, atunci îndată ce cauza încetează, avionul sau hidravionul trebuie să revie imediat dela sine în poziția de echilibru.

Proprietatea avioanelor ce o au de a răspunde sigur și ușor la comenzile pilotului se numește maniabilitate și cu cât răspunde mai repede și mai energic, cu atât se spune că este mai *maniabil*; iar proprietatea de a răspunde cât mai greu cauzelor involuntare, revenind imediat dela sine, îndată ce cauza a încetat, se numește *stabilitate* și cu cât avionul răspunde mai greu și revine mai repede, cu atât se spune că este mai *stabil*.

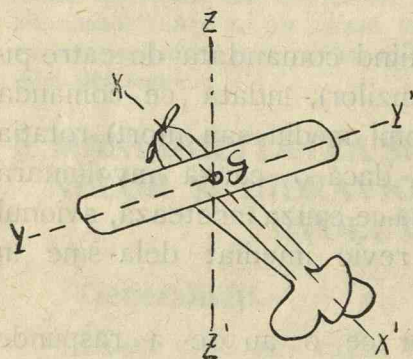
Pentru simplificarea studiului mișcărilor de rotație în jurul centrului de greutate, ele au fost împărțite în trei, după rotația ce o poate avea avionul în jurul a trei axe rectangulare de coordonate, a căror origină ar fi centrul de greutate, iar axa absciselor ar fi tan-

genta la traectorie (aproximativ se poate confunda cu axul longitudinal), astfel (fig. 144) avem:

- în jurul axului $y G y'$ avem o rotație *longitudinală*
- în jurul axului $x G x'$ o rotație *laterală* și
- în jurul axului $z G z'$ o rotație *în direcție*.

Odată cunoscute acestetrei categorii de mișcări de rotație, prin compunerea lor, se poate cunoaște orice fel de rotație a avionului în jurul centrului de greutate.

Studiint însă în parte rotația avionului din punct de vedere al *maniabilității* și din punct de vedere al



(fig. 144)

stabilității, observăm că în primul caz mișcările de rotație sunt „provocate”, pe când în al doilea caz ele sunt „frânate”, așa în cât în fond, mișcarea este una și aceeași. Apoi cum *mișcările provocate* depind de pilot, înseamnă că pericolul lor este în parte re-

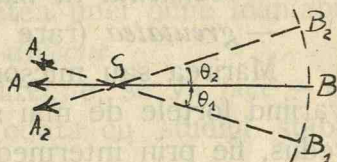
duc, pe când *mișcările de frânare* sunt independente de pilot, așa în cât pericolul lor este mai mare și deci se pare că studiul lor este mai important. Dar rotația fiind aceeași și într'un caz și în altul, studiul ei va ajunge la concluziuni valabile și *maniabilității* și *stabilității*, prin urmare studiul nu va fi decât unul și acelaș.

Analizând însă o mișcare de rotație, fie din domeniul maniabilității, fie din domeniul stabilității, observăm că ea nu este continuă ci rezultă dintr'o lovitură, un șoc, o impulsie dată; ori dacă presupunem că în mod schematic un avion ar fi reprezentat prin axul

său longitudinal AB (fig. 145) spre exemplu, iar dacă o cauză oarecare rotește axul AB , în jurul centrului de greutate G , aducându-l la poziția $A_1 B_1$, atunci fie dela sine, fie prin intermediul unei cârme așezată în B , se dă axului o impulsie de așa natură în cât din $A_1 B_1$ axul să revie în AB .

Dar impulsunea poate fi mai mică, așa în cât axul să nu ajungă în AB , cu alte cuvinte unghiul de rotație θ (dat prin impulsie) să fie mai mic decât θ_1 , sau chiar se poate întâmpla ca $A_1 B_1$ să ajungă în $A_2 B_2$, depășind pe AB , adică să avem $\theta > \theta_1$. Așa dar o rotație egală cu cea voită sau o justă revenire nu se poate face și de aici, forțamente, o serie de oscilațiuni se vor naște.

Pentru a înțelege fenomenul și mai bine, comparăm avionul cu un pendul, care nu-și reia poziția sa decât după o serie de oscilațiuni.



(Fig. 145)

Prin urmare studiul maniabilității și stabilității unui avion implică studiul :

- provocării sau înlăturării mișcărilor de rotație în jurul centrului de greutatea și
- frânării sau amortizării oscilațiunilor.

Provocarea mișcărilor de rotație. Maniabilitatea

Din mecanică se știe că, un sistem de forțe aplicate unui solid, se reduce la o rezultantă unică, aplicată în centrul de greutate și la un cuplu. Efectul rezultantei modifică mișcarea centrului de greutate, adică traectoria, iar cuplul influențează mișcarea în jurul centrului de greutate, adică produce o rotație.

Dacă R este valoarea rezultantei forțelor, aplicată în centrul de greutate al avionului, iar M valoarea cuplului, atunci condițiunile de echilibru, pentru un regim de zbor dat, sunt:

$$240) \quad R = 0 \quad \text{și} \quad M = 0$$

Un avion se zice însă că este cu atât mai mania-bil, cu cât ne dă posibilitatea ca la un moment dat să mărim sau să micșorăm pe R și pe M , oricât vom voi.

Mărirea sau micșorarea lui R , pentru un avion, se poate face variind:

- *tracțiunea* moto-propulsorului,
- *portanța*,
- *rezistența la înaintare și*
- *greutatea* (rare ori prin delestare).

Mărirea sau micșorarea lui M , se poate face fie variind forțele de mai sus, gradul de eficacitate fiind redus, fie prin intermediul *cârmelor* și *aripioarelor*, în care caz gradul de eficacitate este mare, de aceea se obișnuște a se zice chiar că un avion este cu atât mai mania-bil, cu cât cârmele și aripioarele sunt mai mari.

Teoreticește maniabilitatea se judecă după valoarea *indiciului de sensibilitate*, care se măsoară prin valoarea raportului dintre variația unghiului de atac și variația unghiului de bracăj al comenzilor, adică dacă pentru o variație $d\gamma$ al bracăjului, avionul schimbă unghiul de atac în o cantitate di , atunci indicile de sensibilitate are valoarea:

$$241) \quad Is = \frac{di}{d\gamma}$$

După cum vom vedea mai jos, indicile de sensibilitate crește cu distanța cârmelor până la centrul de greutate și cu suprafața lor.

Maniabilitatea longitudinală

Un avion are o bună maniabilitate longitudinală când i se poate da mișcări de rotație în planul verti-

cal de simetrie (în jurul axului $y G y'$), cât mai repede și cât mai ușor.

Cârma de profunziune constă, prin excelență, organul care dă posibilitatea unei bune maniabilități longitudinale.

Studiul maniabilității longitudinale având la baza aceeași teorie ca și la studiul stabilității longitudinale, îl voi detalia mai jos.

Maniabilitatea de direcție

Un avion are o bună maniabilitate în direcție când i se poate da mișcări de rotație în planul tangent la traectorie (în jurul axului $z G z'$), cât mai repede și cât mai ușor.

Organul care dă posibilitatea unei bune maniabilități în direcție este *cârma de direcție*.

Studiul maniabilității în direcție, se va face — din aceleași motive ca mai sus — odată cu studiul stabilității în direcție.

Maniabilitatea laterală

Când unui avion i se poate da, repede și ușor, mișcări de rotație în jurul tangentei la traectorie (axul $x G x'$), atunci se zice că are o bună maniabilitate laterală.

Aripioarele constituiesc organele capabile să dea unui avion o bună maniabilitate laterală.

Studiul ei îl voi face deasemenea odată cu studiul stabilității laterale.

Inlăturarea mișcărilor de rotație.

Stabilitatea

În comparație cu *maniabilitatea*, am putea spune că *stabilitatea* este inversul ei, adică de îndată ce o

cauză oarecare strică condițiunile de echilibru, provocând o rotație, atunci „*stabilitatea*“ este aceia care restabilește echilibrul, înlăturând rotația și readucând avionul în poziția sa normală. Cu alte cuvinte : *prin stabilitate se înțelege acea proprietate pe care trebuie să o aibă un avion de a reveni dela sine în poziția de echilibru, când o cauză oarecare l'a îndepărtat*. Deci o bună stabilitate a unui avion nu înseamnă numai că valoarea cuplului de rotație să fie nulă, ci trebuie să însemne și proprietatea de a se naște un cuplu M , cât mai mare, care să readucă avionul în poziția sa de echilibru, când o cauză l'a deviat de un unghi θ . În termeni matematici, această condiție se exprimă astfel :

$$242) \quad \frac{dM}{di} > 0$$

cu alte cuvinte, derivata cuplului de rotație în raport de unghiul de atac, să fie pozitivă.

De fapt, această derivată ar trebui luată în raport de θ , dar cum :

$$\theta = i + \text{const.}$$

urmează că : $d\theta = di$.

Așa dar condițiunile unei bune stabilități sunt :

$$243) \quad M = 0 \quad \text{și} \quad \frac{dM}{di} > 0$$

în care caz $\frac{dM}{di}$ se mai numește și *indice de stabilitate*

Stabilitatea unui avion poate fi realizată în trei feluri :

1. Prin *forma* specială ce se dă planorului și atunci se zice că avionul are o *stabilitate proprie* sau *de formă*.
2. Prin *organe comandate* (de către pilot), când se zice că avionul are o *stabilitate comandată*.

3. Prin *organe automate*, care modifică fie forma planorului, fie poziția organelor de comandă (realizabilă cu „giroscop“ sau „servo-motor“) și atunci se numește *stabilitate automată*.

Observație. Analizând stabilitatea unui avion care ar sta pe loc (ceiace se poate realiza la tunelul aerodinamic) și stabilitatea unui avion care zboară, atunci se va constata că stabilitățile acestui avion vor diferi.

În adevăr, în primul caz făcând să treacă un curent de aer asupra avionului (fenomenul invers), atunci forțele aplicate acestui avion pot fi grupate în două, unele aplicate în centrul de greutate și altele aplicate în centrul de presiune.

Ori condiția unei bune stabilități — câtă vreme curentul de aer are o mișcare uniformă și un regim permanent — este ca centrul de greutate să fie pe verticala centrului de presiune și sub acesta.

În al doilea caz însă, aerul fiind imobil și avionul mobil, pe lângă condițiunile de stabilitate văzute mai sus, mai intervine condiția ca efectul inerțiilor ce se nasc în organele unui avion, grație accelerațiilor cari variază cu regimul de zbor, să se anuleze reciproc, ori această condiție este greu de îndeplinit deocamdată.

Din aceste motive, primul caz constituie așa numita *stabilitate statică*, iar al doilea caz, *stabilitatea dinamică*.

În cele ce urmează voi studia în special stabilitatea statică, care de altfel este cea mai importantă, rămânând a completa la urmă și teoria stabilității dinamice, mai puțin importantă pentru avioane cu viteze sub 300 km./oră. Când însă vitezele avioanelor vor depăși 400—500 km./oră, iar regimul de zbor va varia mai mult, atunci influența stabilității dinamice va lua proporții considerațiile.

Studiul stabilității longitudinale

Stabilitatea de formă

Stabilitatea longitudinală corespunde rotației avio-

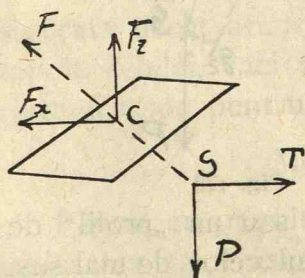


Fig. 146.

nului în jurul axului yGy' . Voi considera, pentru ușurință, cazul unui avion redus la o singură aripă plană (fig. 146), unde în cazul echilibrului, pentru un unghi de atac i , rezistența aerului F trece prin centrul de greutate G , echilibrând forțele P și T , în cazul că T trece prin centrul de greutate; în cazul când T nu rece prin centrul de greutate, atunci F este astfel dis-

pus față de G (fig. 147), în cât anulează cuplul produs de T , adică:

$$M_G(T) = M_G(F)$$

Dacă o cauză oarecare modifică unghiul de atac, devenind $i_2 > i_1$ (fig. 148), atunci rezistența F se deplăsește de marginea de atac ¹⁾ și prin urmare un cuplu

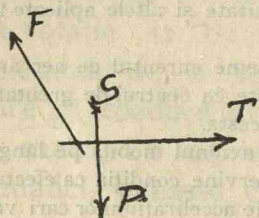


Fig. 147

se va naște, căci rezistența aerului va trece înapoia centrului de greutate, cuplu care va tinde să readucă avionului în poziția sa anterioară, micșorând unghiul de atac i_2 pentru a-l aduce în i_1 . Dacă însă o cauză oarecare micșorează unghiul de atac ($i_3 < i_1$), atunci rezistența F trece înaintea centrului de greutate, dând naștere unui cuplu cabrator:

$$F_3 \times Gg_3$$

care va readuce avionul în vechia sa poziție.

În consecință un astfel de avion cu aripa plană, este stabil, având o stabilitate de formă.

Luund acum un avion redus — spre ușurință — la o singură aripă

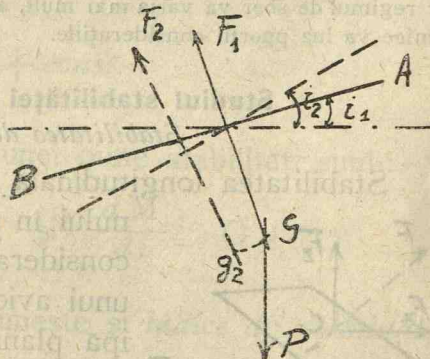


Fig. 148

constituită dintr-o „suprafață curbă“ sau un „profil“ de aripă¹⁾, atunci vom constata contrariul celor de mai sus, adică: mărindu-se unghiul de atac (până în jurul lui 12°

1) Vezi determinarea punctului de aplicație al rezistenței aerului asupra unui plan înclinat (pag. 32).

aproximativ), punctul de aplicație al lui F se apropie de marginea de atac ¹⁾, prin urmare cuplul ce se va naște, va accentua cabrarea ; iar în cazul micșorării unghiului de atac, se va accentua picajul. Așa dar avioanele ale căror aripi sunt niște „suprafețe curbe“ sau „profile“, nu pot avea o stabilitate sigură, fără ajutorul unor organe speciale. De aici s'a născut nevoia unui *profundor*, adică acel organ capabil să contra-echilibreze cuplul de cabraj sau de picaj ce se naște asupra celulei.

Profundorul poate fi însă dispus față de celulă în trei moduri, după unghiul ce-l face cu axa elicei (axul de tracțiune), zis și unghiul de atac, admițând — spre simplificare — că aceasta trece prin centrul de greutate al avionului.

În adevăr, pentru un unghiul de atac al profundorului pozitiv (fig. 149), stabilitatea avionului nu va fi

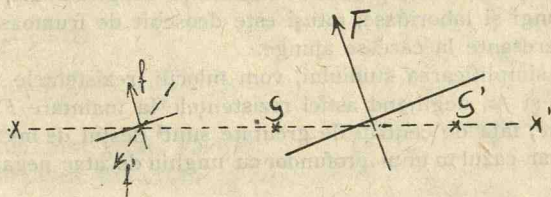


Fig. 149.

asigurată decât atunci când centrul de greutate va fi înapoia celulei, căci numai în acest caz putem avea soluțiuni reale pentru ecuația:

$$Mg(F) = Mg(f)$$

Pentru un unghiul de atac al profundorului negativ, stabilitatea va fi asigurată când centrul de greutate va fi înaintea celulei, deoarece numai atunci vom avea

¹⁾ Vezi determi *punctului de aplicație* al rezistenței aerului asupra suprafețelor curbei (pag. 37) și asupra profilelor de aripi (pag. 52).

soluțiuni reale pentru ecuația:

$$Mg' (F) = Mg' (f')$$

În sfârșit, pentru un unghi de atac nul al profundorului, stabilitatea avionului va fi asigurată când centrul de greutate se va confunda — pentru regimul de zbor de utilizare — cu intersecția rezistenței aerului și axului de tracțiune.

Totuși, analizând în detaliu fiecare din aceste trei soluțiuni, se pare că pentru un unghi de atac, al profundorului, negativ, idicele de stabilitate al avionului este mult mai mare pentru un interval de regim destul de mare.

În general însă, stabilitatea longitudinală a unui avion și deci determinarea exactă a unghiului de atac al profundorului, se face cu ajutorul unei machete la tunelul aerodinamic, făcându-se diferite tatonări.

Teoreticește studiată problema stabilității longitudinale, deși necesită calcule lungi și laborioase, totuși este deosebit de frumoasă prin concluziunile interesante la care se ajunge.

Pentru simplificarea studiului, vom înlocui rezistențele F și f prin portanțele Fz și fz , neglijând astfel rezistențele la înaintare Fx și fx , ale căror momente, față de centrul de greutate sunt destul de mici.

În adevăr cazul în unui profundor cu unghi de atac negativ (fig 150)

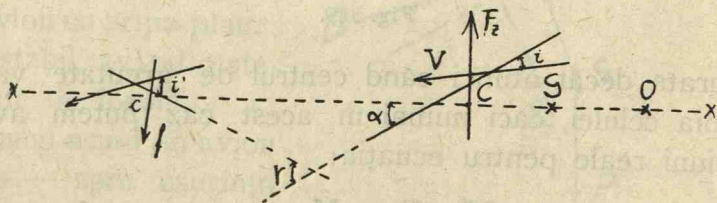


fig. 150

și luând drept origină a măsurătorilor un punct O , de preferință proiecția marginii de atac pe axul de tracțiune, făcând notațiunile:

$$\overline{OG} = d; \overline{OC} = x \text{ și } \overline{Oe} = x'$$

apoi denumind prin γ unghiul de *bracaj*, ce-l face coarda celulei cu coarda profundorului, iar cu ϵ unghiul de deflecțiune, atunci, dacă i este

unghiul de atac al celelei, atunci unghiul de atac al profundorului va fi:

$$i' = \gamma - i + \varepsilon$$

Luând momentele acestor două forțe față de G , vom avea:

$$\begin{aligned} \mu &= MG (Fz) = Fz (x - d) \\ \eta &= MG (fz) = fz (L + x' - d) \end{aligned} \quad (244)$$

unde L reprezintă depărtarea marginii de atas a profundorului, în proiecție pe axul de tracțiune, până la origina O a măsurătorilor.

Având însă:

$$245) \quad \begin{cases} Fz = \frac{a}{2g} \cdot [Cz \cdot \cos i - Cx \cdot \sin i] \cdot S \cdot V^2 \\ fz = \frac{a}{2g} \cdot [C'z \cdot \cos (\gamma - i + \varepsilon) - C'x \cdot \sin (\gamma - i + \varepsilon)] \cdot S \cdot V^2 \end{cases}$$

Apoi:

$$x = l \cdot \frac{Cm}{Cz} \quad \text{și} \quad x' = l' \cdot \frac{C'm}{C'z}$$

unde l și l' sunt profunziunile celelei și profundorului, atunci observăm că

$$246) \quad \begin{cases} \mu = \varphi(i) \\ \eta = \psi(i, \gamma) \end{cases}$$

Așa dar condițiunile unei bune stabilități longitudinale vor fi:

$$249) \quad \begin{cases} M = \mu - \eta = 0 \\ \frac{dM}{di} = \frac{d\mu}{di} - \frac{d\eta}{di} > 0 \end{cases}$$

Reprezentând însă grafic valorile lui μ și η , vom avea (fig. 151),

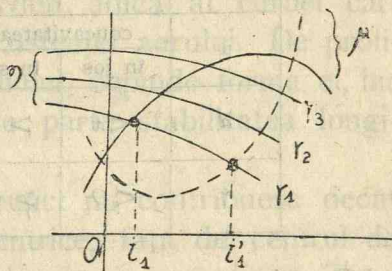


Fig. 151

unde curba μ poate fi cu concavitate în jos sau în sus, în care caz se observă că stabilitatea unui avion va fi asigurată pentru un bracăj γ_1 , când unghiul de atac va fi i_1 , în cazul concavității în jos, sau i'_1 în cazul concavității în sus. Prin urmare portanțele maxime nu vor putea fi atinse cu ușurință decât în cazul unei curbe μ , cu concavitatea în sus, ceace înseamnă că pentru un avion greu purtător, trebuie să se asigure o astfel de curbă și contrariu pentru un avion de mare viteză.

Indicele de stabilitate poate deasemenea să fie reprezentat grafic, și în adevăr, ducând tangente la curbele μ și η în

Fig. 152.

punctul M (fig. 152) și luând pe orizontala M un segment $MM' = 1$, apoi

ducând o verticală prin M' , așa încât să taie cele două tangente în P și Q , observăm că:

$$\overline{PM'} = \frac{d\mu}{di} \text{ și } \overline{M'Q} = - \frac{d\eta}{di}$$

prin urmare vom avea:

$$248) \quad \frac{dM}{di} = \overline{PQ}$$

Deci cu cât $\overline{PQ}$ va fi mai mare, cu atât stabilitatea avionului va fi mai bună.

Examinând apoi diferitele cazuri, se poate rezuma discuția lor astfel

TABEL No. 18

i	Valori mici		Valori mari	
	mare	mic	mare	mic
μ	concavitatea		concavitatea	
	în jos	în sus	în sus	în jos
d	$< x$	$> x$	$> x$	$< x$
γ	< 0	> 0	< 0	< 0

De unde se vede prin urmare că, pentru avioane de viteză (vânătoare, sport, recorduri), unde se sboară cu unghiuri de atac mici, *bracajul* va fi negativ, iar *centrajul* avionului (adică dispunerea centrului de greutate față de centrul de presiune) va fi înainte; iar pentru avioane greu purtătoare (transport public, bombardament), care sboară cu portanțe maxime, deci cu unghiuri de atac mari, atunci *bracajul* va fi pozitiv, iar *centrajul* înapoiu.

Pentru avioane cu misiuni mixte, se prevede un „bracaj reglabil“, și un centraj variabil, fie mutând cantitatea de combustibil lichid în rezervoare așezate mai înainte sau mai înapoia fuselajului, fie mutând o încărcătură lest.

Așa dar, factorii cari contribuie la asigurarea unei bune stabilități longitudinale sunt:

1) *Profilul aripei și silueta* avionului, astfel în cât polara avionului să aibă o curbă a coeficientului de moment C_m (curba ³⁾, cât mai dreaptă și cât mai aproape de verticală, căci atunci C_m variind puțin, x

va avea un interval restrâns de variație și deci deplasările lui F vor fi restrânse.

2) *Suprafața* (în mărime), *forma* (în profil și contur plan), *distanța* față de centrul de greutate al avionului (deci lungimea fuzelajului) și *bracăjul* (unghiul ce-l face cu direcția corzei aripei), ce se dă *profundorului* și în special planului fixe sau *stabilizatorului*.

3) *Centrajul*, adică dispunerea și repartitia *greutăților* și *suprafețelor* unui avion, astfel încât „centrul de presiune” al avionului să fie dispus — față de centrul lui de greutate — așa în cât echilibrul să fie oricând stabil.

Primul punct ar putea fi concentrat în studiul *curbei metacentrice* a unui avion, adică al curbei cari înfășură toate direcțiunile rezistenței aerului. De profilul aripei și de silueta avionului depinde forma ei, iar de forma ei depinde în mare parte stabilitatea longitudinală a avionului.

Al doilea și al treilea punct nu contribuiesc decât la dispunerea curbei metacentrice, față de centrul de greutate, așa cum vom vedea mai jos, ceiace iarăși contribuie în foarte mare parte la stabilitatea longitudinală a avionului.

Trasarea și forma curbe metacentrice.

Trasarea curbei metacentrice este destul de simplă și iată cum se face:

Se ia pe o axă XX' o origine O (fig. 153) apoi se duce o dreaptă care face cu axa un unghi ϵ . Pe această dreaptă se ia un segment.

$$OM = x = l \cdot \frac{C_m}{\sqrt{C_x^2 + C_z^2}}$$

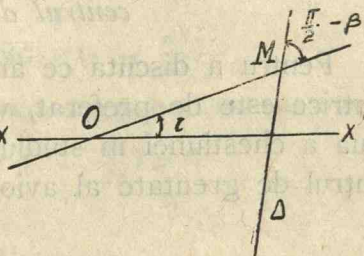


Fig. 153

iar prin punctul M se duce o altă dreaptă Δ , care să facă cu OM unghiul egal cu $\left[\frac{\pi}{2} - \beta \right]$ unde $\beta = \arctg \frac{Cx}{Cz}$. Direcțiunea Δ este direcțiunea rezistenței aerului, iar axa XX' nu este altceva decât direcțiunea coardei aripei, unde în O este marginea de atac.

Dacă am construi curba metacentrică pentru valorile lui i variind între 0° și 360° (dacă C_m ar fi cunoscut în acest interval) atunci forma curbei metacentrice poate fi una din cele de mai jos (fig. 154)

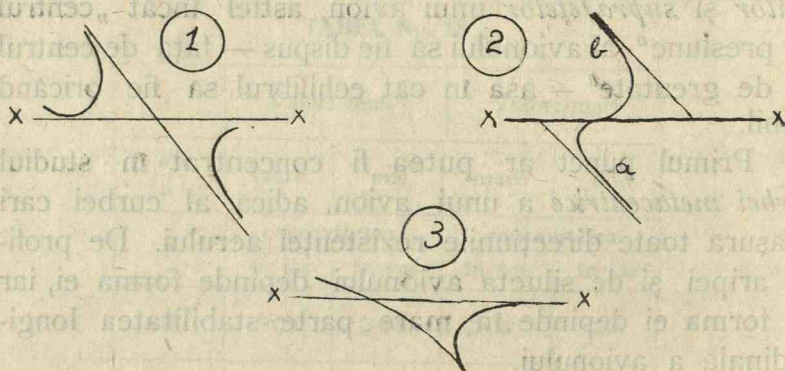


Fig. 154

axele XX' fiind niște direcțiuni-origină sau de referință.

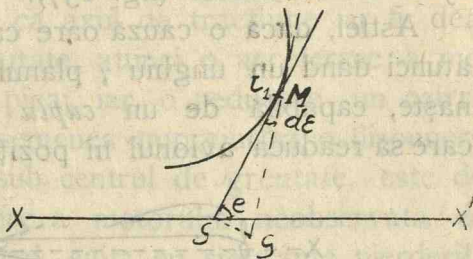
În general însă, pentru avioanele actuale, curba metacentrică — partea sa utilă (pentru i variind între -10° până la $+20^\circ$) — se prezintă ca în (2), unde porțiunea a ar corespunde unei aripi izolate, iar b unui avion complet.

Dispunerea curbei metacentrice față de centrul de greutate

Pentru a discuta ce anume formă a curbei metacentrice este de preferat, voi trece direct la partea a doua a chestiunii în studiu, la dispunerea ei față de centrul de greutate al avionului.

În adevăr fie XX' o axă de referință, aleasă așa fel în cât să se confunde cu direcția coardei aripei, când portanța este nulă, atunci curba metacentrică (partea utilă a ei) va fi ca în (fig. 155). În acest caz, avionul va avea echilibrul lui astfel:

1) — Pentru G sub M (sub curba) adică pentru $MG > 0$, echilibrul va fi *stabil* când unghiurile de atac sunt mici și mijlocii și *instabil* pentru unghiuri de atac mari; așa dar nu se va atinge portanțe maxime cu un echilibru stabil, deci nu convine avioanelor greu purtătoare.



(Fig. 155)

2) — Pentru G deasupra lui M , ($MG < 0$), atunci echilibrul stabil nu va fi decât pentru unghiuri mari de atac, ceace va conveni avioanelor greu purtătoare ¹⁾.

1) În adevăr, dacă o cauză oarecare modifică direcția MG , făcând-o să treacă prin G' , atunci variațiunea de moment ce se va naște va fi.

$$dM = F \times \overline{GG'} \text{ unde } \overline{GG'} = \overline{MG} \times d\varepsilon$$

cum însă $d\varepsilon = d\epsilon$, iar $\epsilon = \frac{\pi}{2} - \beta + i$ (axa portanțelor nule), atunci:

$$249) \quad d\varepsilon = di - d\beta$$

și:

$$250) \quad dM = F \times \overline{MG} \times (di - d\beta)$$

deci:

$$\frac{dM}{di} = F \times \overline{MG} \times \left(1 - \frac{d\beta}{di}\right)$$

Cum $F > 0$, urmează că singura condiție de stabilitate este să avem:

$$251) \quad \overline{MG} \times \left(1 - \frac{d\beta}{di}\right) > 0$$

Apoi cum:

$$\beta = \text{arctg} \cdot \frac{Cx}{Cz} = f(i)$$

De aici reese că forma curbei metacentrice și dispunerea ei ar trebui să fie astfel în cât să permită avionului o bună stabilitate, pentru un interval de unghiur de atac cât mai mari.

Stabilitatea comandată

Factorul principal care asigură stabilitatea comandată este *profundorul* (planul mobil). El este dispus în continuarea stabilizatorului, și poate fi inclinat cu ajutorul comenzilor (fig. 157).

Astfel, dacă o cauză oare care ar inclina avionul, atunci dând un unghi γ planului mobil, o forță f se naște, capabilă de un *cuplu sau moment redresor* care să readucă avionul în poziția sa normală.

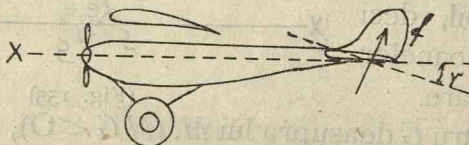


Fig. 156:

Profilul profundorului este ales astfel în cât să prezinte minimum de rezistență la înaintare și maximum de efect (capabil de un f cât mai mare) de redresare

reprezentându-l grafic avem (fig. 156) unde:

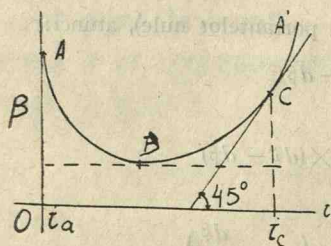


Fig. 157

1) — de la A la B: $\frac{d\beta}{di} < 0$

2) — de la B la C: $\frac{d\beta}{di} > 0$

3) — de la C la A': $\frac{d\beta}{di} > 1$

Prin urmare în cazurile 1) și 2), adică pentru i variind între i_a și i_c avem echilibru stabil când $MG < 0$, iar pentru $i > i_c$, când $MG < 0$

În C având $\frac{d\beta}{di} = 1$, echilibrul avionului va fi indiferent.

Suprafața și distanța lui la centrul de greutate al avionului depind de valoarea momentului redresor ce trebuie obținută, în condițiunile cele mai critice de redresare ale unui avion. În general cea mai critică redresare este aceea ce urmează unui picaj la verticală.

Un alt factor, care contribuie la stabilitatea longitudinală comandată a avionului este *momentul tracțiunei* moto-propulsorului, (care [depinde de dispunerea axului de tracțiune) în raport de centrul de greutate al avionului.

Dacă presupunem că axul de tracțiune ar fi deasupra centrului de greutate, atunci o accelerare a motorului ar produce un picaj, iar o reducere un cabra al avionului. Ori, în asemenea împrejurări, o dispunere a axului de tracțiune sub centrul de greutate, este de preferat, căci o reducere a motorului neobservată de pilot, producând un picaj, evită cu siguranță pierderile de viteză.

Dar se poate întâmpla ca dispunerea axului de tracțiune să fie bună, față de centrul de greutate, totuș avionul să nu aibă o bună stabilitate longitudinală ceea ce indică o dispunere greșită a axului de tracțiune față de curba metacentrică.

Pentru a simplifica însă problema, se presupune că centrul de greutate G al avionului se deplasează sau pe axul de tracțiune, sau pe o direcție Δ paralelă acestuia, atunci dispunerea a-

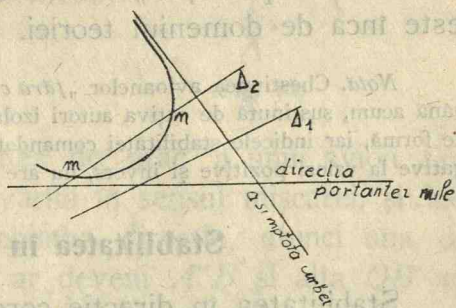


Fig. 158.

cestei direcțiuni, față de curba metacentrică, nu poate fi făcută oricum. În adevăr, dacă direcția de deplasare a centrului de greutate ar fi în Δ_1 (fig. 158), atunci

orice poziție a centrului de greutate va da o poziție de echilibru stabil. Dacă direcția de deplasare ar fi în $\nabla 2$, atunci pentru unghiurile de atac corespunzătoare intervalului cuprins între m și n nu există nici o poziție de echilibru stabil.

Așa dar problema stabilității longitudinale este foarte complexă, iar soluțiunile actuale nu sunt decât rezultatul unor cazuri particulare, apropiat fiecărui avion n parte.

În concluzie dar, stabilitatea longitudinală a unui avion este asigurată astfel:

1) — Printr'o „stabilitate de formă“, datorită unui *profil de aripă* și unei *siluete de avion* (astfel în că polara avionului să aibă o curbă a coeficientului de de moment C_m , cât mai dreaptă și cât mai aproape de verticală și unui *centraj* și *bracaj* apropiat, dat planulu ix al profundorului sau *stabilizatorului*.

2) — Printr'o stabilitate comandată datorită *profundorului* (planul mobil) și unei judicioase dispunerii a axului de tracțiune.

În ceiace privește „stabilitatea automată“, chestiunea este încă de domeniul teoriei.

Notă. Chestiunea avioanelor „fără condă“, așa cum sunt concepute până acum, susținută de câțiva autori izolați, fiind lipsite de o stabilitate de formă, iar indicele stabilității comandate variind brusc dela valori negative la valori pozitive și invers, nu are prea multe șanse de izbândă.

Stabilitatea în direcție

Stabilitatea în direcție corespunde rotației avionului în jurul axului z $G z'$.

Stabilitatea de formă a avioanelor este în general asigurată printr'un plan fix vertical, numit *derivă*, care ține avionul pe o traectorie rectilină, în planul său de simetrie.

În adevăr, dacă o cauză oarecare ar schimba direcția avionului atunci o rezistență φ se naște asupra planului vertical, (fig. 159) provocând—față de centru de greutate al avionului—un *cuplu stabilizator* capabil să readucă avionul pe direcția sa de zbor.

În particular însă, stabilitatea în direcție se poate asigura printr'un unghi ce se dă planului aripei și în special marginii de atac (fig. 160).

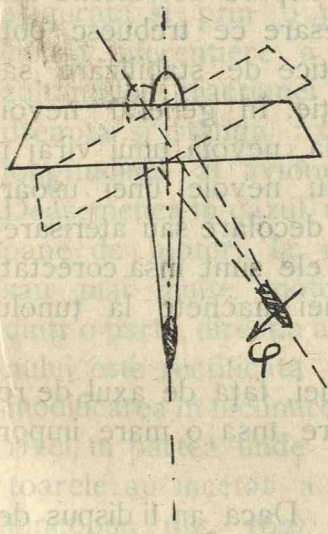


Fig. 159

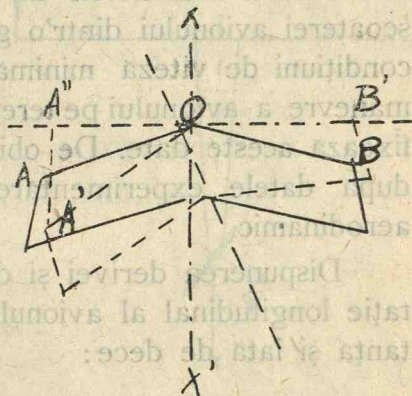


Fig. 160

Astfel dacă marginea de atac a unui avion face un unghi $A O B$, cu vârful în sensul mișcării, și dacă o cauză oarecare ar schimba direcția, atunci una din semi-marginile de atac ar deveni $A''B$ și alta $O B'$ așa în cât—după figură—observăm că: $A''O < O B'$, prin urmare rezistența la înaintare pe marginea $O A'$ va fi mai mică decât pe $O B'$, și deci din diferența acestor rezistențe la înaintare, se va naște un *cuplu stabilizator* capabil să readucă avionul în poziția sa inițială.

Unghiul $(A O B)$ ce se dă planului aripiilor nu

poate fi prea mic, deoarece ar micșora calitățile aerodinamice ale celulei, măbind alungirea. De obicei el variază în lui jurul 175° .

Stabilitatea comandată este deasemenea asigurată printr'un plan vertical mobil, denumit *direcție*, care inclinat într'o parte sau în alte — prin intermediul comenzei respective — produce o rezistență suplimentară φ_1 , laterală, așa în cât față de centrul de greutate, dă naștere unui *cuplu redresor*.

Forma, profilul, dimensiunile și distanța derivei și direcției la centrul de greutate, depind de valorile momentelor de stabilizare și redresare ce trebuiesc obținute în condițiunile cele mai critice de stabilizare sau redresare a unui avion în direcție. În general nevoia scoaterii avionului dintr'o glisadă, nevoia unui viraj în condițiuni de viteză minimă, sau nevoie unei ușoare manevre a avionului pe teren (la decolare sau aterisare), fixează aceste date. De obicei ele sunt însă corectate după datele experimentării unei machete la tunelul aerodinamic.

Dispunerea derivei și direcției, față de axul de rotație longitudinal al avionului, are însă o mare importanță și iată de dece:

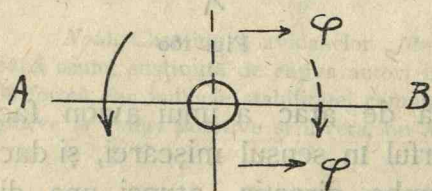


Fig. 161

Dacă ar fi dispus dedesubtul axului longitudinal de rotație (fig. 161), atunci, în cazul unui viraj la dreapta, o forță φ se va naște asupra direcției, trăgând coada avionului spre stânga, dar dând naștere și unui cuplu, față de axul longitudinal, inclinand avionul cu extremitatea *A* în jos și *B* în sus, adică tocmai ceiace ar trebui să se întâmple de fapt pe timpul virajului. Dacă însă direcția ar fi dispusă da

supra axului longitudinal, atunci efectul ar fi invers și deci dezavantajos.

Stabilitatea comandată în direcție se mai poate asigura însă în mică parte și cu ajutorul aripioarelor și profundorului, căci înclinând lateral avionul, se poate modifica direcția cu ajutorul profundorului. O asemenea manevră, prudent și judicios întrebuințată, poate evita un accident, când comanda direcției se defectează.

În cazul avioanelor multimotoare, având motoarele dispuse dealungul anvergurei, stabilitatea comandată în direcție mai poate fi asigurată și prin o judicioasă diferențiere a rezultatelor tracțiunii din dreapta și stânga axului longitudinal al avionului. Deasemenea în cazul unei pane de motor, la unul sau mai multe motoare dintr'o parte, direcția avionului este rectificată prin modificarea în înclinărea de rivei, în partea unde motoarele au încetat a mai funcționa (fig. 162), așa în cât avionul își menține direcția de zbor.

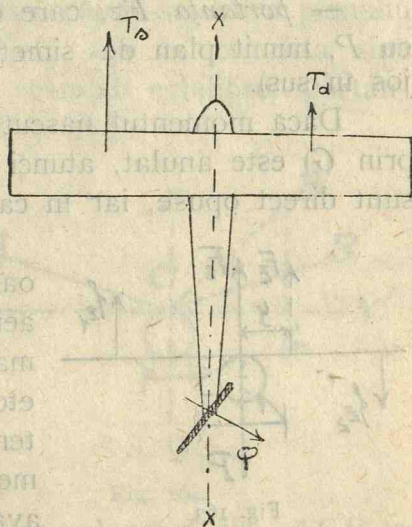


Fig. 162.

În concluzie deci, stabilitatea în direcție a avioanelor se poate asigura tot printr'o *stabilitate de formă și comandată*.

Stabilitatea automată, sprijinită pe proprietățile giroscopului, este încă în domeniul teoriei.

Stabilitatea laterală

Stabilitatea laterală corespunde rotației avionului în jurul axului $x G x'$, care nu se confunda întotdeauna

cu axul longitudinal al avionului, fiind mai mult un intermediar între acesta și direcția portanței nule.

Și în acest caz avem o stabilitate de *formă* și una *comandată*.

Privind din față silueta unui avion (fig. 163), observăm că forțele aplicate avionului sunt:

— *greutatea* P , aplicată în centrul de greutate G (verticală cu sensul de sus în jos);

— *portanța* F_z , care este în acelaș plan vertical cu P , numit plan de simetrie, (verticală cu sensul de jos în sus).

Dacă momentul născut de F_z , (dacă nu ar trece prin G) este anulat, atunci putem admite că P și F_z sunt direct opuse, iar în cazul echilibrului sunt egale.

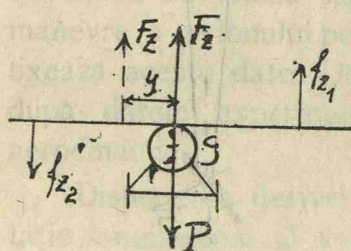


Fig. 163

De îndată însă ce o cauză oarecare (o rafală, un gol de aer, o deformare a aripilor, o manevră greșită a aripioarelor etc...) provoacă deplasarea laterală a lui F_z , atunci un moment de răsturnare se naște, având valoarea $F_z \cdot Y$.

Dacă aceea cauză a încetat (rafala, sau golul de aer a fost de scurtă durată, etc...) atunci avionul ar trebui să-și reia dela sine poziția, ceea ce se întâmplă în general avioanelor cu o stabilitate perfect studiată. Dar se poate întâmpla ca stabilitatea laterală a avionului să nu fie ideală, ori cauza dăunătoare stabilității să nu înceteze lesne, atunci pilotul intervine prin intermediul *aripioarelor*. În adevăr, deformând profilul aripilor disimetric, cu ajutorul aripioarelor, se vor naște două forțe paralele lui F_z , însă de sens opus, aplicate într-o parte și în cealaltă: f_{z1} și f_{z2} , cari la rândul lor vor fi capabile de niște momente, tinzând să anuleze momentul de răsturnare.

Pentru mărirea stabilității laterale la avioane, s'au imaginat și construit diferite planoare, o eleganta soluție, pentru mărirea stabilității laterale, s'a obținut cu planoarele cărora li s'a dat un unghi lateral aripilor, un „V” lateral cum se obișnuiește a se zice (fig. 164), așa în cât aripile nu mai sunt în prelungire, ci formează între ele un unghi inferior lui 180° (în mediu cam $170^\circ - 175^\circ$), iar dacă o cauză oarecare inclină planorul „dându-i poziția $A'CB'$ ”, atunci se observă lesne că portanța planului CB' scade, deoarece proiecția lui pe axa yy' devine Cb , micșorându-se, iar a planului CA se mărește devenind CA' , așa în cât dela sine avionul va reveni, pentru a restabili echilibrul portanțelor celor două planuri AC și BC .

Acest unghiui die-
dru, în formă de V , pe
care îl face planurile,
nu poate însă fi ~~în~~
prea mic (un V prea
ascuțit), deoarece s'ar
micșora portanța, apoi
influența unui vânt la-
teral ar fi prea mare;

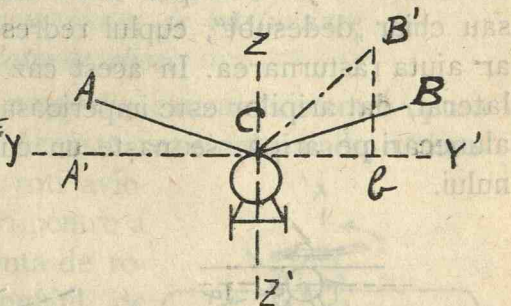


Fig. 164.

Astfel dacă un vânt ar inclina planorul din ACB în $A'CB'$, atunci planul CB' ar opune vântului o secțiune dreaptă $B'b$, pe când planul CA' ar opune o secțiune dreaptă minimă, deci s'ar risca cu siguranță o răsturnare.

Dacă am compara acum două planoare, unul cu planurile în prelungire și altul cu un „V” lateral, din punct de vedere al construcției, se înțelege că planorul cu planurile în prelungire va fi mai solid, deoarece poate avea longeroanele în prelungire, pe când planurile în „V” trebuiesc incastrate deosebit în fuselaj, ceea ce complică construcția.

Deasemenea, pentru planoarele monoplane în special, dispunerea aripei în „parasol“ sau „dedesubt“ are o oarecare influență asupra stabilității.

În adevăr, considerând un avion care zboară cu o viteză minimă, atunci stabilitatea laterală a lui va fi foarte sensibilă, așa în cât cea mai mică cauză produce o alunecare laterală, în care caz o aripă dispusă în „parasol“ își restabilește mai repede echilibru lateral, deoarece fiind deasupra centrului de greutate, unde este aplicată compozanta $P \sin \alpha$ (fig. 165), urmează că un cuplu redresor se va naște între $P \sin \alpha$ și rezistența la alunecare f_x a aripei. Dacă însă aripa ar fi mai jos sau chiar „dedesubt“, cuplul redresor ar fi nul sau chiar ar ajuta răsturnarea. În acest caz necesitatea unui „V“ lateral, dat aripilor este imperioasă, căci pe timpul unei alunecări pe aripă, se naște un cuplu redresor al avionului.

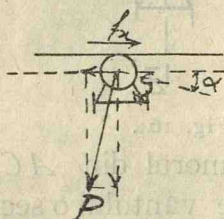


Fig. 165.

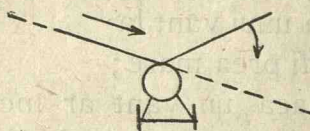


Fig. 166.

În rezumat dar: *stabilitatea laterală de formă* este asigurată printr'un „V“ lateral dat aripilor și prin o dispunere a aripei, în anumite cazuri, în parasol; iar *stabilitatea comandată* este asigurată prin ajutorul aripioarelor.

Caracteristicile aripioarelor

Profilul lor este acela al aripilor. *Forma și dispunerea* lor, depinde de aripă, în care aripioarele sunt înglobate.

Dimensiunile lor depind însă de nevoia conservării unei bune calități aerodinamice pe deoparte, și a unei eficacități prompte, pe de altă parte.

Efectul aripioarelor se judecă după valoarea momentelor de stabilizare și redresare ce trebuie obținute, în condițiunile cele mai critice ale unei evoluțiuni de frânare a unei vrii, de amorsare sau frânare a unei răsturnări sau duble răsturnări.

Efectul aerodinamic al aripioarelor variază direct cu *alungirea* lor, și din aceste motive preconizarea aripioarelor pe tot lungul marginii de fugă este de preferat.

Înlăturarea momentului de răsturnare datorite elicei

Acest moment se naște din cauza rezistenței opuse de aer rotației elicei. Această rezistență tinde a imobiliza propulsorul și a roti avionul în sens invers. Ori pentru a echilibra această tendință de rotație, se mărește unghiul de atac al aripilor, în partea în care se apleacă avionul; dar această operație atrage o mărire a rezistenței la înaintare a aripii sau aripilor al căror unghiul de atac este mărit și în acest caz stabilitatea în direcție ar fi periclitată. Se corectează însă și acest

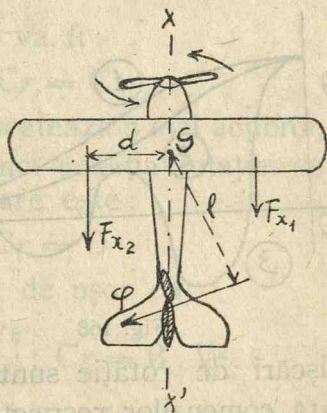


Fig. 167.

neajuns, fie modificând înclinarea *derivei*, fie servindu-ne de o *derivă* cu un profil nesimetric și deci capabilă de un moment lateral, invers momentului produs de diferența de rezistențe la înaintare (fig. 167). Astfel ecuația momentelor datorite diferenței de rezistențe și derivei, este:

$$252) \quad (F_{x_2} - F_{x_1}) \cdot d = l \cdot \varphi$$

Stabilitatea laterală în cazul multimotoarelor

Singurul caz deosebit este acela al avioanelor având mai multe motoare dealungul anvergurei, când o nefuncționare a unui sau mai multor motoare dintr-o parte, strică echilibrul lateral avionului, făcând să se incline avionul în acea parte. În acest caz numai o modificare a poziției aripioarelor este posibilă mărind portanța în partea care se apleacă, ceea ce se face de obicei cu ajutorul unui resort aplicat într-o parte comenței aripioarelor. Dar și în acest caz o schimbare a înclinării *derivei* este necesară, pentru restabilirea direcției, ceea ce se obține cu ajutorul unei *derivei reglabile*.

Frânarea sau amortizarea oscilațiilor

Am văzut, cu ocazia studiului „*Maniabilității*” și „*Stabilității*”, cum se provoacă sau se înlătură o mișcare de rotație, fie pentru a *manevra* avionul, fie pentru a împiedeca o altă rotație provocată de o cauză exterioară și deci a *stabiliza* avionul, readucându-l în poziția sa normală. Am

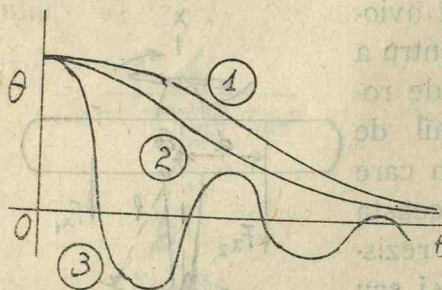


Fig. 168

văzut însă că aceste mișcări de rotație sunt amorțite printr-o impulsie dată comenzilor respective, deci sunt perfect comparabile unui pendul. A da avionului o rotație oarecare nu înseamnă a-l lua dintr-o poziție, ca pe un obiect, și a-l pune în alta, ci înseamnă a-l asvârli din acea poziție către o altă, fără șanse prea multe ca obiectul să cadă exact în cea poziție. Din aceste motive, o

serie de oscelațiuni vor urma fiecărei rotațiuni, ori s'ar putea foarte bine ca un avion să fie foarte maniabil sau foarte stabil, reacționând prompt, însă dacă seria oscilațiunilor s'ar prelungi prea mult, atunci atât maniabilitatea cât și stabilitatea lui este periclitată, căci dacă la prima rotație avionul răspunde, la o a doua, urmată imediat după prima, avionul nu va mai răspunde din cauza oscilațiunilor imprimate de prima rotație. Din aceste motive studiul frânării sau amortizării oscilațiunilor unui avion devine deosebit de necesar.

Dacă o cauză aoarecare C ar imprima unui avion o mișcare de rotație, atunci acestei cauze i se vor opune :

1. Un *cuplu de inerție* C_i , datorit inerției avionului.
2. Un *cuplu amortisor* C_a , datorit faptului că rotația se petrece într'un mediu rezistent (aerul).
3. Un *cuplu redresor* sau *stabilizator* C_r , datorit reacțiunei rezistenței aerului, ce se naște din cauza vitezei de translație a avionului.

Prin urmare, ecuația rotației va fi :

$$253) \quad C_i + C_a + C_r = C$$

De îndată însă ce cauza C încetează a mai acționa, cu alte cuvinte devine nulă, atunci ecuația rotației se transformă în ecuația oscilației, care este :

$$254) \quad C_i + C_a + C_r = 0$$

Se demonstrează apoi destul de ușor că :

$$C_i = I \cdot \frac{d^2 \theta}{dt^2}; \quad C_a = A \cdot V \cdot \frac{d\theta}{dt}; \quad C_r = B \cdot V^2 \cdot \theta$$

unde θ este amplitudinea de oscilație, I momentul de inerție al avionului față de axul de oscilație respectiv, A momentul de inerție polar și B momentul static polar, al avionului față de acelaș ax, adică :

$$A = K a \cdot \int_0^S \rho^2 \cdot dS \quad \text{și} \quad B = K b \cdot \int_0^S \rho \cdot dS$$

unde ρ este raza vectorie al elementului de suprafață dS (normale direcției de oscilație), Ka și Kb , niște constante ale avionului.

Cu aceste date se demonstrează ¹⁾ că:

1. Pentru: $A^2 - 4 \cdot I \cdot B > 0$, mișcarea oscilatorie este *aperiodică* și variază după curba 1) din (fig 168).

2. Pentru: $A^2 - 4 \cdot I \cdot B = 0$ mișcarea este tot *aperiodică* și reprezentată prin curba 2).

3. Pentru: $A^2 - 4 \cdot I \cdot B < 0$ mișcarea este *periodică* și reprezintată prin curba 3).

1) Scriind ecuația 254) sub forma:

$$255) \quad I \cdot \frac{d^2 \theta}{dt^2} + A \cdot V \cdot \frac{d \theta}{dt} + B \cdot V^2 \cdot \theta = 0$$

Atunci ecuația caracteristică este:

$$256) \quad I \cdot \alpha^2 + A \cdot V \cdot \alpha + B \cdot V^2 = 0$$

1) Pentru $A^2 - 4 I \cdot B > 0$, avem:

$$257) \quad \begin{cases} \theta = \frac{\omega_0}{2h} \cdot e^{-u \cdot t} \left[e^{h \cdot t} - e^{-h \cdot t} \right] \\ \omega = \frac{\omega_0}{2h} \cdot e^{-ut} \left[(-u+h)e^{ht} + (u+h)e^{-ht} \right] \end{cases}$$

unde ω este viteza de oscilație, iar:

$$u = \frac{A \cdot V}{2 I} \quad \text{și} \quad h^2 = \frac{4 \cdot I \cdot B \cdot V^2 - A^2 \cdot V^2}{4 \cdot I^2}$$

2. Pentru $A^2 - 4 I \cdot B = 0$, avem:

$$258) \quad \begin{cases} \theta = \omega_0 \cdot t \cdot e^{-u \cdot t} \\ \omega = \omega_0 \cdot e^{-ut} (1 - u \cdot t) \end{cases}$$

3) Pentru $A^2 - 4 I \cdot B < 0$, avem:

$$259) \quad \begin{cases} \theta = \frac{\omega_0}{h} \cdot e^{-u \cdot t} \cdot \sin ht \\ \omega = \frac{\omega_0}{\cos \varphi} \cdot e^{-u \cdot t} \cdot \cos (ht + \varphi) \end{cases}$$

unde: $\operatorname{tg} \varphi = \frac{u}{h}$, reprezintă caracteristica de amortizare a mișcării.

Se vede dar, după felul cum variază amplitudinea θ a oscilațiunilor, că cea mai avantajoasă amortizare pare a fi după curba 2 sau B , adică pentru:

$$262) \quad A^2 - 4 \cdot I \cdot B \geq 0$$

adică în cazul *mișcării aperiodice*. Și chiar dacă aperiodicitatea nu se poate obține în toate direcțiile, cel puțin pentru oscilațiunile longitudinale, deoarece în acest caz avem:

$$\theta = i + \text{constantă}$$

adică o variație a lui θ , atrage o variație a unghiului de atac și dacă mișcarea ar fi periodică, traectoria avionului devine o *sinusoidă*, ceea ce nu este deloc de preferat.

Ori cum I și B sunt cantități pozitive, urmează că nu putem avea o condiție analoagă lui 262), decât dacă :

- A este mare,
- I „ mic și
- B „ mic

Dar A este mare când, în special, *profundorul* este mai mare (plan fix și plan mobil, considerate fixe), pentru oscilațiile longitudinale; *direcția* fixă este mare, pentru oscilațiile în direcție; *aripile* sunt mari pentru oscilațiile laterale. Deasemenea când depărtările față de centrul de greutate sunt mari.

Remarcă: Pentru $A = 0$, avem :

$$260) \quad \begin{cases} \theta = \frac{\omega_0}{h} \cdot \sin ht \\ \omega = \omega_0 \cdot \cos ht \end{cases}$$

mișcarea fiind periodică.

Iar pentru $B = 0$, avem :

$$261) \quad \begin{cases} \theta = \frac{\omega_0}{u} [1 - e^{-ut}] \\ \omega = \omega_0 \cdot e^{-ut} \end{cases}$$

mișcarea fiind aperiodică.

I este mic când greutatea sunt cât mai aproape de centrul de greutate.

B este mic când *profundorul* (partea mobilă), *direcția* și *aripioarele* sunt relativ mici.

De fapt însă în valorile lui *A* sunt socotite și rezistențele fuzelajului și celorlalte organe.

Pentru avioanele iuți și în special cele de vânătoare (cu un singur loc), condiția de aperiodicitate este ușor îndeplinită. Pentru avioanele mai grele și mai încete, această condiție este rare ori satisfăcută, totuși se tinde către satisfacerea ei.

Deseori însă, urmărindu-se satisfacerea condițiilor de aperiodicitate, se neglijează alte condițiuni și din aceste motive probleme construcției se complică.

Constructorul în general pornește de la simplu la compus, dela cazul particular la general, construindu-și avionul să răspundă unor condițiuni, cari odată satisfăcute, i se aduc ulterioare îmbunătățiri, pentru satisfacerea celorlalte.

În concluzie dar, o bună frânare a oscilațiilor se obține prin restrângerea greutăților cât mai în centrul de greutate și prin guverne cu suprafață cât mai mare.

Cuplul giroscopic

Dacă denumim *plan giroscopic* al unui corp, ce se învârtă, planul ce trece prin centrul de greutate al acelui corp și care este perpendicular axului de rotație, atunci când se deplasează un asemenea plan într'un sens, se produce o reacțiune care tinde a-i da o perpendiculară deplasării și în sensul mișcării.

În adevăr, dacă considerăm un plan giroscopic al elicei unui avion și dacă îl deplasăm în spre stânga, virând cu avionul, atunci avionul pica, în cazul când rotația este în sensul acelor unui ceasornic, sau cabrează

în caz contrar. Sau dacă cabrăm aparatul, atunci avionul înclină la stânga în primul caz, sau la dreapta în al doilea.

Acest „efect giroscopic“ nu se manifestă decât la o schimbare de direcție și contribuie la amplificarea oscilațiilor. Până în prezent nu s'a întrevăzut alte soluțiuni practice de a înlătura acest efect, decât printr'o îndelungă și serioasă antrenare a pilotului pe un anumit avion.

9. CENTRAJUL

Definițiune.

Centrajul este operațiunea care are de scop anularea tuturor momentelor de rotație, născute de forțele aplicate unui avion.

Am văzut în decursul studiului „evoluțiunilor“, cum admitând că avionul era *centrat* și *pilotat*, atunci puteam considera forțele concurente în centrul de greutate și prin urmare problema echilibrului, pe timpul evoluțiunilor, se reducea la găsirea condițiunilor de echilibru pentru câteva forțe concurente. Ori cum forțele aplicate unui avion sunt :

- *Greutatea*, care trece prin centrul de greutate.
- *Rezistența aerului*, care trece prin centrul de presiune (tangenta la *curba metracentrică*) dilerit de centrul de greutate.
- *Tracțiunea*, care trece sau nu prin centrul de greutate.
- *Inerția* care trece prin centrul de greutate.

Urmează dar că centrajul coordonează armonia acestor forțe, astfel în cât echilibrul avionului să fie cât mai stabil, păstrând în acelaș timp o maniabilitate per-

fectă și dând posibilitatea de a obține cea mai mare viteză, la altitudinea de utilizare ¹⁾.

Atunci operațiunea centrajului constă în :

1. *Repartiția greutăților*, adică determinarea regiunii în care trebuie fixat centrul de greutate, apoi dispunerea greutăților de așa natură, în cât valoarea momentului de inerție să fie în concordanță cu condițiunile de stabilitate și maniabilitate.

2. *Repartiția suprafețelor*, adică fixarea „curbei metacentrice“, astfel în cât rezistența aerului să treacă cât mai aproape de centrul de greutate.

3. *Așezarea grupului propulsor* astfel în cât axul de tracțiune sau axul rezultantei tracțiunilor (dacă sunt mai multe) să treacă prin centru de greutate (sau planul care cuprinde axele de tracțiune, să treacă prin centrul de greutate).

4. În stârșit, *dispunerea centrului de presiune* (punctul de sustentatie al avionului), față de centrul de greutate așa fel în cât forța centrifugală ce se naște, când avionul descrie o traectorie curbă, să ajute evoluția avionului.

Repartiția greutăților

Greutățile unui avion sunt impuse prin programul lui de construcție, prin scopul ce se urmărește a i se da (avion de vânătoare, de recunoaștere, de bombardament, de transport public, etc.).

Odata aceste greutăți stabilite, încă dela stabilirea anteproectului lui, o primă repartiție a greutăților se face și ținând seama că centrul său de greutate se va găsi în planul vertical de simetrie, atunci se desenează

1) Prin *altitudine de utilizare* se înțelege acea altitudine de zbor orizontal, unde avionul, consumând minimum de combustibil și efort din partea pilotului, este capabil de o viteză de zbor cât mai mare. Uneori altitudinea de utilizare este impusă de împrejurări, teren muntos, sau curenți permanenți sau operațiuni militare, etc.

avionul în secțiune — după planul vertical de simetrie — și se împarte în regiuni a căror greutate și centru de greutate este ușor de aflat (fig. 169).

Astfel fie un avion compus din 8 regiuni :

1 — grupul motopropulsor,

2 — celula,

3 — trenul,

4 — rezervoarele,

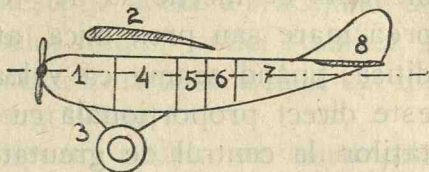
5 — instrumente de

bord,

6 — pilot,

7 — fuzelaj,

8 — ampenaje,



(Fig. 169)

atunci cunoscând greutatea și centrul de greutate al fiecărei regiuni, vom putea ușor afla direcția greutății totale.

Apoi considerând avionul vertical, și compunând din nou aceste greutăți, se determină o nouă direcție a greutății totale. Intersecția celor două rezultante va determina centrul de greutate ¹⁾.

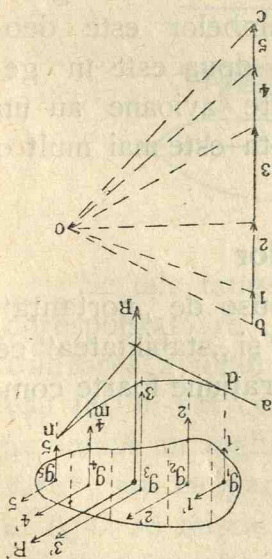


Fig. 170.

Pentru determinarea centrului de greutate al unei suprafețe oarecare, se descompune suprafața dată în suprafețe parțiale, al căror centre de greutate se găsește ușor. Se aplică apoi în fiecare centru găsit, forțe paralele și proporționale cu greutățile cuprinse în acele suprafețe. (fig. 170).

Pentru a găsi direcția rezultantei R se construiește *dinamica* și *funicularul* acelei forțe (așa cum se cunoaște din „statică“) și se găsește R .

Orientându-se suprafața după o altă direcțiune, și procedându-se la fel, obține o nouă direcție R' .

Intersecția lui R cu R' va fi centrul de greutate al suprafeței date.

Remarcă. Pentru un volum oarecare, se fac trei construcțiuni analoage, după trei direcțiuni în spațiu, iar intersecția celor trei direcțiuni rezultante va fi centrul de greutate al volumului.

Dacă poziția centrului de greutate, astfel găsită, nu convine, atunci se modifică repartitia lor, așa în cât poziția lui să fie acolo unde trebuie.

Dar se poate întâmpla ca poziția centrului de greutate să fie exact acolo unde trebuie, însă valoarea momentului de inerție să fie — după o direcție oarecare — prea mare sau prea mică, atunci repartitia lor se modifică, ținând seamă că valoarea momentului de inerție este direct proporțională cu patratul depărtării greutăților la centrul de greutate la avionului.

Reamintindu-ne că la studiul stabilității și maniabilității se preconiza pentru anumite avioane condițiuni de oscilații „aperiodice“, iar pentru altele de oscilații „periodice“, ¹⁾ după anumite direcțiuni (longitudinal, lateral sau în direcție), atunci se va mări sau micșora momentul de inerția în consecință.

În concluzie deci, prin repartitia greutăților se fixează poziția centrului de greutate și valoarea momentului de inerție. Dacă prima operațiune este mai simplă și pare mai ușoară, a doua însă este mai grea, mai delicată. Totuși importanța ambelor este deopotrivă de mare, deși operațiunea a doua este în general neglijată, așa în cât dacă multe avioane au un moment de inerție mic, apoi aceasta este mai mult o întâmplare.

Repartitia suprafețelor

Suprafețele unui avion sunt impuse de „portanța“ ce se urmărește și de „maniabilitatea“ și „stabilitatea“ ce se dă. Repartitia lor însă este o operațiune foarte complicată și foarte delicată.

¹⁾ După cum avem.

$$A^2 - 4 I. B \geq 0$$

I fiind momentul de inerție

Am văzut la studiul stabilității și maniabilității că „bracajul” ce trebuie dat profundorului depinde — printre altele — de unghiul de atac al celulei, în ale carei rezistențe la înaintare sunt cuprinse și acelea ale planorului întreg. Ori odată stabilită valoarea unghiului de atac, atunci ușor se stabilește și aceea a bracajului, dar poziția celulei față de fuselaj trebuie astfel stabilită, în cât tangentele la curba metacentrică să treacă cât mai în apropierea centrului de greutate.

În principiu se procedează astfel: se construiește pe un calc profilul celulei în planul de simetrie și curba metacentrică, apoi pe o planșă se desenează fuzelajul — la aceeași scară — fixându-i-se și centrul de greutate (fig. 171).

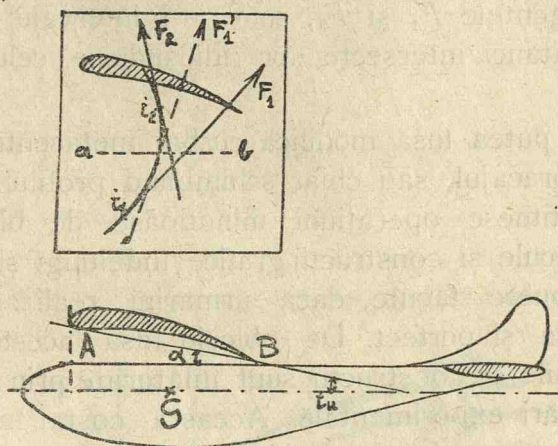


Fig. 171

Se duc tangentele F_1 și F_2 la curba metacentrică, corespunzătoare unghiurilor de atac i_1 și i_2 în care utilizarea avionului va fi maximă și se plasează celula așa fel, în cât coarda să facă cu axul longitudinal al avionului un unghi i_u adică „unghiul de atac de utilizare”, sau cu partea superioară a fuzelajului un unghi α . Apoi se mișcă celula în sus, în jos, înainte sau înapoi, așa în cât curba metacentrică să cuprindă, cu cele două

tangente F_1 și F_2 , centrul de greutate, fascicolul de tangente să fie astfel cât mai în apropierea centrului de greutate, iar dacă este posibil tangenta F'_1 , corespunzătoarea unghiului de atac de utilizare, să treacă chiar prin centrul de greutate. Urmărind figura, poziția centrului de greutate ar fi pe direcția ab , care face cu coarda celulei unghiul i_u și trece prin intersecția tangențelor F_1 și F_2 .

Se poate însă întâmpla ca, urmărind aceste condițiuni, să ridicăm celula mult deasupra fuselajului, sau să o scoborâm, căzând în alte neajunsuri; atunci se limitează intervalul regimului de utilizare și se centrează în consecință, adică se micșorează intervalul cuprins între tangentele F_1 și F_2 , cum ar fi intervalul între F'_1 și F_2 și atunci intersecția lor ridicându-se, celula se va scoborâ.

S'ar putea însă modifica curba metacentrică, modificând bracaful, sau chiar schimbând profilul, acestea însă constituiesc operațiuni minuțioase de birou de studii, calcule și construcții grafice îndelungi și variate, care trebuiesc făcute, dacă urmărim realizarea unui avion eficient și perfect. De obicei însă aceste minuțioase calcule și construcții sunt înlăturate prin încercări și modificări experimentale. Aceasta costă însă mulți bani, mult timp și uneori chiar jertfe omenești, ceea ce nu este nici științific nici uman ¹⁾.

Însă în repartiția suprafețelor trebuie să se ție seamă și de realizarea unor valori pentru cantitățile A și B ¹⁾ dela studiul oscilațiilor, astfel în cât să se realizeze una din condițiunile de „aperiodicitate“ sau „periodi-

1) „En forgeant on devient forgeron“ zice un dicton francez, dar se poate întâmpla ca cel ce bate cu ciocanul mereu, să aibă o foarte leneșă rațiune sau pricepere, sau o acută lipsă de inteligență și atunci ciocănind mereu, nu va mai deveni fierar niciodată.

citare¹⁾, după caz, ceiace iarăși constituie o delicată operațiune de biurou.

D-l Alayrac ²⁾ arată că dacă x ar fi distanța dela verticala marginiei de atac a unei celule, luată pe axul de tracțiune, până la intersecția rezistenței aerului (asupra întregului avion) cu acel ax, atunci avem :

$$263) \quad x = \Delta \cdot [\cos(i - i_0) + \sin(i - i_0) \operatorname{tg}(\beta - i + i_0)] - z \cdot \operatorname{tg}(\beta - i + i_0)$$

unde :

$$264) \quad \Delta = \frac{l \cdot Cm \cdot S - P \cdot C'm \cdot s - L \cdot s [C'z \cos(i - i_0) - C'x \sin(i - i_0)]}{Cz \cdot S - C'z \cdot s}$$

l și P fiind profunziunile aripei și profundorului,

Cm și $C'm$; Cz și $C'z$ coeficienții respectivi aripei și profundorului,

S, s idem suprafețele,

L distanța dintre marginile lor de atac, i unghiul de atac normal, i_0 unghiul de atac corespunzător portanțelor nule și d depărtarea marginiei de atac a aripei la axul de tracțiune.

TABEL No. 13

$\gamma \backslash i$	i_1	i_2	i_3
γ_1	x_1	x_2	x_3
γ_2	x'_1	x'_2	x'_3
γ_3	x''_1	x''_2	x''_3

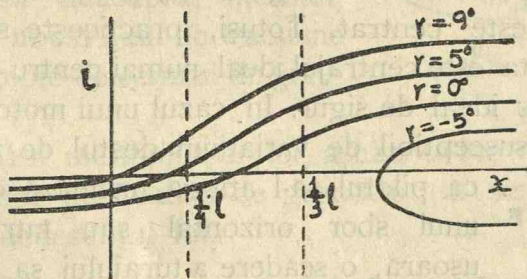


Fig. 172

1) Din ecuația:

$$I \cdot \frac{d^2 \theta}{dt^2} + v \cdot A \cdot \frac{d \theta}{dt} + v^2 \beta \cdot \theta = 0$$

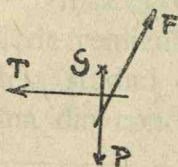
2) *M. canique d'Aviation* pag. 233

Calculând apoi valorile lui x pentru diferiți i și γ (bracajul), și înscriind valorile într'un tablou de forma celui de mai jos; apoi reprezentând grafic pe i în funcție de x pentru fiecare γ , obținem o clasă de curbe (fig. 172), unde se vede că avionul va fi centrat pentru: $\frac{1}{4} l < x < \frac{1}{3} l$ în care interval indicile de stabilitate este pozitiv.

Un asemenea grafic se poate însă stabili și pe cale de experiențe asupra machetelor, introduse la tunelul aerodinamic.

Așezarea grupului moto-propulsor

În general se admite că axul de tracțiune (sau resultanta mai multor tracțiuni) este în prelungirea axului longitudinal al avionului și acesta la rândul lui se admite ca fiind tangent la traectorie. Examinând însă în mod riguros mișcarea unui avion, se constată că axul de tracțiune și axul longitudinal al avionului, variază cu unghiul de atac și deci sunt independenți de tangenta la traectorie (traectoria fiind aceia a centrului de greutate). Riguros raționând, ar trebui ca axul de tracțiune să fie mereu tangent la traectorie, necesitând deci un grup motopropulsor, sau cel puțin axul elicilor, mobil. Până astăzi nu s'au realizat însă, în general, decât avioane al căror ax de tracțiune este fix. Ori în acest caz interesul este ca axul de tracțiune să treacă prin centrul de greutate, pentru a spune că un avion este centrat. Totuși, practicește s'a observat că acesta este centrajul ideal numai pentru un motor cu un mers ideal de sigur. În cazul unui motor al cărui turaj este susceptibil de variațiuni destul de mari, fără ca pilotul să-l atingă, urmează că în cazul unui sbor orizontal sau într'o urcare ușoară, o scădere a turajului să antreneze avionul într'o pierdere de viteză, dacă pilotul nu ar observ. Prin urmare, dacă s'ar așeza axul de tracțiune sub centrul de greutate al avionului (fig. 173), iar rezistența aerului ar trece înapoia lui, pentru a echi-



libra cuplul născut, atunci o scădere a turajului, respectiv a tracțiune, ar provoca un picaj automat al avionului, înlăturându-se astfel pierderile de viteză.

În consecință deci, cea mai judicioasă așezare a grupului moto-propulsor este atunci când axul de tracțiune trece pe sub centrul de greutate, în care caz rezistența aerului trebuie să treacă înapoia lui.

Uneori se întâmplă ca o asemenea așezare a grupului motopropulsor să fie imposibilă, fie din cauza înălțimei de genulieră, ¹⁾ a avionului prea mică, antrenând un diametru al elicei prea mic, fie din cauza construcției, cum ar fi în cazul hidravioanelor cu „fuselaj—cocă“, în care caz motoarele sunt așezate deasupra. Din aceste motive, pilotarea unor astfel de aparate este ceva mai delicată. Totuși s’ar putea introduce o comandă automată a stabilizatorului, în funcție de turajul motorului, care produce picajul când turajul scade, ceace ar complica întru ceva mecanismul, dar s’ar evita un pericol.

Se mai poate corecta întru câtva pericolul de cabraj, în cazul unei pane de motor, pentru o dispunere a grupului moto-propulsor deasupra, înclinându-l astfel în cât axul de tracțiune să se apropie de centrul de greutate (fig. 174).



Fig. 174

În cazul multi-motoarelor, așezarea lor se face cât mai aproape de centrul de greutate (în sensul anvergurei) și dedesubtul lui.

Dispunerea centrului de presiuni

Știm că prin „centru de presiuni“ se înțelege *punctul*

1) Depărtarea centrului de greutate până la teren sau apă, dacă avionul sau hidravionul este în repaus.

de aplicație al rezistenței aerului asupra unui avion, sau origina rezultantei tuturor rezistențelor opuse de aer. Ori în acest caz forța F își va avea origina în acest centru de presiuni, iar dacă considerăm origina tracțiunii într'un punct Q (fig. 175) atunci înseamnă că avionul este redus teoreticește la trei puncte principale: G (centrul de greutate), C (centrul de presiuni) și Q (centrul de tracțiune) Am văzut mai sus că Q trebuie să fie sub centrul de greutate și dacă se poate cât mai aproape de verticala lui. Deasemenea se conchide lesne că punctul C ar trebui să fie înapoia centrului de greutate și pe orizontala lui, sau prea puțin deasupra lui, căci într'un viraj, născându-se o forță centrifugală, aplicată în G , se înlesnește manevra lui, când C este deasupra, înclinarea avionului făcându-se în interior (fig. 176).

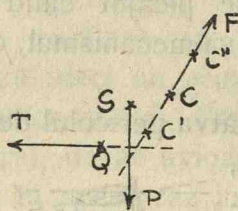


Fig. 175

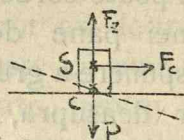
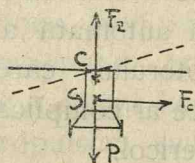


Fig. 176

O dispunere a centrului de presiuni deasupra și înapoia centrului de greutate, îngreuiază urcare pe o traectorie curbă cu concavitatea în sus, dar prin tendința de picaj ce o dă avionului, evoluția este puțin periculoasă (fig. 177); pe când o urcare pe o traectorie curbă cu concavitatea în jos (cum se obișnuiește în realitate) este mai ușoară, dar tendința de cabraj a avionului o face mult periculoasă. Se înla-

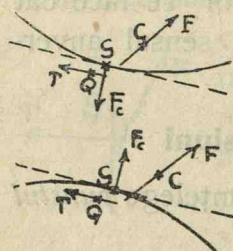
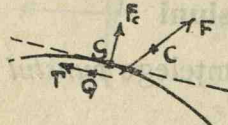


Fig. 177



tură însă pericolul prin apropierea centrului de presiuni de direcția forței centrifugale.

În general, când centrul de presiuni este dispus deasupra și înapoia centrului de greutate, evoluțiunile normale sunt mai ușor executate. Pentru evoluțiunile excepționale, condiția optimă ar fi ca cele trei centre să se confunde. Pentru vrie însă, cu cât centrul de presiuni va fi mai departe de axul avionului (desaxat) cu atât vria va fi mai puțin periculoasă.

Concluzie rezumat.

Centrajul constă deci în dispunerea a trei centre G , Q și C și a două direcțiuni T și F , așa fel în cât avionul să evolueze cu maximum de siguranță.

Cea mai obișnuită dispunere se pare a fi aceea a unui triunghi obtuz-unghi în G , direcțiile celor trei forțe P , F , T fiind aproximativ concurente în Q (fig. 178).

Ideal ar fi atunci când sistemul ar permite să se deplaseze în spațiu punctele G , C , și Q și direcțiile T și F după voință, așa cum pare a fi la pasări, cărora natura le-a dat toate posibilitățile.

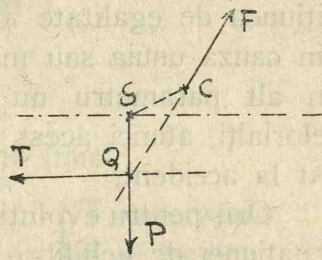


Fig. 178

10. CONSIDERAȚIUNI TEORETICE ASUPRA ACCIDENTELOR

Generalități

Am văzut mai sus că un avion care sboară este compus din trei factori: *planorul*, *grupul motopropulsor* și *pilotul*, prin urmare orice accident, care provine din interiorul avionului, va avea ca origină unul din acești factori. Cauzele exterioare depind numai de starea atmosferei.

O statistică franceză ¹⁾ repartizează accidentele astfel :

Erori de pilotaj	50—55%
Pane de motor.	20—25%
Celule de avion	6—7%
Perturbări atmosferice și altele	20%

În consecință, față de cei trei factori, repartiția accidentelor pare a fi următoarea :

lanor	6—7%	{	— aterisaj	60%
Grupmotopropulsor	20—25%		— pierderi de viteză.	10%
Pilot.	50—55%		— decolare.	10%
			— navigație	10%

Teoreticește sborul unui avion nu este decât o ecuație matematică, cari leagă mai mulți parametri variabili după caz și împrejurări. Ori de îndată ce condițiunea de egalitate a ecuație nu mai este satisfăcută, din cauza unuia sau mai multor parametri și dacă nici un alt parametru nu variază în sensul compensării celorlalți, atunci acest dezechilibru nu va conduce decât la accident.

Ori, pentru evoluțiunile normale, știm că parametrii ecuațiunei de echilibru sunt :

- T , tracțiunea,
- R , rezistența aerului (R_x și R_z),
- ω , înclinarea tangentei la traectorie,
- λ , prescurtat înseamnă reacțiunea terenului sau a apei,
- F_i , inerția avionului,
- F_c , forța centri fuga.

Atunci variațiunile acestor parametri (în cazul evoluțiunilor normale) sunt :

1) *Buletin Technique* No. 42 du Juin 1927.

<i>Decolare</i>	{	— rulare	$\left\{ \begin{array}{l} T = \text{crește} \\ R = \text{crește} \\ \lambda = \text{crește apoi descrește} \\ Fi = \text{descrește} \end{array} \right.$
			$\left\{ \begin{array}{l} T = \text{constant (maxim)} \\ R = \text{aproape constant} \\ \lambda = \text{descrește anulându-se} \\ \omega = \text{crește cu valori mici} \\ Fc = \text{crește apoi descrește} \end{array} \right.$ (crește ușor)
<i>Urcarea</i>	{	— decolarea propriu zisă	$\left\{ \begin{array}{l} T = \text{constant (mare)} \\ R = \text{constant} \\ \omega = \text{descrește cu valori mici} \\ Fc = \text{descrește} \end{array} \right.$
			$\left\{ \begin{array}{l} T = \text{constant (utilizare)} \\ R = \text{constant} \end{array} \right.$
<i>Sbor orizontal</i>	{		$\left\{ \begin{array}{l} T = \text{constant (mare)} \\ \omega = \text{negativ constant (mic)} \end{array} \right.$
<i>Scoborârea</i>	{		$\left\{ \begin{array}{l} T = \text{constant} \\ R = \text{maxim} \\ \omega = \text{neglijabil} \\ Fi = \text{mare} \\ \lambda = \text{crește} \\ Fc = \text{crește puțin} \end{array} \right.$
<i>Aterisajul</i>	{	— contactul cu terenul	$\left\{ \begin{array}{l} R = \text{descrește} \\ \lambda = \text{crește apoi descrește} \\ Fi = \text{descrește} \end{array} \right.$

În cazul *virajului* și *spiralei* mai intervine înclinarea avionului α , raza r , ceea ce mărește relativ numărul parametrilor.

Din recapitularea acestor variațiuni se poate face

o sumară idee asupra riscurilor de accident și admitând chiar că fiecare parametru echivalează „grosso-modo” cu un singur risc numai (a li se aplica anume coeficiente de proporționalitate ar fi greu), atunci se obține un grafic schematic al riscurilor (fig. 179).

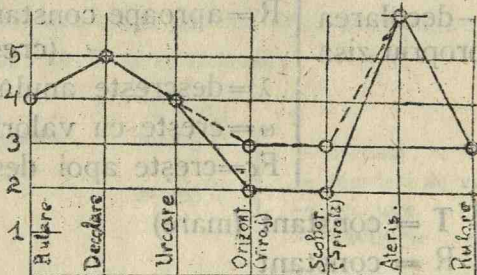


Fig. 179

Pentru cazul evoluțiilor excepționale, riscurile de accident pot fi apreciate „grosso modo” după valorile eforturilor ce se nasc asupra planorului.

În sfârșit pentru evoluțiile interzise, riscurile de accident sunt infinit de mari teoreticește, aceste evoluțiuni conducând la accident.

III

PERFORMANȚE

I. PROBLEMA PERFORMANȚELOR

Generalități

Prin performanțe se înțelege o serie de calități pe cari un avion sau hidravion le îndeplinește.

Enunțul general al problemei performanțelor pare a fi următorul :

„Cunoscând forțele aplicate unui avion în sbor și condițiunile de echilibru, să se determine traectoria și mișcarea lui pe traectorie“.

Ori din studiul și rezolvarea acestei probleme, rezultatele nu sunt decât niște „maxime“ și „minime“, cari fixează definitiv calitățile avionului. Astfel pentru o greutate totală, fixată unui avion sau hidravion, el va fi capabil de următoarele performanțe:

1. *Distanță minimă de rulare* la decolaj sau aterisaj (de alunecare la hidravigioane).
2. *Viteze maxime și minime de sbor orizontal*, la sol și la diferite altitudini. *Maxim*
3. *Viteze ascensionale maxime* la diferite altitudini.
4. *Timpi de urcare minimi* la diferite altitudini.
5. *Plafon* (altitudinea maximă).
6. *Rază de acțiune maximă*.

Acestea ar fi „performanțele normale“ impuse unui

avion, în deosebire de „performanțele excepționale“, adică anumite calități de acrobație, pe care trebuie să le îndeplinească în special avioanele militare. În cele ce urmează, voi da numai studiul *performanțelor normale*.

Performanțele unui avion pot fi deduse în trei moduri:

- Pe cale teoretică,
- Pe cale experimentală,
- Pe cale mixtă, teoretică — experimentală.

2. CALCUL TEORETIC AL PERFORMANTELOR

Viteza orizontală.

Dacă în ecuațiunile sborului orizontal înlocuim:

$$265) \quad T = \frac{\eta \cdot C \cdot N \cdot \delta}{V}$$

atunci obținem ecuațiunile:

$$266) \quad \begin{cases} \eta \cdot C \cdot N = R_x \cdot V^2 \\ P = R_x \cdot V \cdot \delta \end{cases}$$

unde C este *cuplul-motor*.

Ținând însă seama că:

$$W = N \cdot C = \chi \cdot N^3 \cdot D^5$$

$$\text{și} \quad V = \gamma \cdot ND$$

χ și γ fiind parametri studiați deja cu ocazia propulsi-
une, atunci prin substituții convenabile obținem:

$$267) \quad \begin{cases} Y_1 = R_x = \frac{\eta \cdot \chi}{\gamma^3} \cdot D^2 \\ V = \frac{\gamma}{\chi^{1/2}} \cdot \frac{C^{1/2}}{D^{3/2}} \end{cases}$$

Cunoscând valorile parametrilor (η, χ, γ^1) și C, D

1) Aceste valori sunt cunoscute după un grafic analog celui din fig. 98 (vezi pagina 107), care este dat pentru o elice de modul cunoscut.

(diametrul elicei), atunci vom calcula valorile numerice ale variabilelor Y_1 și V formând tabelul de mai jos:

TABEL No. 20

$C = \text{dat}; m = \text{dat}$

γ	0,10	0,15	0,20	...	0,90	0,95	1,00
χ	0,060	0,063	0,065	...	0,033	0,026	0,020
η	0,20	9,24	0,30	...	0,58	0,54	0,50
Y_1							
V							

Diametrul elicei se calculează din expresiunea:

$$D = \frac{V}{\gamma \cdot N}$$

unde V este viteza ce ne propunem a realiza, N numărul de ture și γ corespunde lui $\eta_{\max}$ după graficul elicei.

Apoi vom lua două axe rectangulare, pe una notând valorile lui V (pe axa absciselor), iar pe alta valorile lui Y_1 (pe axa ordonatelor) și cu ajutorul valorilor

1) Măimea diametrului unei elici mai este condiționată și de *limita de siguranță* la rupere a elicei, care — pe cale experimentală — a fost stabilită astfel:

$$\frac{\pi N D}{60} \leq 270$$

sau

$$D \leq \frac{5160}{N}$$

din tabelul No. 20, vom construi o curbă denumită „curba Y_1 ” (în funcție de V , fig. 180)

Apoi ecuația a doua a relațiilor 266) ne dă pentru $\delta = 1$ (la sol):

$$V = \sqrt{\frac{P}{R_x}}$$

unde valorile lui R_x sunt luate după „polara avionului”, căruia îi va corespunde și un R_x , prin urmare dacă vom nota:

$$268) \begin{cases} Y_2 = R_x \text{ (după polară)} \\ V = \sqrt{\frac{P}{R_x}} \end{cases}$$

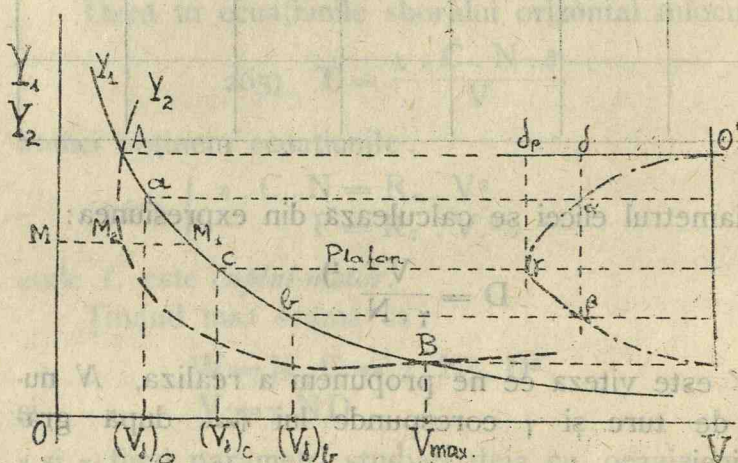


Fig. 180

vom obține o a doua serie de valori, pe cari reprezentându-le grafic, pe un acelaș grafic cu Y_1 (fig. 180), vom obține „curba Y_2 ” (în funcție de V).

Studiind acum acest grafic, observăm că între două puncte de pe curbele respective, având aceiași ordonată (acelaș R_x), avem relația:

$$269) \delta = \left(\frac{M M_2}{M M_1} \right)^2$$

Aceasta deoarece curba Y_2 , pentru altitudinea δ , ar fi:

$$270) \begin{cases} Y_2 = Rx \\ V = \sqrt{\frac{P}{\delta \cdot R \varepsilon}} \end{cases}$$

Cu alte cuvinte dacă $(Y_2)_0$ ar corespunde lui $\delta = 1$ (la sol), atunci curba $(Y_2)_\delta$ (care ar corespunde unei altitudini δ) s'ar putea construi deplasând numai pe grafic curba $(Y_2)_0$ către dreapta, cu o cantitate egală cu $\frac{1}{\delta}$.

Servindu-mă acum de formula 269) și de graficul curbelor Y_1 și Y_2 , vom construi, pentru ordonatele cuprinse între A și B , curba densităților ¹⁾, pornind dela o origină O' unde $\delta = 1$. Astfel pentru o altitudine oarecare unde densitatea aerului este δ , pornind de pe curba densităților, din punctele α și β (de aceeași densitate), obținem pe curba Y_1 punctele a și b , pe aceeași orizontală, deci scoborându-ne pe verticalele lor, obținem vitezele:

$$(V\delta)_a \text{ și } (V\delta)_b$$

În cazul densității minime δ_p , corespunzător punctului γ de pe curba densităților, vom găsi viteza $(V\delta)_c$. Ori după grafic se observă că:

$$(V\delta)_a < (V\delta)_c < (V\delta)_b$$

De unde se vede că sborul orizontal are două „regimuri” distincte: unul *rapid sau normal* și altul *lent*, adică pentru:

$V > (V\delta)_c$, avem regimul rapid sau normal.
iar pentru:

$V < (V\delta)_c$, avem regimul lent.

1) Trasarea curbelor Y_1 și Y_2 este datorită D-lui *Alayrac*, profesor la Șc. Super. de Aeronautică din Paris, curba densităților constituie însă o completare a graficului, pe care nu am văzut-o în nici un tratat de specialitate.

Regimul lent nu ne interesează decât în cazul „ecartului de viteză” (viteza minimă de sbor), și mai ales în cazul aterisajului, unde viteza corespunzătoare punctului A , este *viteza de aterisaj*.

Așa dar, pentru deducerea vitezelor de sbor orizontal, ne vom servi numai de ramura β_1 a curbei densităților, cu alte cuvinte ele vor fi însăși vitezele $(V\delta)_b$, pe care le vom nota cu V_z , unde z este altitudinea, deci: *viteza maximă* de sbor orizontal va fi la altitudinea $z = 0$ sau $\delta = 1$, adică pe verticala punctului B de pe curba Y_1 , la intersecția cu Y_2 .

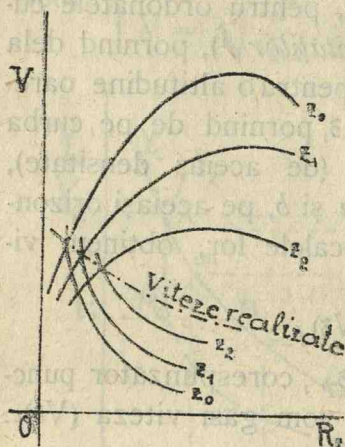


Fig. 181

$$271) \quad V_z = (V\delta)_b$$

Vitezele de sbor orizontal mai pot fi deduse direct din relațiunile 226), pe cari împărțindu-le ne dă:

$$272) \quad (V)_1 = \frac{\delta \cdot \eta \cdot C \cdot N}{P} \cdot \frac{R_z}{R_x}$$

iar relația 2-a ne dă:

$$273) \quad (V)_2 = \sqrt{\frac{P}{\delta \cdot R_z}}$$

Reprezentând grafic aceste viteze în funcție de R_z , obținem graficul din (fig. 181), unde intersecția curbelor z_0 , z_1 reunite dau o curbă denumită a „vitezelor realizate”.

Viteza ascensională

Teoreticește vitezele ascensionale pot fi calculate după mai multe metode, în cele ce urmează vom da însă o formulă de calcul, sprijinită pe graficul din fig. 180 și anume:

$$274) \quad v_z = \frac{V^3}{P} [\Delta Y_p - \Delta Y_z]$$

unde v_z este viteza accensionala la altitunea z , V este

citită pe grafic în dreptul altitudinii z , ΔY_z este diferența între ordonatele curbelor Y_1 și Y_2 citită în dreptul abscisei V , V_p fiind viteza la plafon (orizontală), iar ΔY_p este diferența ordonatelor curbelor Y_1 și Y_2 în dreptul abscisei V_p .

Demonstrația formulei 274) este următoarea:

Înlocuind pe T în ecuațiunile sborului în urcare, așa cum am făcut pentru vitezele orizontale, obținem:

$$275) \quad \begin{cases} Y_1 - Rx - \frac{P \cdot \sin \omega}{\delta \cdot V^2} = 0 \\ V = \sqrt{\frac{P' \cdot \cos \omega}{\delta \cdot Rz}} \end{cases}$$

unde $P' = P - Qz$, Qz fiind consumația de combustibil la altitunea z sau cantitatea cu care s'a delestat avionul. Admițând însă că:

$$276) \quad P - Qz = \delta \cdot P$$

ipoteză satisfăcută în realitate, apoi cum în cazul unei urcări normale ω nu ia valori prea mari, deci putem admite că:

$$\sqrt{\cos \omega} = 1$$

atunci ecuațiunile 275) devin:

$$276) \quad \begin{cases} Y_1 - Rx - \frac{P \sin \omega}{V^2} = 0 \\ V = \sqrt{\frac{P}{Rz}} \end{cases}$$

Încercând acum să construim un grafic analog celui din fig 180, vom avea curbele:

$$277) \quad \begin{cases} (Y_1) \omega = Y_1 - \frac{P \cdot \sin \omega}{V^2} \\ V = \frac{\gamma}{\chi^{1/2}} \cdot \frac{C^{1/2}}{D^{3/2}} \end{cases}$$

unde $C = Co \cdot \delta$, iar:

$$278) \quad \begin{cases} (Y_2) \omega = Y_2 \\ V = \sqrt{\frac{P}{Rz}} \end{cases}$$

Așa în cât curba $(Y_2) \omega$ rămâne aceeași ca în graficul din figura 180. Curba $(Y_1) \omega$ se poate însă construi scoborând curba Y_1 cu cantitatea $\frac{P \cdot \sin \omega}{V^2}$ și dând-o spre stânga cu cantitatea: $[V(1 - \sqrt{\delta})]$ deoarece abscisele curbei Y_2 sunt socotite pe grafic.

Curba $(Y_1)\rho$ corespunzătoare plafonului, va fi tangentă la Y_2 într'un punct de abscisă $V\rho$, adică egală cu viteza la plafon; atunci panta de urcare va fi:

$$279) \quad \sin \omega = \frac{V^2}{P} [Y_2 - (Y_1)\rho]$$

Adunând și scăzând în paranteza din membrul al II-lea pe Y_1 ,

$$\begin{aligned} \sin \omega &= \frac{V^2}{P} [Y_2 - (Y_1)\rho + Y_1 - Y_1] \\ &= \frac{V^2}{P} [Y_1 - (Y_1)\rho - (Y_1 - Y_2)] \end{aligned}$$

Apoi notând cu :

$$\Delta Y\rho = Y_1 - (Y_1)\rho \quad \text{și} \quad \Delta Yz = Y_1 - Y_2$$

unde $\Delta Y\rho$ înseamnă diferența ordonatelor curbelor Y_1 și Y_2 în dreptul plafonului (abscisa $V\rho$ de pe curba Y_2) căci avem :

$$(Y_1)\rho = Y_2$$

iar ΔYz este diferența ordonatelor aceluiași curbe în dreptul abscisei V de pe curba Y_2 , corespunzătoare altitudinii z , deci :

$$280) \quad \sin \omega = \frac{V^2}{P} (\Delta Y\rho - \Delta Yz)$$

Așa dar :

$$281) \quad v_z = V \sin \omega = \frac{V^3}{P} (\Delta Y\rho - \Delta Yz)$$

Observațiuni.

1) Ipotezele admise sunt:

$$P - Qz = \text{const. } P; \quad \sqrt{\cos \omega} = 1 \quad \text{și} \quad \frac{d\omega}{dt} = 0$$

2) S'ar părea că graficul din figura 181 dând vitezele de sbor orizontal, în formula 274) V este viteza pe traectorie, ceea ce nu este dată de grafic. Totuși din demonstrație reiese că vitezele pe traectorie au fost substituite, în cazul urcării, vitezelor orizontale de pe grafic, cari sunt înmulțite cu $\sqrt{2}$ deoarece sunt luate de pe curba Y_2 .

3) Urcarea se face sub o pantă ω și cu o viteză ascensională maximă

O altă formulă a vitezei ascensionale este :

$$282) \quad v_z = v_0 \left(1 - \frac{Z}{Z\rho} \right)$$

unde v_0 este viteza ascensională la sol, iar $Z\rho$ plafonul.

D-l Devillers dă pentru v_0 expresiunea :

$$283) \quad v_0 = \frac{W}{P} \cdot \frac{Z\rho}{200}$$

W fiind puterea grupului motopropulsor în cai.

Deducerea analitică a vitezelor ascensionale

Dacă în ecuațiunea :

introducem :

$$T = \frac{\eta \cdot W \cdot \delta}{V}$$

atunci obținem :

$$284) \quad \eta W \cdot \delta - R_x \cdot V^2 \cdot \delta = P \cdot V \sin \omega$$

Cum : $v_z = V \cdot \sin \omega$.

Urmează că din 284) deducem :

$$285) \quad v_z = \frac{\eta \cdot W \cdot \delta}{P} - \frac{R_x \cdot V^2 \cdot \delta}{P}$$

Dar avem :

$$P \cdot \cos \omega = R_z \cdot V^2 \cdot \delta$$

de unde scoțând pe V și înlocuindu-l în 285) găsim :

$$286) \quad v_z = \frac{\eta W \cdot \delta}{P} - \frac{R_x}{R_z} \cdot \cos \omega \cdot \sqrt{\frac{P \cdot \cos \omega}{\delta \cdot R_z}}$$

În acest caz maximum vitezei ascensionale va fi când expresiunea :

$$E = \frac{R_x}{R_z} \cos \omega \cdot \sqrt{\frac{P \cos \omega}{\delta \cdot R_z}}$$

va fi minimă.

Numeroase calcule de verificare m'au făcut însă să ajung la concluzia că, pentru o urcare cu viteza ascensională maximă, expresiunea E este aproape constantă pentru toate avioanele și egală cu $\frac{3,5}{\sqrt{\delta}}$ în mediu, deci :

$$287) \quad v_z = \frac{\eta \cdot W \cdot \delta}{P} - \frac{3,5}{\sqrt{\delta}}$$

În sfârșit, o altă metodă pentru deducerea analitică a vitezelor ascensionale, este aceea a echivalenței lucrurilor elementare produse de motor-propulsor și impusă de avion, adică din egalarea termenilor :

$$288) \quad (P + R_x \cdot V^2 \cdot \delta \cdot \omega) dz = \eta \cdot W \cdot \delta \cdot dt$$

Unde ținând seamă că :

$$\frac{dz}{dt} = v_z \text{ și } V \sin \omega = v_z$$

găsim ecuația :

$$289) \quad v_z^3 + \frac{P \sin \omega}{R_x \cdot \delta} \cdot v_z - \frac{\eta W \cdot \sin \omega}{R_x} = 0$$

de unde prin rezolvare se poate obține valorile vitezelor ascensionale.

Timpul de urcare

Grafic timpul de urcare la o altitudine Z se calculează construind un grafic în felul celui din fig. 182, unde pe axa absciselor se ia altitudinile inferioare lui Z , iar

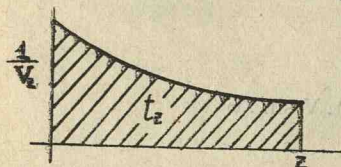


Fig. 182

pe axa ordonatelor $\frac{1}{v_z}$, se trasează curba inversului vitezelor ascensionale, măsurându-se

apoi aria suprafeței, se găsește t_z .

Demonstrația acestui mod de calcul se sprijină pe faptul că avem:

$$289) \quad v_z \cdot dt_z = dz$$

de unde:

$$290) \quad t_z = \int_0^Z \frac{dz}{v_z} = \text{aria grafică.}$$

Ori în baza acestei relațiuni și acelei din 282), avem prin înlocuirea lui v_z și integrare:

$$291) \quad t_z = \frac{Zp}{v_0} \cdot L \cdot \frac{1}{1 - \frac{Z}{Zp}}$$

Observație. Se pare că timpul de urcare până la jumătatea plafonului este cam același pentru orice avion¹⁾.

1) În general timpul de urcare până la $(\frac{1}{n})$ — a din plafon poate fi același pentru orice avion, care are aceiași încărcătură pe cal putere.

În adevăr fie $(t_z)_n$ timpul de urcare la altitudinea $(\frac{Zp}{n})$, atunci conform formulei 291) avem:

$$(t_z)_n = \frac{Zp}{v_0} \cdot L \cdot \frac{n}{n-1} = \text{const.}$$

unde $\frac{n}{n-1}$ fiind constatat urmează că trebuie să avem:

$$\frac{Zp}{v_0} = \text{const.}$$

Ori înlocuind pe v_0 din 283), atunci trebuie să avem:

$$\frac{Zp}{v_0} = \frac{200 \cdot P}{W} = \text{const.}$$

Plafonul

Se deduce ușor după graficul din figura 180, căci cunoscând pe δ_p , adică densitatea aerului la plafon, atunci știm că:

$$292) \quad Z_p = \frac{1 - (\delta_p)^{1/\beta}}{\alpha}$$

unde $\alpha = 0,00002256$ și $\beta = 4,256$, așa cum vom vedea mai jos, odată cu studiul „atmosferei standard”.

Se mai poate însă deduce cu ajutorul vitezelor ascensionale, atunci când le cunoaștem, deoarece conform formulei 282), avem :

$$293) \quad Z_p = Z \cdot \frac{1}{1 - \frac{v_z}{v_0}}$$

Diferite moduri pe urcare

Urcarea poate fi făcută în mai multe moduri, iată patru dintre cele mai frecvente.

1. Urcare cu *viteză constantă*, adică în realitate avem :

$$V^2 a = \text{const.}$$

atunci când pilotul menține vitezometrul la o indicațiune constantă.

2. Urcarea cu *unghiul de atac constant*, egal cu unghiul de atac de sbor la plafon.

3. Urcare cu *viteză ascensională maximă*.

4. Urcare pe *pantă maximă*.

Ceiace este adevărat pentru $\left(\frac{P}{W}\right)$ acelaș.

În acest caz :

$$291 \text{ bis) } (tz)_n = 200 \cdot \frac{P}{W} \cdot L \cdot \frac{n}{n-1}$$

c. c. e. d. d.

Dintre aceste patru moduri de urcare, cea mai bună este urcarea cu viteză ascensională maximă, adică tocmai în ipoteza formulei 274).

Urcarea cu unghiu de atac constată, se cam confundă cu urcarea pe panta maximă și poate fi periculoasă din cauza riscului de a intra în „pierdere de viteză“.

Distanța de rulare (alunecare) la decolaj și aterisaj sau amerisaj

Teoreticește aceste distanțe pot fi calculate din formulele date deja cu ocazia studiului *decolării* și *aterisării* sau *amerisării*, unde se pune condițiunea de minimum. De obicei însă aceste distanțe se măsoară foarte ușor și exact pe cale experimentală, așa în cât se înalță un calcul destul de complicat și expus la erori.

Rază de acțiune

1. *Durata de parcurs*, în ore este dată de formula:

$$294) \quad t = \frac{P}{c \cdot W} \cdot L \cdot \frac{P}{P - Q}$$

unde c este consumația de combustibil pe cal-ora, W numărul total de *cai-putere* ai grupului motopropulsor și Q cantitatea totală de combustibil.

2. *Consumația pentru un parcurs de distanță dată D*, este dată de formula:

$$295) \quad Q = P \left[1 - e^{-m} \right] \text{ unde } m = \frac{c \cdot W}{P \cdot V} \cdot D$$

ținând seamă că:

$$D = V \cdot t$$

3. *Raza de acțiune D*, este dată de formula:

$$(296) \quad D = \frac{P \cdot V}{c \cdot W} \cdot L \cdot \frac{P}{P - Q}$$

Demonstrația acestor formule este sprijinită pe ipoteza că dacă Q este consumația la un moment dat, atunci se admite că:

$$(297) \quad P - Q = \delta \cdot P$$

Iar pentru un interval de timp infinit de mic dt , vom avea o consumație:

$$(298) \quad dQ = c \cdot W \cdot \delta \cdot dt$$

Ori luând pe δ din (297) și introducându-l în (298), obținem:

$$(299) \quad \frac{P}{P - Q} \cdot dQ = c \cdot W \cdot dt$$

De unde prin integrare obținem fie pe t din (294), fie pe Q din (295).

Colonelul *Dorand* făcând în formula (291) substituția:

$$V = \frac{\eta W}{P} \cdot \frac{Rz}{Rx}$$

dedusă din ecuațiunile șborului orizontal, găsește formula:

$$(300) \quad D = \frac{\eta}{c} \cdot \frac{Rz}{Rx} \cdot L \cdot \frac{P}{P - Q}$$

Unde expresiunea $\left[\eta \cdot \frac{Rz}{Rx} \right]$ scoate în evidență influența elicei și a finetei avionului asupra razei de acțiune.

În cazul unui șbor la altitudine constantă, deci unde nu mai avem: $P - Q = \delta \cdot P$, unghiul de atac fiind constant, însă admisiunea fiind variabilă (micșorându-se pe măsură ce avionul se delestează), D-l *Alayrac* obține formula:

$$(301) \quad D = \frac{\eta}{c} \cdot \frac{Rz}{Rx} \cdot L \cdot \frac{P}{P - Q} + \frac{Q}{2g \cdot Rx}$$

Unde se vede că raza de acțiune este sporită cu $\left[\frac{Q}{2g \cdot Rx} \right]$, totuși, în primul caz altitudinea crescând pe măsură ce avionul se delestează ajunge la:

$$z = 1 - \frac{Q}{P}$$

Ori avionul continuând șborul printr-o planare, de la altitudinea z la sol, se sporește raza de acțiune cu aproape aceeași distanță cu care se sporește în formula (301).

Influența vântului

Dacă avionul este obligat să urmeze în sbor o direcție dată (un cap dat), cu o viteză V , și dacă bate un vânt de viteză W , care face unghiul β cu direcția de sbor, axul longitudinal al avionului va fi înclinat, față de direcția de urmat, de un unghi α dat de relația:

$$302) \quad \sin \alpha = \frac{W}{V} \sin \beta$$

iar viteza avionului, pe direcția dată, va fi:

$$303) \quad U = V \cos \alpha + W \cos \beta$$

Atunci influența vântului asupra consumației sau razei de acțiune se va deduce prin înlocuirea lui V din formulele 295) și 296) prin U din 303).

Parcursul unui circuit

Admițând un circuit poligonal de laturi $D_1, D_2, D_3, \dots$ atunci în cazul unei atmosfere calme consumația va fi:

$$304) \quad Q = P \left(1 - e^{-\lambda \cdot \Sigma D} \right)$$

$$\text{unde } \lambda = \frac{c \cdot W}{P \cdot V}$$

În cazul când circuitul este o curbă de lungime L , atunci: $\Sigma D = L$.

Când atmosfera este animată de un vânt de viteză w , atunci distanțele parcurse în mișcarea relativă sunt:

$$D'_1 = D_1 \cdot \frac{V}{U_1}; \quad D'_2 = \frac{V}{U_2}; \text{ etc...}$$

Așa dar în cazul unui poligon vom avea:

$$300) \quad Q = P \left[1 - e^{-\lambda \cdot \Sigma D \cdot \frac{V}{U}} \right]$$

iar dealungul unei curbe:

$$301) \quad Q = P \left(1 - e \right)^{-n} \text{ unde } n = \lambda \cdot \int_0^L \frac{V}{U} \cdot dL$$

Cunoscând consumația, se poate afla durata de sbor cu ajutorul formulei 294).

Durata unui voiaj circular dat

Durata unui voiaj circular de rază dată R , parcurs cu o viteză V într-o atmosferă calmă este:

$$306) \quad T_0 = \frac{2 \pi R}{V}$$

Într-o atmosferă animată de un vînd w , durata T_w va fi mai mare decât T_0 și anume:

Dacă φ este unghiul ce-l face direcția vîntului cu raza ce corespunde avionului de pe cerc, atunci avem:

$$U = V \left(\sqrt{1 - K^2 \cos^2 \varphi} - K \sin \varphi \right)$$

unde: $K = \frac{w}{V}$, deoarece;

$$\begin{cases} U = V \cos \alpha + w \cos \beta \\ w \sin \beta = V \sin \alpha \\ \beta = \frac{\pi}{2} + \varphi \end{cases}$$

Deasemenea viteza tangențială va mai fi dată și de formula diferențială:

$$U = R \cdot \frac{d\varphi}{dt}$$

de unde:

$$dt = R \cdot \frac{d\varphi}{U}$$

Înlocuim deci pe U și integrînd dela $\varphi = 0$ pînă la $\varphi = 360$, obținem:

$$307) \quad T_k = \frac{4 \cdot R \cdot E k}{V (1 - K^2)} = T_0 \cdot \frac{2 E k}{\pi (1 - K^2)}$$

Valorile lui E_k sunt următoarele (date, de Dl. Dewillers) :

TABEL No. 21

K	0	0,10	0,20	0,30	0,40	0,50	0,60	0,70	0,80	0,90
E_k	1,57	1,566	1,55	1,53	1,50	1,46	1,41	1,35	1,26	1,16
$1-K^2$	1	0,99	1,96	0,91	0,84	0,75	0,64	0,51	0,36	0,19

3. DEDUCEREA PE CALE EXPERIMENTALĂ A PERFORMANTELOR

Generalități

Pe cale experimentală, performanțele unui avion sunt rezultatele date în zbor de acel avion. Ori cum avionul poate zbura vara sau iarna, în condițiuni atmosferice cu totul diferite, s'ar putea întâmpla ca un acelaș avion să dea rezultate diferite; ori pentru a în-lătura o asemenea eroare, s'a convenit a se transforma rezultatele date de avion într'o atmosferă dată, într'o atmosferă tip, denumită *atmosferă standard*. În consecință, înainte de a aborda tehnica deducerii pe cale experimentală a performanțelor, voi face un rezumat asupra atmosferei în general și a atmosferei standard în particular.

Atmosfera în general

Avionul sau hidroavionul evoluiază într'un ocean aerian denumit „*atmosferă*“. Definiția generală a *atmosferei* este: „stratul de fluid care înconjoară globul“, pentru Aviație însă și în general pentru Aeronautică,

definiția *atmosferei* are o altă variantă și anume: „este fluidul în care evoluează și cu ajutorul căreia își procură sustentația necesară orice mașină aeriană.

Grosimea acestui strat de fluid, teoreticește, ar fi infinit de mare, limitându-ne însă până la anumite valori perceptibile ale densității lui, grosimea stratului atmosferic se limitează astfel, egalându-se *atracția terestră* cu *forța centrifugală* născută prin rotația pământului, se găsește drept grosimea a stratului atmosferic cam de 5,6 ori raza globului măsurată la ecuator. Observându-se însă fenomenul *crepusculului*, născut prin refracția razelor care pătrund straturi din ce în ce mai dense, s'a dedus că grosimea stratului atmosferic ar fi de circa 80 km. Alții însă au dedus grosimea stratului atmosferic după provocarea incandescenței unui *meteor* (bolid) în cădere, născută prin frecarea lui cu moleculele gazelor atmosferice, găsind grosimea de circa 200 km. În sfârșit, prin sondagii cu baloane speciale, s'a ajuns până la 37700 m.

Pentru Aeronautică însă, grosimea stratului atmosferic a fost deocamdată fixată la 20 km., ultimul record al altitudine nedepășind încă 12 km. În cele ce urmează ne vom ocupa deci numai de această grosime a atmosferei, necesară Aeronauticii.

Fluidul atmosferic denumit **aer**, este un amestec de mai multe gaze, după cum se vede în tabelul No. 22. Și cum fiecare din aceste gaze au proprietăți fizice și chimice diferite, urmează că și amestecul denumit **aer**, va avea anumite proprietăți, cari însă până la 20 km. vor fi socotite după acelea ale *Azotului* și *Oxigenului* deoarece procentul celorlalte gaze este aproape neglijabil.

TABEL No. 22

Altitudinea km.	Azot %	Oxigen %	Hidrogen %	Argon %	Helimn %
0	78	21	1/10.000	0,99	1/1000
5	80	19	—	—	—
10	82	17	1/5000	2/3	1/1000
15	83	16	—	—	—
20	84	15	1/1000	1/3	1/1000

Proprietăți fizice ale aerului.

Azotul și Oxigenul atmosferic respectând legile lui Mariotte și Gay-Lussac, înseamnă că și aerul va respecta aceste legi, cu ajutorul cărora se deduce lesne următoarele relațiuni:

$$308) \quad \frac{a_z}{a_0} = \frac{p_z}{p_0} \cdot \frac{1 + \alpha \cdot \theta_0}{1 + \alpha \cdot \theta_z}$$

$$309) \quad dp = - a_z \cdot dz$$

unde a_0 și a_z sunt greutatea specifică ale aerului la altitudinile 0 și z metri; p_0 și p_z presiunile, θ_0 și θ_z temperaturile, iar $\alpha = \frac{1}{273}$ fiind coeficientul de dilatație.

Deasemenea pe cale experimentală s'a găsit că temperaturile scad, ca și greutatea specifică și presiunea, urmând cu oarecare aproximație legea:

$$310) \quad \theta_z = \theta_0 - 0,0065 \cdot z$$

până la 11 km. , iar de acolo până la 20 km. relațiunea:

$$\theta_z = \text{const.} = \theta_{11.000}$$

Proprietăți chimice

Din punct de vedere chimic, aerul atmosferic nu ne interesează decât prin oxigenul cel îl conține și care este necesar respirației aviatorilor și aspirației motorului, azotul fiind inert. Dar atât pentru aviatori cât și pentru motor s'au imaginat mijloace de complectare al oxigenului, la primii cu ajutorul măștii de oxigen, la motoare cu ajutorul turbo-compresoarelor, care de altfel mai au și scopul de a mări presiunea.

ATMOSFERA STANDARD

Definiție. Condițiuni

Pentru nevoile studiului evoluțiunilor și pentru faptul că atmosfera variază (în special factorii fizici), s'a ales atunci o *atmosfera-tip*, ai cărui factori sunt medii, în care se studiază diferitele evoluțiuni, iar când se trece la o atmosferă reală, atunci nu se fac decât niște simple corecțiuni rezultatelor, deja studiate în această *atmosfera-tip* sau *medie*. O asemenea atmosferă a fost denumită „**atmosfera standard**”.

Condițiunile cari fixează *atmosfera standard* sunt următoarele:

1) Se admite că aerul este uscat, compoziția chimică aceiași la toate altitudinile și gravitația constantă și egală cu $9,8062$ ¹⁾.

1) Se știe că gravitatea variază cu altitudinea după formula:

$$g_s = g_0 \left(1 - \frac{2s}{R} \right)$$

Iar cu locul, după formula:

$$g_\lambda = g_{45}^0 (1 - 0,00255 \cdot \cos 2\lambda)$$

2) Se admite că la nivelul mării ($z = 0$) *temperatura* este 15° centigrate, *presiunea* redusă la 0 este 760 mm de mercur, adică 10.332 kg./m^2 și greutatea metrului cub de aer $1,226 \text{ kg.}$

3) Se admite că legea variației temperaturii cu altitudinea, pentru un interval dela $0 - 11.000 \text{ m.}$

$$311) \quad \theta_z = 15^{\circ} - 0,0065 \cdot z$$

iar pentru altitudini superioare lui 11.000 m.

$$\theta_z = -56^{\circ},5$$

4) Se admite că presiunea p_z în mm de mercur, la altitudinea z , pentru $z \leq 11.000 \text{ m.}$ este dată de relația: ¹⁾

$$312) \quad p_z = p_0 [1 - 0,00002257 \cdot z]^{5,256}$$

ar greutatea specifică de relațiunea: ²⁾

$$313) \quad a_z = a_0 [1 - 0,00002257 \cdot z]^{4,256}$$

Și pentru $z > 11.000$ se admite relațiunea: ³⁾

$$L \cdot \frac{p_z}{p_{11}} = L \cdot \frac{a_z}{a_{11}} = \frac{z - 11.000}{6340}$$

Astfel, pentru altitudini din 500 în 500 metri, se formează următorul tabel al atmosferei standard:

1) Dedusă din relațiunile 308), 309) și 310) sau 311) unde eliminându-se a și θ se integrează.

2) Idem, eliminându-se p și θ .

3) Idem pentru $\theta^{\circ} = -56^{\circ},5$

Tabel No. 23

Z	θ_z	ρ_z	a_z	$\sqrt{\frac{a_0}{a_z}}$
0	+ 15	760	1,225	1,0000
500	+ 11,75	715,9	1,1671	1,10122
1000	+ 8,5	674,1	1,1117	1,0371
1500	+ 5,25	634,2	1,0581	1,0628
2000	+ 2	596,2	1,0064	1,0896
2500	- 1,25	560,1	0,9567	1,1174
3000	- 4,25	525,8	0,9091	1,1462
3500	- 7,75	493,2	0,8631	1,1761
4000	- 11	462,3	0,8190	1,2071
4500	- 14,25	432,9	0,7767	1,2394
5000	- 17,5	405,1	0,7360	1,2730
5500	- 20,75	378,7	0,6969	1,3079
6000	- 24	353,7	0,6595	1,3442
6500	- 27,25	330,2	0,6237	1,3821
7000	- 30,5	307,9	0,5894	1,4216
7500	- 33,75	286,8	0,5565	1,4627
8000	- 37	266,9	0,5250	1,5056
8500	- 40,25	248,2	0,4949	1,5510
9000	- 43,50	230,4	0,4661	1,5971
9 500	- 46,75	213,8	0,4387	1,6460
10.000	- 50	198,2	0,4125	1,6971
10.500	53,25	183,4	0,3875	1,6505
11.000	56,5	169,4	0,3637	1,8065
11.500	"	156,7	0,3361	
12.000	"	144,8	0,3107	
12.500	"	133,8	0,2871	
13.000	"	123,7	0,2652	
13.500	"	114,3	0,2451	
14.000	"	105,6	0,2265	
14.500	"	97,88	0,2098	
15.000	"	90,25	0,1938	

DETERMINAREA PERFORMANTELOR

Determinarea vitezei maxime și minime la sol

Se fixează pe teren o bază, marcată printr'o cale ferată, drum, sau oricari alt reper, în linie dreaptă, de 4—6 km. 1).

La capetele ei se instalează două posturi de cronometraj (fie telefonic, fie electric, fie fotografic), capabil să ne furnizeze timpul t_1 și t_2 , la ducere și întoarcere, cât întrebuintează avionul să parcurgă baza.

Se montează apoi pe avion un barograf de 1000 sau 2000 m. apoi este trimis să facă cel puțin două treceri (dus și întors) la maximum de turaj permis de motor și unul la minimum necesar sustentației, avionul sburând între 50—100 m. altitudine, în plin turaj și între 100 și 150 m. în minimum de turaj. După indicațiunile baragrafului se vede dacă avionul a sburât orizontal sau nu, în care caz proba se reface. În momentul când pleacă avionul pe bază și când vine, se notează presiunea, temperatura, iuțeala și direcția vântului (este de preferat că această probă să se facă într'o atmosferă liniștită, fără vânt sau cel mult de 2,5—3 m/sec și cât mai paralel cu bază 2).

1) Pentru viteză minimă este de preferat o bază de 2—3 km.

2) În cazul unui vânt de viteză w , care face cu baza un unghi α , atunci avionul realizând pe bază vitezele V_1 și V_2 la ducere și întoarcere va realiza în realitate vitezele V'_1 și V'_2 (fig. 183) unde avem relațiunile:

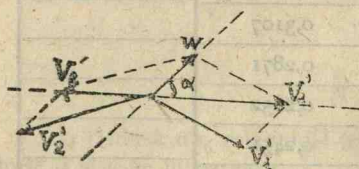


Fig. 183.

$$\frac{V_1}{\sin \alpha} = \frac{V_1}{\sin (180 - \alpha - \epsilon_1)} = \frac{w}{\sin \epsilon_1}$$

$$\frac{V_2}{\sin (180 - \alpha)} = \frac{V_2}{\sin (\alpha - \epsilon_2)} = \frac{w}{\sin \epsilon_2}$$

de unde se deduc vitezele reale: V'_1 și V'_2 . Se preferă însă calculul grafic, care

este mai rapid și destul de exact.

După probă, se împarte lungimea bazei la timpul cât a parcurs-o avionul și se obține viteza. Se face de obicei media vitezelor iar nu media timpilor, deoarece urmărim deducerea vitezei, iar nu a timpului ¹⁾.

Aceste viteze sunt însă realizate de avion în atmosfera reală, având densitatea aerului δ_r pe când în atmosfera standard densitatea la sol fiind $\delta_s = 1$, urmează că o transformare este necesară. Ori știm că avem relația: ²⁾.

$$315) V_s^2 = V_r^2 \cdot \delta_r$$

$$316) V_s = \frac{V_r}{\sqrt{\frac{\delta_s}{\delta_r}}} = V_r \cdot \sqrt{\frac{\delta_r}{\delta_s}}$$

deoarece în standard $\delta_s = 1$ la sol. Apoi δ_r este dat în funcție de θ și p , adică de media temperaturilor și presiunilor luate la sol în momentul decolării și aterisării (presiunea fiind redusă la nivelul mării, adică la altitudinea zero). Ori după formula 308) avem:

$$317) \delta_r = \frac{p_r}{760} \cdot \frac{1,054}{1 + 0,0036 \cdot \theta_r}$$

ceiace ne înlesnește calculul.

1) Dacă B ar fi lungimea bazei, t_1 și t_2 timpi de parcurs la dus și întors, atunci se știe că avem:

$$\frac{\frac{B}{t_1} + \frac{B}{t_2}}{2} \geq \frac{B}{\frac{t_1 + t_2}{2}}, \text{ căci } (t_1 + t_2)^2 \geq 4 t_1 t_2$$

Așa încât făcându-se media timpilor, s'ar obține viteze mai mici decât acele reale.

2) În adevăr, conform ecuației de sustentație

$$P = R z \cdot V_s^2 \cdot \delta_s = R z \cdot V_r^2 \cdot \delta_r$$

(standard) (real)

Ori cum unghiul de atac este același, adică Rz este același și în atmosfera standard și în atmosfera reală, urmează că trebuie să avem:

$$V_s^2 \cdot \delta_s = V_r^2 \cdot \delta_r$$

DETERMINAREA PERFORMANTELOR ÎN URCARE

Etalonarea vitezografului

În general, pentru determinarea performanțelor în urcare este nevoie de un *vitezograf* care să înregistreze vitezele. În acest scop se întrebuițează de obicei un aparat denumit *T.L.*, după inițialele constructorilor: *Toussaint—Lepere*, care dă viteza avionului prin intermediul unei *presiuni* și *depresiuni*, ce se naște într-o antenă special instalată pe avion.

În consecință, odată cu trecerea avionului pe baza, pentru măsurarea vitezei maxime și minime, sau altădată, se procedează la etalonarea vitezografului, în care caz avionul va parcurge baza cel puțin de trei ori în regimuri diferite (maximum, mijlociu și minim), apoi calculându-se vitezele, se citește pe vitezograf diviziunile corespunzătoare, cari variază linear, și deci cu cele trei puncte se poate trasa pe un grafic o „dreaptă” de etalonare, unde pe axa absciselor sunt notate vitezele, iar pe axa ordonatelor diviziunile de pe vitezograf.

Grafice sau date necesare deduceri performanțelor în urcare

Pentru a deduce performanțele unui avion în urcare, este necesar ca avionul care sboară să ne furnizeze următoarele grafice sau date:

1) Presiunile și temperațiunile pe timpul urcării și coborârei, cari de obicei sunt înscrise grafic de către *barografe* și *termografe*.

2. Graficul diviziunilor de pe *vitezograf*.

3) Regimul motorului sau *diagrama compt-turului inregistrator*.

Aceste grafice reprezintă urcarea avionului până la *plafonul practic*, unde avionul face un palier de

câteva minute (în mediu 5 minute), apoi în scoborâre face deasemenea paliere din o mie în o mie de metri.

Deducerea timpului de urcare

Pe barograma se înseamnă punctele unde densitatea aerului corespunde altitudinilor 0, 500, 1000, 1500, etc., în atmosfera standard. Se citește apoi timpi de urcare la aceste altitudini, corijându-se pentru fiecare interval de 500 metri, după formula 1):

$$318) \quad \Delta t_s = \Delta t_r \cdot \frac{\Delta p_s}{\Delta p_r}$$

1) Știm că barograma ne dă presiunea în funcție de timp, deci: $p = f(t)$, apoi cum avem:

$$v_z = \frac{dz}{dt} \text{ și cum } dz = \frac{1}{a} \cdot dp$$

urmează că în atmosfera reală vom avea:

$$(v_z)_r = \frac{1}{a_r} \cdot \left(\frac{dp}{dt} \right)_r$$

iar în atmosfera standard.

$$(v_z)_s = \frac{1}{a_s} \cdot \left(\frac{dp}{dt} \right)_s$$

Împărțind, găsim că:

$$\frac{(v_z)_s}{(v_z)_r} = \frac{a_r}{a_s} \cdot \frac{\left(\frac{dp}{dt} \right)_s}{\left(\frac{dp}{dt} \right)_r}$$

Deasemenea mai știm că:

$$\frac{(v_z)_s}{(v_z)_r} = \frac{V_s \cdot \sin \omega_s}{V_r \cdot \sin \omega_r} = \frac{V_s}{V_r} = \sqrt{\frac{a_r}{a_s}}$$

căci $\omega_s = \omega_r$.

Prin urmare:

$$\frac{\left(\frac{dp}{dt} \right)_s}{\left(\frac{dp}{dt} \right)_r} = \sqrt{\frac{a_r}{a_s}} = \sqrt{\frac{\partial_r}{\partial_s}}$$

Ori pentru un interval destul de mic, putem scrie că:

$$\frac{\Delta p_s}{\Delta t_s} = \frac{\Delta p_r}{\Delta t_r} \cdot \sqrt{\frac{\partial_r}{\partial_s}}$$

sau:

$$\Delta t_s = \Delta t_r \cdot \frac{\Delta p_s}{\Delta p_r} \cdot \sqrt{\frac{\partial_s}{\partial_r}}$$

unde neglijând radicalul, care diferă prea puțin de 1, obținem formula 318.

unde Δt_r este timpul citit pe baragrama într'un interval de altitudine de 500 m. și Δp_r diferența de presiuni citită pe barogramă în acelaș interval. Diferențele Δp_s în standard sunt:

$$\Delta p_{s1} = 760 - (p_{500})_s = 44,1$$

$$\Delta p_{s2} = (p_{500})_s - (p_{1000})_s = 41,8$$

Deducerea vitezelor ascensionale

Cunoscând timpii de urcare în fiecare interval de 500 m. vitezele ascensionale vor fi date de formula:

$$319) \quad v_z = \frac{500}{(\Delta t_s)_z}$$

unde $(\Delta t_s)_z$ reprezintă timpul dela altitudinea $(z-500)$ la z .

Viteza pe traectorie

Impărțind deasemenea vitezograma în intervale de timp Δt_r (după barogramă) și luând diviziunea medie a curbei, în acest interval, vom citi pe graficul de etalonare o viteză $(V_r)_z$, care este viteza reală pe traectorie la altitudinea z , atunci în standard vom avea:

$$320) \quad (V_s)_z = (V_r)_z \sqrt{\frac{(\delta_r)_z}{(\delta_s)_z}}$$

unde $(\delta_s)_z$ este densitatea aerului în standard la altitudinea z și $(\delta_r)_z$ în atmosfera reală.

Panta de urcare

Știm că:

$$v_z = (V)_z \cdot \sin \omega$$

unde ω este panta de urcare, iar $(V)_z$ viteza pe traectorie, atunci:

$$321) \quad \sin \omega = \frac{v_z}{(V)_z}$$

Plafonul

Pentru determinarea plafonului ne servim de vitezele ascensionale.

Dacă trasăm curba vitezelor ascensionale, respectiv pentru altitudinile dela 0 la z metri, atunci se observă că media punctelor este o dreaptă, care prelungită, întâlnește ordonata unde vitezele ascensionale sunt nule la o altitudine Z_p care este tocmai plafonul căutat.

De obicei se ia *plafonul practic*, adică acolo unde viteza ascensională este $0,50 \text{ m/sec}$.

Vitezele orizontale la diferite altitudini

Pentru fiecare palier de pe barograma va corespunde unul pe vitezogramă, și deci o viteză pe graficul de etalonare. Atunci printr'o formula analogă formulei 320) se deduce diferitele viteze în palier.

Reprezentarea grafică a performanțelor

În cele mai multe cazuri rezultatele numerice obținute prin calcul sau măsuratori ale performanțelor, nu au o variație continuă, uniformă, așa în cât aster-nute pe un grafic la o scară oarecare și unind diferitele puncte, curba obținută rare ori este continuă, ea prezentând o serie de „zig-zag“-uri, ceea ce n'ar trebui în realitate să fie. În acest caz luându-se media acelor „zig-zag“-uri, se trasează o curbă continuă, ale cărei rezultate numerice — citite în dreptul fiecărui punct de pe grafic — variază puțin de rezultatele inițiale, valorile lor au însă o continuitate, așa în cât acestea vor fi rezultatele cele mai aproape de realitate.

Așa dar, reprezentarea grafică a performanțelor are dublu efect: de a corija rezultatele și de a ne arata deodată felul cum variază acele performanțe.

Din experiențele trecutului, se pare că cea mai bună reprezentare grafică a performanțelor unui avion este

aşa precum se vede mai jos (fig. 184, 185, 186):

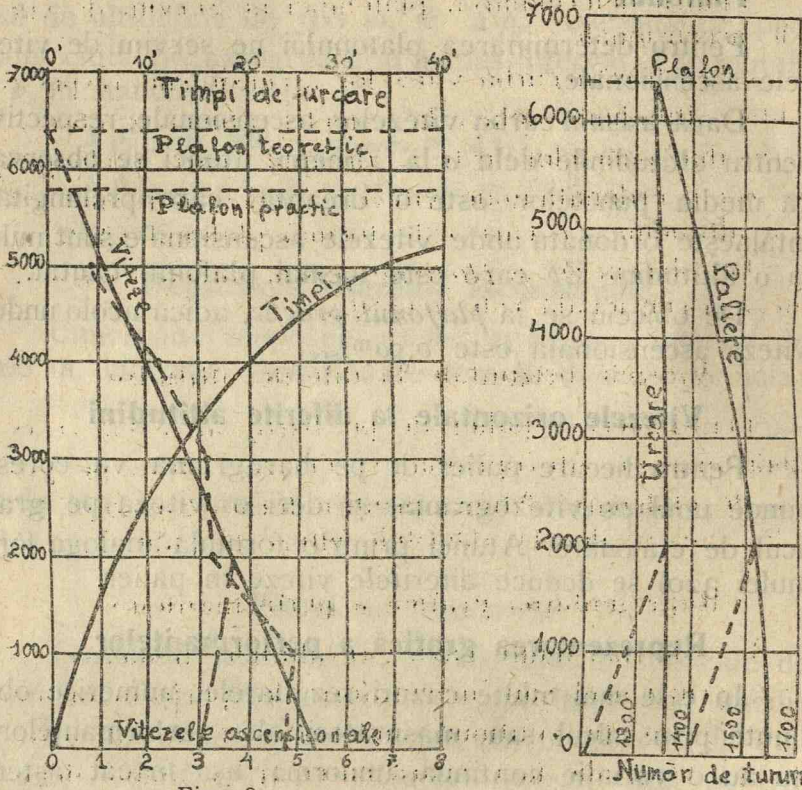


Fig. 184

Fig. 186

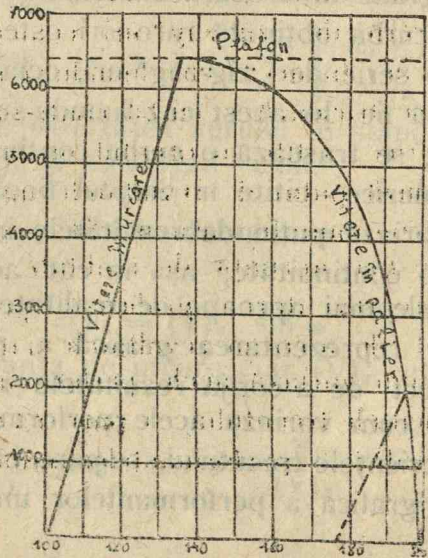


Fig. 185

Unde se remarcă o discontinuitate trasată în punctat sub 2000 m. în cazul unui motor, care fiind supra comprimat, n'ar merge în plin decât de la 2000 m. în sus.

Observațiuni

1. Dacă vitezele deduse nu au fost efectuate în regimul nominal Nn al motorului, ci într'un regim oarecare N (tăre pe minut) atunci deducera vitezelor pentru regimul nominal se face după formula 1).

$$322) \quad Vn = V \cdot \frac{Nn}{N}$$

2. În cazul motoarelor supracomprimate, atunci se calculează performanțele până la o altitudine dată pentru un regim redus, de unde se calculează pentru regimul nominal.

3. Detaliul operațiunilor deducerei performanțelor pe cale experimentală este lung și foarte laborios, în consecință trebuie complectat cu diferite instrucțiuni de verificări, tarări, etc. cari însă depășesc cadrul cursului de față.

Determinarea distanțelor de rulare (alunecare) la decolare și aterisare (amerisare).

Pe cale experimentală se măsoară aceste distanțe, reperând punctele de unde începe rulara până decolează sau invers, de unde ia contactul cu terenul până se oprește. Proba se face atunci când nu este vânt, ia

1) Știm că și în două situații diferite cele două cupluri motor sunt egale, ori cum:

$$Cr = \chi_1 \cdot \frac{P}{Rz} \cdot \frac{D^3}{\gamma_1} \text{ și } Cs = \chi_2 \cdot \frac{P}{Rz} \cdot \frac{D^3}{\gamma_2}$$

urmează că trebuie să avem:

$$\frac{\chi_1}{\gamma_1} = \frac{\chi_2}{\gamma_2}$$

Dar $\chi_1 = \chi_2$, căci puterile sunt aceleași, deci vom avea și $\gamma_1 = \gamma_2$, și atunci:

$$\frac{V_1}{N_1 \cdot D} = \frac{V_2}{N_2 \cdot D}$$

de unde formula 322).

sborurile sunt normale, adică un decolaj drept și un aterisaj fără alunecare pe aripă.

În cazul unui vânt, decolarea și aterisarea se face în direcția vântului, însă la distanța obținută se adaugă cantitatea $w \cdot t$, unde w este viteza vântului în metri pe secunda și t este timpul cronometrat în secunde, dela începutul rulării până la decolare, sau dela luarea contactului până la oprire.

În acelaș mod se procedează pentru hidravioane, unde se preferă o atmosferă calmă deoarece corecția vântului se complică cu acela al valurilor.

4. RECORDURI

Clasificarea recordurilor.

Prin *recorduri* se înțeleg anumite performanțe maxime sau minime, după caz.

Sunt avioane construite expre pentru a bate un record oarecare, sunt însă și avioane obișnuite, cărora printr'o prealabilă modificare, fie în amenajamente, fie în grupul moto-propulsor, fie în reglaj, să bata anumite recorduri.

Recordurile hotărâte până astăzi (unele încă ne stabilite) se impart astfel:

- | | |
|---|--|
| 1. <i>Recorduri fără sarcină impusă</i> | <ul style="list-style-type: none">— Viteza pe bază (3 km).— Altitudine— Distanța în circuit închis— Distanța în linie dreaptă— Durată— Sarcină maxima |
| 2. <i>Recorduri cu sarcină impusă (dela 500—5000 kg.)</i> | <ul style="list-style-type: none">— Viteza (pe distanța dela 100—5000 km).— Altitudine— Distanța în circuit închis— Durată |

Matematiceste, recordurile pot fi studiate din formulele cari dau diferitele performanțe, punându-le condițiunea de maxim sau minim, după condițiunile recordului.

Câteva condițiuni de record pentru celula

Plafonul cât mai mare

Ecuatiunile sborului orizontal ne dă :

$$323) \quad \frac{r}{\partial^3} = \frac{\eta^2 W^2}{P^3} \cdot \frac{Rz^3}{Rx^2}$$

Deci maximum plafonului va fi pentru

$$\frac{Rz^3}{Rx^2} = \text{maxim}$$

Viteză orizontală în palier maximă, pentru o altitudine dată.

Din 323) și din formula :

$$324) \quad V = \frac{\eta W \cdot \partial}{P} \cdot \frac{Rz}{Rx}$$

vedem că pentru o altitudine dată z , adică un $\left[\frac{Rz}{Rx^{2/3}} \right]$ dat, trebuie să avem :

$$\frac{Rz}{Rx} = \text{maxim}$$

Viteză maximă pentru o viteză minimă dată sau invers.

Tot din ecuațiunile sborului orizontal se deduc ușor condițiunile :

$$\frac{Rz}{Rx} = \text{maxim} \quad \text{pentru} \quad Rx^2 + Rz^2 = \text{dat}$$

$$\text{și} \quad Rx^2 + Rz^2 = \text{maxim} \quad \text{pentru} \quad \frac{Rz}{Rx} = \text{dat.}$$

Considerațiuni asupra adaptărei elicilor

Realizarea anumitor performanțe-record poate fi indeplinită așa cum am văzut mai sus, prin un studiu în prealabil al celulei. O adaptare însă a elicei contribuie în aceeași măsură și poate chiar mai mult încă în realizarea performanțelor record. De altfel condiți-

unile de utilizare ale oricărui avion, ar trebui deduse dintr'o adaptare optimă a elicei.

Metodele de adaptare sunt și multe și variate, în cele ce urmează voi da însă o singură metodă, sprijinită pe lconstrucția curbelor Y_1 și Y_2 pe cari le-am văzut deja la determinarea performanțelor.

În adevăr construind curbele Y_1 după formula 267) și pentru $V = \gamma \cdot N \cdot D$, unde N este constant, însă pentru diferite diametre de elici (adică valori ale lui D dintr'o familie oarecare, apoi curbele Y_2 după formulele 268) pentru diferite altitudini (diferite valori ale lui δ), atunci obținem graficul din fig. 187.

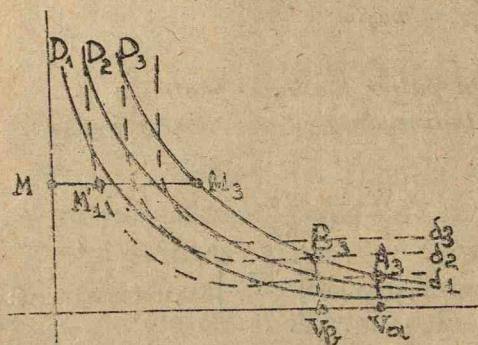


Fig. 178.

Examinând graficul, observăm că adaptare se poate face din următoarele puncte de vedere :

1) Pentru viteza maximă de sbor orizontal la altitudinea δ_2 , spre exemplu, când ne este dată puterea

motorului, se deduce din intersecția curbei δ_2 cu una din curbele D , pentru care viteza este maximă, adică în punctul B_3 cu D_3 și deci diametrul elicei va fi D_3 . Atunci știm că :

$$\gamma = \frac{V_b}{N \cdot D_3}$$

unde N este turajul nominal al motorului, i ori cunos., când pe γ vom căuta valoarea lui η_m . (randamentului optim) pe graficul din fig. 99, caruia îi va fi tangentă o curbă de randament η de modul m_3 spre exemplu și atunci :

$$m_3 = \frac{H}{D_3}$$

de unde vom obține valoarea pasului H .

2) Pentru o bună urcare, adică să dea o viteză ascensională maximă, atunci conform formulei 274) trebuie să căutăm ca să avem simultan :

— o viteză maximă la sol și

— un ΔY_p maxim ($\Delta Y=0$)

între curba Y_2 corespunzătoare lui $\delta=1$ și Y_1 construită pentru diferite diametre de elici.

S'ar putea întâmpla să avem o viteză maximă V_a corespunzătoare lui A_3 , deci curbei D_3 , însă să avem :

$$(\Delta Y_p)_a = a b = (a c - b c)$$

căci porțiunea $b c$, ese din intervalul celor două curbe și atunci ia o curbă y_1 , intermediară între D_3 și D_2 astfel în cât $(\Delta Y_p)_{ab}$ să fie maxim, în care caz — bine înțeles — viteza V_a se va mai micșora, devenind V_{ab} , și vom adapta-o numai dacă :

$$V_{ab}^3 \cdot (\Delta Y_p)_{ab} > V_a^3 \cdot (\Delta Y_p)_a$$

Vom tatona deci până ce vom determina o curbă D_i , ca să ne dea :

$$325) \quad V_i^3 \cdot (\Delta y_p)_i = \text{maxim}$$

și atunci cunoscând diametrul, vom determina pasul ca în primul caz.

3. Pentru un plafon maxim, adică indiferent de modul cum urcă, însă să urce cât mai sus. În acest caz vom căuta „minimum minimorum“ al expresiunei :

$$\delta = \left(\frac{MM'_1}{MM_3} \right)^2$$

care ne va da curba al cărui diametru al elicei dă posibilitatea avionului să se urce cât mai sus.

Această tatonare este însă mai complicată deoarece se face între curbele (δ_i) și (D_j) ; dar se poate simplifica mult căutând să adaptăm elicea de diametru

D_p a cărei curbă este tangenta curbei de densitate δ_p , corespunzătoare celui mai mare plafon sau minimului lui δ .

Observațiune. Graficul mai permite adaptarea, la o altitudine dată, a unei elici economice (care să consume minimum de energie), când viteza nu are rol mare și atunci se ia pe curba δ , la altitudinea voită, unghiul de atac economic și deci curba D respectivă.

5. TRAECTORIA UNUI AVION CARE AR AVEA COMENZILE BLOCATE

Generalități

Am văzut că enunțul problemei performanțelor era urmatorul:

„Cunoscând forțele aplicate unui avion în sbor și condițiile de echilibru, să se determine traectoria și mișcarea lui pe traectorie“.

Ori în decursul studiului performanțelor nu am rezolvat decât partea a doua a acestei probleme, adică „mișcarea avionului pe traectorie“, de aceea, în cele ce urmează voi da un scurt rezumat al determinării traectoriei.

Integrarea ecuației odografului

Dacă din ecuațiunile generale de echilibru ale unui avion care evoluează, eliminăm pe dt , atunci obținem

$$326) \quad \frac{dV}{V \cdot d\omega} = \frac{T \cdot \cos \varepsilon - R_x \cdot V^2 \cdot \delta - P \cdot \sin \omega}{-T \cdot \sin \varepsilon + R_z \cdot V^2 \cdot \delta - P \cdot \cos \omega}$$

care se mai numește și *ecuația odografului* și dacă în această ecuație considerăm:

$$T = A + B \cdot V^2 \quad 1)$$

atunci devine integrabilă în următoarele cazuri 2)

1) $P = 0$ (ipoteză pur teoretică), în care caz traectoria este o *circonferență*.

2) $T = 0$ și $R_x = 0$ (sbor planat fără rezistență la înaintare), în care caz traectoria este o *curbă ondulată*, cu amplitudine constantă (cazul asemănător sborului fără motor).

3) $R_z = 0$, traectoria este așa numită *curbă balistică*.

1) De obicei se ia:

$$T = T_m - \alpha \cdot V^2$$

2) Asemenea ecuațiuni diferențiale sunt reprezentate în general prin:

$$\frac{dy}{dx} = \frac{Y}{X}$$

unde X și Y sunt funcțiuni de x și y .

IV

Incercările statice

Generalități

Prin incercări statice se înțeleg o serie de probe, la care sunt supuse diferitele părți ale unui avion sau hidravion, sau chiar în întregime, în scopul de a-i verifica rezistența, dând siguranța sburătorului care va zbura cu el.

Am văzut, cu ocazia studiului evoluțiilor, cum în anumite împrejurări se nasc, asupra avionului, care evoluiază, unele eforturi uneori considerabile; atunci s'au calculat și măsurat valoarea acestor eforturi, atât cât mijloacele actuale de investigațiuni au permis, și s'au construit avioanele în consecință. Dar complexitatea scheletului unui avion și valoarea mică a coeficientului de siguranță impus, pentru a nu-l îngreua prea mult, nu poate permite aplicarea unei simple metode de calcul bazată pe evaluarea efortului până la limita de elasticitate și atunci calculul nu va mai fi posibil, decât aplicându-se o serie de ipoteze mai mult sau mai puțin adevărate. Ori toate aceste ipoteze, precum și valoarea mică a coeficientului de siguranță, micșorează valoarea certitudinii că avionul va rezista. Tocmai în scopul de a nu micșora certitudinea rezistenței, și chiar a o mări, se fac așa numitele *incercări statistice*, unde „eforturile

dinamice“, cari se nasc asupra avionului in timpul evoluțiunilor, sunt echivalate unor „eforturi statice“, aplicate avionului.

Natural este să ne întrebăm dacă „elementul dinamic“ poate fi substituit ca un „element static“? Se înțelege că, în mod riguros judecând, nu se poate face această substituție. Modul cum se manifestă și cum este repartizat elementul dinamic, este mai mult banuit, apoi elementul static nu ține socoteală de diferitele vibrațiuni ce se nasc în scheletul avionului, agravate uneori de fenomenul rezonanței.

Cu toate acestea, până astăzi, încercările statice sunt singurele capabile să verifice robustețea construcției. De când încercările statice sunt practicate, numărul accidentelor a fost considerabil micșorat, iar construcțiunile perfecționate.

I. DETERMINAREA EFORTURILOR

Clasificarea eforturilor

Parte din eforturi au fost determinate cu ocazia studiului evoluțiunilor avionului și hidravionului, atât pe cale teoretică cât și pe cale experimentală; parte din ele au fost determinate — poate cu oarecare aproximație — numai pe o singură cale; iar restul au rămas încă nedeterminate.

Oricâte încercări de a determina aceste eforturi s'au făcut și oricât se vor mai face încă, am credința că în mod riguros nu se poate încă stabili aceste eforturi, deoarece viitorul păstrează încă secretul multor soluțiuni.

Clasificarea evoluțiunilor în scopul de a determina eforturile suferite de avion, am făcut-o după cum eforturile suferite de avion sunt *simetrice* sau *disimetrice* menționând, bine înțeles, numai evoluțiunile capabile de un efort mai mare și anume:

I. Evoluțiuni dând eforturi simetrice

- | | | | | |
|--------------------------|---|-------------------------------|---|--|
| a) <i>Sbor orizontal</i> | { | — normal | { | — centru de presiune
cât mai înainte
viteza maximă |
| | | — pe spate | { | — idem |
| b) <i>Sbor vertical</i> | { | — picaj | | |
| | | — alunecare pe coadă | | |
| | | — aterisaj brutal (în cădere) | | |
| c) <i>Sbor mixt</i> | { | — resursa | { | — normală |
| | | | { | — pe spate |
| | | — looping | { | — normal |
| | | | { | — invers |

2. Evoluțiuni dând eforturi disimetrice

- | | | |
|--------------------------|---|----------------------|
| a) <i>Sbor orizontal</i> | { | — sbor lateral |
| | | — sbor în „zig-zag“ |
| | | — viraj la verticală |
| b) <i>Sbor vertical</i> | { | — alunecare pe aripă |
| | | — vrie |
| c) <i>Sbor mixt</i> | { | — răsturnare |
| | | — dublă răsturnare |
| | | — ranversare |
| | | — imermann |

3. Evoluțiuni pe teren

- Inercarea motoarelor la punctul fix.*
- Manevre pe teren.*

Voiu încerca acum să determin diversele eforturi pentru fiecare caz în parte, admitând cazurile cele mai defavorabile.

EVOLUȚIUNI DÂND EFORTURI SIMETRICE

I. Sbor orizontal normal, cu centrul de presiune cât mai înainte

Cazul cel mai defavorabil este acela când viteza avionului este maximă și care rezultă dintr'un picaj

vertical la viteza limită, cazând astfel tocmai peste eazul „resursei“, studiat deja cu ocazia evoluțiilor.

În acest caz de sbor celula suferă o energetică flexiune, datorită unui efort:

$$327) \quad C_1 = P \cdot \left(\frac{C_z}{C_x} \right)_m^1$$

unde C_x corespunde lui C_z maxim, P fiind greutatea avionului.

Pe cale experimentală s'a dedus că valoarea acestui efort variază, dela $5 \cdot P$ până la $8 \cdot P$.

Valoarea acestui efort a fost dată de diferiți autori sub diferite forme, ceea ce probează încă o perioadă de tatonare, adică o nesiguranță a ipotezelor admise.

Repartiția efortului asupra celulei este analoga curbei d din graficul de repartiție dela pagina 57 (fig. 54), unde se observă că oboseala maximă o suportă partea anterioară a aripei ²⁾.

2. Sbor orizontal normal, cu viteză maximă

Avionul sburând în condițiunile cazului de mai sus (cazul 1) și micșorând unghiul de atac, astfel în cât rezistența la înaintare să devie minimă pentru o por-

1) Ținând seama de ecuațiunile de echilibru în sbor orizontal, valoarea acestui efort se mai poate scrie:

$$327 \text{ bis}) \quad C_1 = P \cdot \frac{V_{\min.}}{\eta W \cdot 75 \cdot 3,6}$$

2) Conform formulei 53) avem:

$$\frac{x}{l} = \frac{C_m}{C_z} \cos \beta \text{ sau mai exact } \frac{x}{l} = \frac{C_m}{C_x \sin i + C_z \cos i}$$

tanța egală greutății avionului și deci permită avionului o viteză cât mai mare, atunci dacă C_z va fi coeficientul unitar de portanță necesar sustentăției avionului dedus din relația :

$$C_z = \frac{P}{\frac{a}{2g} \cdot S \cdot V_{max}^2}$$

și C_x coeficientul unitar de rezistență la înaintare, vom avea un efort :

$$328) \quad C_2 = P \cdot \left(\frac{C_z}{C_x} \right)_o$$

Repartiția efortului fiind, de astă dată, după curbele a sau b din graficul dela pagina 57 (fig. 54), unde observăm că partea anterioară a celulei suferă un efort invers (de sus în jos), față de partea posterioară și prin urmare aripile vor suferi și o flexiune și o torsiune.

În comparație cu primul efort, se observă că aproximativ avem :

$$\left(\frac{C_z}{C_x} \right)_o = \frac{3}{4} \left(\frac{C_z}{C_x} \right)_m$$

deci :

$$329) \quad C_2 = \frac{3}{4} C_1$$

3. Sbor pe spate, cu centrul de presiune cât mai înainte

Cunoscând polara pe spate a celulei, prin analogie cu cazul 1) vom avea un efort :

$$330) \quad C_3 = P \cdot \left(\frac{C'_z}{C'_x} \right)_m$$

unde C'_z și C'_x căorespond polarei pe spate.

Cum însă pentru un $C'x = Cx$ vom avea cu siguranță $C'z < Cz$, urmează că:

$$C_3 < C_1 \quad ^1)$$

Așa dar flexiunea inversă a celulei va fi mai atenuată.

4. Sborul pe spate, cu viteză maximă

Analog cazului 2) găsim că:

$$331) \quad C_4 = P \cdot \left[\frac{C'_z}{C'_x} \right]_0$$

unde iarăși avem:

$$C_4 < C_2 \quad ^2)$$

5. Sbor vertical, picaj

Analog cazului 2) valoarea efortului este:

$$332) \quad C_5 = P \cdot \left[\frac{C_{z_0}}{C_{x_0}} \right]$$

unde în paranteză C_{z_0} corespunde pe polara lui C_{x_0} care este minim.

Acest efort este însă repartizat $\frac{1}{2}$ pe partea anterioară și $\frac{1}{2}$ pe partea posterioară a celulei, producând astfel o *torsune* a aripei, datorită cuplul

$$\left[\frac{1}{2} C_5, \frac{1}{2} C_5 \right].$$

6. Sbor vertical, alunecare pe coadă

Cunoscând polara inversă a celulei, atunci o formulă analogă formulei 332) se poate stabili astfel:

$$333) \quad C_6 = P \cdot \left[\frac{C''_{z_0}}{C''_{x_0}} \right]$$

1) Verificând pentru câteva avioane actuale, am găsit că C_3 variază aproximativ între $\frac{1}{2} C_1$ și $\frac{2}{3} C_1$.

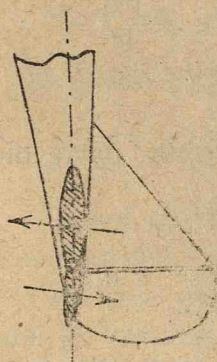
2) Idem C_4 variază între $\frac{1}{2} C_2$ și $\frac{2}{3} C_2$.

unde $C''z_0$ și $C''x_0$ corespunde pe polara inversa, unei rezistențe la înaintare minimă.

Celula va fi supusă unei torsiuni datorită cuplului

$$\left\{ \frac{I}{2} C_6, \frac{I}{2} C_6 \right\}.$$

În acest caz de sbor o torsiune analogă celei va suferi și profundorul, dacă am admite că planul mobil este blocat de pilot și atunci torsiunea va fi în jurul axului șarnierelor planului mobil (fig. 188), sub acțiunea



unui cuplu $\left\{ \frac{I}{2} C_6, \frac{I}{2} C_6 \right\}$ unde aproximativ avem:

$$345) \quad C_6 = C_6 \cdot \frac{s}{S}$$

s fiind suprafața totală a profundorului.

7. Sbor vertical, aterisaj brutal în cădere

Din formula 172) deducem că viteza de cădere verticală a unui avion

Fig. 188.
este:

$$335) \quad v_z = \sqrt{P \cdot \sqrt{\frac{b}{a \cdot S}}}$$

unde:

$$a = 1,225 \quad \text{și} \quad b = \frac{C_x^2}{(C_x^2 + C_z^2)^{3/2}}$$

Ori dacă înălțimea de cădere este h atunci efortul total va fi:

$$336) \quad E = \frac{\frac{1}{2} m V_z^2}{h} = \frac{P^2}{2 \cdot g \cdot h} \sqrt{\frac{b}{a \cdot S}}$$

Înălțimea de cadere se admite de obicei în jurul lui 2 m.

Pe cale experimentală s'a găsit că valoarea efortului variază între 4 P până la 6. P .

La acest efort trebuie să reziste trenul de aterisaj. Celula va suferi un efort invers din cauza șocului în aterisajul brutal, iar valoarea aceluia efort va fi:

$$338) \quad C_7 = \frac{P \cdot P_v}{2g \cdot h} \sqrt{\frac{b}{a \cdot S}} = E \cdot \frac{P_v}{P}$$

unde P_v este greutatea celulei.

Cum în mediu P_v este cam a opta parte din greutatea totală, urmează că:

$$339) \quad C_7 = \frac{1}{8} \cdot E$$

În cazul când contactul cu terenul se ia mai întâi cu bechia sau simultan și bechia și trenul, atunci efortul este divizat astfel:

$$- \text{pe roate: } Et = \frac{l_2}{l_1 + l_2} \cdot E$$

$$- \text{pe bechie } Eb = \frac{l_1}{l_1 + l_2} \cdot E$$

unde l_1 este depărtarea verticalei roților (axul lor) de centrul de greutate, avionul fiind înclinat pentru aterisaj și pe bechie, iar l_2 depărtarea verticalei bechiei de centrul de greutate.

Ori efortul Eb va da naștere unui moment de flexiune inversă în fuzelaj, calculându-se și construindu-se în consecință.

8. Sbor mixt, resursa normală

Pentru celulă, acest caz este analog cazului 1).

Pentru fuzelaj este însă :

$$340) \quad F = P \cdot \frac{c_z}{C_{x_0}} \cdot \frac{\Sigma}{S}$$

unde Σ este suprafața profundorului și c_z coeficientul lui de portanță.

Se admite însă ca :

$$\frac{c_z}{C_{x_0}} = \frac{3}{5} \left(\frac{C_z}{C_x} \right)_m$$

și deci vom avea :

$$341) \quad F = \frac{3}{5} C_1 \cdot \frac{\Sigma}{S}$$

Acest efort este aplicat în centrul de presiune al profundorului.

Pe cale experimentală s'a găsit că valoarea efortului F variază între :

$$3 \cdot P \cdot \frac{\Sigma}{S} \text{ și } 5 \cdot P \cdot \frac{\Sigma}{S} \quad ^2)$$

9. Sbor mixt, resursa inversă

Pentru celulă, acest caz este analog cazului 3).

Pentru fuzelaj, judecata este analoagă cazului 8).

1) Menționez interesanta observație a d-lui *Cpt. Grimault* (*Revue General de l'Aéronautique* No. 7) care introduce în executarea resursei, influența inerției longitudinale a avionului, ajungând la o formulă de forma

$$E_1 = P \cdot \frac{C}{I} \cdot V$$

unde C este valoarea cuplului de redresare și I momentul de inerție longitudinal.

2) Acest efort dă naștere unui moment de flexiune, pe care fuzelajul trebuie să-l suporte.

iar valoarea efortului ce se obține asupra lui este puțin inferioară, deoarece portanța negativă a profundorului diferă, variind cu bracăjul stabilizatorului. Se admite totuși că efortul este același, însă de sens invers ca-
zului 8).

10. Sbor mixt, looping normal

Eforturile principale suferite de celulă și fuzelaj sunt numai două, primul în momentul când se cabrează, avionul, spre a începe bucla și al doilea când se redre-sează, spre a termina bucla.

Dar ambele eforturi sunt inferioare celor dela cazurile 1) și 8).

11. Sbor mixt, looping invers

Judecata se face la fel ca cazul 11) eforturile sunt însă inferioare celor dela cazurile 3) și 9).

EVOLUȚIUNI DAND EFORTURI DISIMETRICE

1. Sbor orizontal, lateral

Sborul lateral se execută inclinand comenzile invers ca la un viraj, în consecință celula va suferi un efort repartizat disimetric și fuzelajul o flexiune laterală.

Eforturile ce se vor naște deoparte și de alta a celulei vor fi :

$$342) \quad \begin{cases} (C_1)_d = \frac{P}{2} \left(\frac{C_z + (\Delta C_z)_d}{C_x} \right)_m \\ (C_2)_s = \frac{P}{2} \left(\frac{C_z - (\Delta C_z)_s}{C_x} \right)_m \end{cases}$$

presupunând cazul cel mai defavorabil al sborului lateral ce rezultă dintr'o resursă laterală.

$(\Delta C_z)_d$ și $(\Delta C_z)_s$ reprezintă variația coeficientului

unitar de portanță, deoparte și de alta (în dreapta și în stânga) din cauza înclinării aripioarelor. ¹⁾

Efortul ce se va naște asupra fuzelajului este lateral și are valoarea :

$$343) \quad F_1 = \frac{a}{2g} \cdot c_y \cdot \Sigma' V^2$$

unde c_y este coeficientul unitar de portanță laterală al direcției (inclusiv derivă). Sau înlocuind valoarea vitezei cu aceea ce rezulta din cauza unei resurse, obținem :

$$344) \quad F_1 = P \cdot \frac{c_y}{C_{x_m}} \cdot \frac{\Sigma'}{S}$$

Admițând și aici că :

$$\frac{c_y}{C_{x_m}} = \frac{1}{2} \left(\frac{C_z}{C_x} \right)_m$$

atunci mai putem scrie că :

$$345) \quad F_1 = \frac{1}{2} C_r \cdot \frac{\Sigma'}{S}$$

Acest efort va fi aplicat în centrul de presiune de pe axul longitudinal al fuzelajului, ceea ce nu se întâmplă, în realitate fiind mai sus, produce o puternică *torsiune* a fuzelajului, de care trebuie să se ție seamă.

2. Sbor orizontal, în „zig-zag“

Un asemenea sbor produce o variație de eforturi disimetrice, când într-o parte când în alta, valoarea eforturilor fiind aceea ce se obține pentru cazul unui sbor lateral, bine înțeles maxime la primul „zig-zag“ și descrescând pe măsură ce numărul „zig-zag“-urilor crește.

¹⁾ Riguros, pe lângă variația lui C_z va suferi — prin înclinarea aripioarelor — și C_x o variație în plus și în minus, totuși pentru că este prea mică și pentru a nu complica studiul, neglijăm acea variație.

Din prima analiză a evoluțiunei, s'ar părea că valoarea eforturilor fiind mică, nu prezintă prea mare pericol. Totuși dacă eforturile nu sunt mari, ele sunt în schimb variabile și alternate, așa în cât prin felul cum lucrează, devin foarte periculoase. Astfel dacă ne-am servi de formulele lui *Wohler*, atunci efortul suferit de dreapta celulei — spre exemplu — va fi:

$$(346) \quad (C_1)_d = (C_1)_d \cdot \left[1 + \frac{A}{2 \cdot B} \right]$$

unde A este efortul minim și B maxim, ori verificând câteva cazuri am găsit că în mediu se poate spune că $B = 3A$, deci:

$$(347) \quad (C_1)_d = \frac{7}{6} \cdot (C_1)_d$$

Efortul din cealaltă parte fiind identic.

Deasemenea asupra fuzelajului vom avea:

$$(348) \quad F_1 = F_1 \left[1 + \frac{A}{2 \cdot B} \right]$$

unde A este cel mai mare efort de sens contrar și B cel mai efort în valoare absolută. Aici se poate admite că $B = 2A$, deci:

$$(349) \quad F_1 = \frac{5}{4} \cdot F_1$$

Deasemenea și aici se calculează fuzelajului astfel în cât să reziste la *torsiunea alternată*, produsă de eforturile F_1 asupra direcției.

3. Sbor orizontal, viraj la verticală

Avionul găsiindu-se în sbor orizontal cu o viteză maximă, pentru a executa un viraj la verticală va trebui să incline brusc avionul așezându-l cu amvergura verticală (printr'o rotație laterală), apoi o bruscă manevră a profundorului termină virajul. Descompunând deci aceste mișcări deosebite și analizând eforturile, vedem

că primul efort este suferit de celulă disimetric din cauza aripioarelor. Valoarea eforturilor, luate izolat, sunt identice — în cazul cel mai defavorabil — celor din 342).

Apoi avionul așezat cu anvergura verticală, virajul lui în această poziție este analog unei redresări executată însă în planul orizontal, deci izolat, efortul va fi — în cazul cel mai defavorabil — egal cu acela al resursei. Totuși chiar dacă avionul ar avea în momentul inițial o viteză maximă, prin înclinarea lui viteza se frânează, așa în cât în momentul când începe virajul, viteza este micșorată și deci valoarea efortului redusă.

Pericolul acestei evoluțiuni constă în suprapunerea eforturilor, din cauza manevrelor ce se execută aproape simultan (o succesiune foarte strânsă). Astfel voind — spre exemplu — să executăm un viraj la verticală pe dreapta, vom înclina avionul în spre dreapta cu o viteză de rotație Ω și dacă d ar fi distanța centrului de presiune al semi-celulei drepte, și s al semi-celulei stângi, atunci efortul suferit de cele două părți va fi:

$$350) \quad \begin{cases} (C_3)_d = \frac{1}{2} \cdot \frac{a}{2g} \cdot C_z \cdot S \cdot [V^2 + (\Omega \cdot d)^2] \\ (C_3)_s = \frac{1}{2} \cdot \frac{a}{2g} \cdot C_z \cdot S [V^2 - (\Omega \cdot s)^2] \end{cases}$$

Sau înlocuind viteza V ca la cazul „resursei“ găsim:

$$351) \quad \begin{cases} (C_3)_d = K \cdot \frac{C_1}{2} + \frac{1}{2} \cdot \frac{a}{2g} \cdot C_z \cdot S \cdot (\Omega \cdot d)^2 \\ (C_3)_s = K \cdot \frac{C_1}{2} - \frac{1}{2} \cdot \frac{a}{2g} \cdot C_z \cdot S (\Omega \cdot s)^2 \end{cases}$$

unde K variază în jurul lui $\frac{2}{3}$, din cauza frânării vitezei prin înclinarea avionului.

Aşa dar efortul maxim este $(C_3)_a$, care ar putea la un moment dat să depăşească pe $\left\{ \frac{C_1}{2} \right\}$, atunci când Ω ia valori mari (rotaţie bruscă), ceea ce rar se poate întâmpla.

Pe cale experimentală s'a dedus că efortul pe o semi-celulă este $2,5 \cdot P$ până la $3,5 \cdot P$, deci inferior sau cel mult egal cu $\left\{ \frac{C_1}{2} \right\}$ dela resursă. Trebuie însă să adaug că avioanele cari au făcut asemenea încercări, au avut anverguri mici, fenomenul poate să ia proporţii periculoase cu anverguri mai mari şi centre de presiuni ale semi-celulelor prea depărtate de axul longitudinal al avionului, ceea ce se obţine cu aripi, cărora li s'au practicat acea tăetura necesară vizibilităţii pilotului (fig. 189). În această ordine de idei, se pare că cea mai bună formă de aripi este cea *eliptică* sau *bi-trapezoidală*.

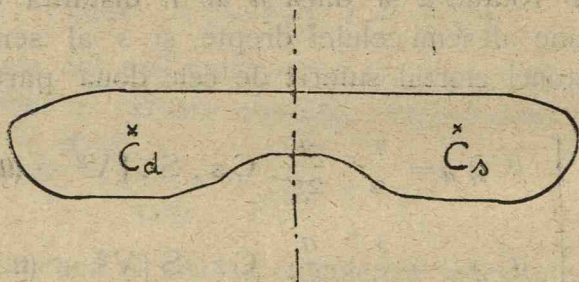


Fig. 189

Efortul suferit de fuzelaj este inferior celui obţinut în resursă.

4. Sbor vertical, alunecare pe aripă

Eforturile ce se nasc asupra planorului pe timpul acestei evoluţii au fost deja studiate cu ocazia evoluţiunii „alunecarea pe aripă” şi „redresarea din alunecare”.

Asupra celulei eforturile devin periculoase numai în momentul redresării, după un picaj pe aripă; iar asupra fuzelajului se naște un puternic efort din cauza rezistenței opusă de ampenaje și în general de direcție. Efectul efortului se manifestă prin o flexiune laterală și o torsiune a fuzelajului, periculoasă într-un picaj pe aripă. Raționând ca în cazul sborului lateral, găsim că:

$$352) \quad F_4 = F_1 = \frac{1}{2} C_1 \cdot \frac{\Sigma'}{S}$$

5. Sborul vertical, vrie

Eforturile ce se nasc asupra planorului și în special asupra celulei, pe timpul vrie, au două cauze distincte: *picajul* și *rotația* laterală.

Prima cauză dă naștere unui efort care este repartizat în două părți egale și de sens contrar pe aripi, o parte către marginea de atac și alta către marginea de fugă, (în sensul profuziunii); iar cauza a doua dă naștere unui efort negativ pe o semi aripă și pozitiv pe alta.

Astfel, presupunând că se execută o vrie pe dreapta atunci pe semi-celula din dreapta se vor naște eforturile

$$353) \quad \begin{cases} (Ca)_d = \frac{1}{4} C_5 - \frac{1}{4} \cdot \frac{a}{2g} \cdot Cz \cdot S \cdot (\Omega \cdot d)^2 \\ (Cp)_d = \frac{1}{4} C_5 + \frac{1}{4} \cdot \frac{a}{2g} \cdot Cz \cdot S \cdot (\Omega \cdot d)^2 \end{cases}$$

unde $(Ca)_d$ este efortul ce se naște pe partea anteri-

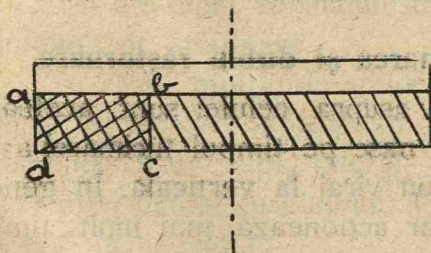


Fig. 190

oară (către marginea de ata) ca semi-celulei drepte și $(Cp)_d$ pe partea posterioară (către marginea de fugă), iar Ω este dat de formula 223) (vezi pag. 171).

Se vede dar că partea posterioară a unei aripi

(fig. 190) și către extremitatea aripei (în mediu partea hașurată dublu din figura) suferă maximum de efort, efort mult superior resursei, atunci când viteza de picaj în vrie atinge viteza limită. Astfel servindu-mă de formulele 222) și 223), am găsit că efortul maxim este:

$$354) (C_p)_d = C_5 \cdot \left\{ \frac{1}{4} + \frac{1}{\operatorname{tg}^2(\psi - i)} \right\}$$

Ori pentru valori variind în jurul lui $\frac{1}{10}$ pentru

$$\left\{ \frac{1}{\operatorname{tg}^2(\psi - i)} \right\} \text{ găsim.}$$

$$355) (C_p)_d = \frac{1}{3} C_5$$

Se vede dar că în cazul unei vrii, efortul suferit de partea posterioară a aripei în sensul care se face vrie, este susceptibil de a deveni superior resursei.

Fuzelajul suferă din cauza torsiunii, la care îl antrenează celula și la care ampenajele se opun. Calculul torsiunii este delicat, deoarece nu se cunosc precis felul cum decurge fenomenul rotației. Pe cale experimentală s'a dedus însă că, atâta vreme cât viteza în picaj pe timpul vriei se menține sub 60% din viteza limită, fuselajul resistă torsiunii, dacă este calculat să reziste la celelalte eforturi studiate mai sus.

6. Sbor mixt, răsturnarea și dubla răsturnare

Eforturile ce se nasc asupra celulei sunt aceleași ca primele eforturi, ce se nasc pe timpul înclinării avionului pentru a executa un viraj la verticală. În general ele sunt inferioare, dar acționează mai mult timp. Câtă vreme evoluțiunile nu sunt brutale, nu este nici un pericol dacă celula este socotită să reziste la celelalte evoluțiuni.

7. Sbor mixt, ranversare, imermann, etc...

Pe timpul unor astfel de evoluțiuni, cari nu sunt alceva decât elemente de viraj, răsturnare, looping, etc..., eforturile ce se vor naște nu sunt decât elemente din eforturile ce se nasc pe timpul evoluțiilor simple, combinate fie prin suprapunere fie prin succesiune.

Având în vedere complexitatea mișcărilor și imposibilitatea precizării suprapunerii sau succesiunii eforturilor, nu se poate calcula valoarea riguroasă a lor. Câtă vreme evoluțiunea nu este prea bruscă și în viteză maximă, pe cale experimentală s'a dedus că planorul rezistă, din moment ce este calculat să reziste celorlalte eforturi date mai sus.

EVOLUȚIUNI PE TEREN

I. Incercarea motoarelor la punct fix

Efortul maxim în acest caz se dezvoltă asupra trenului de aterisaj și este egal, în cazul cel mai defavorabil cu:

$$356) \quad E = \sqrt{P^2 + T_{max}^2}$$

unde E este diagonala dreptunghiului ale cărui laturi sunt greutatea P a avionului și tracțiunea T a moto-propulsorului.

Un alt efort se manifestă în suportul motor, având tendința de smulgere.

În cazul multimotoarelor dispuse dealungul anvergurei, încercarea motoarelor dintr'o parte, complică fenomenul cu un cuplu lateral, căruia i se opune bechia, prin intermediul fuselajului și care trebuie să reziste lateral la un efort:

$$357) \quad e = \frac{d}{\delta} \cdot \frac{T}{2}$$

unde d este depărtarea semi-tracţiunii de axul longitudinal şi δ depărtarea bechiei de centrul de greutate al avionului.

2. Manevre pe teren

Manevra pe teren a avioanelor poate fi făcută:

- cu mâinele,
- cu tractoare,
- cu motopropulsorul propriu.

În cazul manevrei cu mâinele sau cu tractoarele, trebuie să se prevadă în corpul planarului anumite mâneri sau puncte de cuplat, de sprijinit, etc.... capabile să reziste efortului de manevră ce îi revine, evitându-se astfel deteriorarea avionului printr'o manevră ignorantă.

În cazul manevrei cu moto-propulsor, un avion capabil să reziste la eforturile aeriene va rezista suficient.

În cazul schimbărilor de direcţie, bechia trebuie să aibă o rezistenţă laterală, capabilă să învingă rezistenţa laterală a direcţiei.

DESPRE VIBRAȚIUNI

Am dedus mai sus valoarea eforturilor, se cunoaște oarecum repartitia lor asupra planarului și felul cum acționează, totuși atât teoria cât și experiența au rămas încă neputincioase în ce privește *vibrațiunile* diverselor elemente ce compun un planar.

Pentru a ne da seama de vibrațiunile cari se nasc prin intervenția factorilor aerodinamici, să observăm un steguleț cu tija verticală, fixată la un automobil sau tren în mișcare, vom remarca o tremurătură (o fâlăire) caracteristică a pânzei, care va fi cu atât mai repede și mai mare, cu cât viteza va fi mai mare și profuziunea pânzei mai lungă.

Să presupunem că pânza stegulețului ar fi rigidă (o tablă rigidă), atunci ar dispărea tremurăturile suprafeței, dar ar oscila energic tablă, cu atât mai energic, cu cât viteza va fi mai mare și profunziunea tablei lungă.

Toate aceste oscilațiuni sau tremurături sunt produse de „scurgerea turbilionară“ a șuvițelor de aer și se numesc *vibrațiuni*.

Acelaș fenomen se va petrece și cu un avion care zboară. Toate elementele lui vor vibra energic, când viteza este mare și alungirea mică (profunziune mare). Cu cât spectrul aerodinamic al avionului va fi mai neregulat și turbiloanele mai mari, cu atât vibrațiunile vor avea amplitudini mai mari. Ori aceste vibrațiuni, cu cât sunt mai mari și perioada este mai scurtă, cu atât pericolul desmembrării planorului este mai mare.

Studiul vibrațiunilor unui avion poate fi subordonat studiului spectrului aerodinamic al aceluia avion, ce se face pe o machetă la tunelul aerodinamic și dacă spectrul prezintă turbiloane mari, se întărește planorul în consecință.

Nu se poate spune cât trebuie întărit, deoarece nici teoria nici experiența nu au încă elemente suficiente, spre a încheia o lege sau o formulă.¹⁾

În aceasta privință confecționarea machetelor în lemn masiv sau în material, ce diferă de acela din care este confecționat un avion, nu pare a conduce la rezultate prea exacte. Macheta avionului să fie un adevărat avion redus la scară, atât în exterior cât și în interior.

Pericolul vibrațiunilor este considerabil mărit atunci când între perioada de trepidație a motorului și peri-

1) Numai studiul spectrelor mai multor machete ale diferitelor avioane existente, ar putea conduce la o legătură între forma lui și vibrațiunile constatate în zbor pe avion.

oada de vibrație se stabilește așa numita „*rezonanță*“, în care caz amplitudinile de oscilație se suprapun.

Se înlătură fenomenul rezonanței prin interpunerea unor legături elastice între motor și suport și stabilirea unui regim al motorului astfel încât perioadele de trepidatii să nu concorde cu acelea de vibrații, ceea ce se face pe cale experimentală, încercându-se motoarele la diferite regimuri.

2. FACTORI DE ÎNCERCARE STATICĂ

Definițiune

Prin *factor de încercare statică* se înțelege raportul dintre efortul real, ce se naște asupra unei părți sau organ din planor și greutatea totală a avionului sau hidravionului în ordine de zbor, înmulțit cu un „coeficient de siguranță“, care variază deocamdată între 1,5 și 2,5.

În consecință, atunci când partea sau organul destinat încercării statice va fi supus acestei probe, atunci vom înmulți valoarea factorului cu greutatea totală a avionului și vom obține valoarea sarcinei statice, cu care vom încărca organul, spre a-i constata rezistența.

Valoarea stabilită

Valoarea factorilor de încercare statică au fost stabilită de diferitele aviații străine, după norme ce au condus la diverse rezultate.

Regulamentul francez adoptat și în România dă următoarele valori:

Cazul zborului orizontal cu centrul de presiune cât mai înainte

A V I O A N E		Factorul de încercare statică		
		$P < 1000 \text{ kg.}$	$1000 < P < 5000$	$P > 5000 \text{ kg.}$
Civile	Speciale (curse, recorduri etc.)	6	6	6
	Normale	8	8—6	6
	Acrobatice	12	12—9	9
Militare	Bombardament (greu purtătoare) Scoala, Sanitare	8	8—6	6
	Observatie, Bombardament de zi.	9	9—7	7
	Recunoaștere, Luptă, Vânătoare	13	13—10	10
	Jokei	14	14—12	—

II) *Cazul sborului orizontal cu viteză maximă*

Dacă notăm cu n valorile factorilor dela cazul I.

atunci pentru cazul II se ia : $\frac{3}{4} n$.

III) *Cazul unui picaj cu viteza limită*

A V I O A E		Valoarea factorului de încercare statică
Civile	Speciale	1,5
	Normale	2
	Acrobatice	3
Militare	Greu purtătoare (Bombardament)	2
	Multiplase	3
	Vânătoare	4
	Jokei	4

IV) *Cazul unui aterisaj în cădere verticală.*

Factorii de încercare statică sunt :

- Avioane civile speciale 4,5
- Avioane civile și militare 6

V) *Încercări după ruperea unui hogan* Se verifică cazurile I și II cu factori de încercare pe jumătate.

VI) *Cazul eforturilor disimetrice.*

Se aplică pe o semi-celulă (într-o parte o sarcină cu un factor static egal cu $(n+1)$ și pe cealaltă cu $(n-1)$).

VII) *Cazul sborului pe spate.*

Valorile factorilor de încercare statică nu sunt date de regulament, recomandând numai încercarea cu sarcini apropiate. Cred că cea mai nimerită valoare a indicelui, în acest caz este $\left[n \cdot \frac{Cz_{\max}}{Cz_{\max}} \right]$, unde $Cz_{\max}$ este coeficientul de portanță maximă pe spate. Verificând mai multe cazuri, aş putea afirma că factorul poate fi aproximativ $\left[\frac{n}{2} \right]$.

VIII) *Cazul manevrei pe teren sau încercării motoarelor la punct fix.*

În acest caz încercările statice se fac la eforturile maxime, deduse cum am văzut mai sus și înmulțite cu un coeficient de siguranță egal cu 1,5 sau cel mult 2.

3. REALIZAREA PRACTICĂ A ÎNCERCĂRILOR STATICE

Pregătirea încercărilor

1. Se stabilesc definitiv datele: greutatea, suprafața, distanța, etc.
2. Se stabilește programul detaliat, însoțit de diferite desene și schițe.

3. Se construiesc suportii necesari incercarilor.
4. Se iau in general drept sarcini, saci cu nisip de: 5, 10 și 20 kg. Uneori, in cazul eforturilor concentrice, se poate lua bucati de fonta sau oțel.
- Se dispun de obicei sacii și greutatea așa fel in cât manevra lor să se faca repede și ușor.
5. Se fixează parțile de încercat sau planorul pe suportii.
6. Se sprijina in diferite puncte principale cu vinciuri.
7. Se dispun dealungul axelor de deformație indicatoare de deformație.

Executarea încercărilor

1. Se masoară pe indicatoare deformația, înainte de a pune greutatea.
2. Se sprijina apoi cu ajutorul vinciurilor, fara a le forța.
3. Se pune apoi o prima categorie de sarcini (conform programului și dispune conform desenelor de repartitie), fara să fie asvârlite.
4. Se slabesc simultan vinciurile până ce deformația incetează și se notează deformația arătata de indicatoare.
5. Se strâng iarăși vinciurile fara a le forța și se aplică a doua categorie de sarcini. Și se continuă ca mai sus, până la ruptura unui element principal, notându-se sarcina totala și deformațiunile.

In decursul încercărilor trebuie să se supravegheze mereu deformațiunile, să se asigure că ele prezintă puțină simetrie, spre a se evita o rasturnare laterală. Când deformațiunile sunt suficient de accentuate, se poate prevedea, de cece mai multe ori, locul unde se va produce ruptura.

Trosniturile ce se aud pe timpul încercărilor pot fi și din cauza rupturilor sau plesniturilor elementelor încercate, însă pot fi și din cauza suportului. Dacă o nervură, se rupe, încercarea poate continua, așezându-se sarcinile cu mai multă băgare de seamă.

Ruptura unei piese, un hoban spre exemplu antrenează după sine prabușirea imediată a aparatului, prin urmare trebuie să se repereze bine piesa ce se rupe prima.

Dacă se produce o ruptură localizată, fără nici o altă consecință asupra restului aparatului, se poate întări, apoi continua încercarea.

Darea de seamă

Dupa încercările unui avion se încheie un proces verbal în care se înscrie :

1. Denumirea aparatului, locul și data încercărilor, personale prezente.
 2. Caracteristicile aparatului: greutate, suprafața, putere, viteză, factor de încercare, etc.
 3. Determinarea și valoarea sarcinilor succesive.
 4. Un rezumat descriptiv al dispunerii aparatului pe suport.
 5. Mersul încercărilor, specificându-se: măsurătorile făcute, incidente, punctele și piesele rupte, etc...
 6. Concluziunile: încercările satisfăcute, sau acceptate sub rezerva întărirea anumitor părți.
 7. Un crochiu al suportului și al deformațiilor succesive.
-

TABLA DE MATERII

Introducere	5
I. Rezistența aerului	
Problema generală	7
1. <i>Rezistența aerului pe un plan ortogonal</i>	
Generalități	7
Rezistența aerului asupra câtorva corpuri cu forme particulare	19
Presiuni și depresiuni	21
Spectru aerodinamic	22
Secțiune dreaptă (ortogonală) maximă	25
2. <i>Rezistența aerului pe un plan inclinat</i>	
Generalități	25
Determinarea portanței și rezistenței la înaintare	28
Presiuni și depresiuni	33
Spectru aerodinamic	34
3. <i>Rezistența aerului pe suprafețe curbe</i>	
Generalități	35
Presiuni și depresiuni	36
Spectru aerodinamic	39
4. <i>Profile de aripi</i>	
Generalități	40
Deducerea profilelor	41
Determinarea rezistenței aerului. Polara generală	43
Polara obișnuită sau propriu zisă	45
Presiuni și depresiuni	54
Spectru aerodinamic	58
5. <i>Aripi de avion sau hidravion</i>	
Monoplane	60
Aripi monoplane speciale	67
Multiplane	70
Generalități	70
Celula biplană	71
Polara celulei biplane	73

6. Avioane sau hidravioane complete

Generalități	77
Organe active	78
De sustentație	78
De stabilitate și manevră	78
Organe active de propulsie	80
Organe pasive	80
Interacțiunea organelor	84
Polarea unui avion sau hidravion complet	89
Polara teoretică	89
Polara experimentală	90
Legea de similitudine	93
Câteva date asupra planoarelor actuale	94
Calculul greutății unui avion sau hidravion	94
Primele caracteristici ale avioanelor și hidravioanelor actuale	95

7. Propulsie

Generalități	96
Elicea	97
Elicea empirică	97
Elicoidul geometric	100
Elicea propriu zisă	103
Caracteristicile aerodinamice ale elicilor	106
Determinarea experimentală a caracteristicilor	106
Determinarea teoretică a caracteristicilor	109
Spectrul aerodinamic al unei elici	111
Deformația elicilor	113
Verificarea elicilor	114

II. Evoluțiunile avionului și hidravionului

1. Problema generală a evoluțiunilor și clasificarea lor

Enunțul problemei	117
-----------------------------	-----

2. Evoluțiunile normale ale avionului

Sborul orizontal rectilin	120
Sborul în urcare rectilină	124
Sborul în coborâre rectilină	126
Virajul	128
Spirala	132
Decolajul	133
Rularea pe teren	134
Rularea cu bechio pe teren	135
Rularea numai pe roate	136
Decolarea propriu zisă	139
Aterisarea	142
Scoborâre la aterisaj	142
Redresarea și luarea contactului	144

Rularea pe teren	147
Capotarea	148
3. <i>Evoluțiunile normale ale hidravionului</i>	
Generalități	149
Decolajul	149
Plutirea și dejojajul	149
Alunecarea	152
Decolarea propriu zisă	153
Amerisajul	154
4. <i>Evoluțiuni excepționale (avion și hidravion)</i>	
Generalități	155
Evoluțiuni excepționale în planul vertical de simetrie	157
Evoluți excepționnle mixte	170
5. <i>Evoluțiuni nepermise</i>	
Vria	170
6. <i>Măsura experimentală a eforturilor ce se nasc asupra planoarelor pe timpul evoluțiunilor</i>	
Generalități	173
Accelerometrul englez	175
Accelerometrul american	175
Accelerometrul francez	176
Detaliile măsurătorilor	176
Rezultate obținute	177
7. <i>Ecuatiunile generale de echilibru ale unui avion sau hidravion în zbor.</i>	
Ecuatiile generale într'o atmosferă care este în repaos	179
Ecuatiunile generale într'o atmosferă agitată	180
Zbor fără motor	180
8. <i>Maniabilitatea și stabilitatea avioanelor și hidravioanelor pe timpul evoluțiunilor</i>	
Generalități	182
Provocarea mișcărilor de rotație. Maniabilitatea	185
Înlăturarea mișcărilor de rotație. Stabilitatea	187
Studiul stabilităței longitudinale	189
Trasarea și forma curbei metacentrice	195
Stabilitatea comandată	198
Stabilitatea în direcție	200
Stabilitatea laterală	203
Frânarea sau amortisirea oscilațiunilor	208
Cuplul giroscopic	212
9. <i>Centranjul</i>	
Definițiune	213
Repartiția greutateilor	214
Repartiția suprafețelor	216

Așezarea grupului moto-propulsor	220
Disponerea centrului de presiuni	221

10. *Considerațiuni teoretice asupra accidentelor*

III. Performanțe

Generalități	223
------------------------	-----

1. *Problema performanțelor*

Generalități	227
------------------------	-----

2. *Calcul teoretic al performanțelor*

Viteza orizontală	228
Viteza ascensională	232
Deducerea analitică a vitezelor ascensionale	235
Timpul de urcare	236
Plafonul	237
Diferite moduri de urcare	237
Distanța de rulare (alunecare) la decolaj și aterisaj sau amerisaj	238
Rază de acțiune	238
Influența vântului	240
Parcursul unui circuit	240
Durata unui voiaj circular dat	241

3. *Deducerea pe cale experimentală a performanțelor*

Generalități	242
Atmosfera în general	242
Atmosfera standard	242
Definiție. Condițiuni	245
Determinarea performanțelor	248
Determinarea vitezei maxime și minime la sol	248
Determinarea performanțelor în urcare	250
Etalonarea vitezografului	250
Grafice sau date necesare deducerei performanțelor în urcare	251
Deducerea timpului de urcare	251
Deducerea vitezelor ascensionale	252
Viteza pe traectorie	252
Panta de urcare	252
Plafonul	253
Vitezele orizontale la diferite altitudini	253
Reprezentarea grafică a performanțelor	253
Determinarea distanțelor de rulare (alunecare) la decolare și aterisare (amerisare)	255

4. *Recorduri*

Clasificarea recordurilor	256
Câteva condițiuni de record pentru celulă	257
Considerațiuni asupra adoptării elicilor	257

5. *Tractoria unui avion care ar avea comenzile blocate*

Generalități	260
Integrarea ecuației otografului	260

IV

Inercările statice

Generalități	261
------------------------	-----

1. *Determinarea eforturilor*

Clasificarea eforturilor	262
Evoluțiuni dând eforturi simetrice	263
Evoluțiuni dând eforturi disimetrice	270
Evoluțiuni pe teren	277
Despre vibrațiuni	278

2. *Factori de incercare statică*

Definițiune	280
Valoarea stabilită	280

3. *Realizarea practică a incercărilor statice*

Pregătirea incercărilor	282
Executarea incercărilor	238
Darea de seamă	284

Tabla de materii	285
----------------------------	-----



ERATA

Pag.	Rândul	IN LOC DE:	A SE SCRIE:
27	13 de sus	F	Fz
29	. . .	formula 10)	formula 20)
37	15 de sus	$C'z_1$	Cz_1
50	8 " "	formula 77)	formula 37)
57	ultim	10, 438 (în tabel)	9,438
58	1 de sus	am-ce a	cam ace
60	15 de jos	1) Când mișcarea este...	1) Când mișcarea nu este.....
66	form. 61)	prima relație q'	q
83	4 de jos	ultimul termen din 87)	$Cam d \times Sd$
108	ultimul	γ_0	η_0
112	form. 130)	$V_2 = V(1 + a)$	$V_2 = V(1 + 2a)$
124	6 de sus	iar ampenajul	iar cu ajutorul ampenajului și....
136	form. 165)		$X'd_2 = \frac{V_2^2 - V_1^2}{2g \left(\frac{T}{P} - \lambda_2 \right)}$
136	" 167)	ultima fracție	$\frac{T}{P} - 1,4 \lambda_2$ $\frac{T}{P} - 1,5 \lambda_2$
144	11 de jos	este poate redus	este foarte redus.
145	form. 172)	ultima fracție	$\sqrt{\frac{Rx^2}{(Rx^2 + Rz^2)^{3/2}}}$
158	" 201)		$\frac{1}{2} Fz = \frac{1}{2} Rz_0, VI. \delta = \frac{P.Rz_0}{2 Rx_0 + \delta}$
158	" 202)	$\frac{1}{2} Fx =$. .	$\frac{1}{2} Fz =$. . .
171	13 de sus	formula 123)	formula 223)
215	. . .	A se inversa figura 170	
219	2 de jos	$V.^2 B.0$	$V.^2 B.0$
233		A se înlocui P în prima	relație din 275) cu P ¹ .
235		A se anula relațiunile 288)	
		și 289).	
238		Formula 295)	$Q = P. [1 - e^m]$
244		" 309)	$dp = -a.z.dz$
255		Primele formule ale notei	
		la numitori:	A se scrie γ_1^2 și γ_2^2