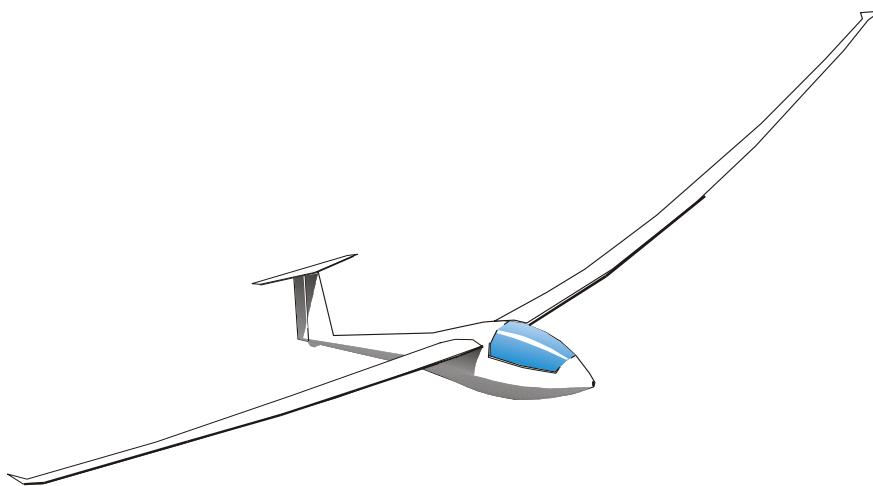


AEROCLUBUL ROMANIEI



# PRINCIPIILE ZBORULUI

DUMITRU POPOVICI

EDITIA FEBRUARIE 2003



### 1. Generalități

*Aerodinamica este știința* (ramură a mecanicii fluidelor) care se ocupă cu studiul mișcării aerului (și în general al gazelor) precum și cu studiul mișcării corpuri în aer (sau în alte gaze).

Ca o consecință a apariției vehiculelor aeriene, au început să se dezvolte diferite ramuri ale aerodinamicii:

- *aerodinamica teoretică*, disciplină în cadrul căreia, cu ajutorul matematicii, tratează cele mai generale legi și fenomene fizice aerodinamice;
- *aerodinamica experimentală* studiază fenomenele prin intermediul unor experiențe adaptate lor (cu precizarea că obținem același rezultat dacă deplasăm corpul față de fluid sau fluidul față de corp).
- *aerodinamica aplicată* folosește cunoștințele din celelalte două sectoare ale aerodinamicii, în construcțiile aeronautice.

### 2. Aerul și calitățile sale

Zborul unei aeronave are loc în interiorul masei fluide care înconjoară întreaga suprafață a planetei noastre. Acest mediu numit *aer atmosferic* și menținut în jurul Pământului datorită gravitației, reprezintă un amestec de gaze (vezi și Cap. Meteo: 2.) în care plutesc o serie întreagă de particule materiale (de dimensiuni variabile și în stări de agregare multiple).

Datorită distribuției parametrilor care o caracterizează din punct de vedere fizic:

- presiune,
- temperatură,
- umiditate,
- densitate,
- compresibilitate,
- vâscozitate,
- turbulentă, etc., atmosfera apare ca un mediu cu structură diferită, atât pe orizontală cât și pe verticală.

Dacă atmosfera și proprietățile sale sunt studiate în amănunte la capitolul de meteorologie, pentru buna înțelegere a celor ce vor urma, trebuie să facem următoarele precizări:

a. *compresibilitatea* este proprietatea gazelor de a-și modifica volumul sub acțiunea forțelor exterioare, până la stabilirea unui echilibru între forțele ce iau naștere în gaz și cele ce tind să-l comprime.

În cazul deplasării unei aeronave în atmosfera terestră, acest fenomen apare la viteze mari (peste 500 km/h) și are consecințe deosebite.

Planoarele deplasându-se cu viteze de maxim 300-400 km/h, nu generează fenomenul de comprimare și în consecință, pe întinsul acestui capitol, aerul atmosferic va fi considerat ca fiind un *fluid incompresibil*.

b. *efectele de frecare* există în mișcarea oricărui fluid compresibil sau incompresibil și duc la două consecințe importante:

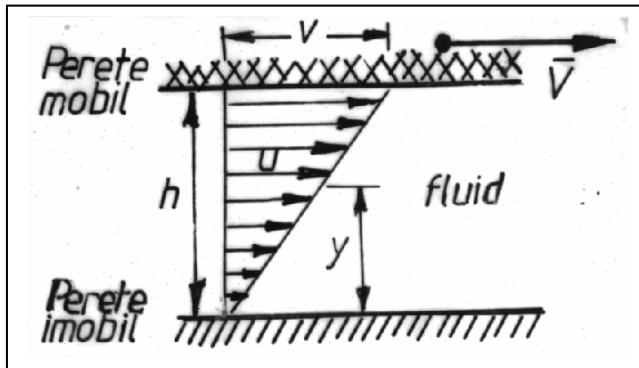


Fig. 2.1. Efectul frecării

- orice fluid aderă la suprafața unui corp solid cufundat în el sau la pereți, deci viteza  $u$  a fluidului la perete este egală cu viteza peretelui în mărime, direcție și sens (vezi Fig. 2.1)

$$u = v \frac{y}{h} \quad (\text{A.1})$$

- în interiorul fluidului și la contactul cu suprafetele solide, apar tensiuni de forfecare tangențiale:

$$\tau = \mu \quad (\text{A.2})$$

unde coeficientul de proporționalitate  $\mu$  se numește *coeficient de vâscozitate*.

În practică se utilizează și coeficientul de vâscozitate *cinematică*:

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \quad (\text{A.3})$$

unde  $\rho$  = densitatea fluidului.

De multe ori, cu o bună aproximatie, pentru ușurarea înțelegerei unor fenomene, fluidele se consideră *ideale*, adică lipsite de frecare.

c. caracterul mișcării unui fluid poate fi *laminar* sau *turbulent*, în funcție de mărimea numărului Reynolds:

$$Re = \frac{\rho V l}{\mu} = \frac{V l}{\nu} \quad (\text{A.4})$$

unde  $V$  este o viteză caracteristică, iar "l" o lungime caracteristică.

În timp ce mișcarea laminară este caracterizată printr-un câmp continuu cu variații lente de viteză, presiuni, etc., mișcarea turbulentă prezintă fluctuații turbulente caracteristice și este însotită de o creștere substanțială a frecările aparente.

### 3. Tunelul aerodinamic

Tunelul aerodinamic este o instalație cu ajutorul căreia se pun în evidență și se măsoară forțele ce iau naștere asupra unui corp ce se deplasează în aer, precum și spectrele curgerii în jurul corpului.

În tunelul aerodinamic se folosește mișcarea aerului față de corpul studiat.

Tunelul aerodinamic poate fi:

- cu circuit închis;
- cu circuit deschis.

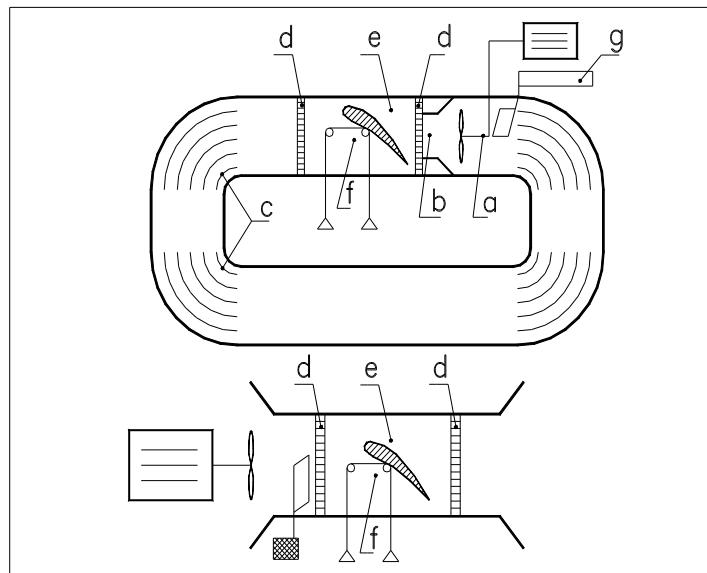


Fig. 3.2. Tunelul aerodinamic

Orice tunel aerodinamic se compune din:

- a. instalație de pus aerul în mișcare;
- b. tub ce dirijează aerul spre camera de experiență;
- c. deflectoare pentru dirijarea paralelă a fileurilor de aer;
- d. filtre de aer la intrarea și ieșirea aerului din camera de experiență;
- e. camera de experiență;
- f. balanță aerodinamică;
- g. instalație cu filtru pentru determinarea spectrului aerodinamic.

Prin *spectru aerodinamic* se înțelege traiectoria pe care o iau fileurile de aer în scurgerea lor în jurul unui corp.

*Sufleria de spectre* vizualizează fileurile de aer prin injectarea în spatele unui grătar, situat înaintea camerei de experiență, a unui fum sau praf colorat.

Prin *scurgere permanentă* sau *staționară* a aerului se înțelege mișcarea la care presiunea, temperatura, densitatea și viteza particulelor de aer, într-un anumit punct al curentului, rămân constante în timp.

Aceste mărimi pot avea și alte valori în puncte diferite.

#### 4. Ecuatia continuității

Să considerăm un fluid incompresibil ( $\rho = \text{constant}$ ), care curge permanent printr-o conductă de secțiune variabilă, neglijând fenomenele de frecare (vezi Fig. 4.4.).

În condițiile de mai sus, conform legii conservării masei, masa de fluid care intră prin secțiunea  $S_1$  în unitatea de timp este egală cu masa de fluid care ieșe prin secțiunea  $S_2$  în unitatea de timp:

$$m_1 = m_2.$$



Dar  $m_1 = \rho v_1 S_1$  și  $m_2 = \rho v_2 S_2$ .

Înlocuind, vom obține:  $\rho v_1 S_1 = \rho v_2 S_2$ ,

iar după simplificare rezultă:

$$v_1 S_1 = v_2 S_2, \text{ sau}$$

$$\frac{v_1}{v_2} = \frac{S_2}{S_1} \quad (\text{A.5})$$

Această relație se numește *ecuația continuității* și exprimă faptul că volumul de fluid care trece în condițiile date în unitatea de timp prin secțiuni diferite, este constant:

$$S v = \text{constant}.$$

Deci, viteza de scurgere a fluidului este invers proporțională cu suprafața secțiunii.

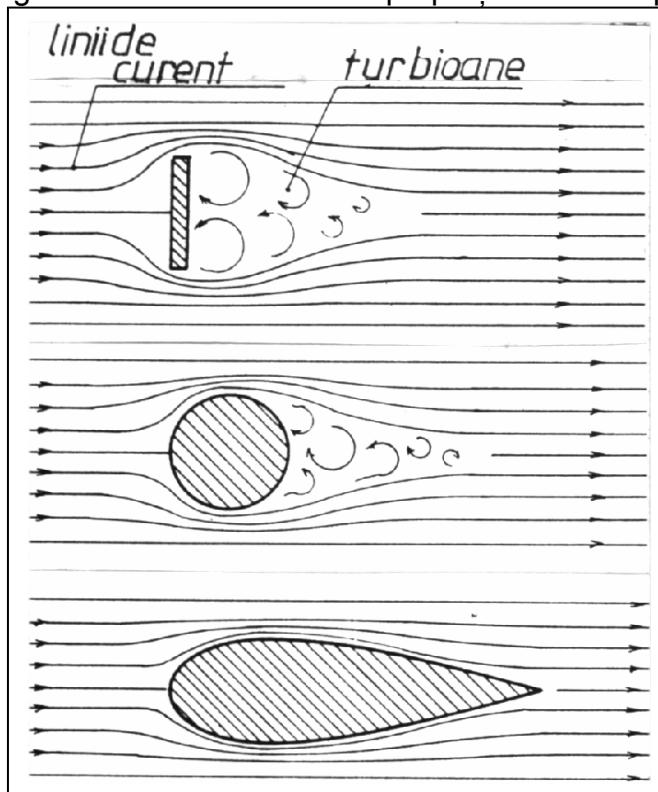


Fig. 3.3. Spectrul aerodinamic

## 5. Legea lui Bernoulli

Bernoulli (1700-1782) a stabilit relația de legătură dintre presiunea și viteza unui fluid incompresibil, ideal (fără frecare), ce se scurge permanent, pornind de la ecuația de conservare a energiei.

Astfel, în condițiile amintite mai sus, suma dintre energiile cinetică și potențială a masei de fluid rămâne constantă în orice secțiune a tubului de scurgere, dacă nu există pierderi de energie (vezi Fig. 5.5.).

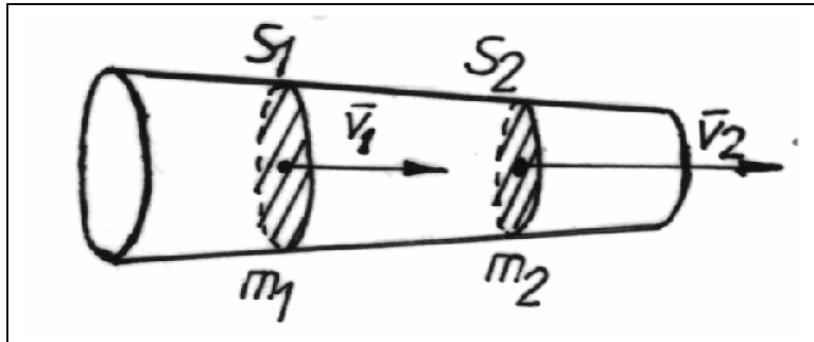


Fig. 4.4. Ecuația continuității

De aici rezultă, în urma unei scurte prelucrări matematice, că suma dintre *presiunea statică*, *presiunea dinamică* și cea *hidrostatică* este o constantă (numită *presiune totală*) pentru fiecare secțiune:

$$p_1 + \frac{\rho v_1^2}{2} + \rho g h_1 = p_2 + \frac{\rho v_2^2}{2} + \rho g h_2 = \text{constant} = p_t$$

$$p_i + q_i + \rho g h_i = p_t \quad (\text{A.6})$$

unde:

- presiunea statică  $p_i$  = presiunea curentului de fluid asupra unei suprafețe orientată paralel cu mișcarea;
- presiunea dinamică  $q_i$  = presiunea curentului de fluid asupra unei suprafețe orientată perpendicular pe curent;

$$q_i = \frac{\rho v_i^2}{2} \quad (\text{A.7})$$

- presiunea hidrostatică ( $\rho g h_i$ ) = presiunea datorată greutății coloanei de fluid;
- presiunea totală ( $p_t$ ) = suma celorlalte presiuni și este constantă.

Dacă  $h_1 = h_2$ , termenul  $\rho g h$  se simplifică și legea lui Bernoulli devine:

$$p_s + q = p_t, \quad (\text{A.8})$$

exprimând faptul că, în condițiile date, la o creștere a vitezei de curgere a fluidului într-o secțiune, corespunde o micșorare a presiunii statice în acea secțiune, și invers.

Legea lui Bernoulli are numeroase aplicații practice, explicând diverse fenomene, ca de exemplu:

- atracția între două vapoare ce se deplasează paralel;
- funcționarea pulverizatorului;
- smulgerea acoperișurilor pe timpul furtunilor;
- măsurarea vitezei cu tubul Pitot (vezi Fig. 5.7.);

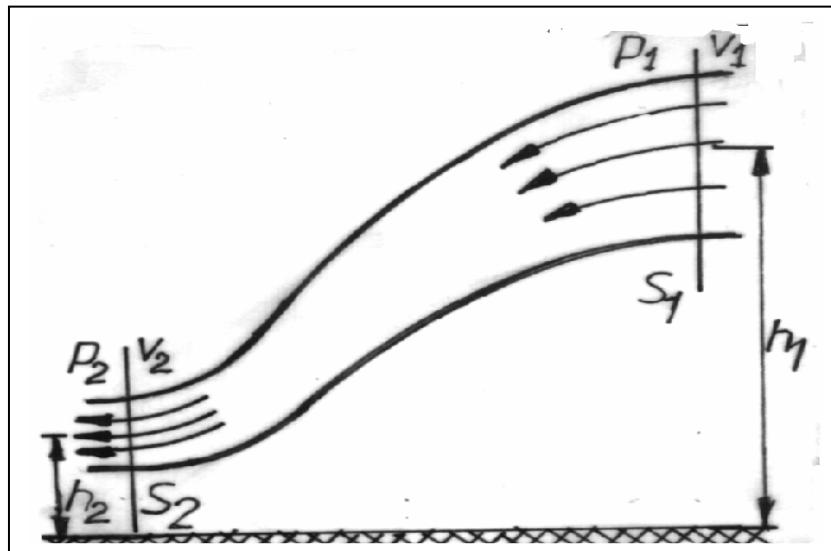


Fig. 5.5. Legea lui Bernoulli

Considerând două particule de fluid care plecă în același timp de la bordul de atac al profilului, datorită conservării masei (ecuația continuității), ele trebuie să ajungă în același timp la bordul de fugă.

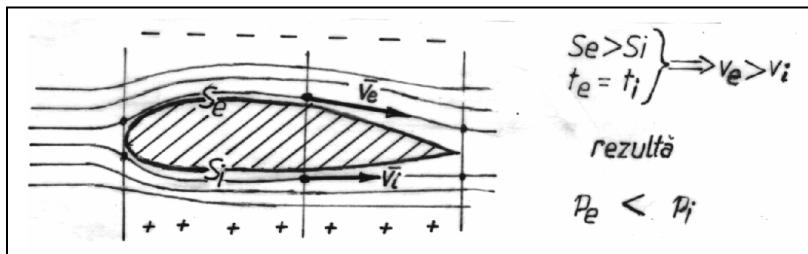


Fig. 5.6. Apariția forței portante

Datorită caracteristicilor geometrice ale profilelor aerodinamice, drumul pe care-l are de parcurs particula de pe extrados, este mai mare ca cel de pe intrados, de unde rezultă o viteza mai mare pe extrados și, conform legii lui Bernoulli, o presiune statică mai mică decât cea de pe intrados. Apare, astfel, o forță, orientată de jos în sus, proporțională cu diferența dintre presiuni.

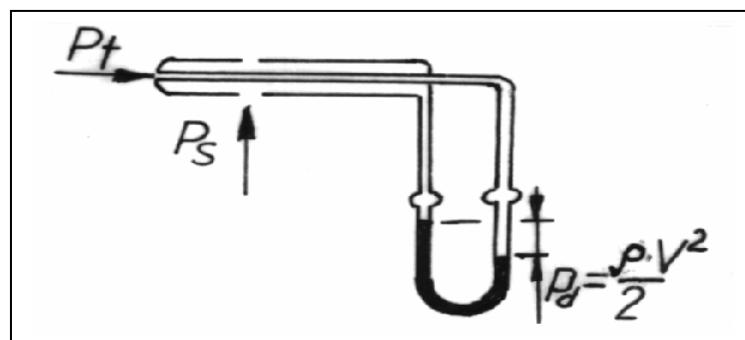


Fig. 5.7. Tubul Pittot



## 6. Rezistență la înaintare

Rezistența la înaintare este o forță ce se opune mișcării oricărui corp care se deplasează într-un fluid, deci și în aer. În jurul acestuia apare o zonă de influență caracterizată printr-o modificare a presiunii aerului față de presiunea mediului înconjurător.

În fața corpului va apărea o creștere de presiune, iar în spatele său, o depresiune (vezi Fig. 3.3. și 6.8.).

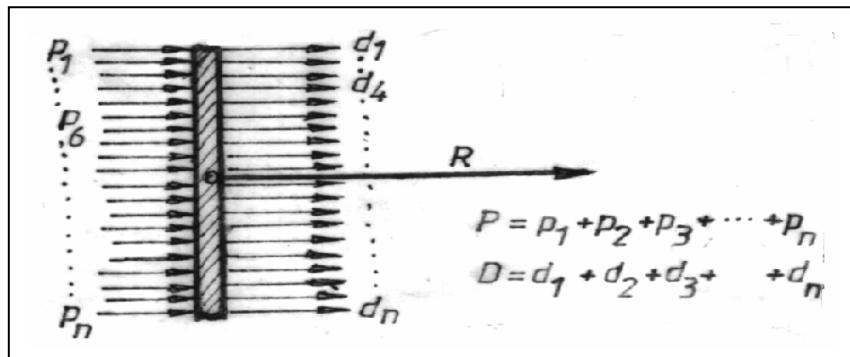


Fig. 6.8. Presiuni și depresiuni

Presiunea ia naștere datorită ciocnirii moleculelor de aer cu suprafața frontală a corpului.

Depresiunea ia naștere datorită locului gol lăsat în urma sa de corpul în mișcare.

Dacă punem în tunel o placă perpendiculară pe direcția curentului de aer, aceasta va opune masei de aer o rezistență care se numește **rezistență de formă** și se datorează diferenței de presiune din față și din spatele corpului (vezi Fig. 6.8.).

Valoarea acesteia depinde de forma corpului.

Dacă așezăm placă paralel cu direcția curentului, vom observa că apare și acum o rezistență (măsurată în tunel), numită **rezistență de frecare**, care este determinată de frecarea fileurilor de aer cu suprafața corpului.

Putem afirma deci că rezistența pe care o opune un corp aerului în mișcare este compusă din rezistență de formă și cea de frecare și poartă numele de **rezistență de profil**.

Continuând experiențele, prin modificarea, pe rând, a câte unui parametru:

- suprafața corpului;
- viteza fluidului;
- densitatea fluidului,
- forma corpului,

vom observa modul în care variază rezultatul măsurătorii forței rezistente (vezi Fig. 6.9.) și vom putea trage următoarele concluzii:

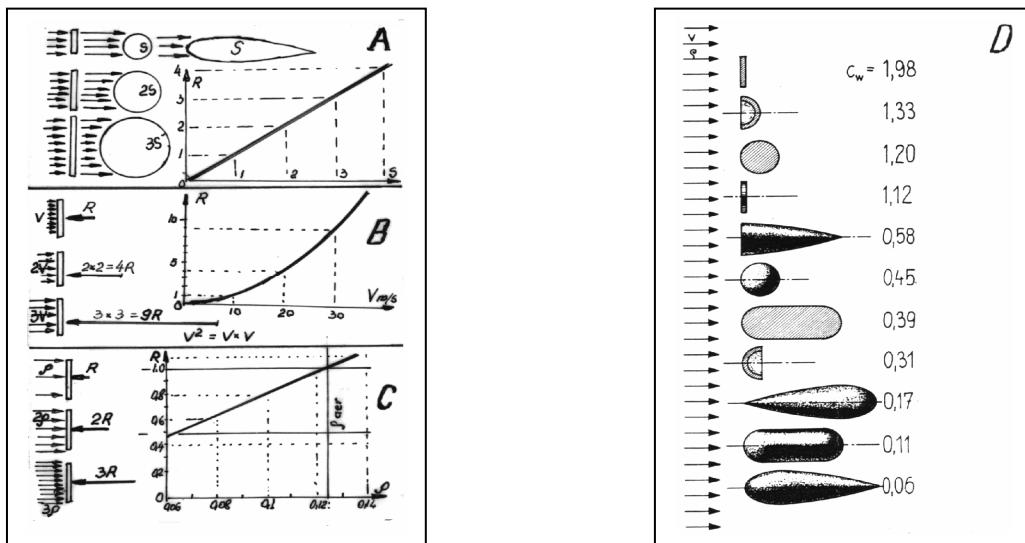


Fig. 6.9. Rezistență la înaintare

- rezistență la înaintare variază liniar cu suprafața  $S$  a corpului (vezi Fig. 6.9.A.);
- rezistență la înaintare variază parabolic cu viteza  $v$  a fluidului (vezi Fig. 6.9.B.);
- rezistență la înaintare variază liniar cu densitatea  $\rho$  (vezi Fig. 6.9.C.);
- rezistență la înaintare variază cu forma, starea suprafetei și poziția corpului față de fileurile de aer, prin intermediul coeficientului adimensional  $C_x$  (vezi Fig. 6.9.D.). Astfel mărimea  $R$  a rezistenței aerului poate fi exprimată prin formula:

$$(A.9) \quad R = \frac{1}{2} S v^2 C_x \rho Kgf$$

unde:

$1/2$  = coeficient de proporționalitate;

$\rho$  = densitatea aerului în  $Kgf s^2/m^4$ ;

$v$  = viteza curentului (corpului) în  $m/s$ ;

$S$  = suprafața frontală (proiecția corpului pe un plan perpendicular pe direcția fileurilor de aer) în  $m^2$  - în cazul corpurilor numite "de rezistență"

$S$  = suprafața portantă (proiecția corpului pe un plan paralel cu direcția fileurilor de aer) în  $m^2$  - în cazul corpurilor numite "portante"(aripi, ampenaje, etc.),

$C_x$  = coeficient adimensional care caracterizează formă, starea suprafetei și poziția corpului față de fileurile de aer.

Ecuatia (A.9) mai poate avea forma:

$$(A.10) \quad R = \frac{\rho v^2}{2} S c,$$

punând în evidență termenul:



$$\frac{\rho v^2}{2} = \text{presiune dinamica}$$

## 7. Forța totală aerodinamică, portanță și rezistență la înaintare

*Forța totală aerodinamică* (notată  $F_t$  sau  $F_a$ ), care acționează asupra unui corp ce se deplasează în mediul aerian, reprezintă de fapt *rezistență* pe care o opune aerul în timpul mișcării corpului.

Așezând în tunelul aerodinamic, placa folosită în experiențele anterioare, înclinat, cu un anumit unghi față de direcția fileurilor de aer, vom observa că apare o forță ce tinde să o deplaseze în sensul mișcării aerului și în sus.

De asemenea, vom observa formarea unor zone de vârtejuri pe extradosul și intradosul plăcii (vezi Fig. 7.10.).

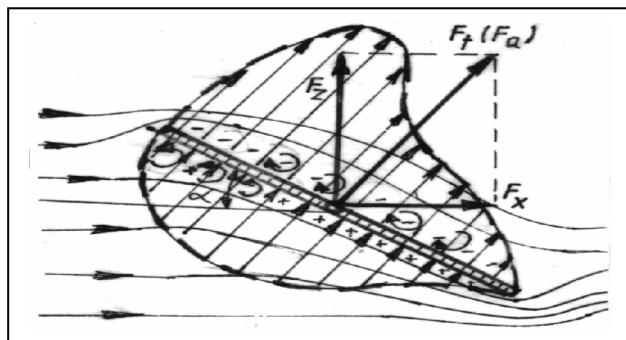


Fig. 7.10. Forțe pe plan înclinat

Din cele arătate până acum, putem trage următoarele concluzii:

a. forța totală aerodinamică ia naștere datorită:

- diferenței de presiune ce apare pe partea inferioară și cea superioară a corpului, având ca rezultat o forță care tinde să ridice corpul;
  - diferenței dintre presiunile ce apar pe partea anteroară și pe partea posterioară corpului;
  - frecările aerului cu suprafața corpului, având ca rezultat, împreună cu diferența de presiune de la punctul anterior, o forță
  - care tinde să rotească placă, sau altfel spus să o încline, în sensul mișcării maselor de aer.
- b. În mod analog cu rezistența la înaintare, forța totală aerodinamică este dată de relația:

$$F_a = \frac{\rho v^2}{2} S c_a \text{ (Kgf)} \quad (\text{A.11})$$

unde:

$\rho$ ,  $v$ ,  $S$  au aceeași semnificație ca în paragraful precedent (formula A.10), iar  $C_a$  este un coeficient adimensional ce depinde de forma, starea suprafeței și *unghiul de incidentă* (vezi A.8.) al corpului numit *coeficientul forței totale aerodinamice*.



Uzual, din motive practice,  $\mathbf{F}_a$  se descompune după două componente perpendiculare  $\mathbf{F}_x$  și  $\mathbf{F}_z$  (vezi Fig. A.7.10.), astfel încât:

$$F_a = \sqrt{F_x^2 + F_z^2}, \text{ unde:} \quad (\text{A.12})$$

- $F_x$  = componenta paralelă cu direcția fileurilor de aer, numită *rezistență la înaintare*;
- $F_z$  = componenta perpendiculară pe direcția fileurilor de aer, numită *portanță*.

Expresiile celor 2 componente sunt analoge cu expresia lui  $\mathbf{F}_a$ :

$$F_x = \frac{\rho v^2}{2} S c_x \quad (\text{Kgf}) \quad (\text{A.13})$$

$$F_z = \frac{\rho v^2}{2} S c_z \quad (\text{Kgf}), \quad (\text{A.14})$$

unde  $\rho$ ,  $v$ ,  $S$  au fost definite, iar:

- $C_z$  = coeficient de portanță, adimensional;
- $C_x$  = coeficient de rezistență la înaintare, adimensional.

Se poate deduce acum, că:

$$C_a = \sqrt{C_x^2 + C_z^2}. \quad (\text{A.15})$$

Mai observăm acum, că dacă acoperim zonele de turbulentă situate deasupra și dedesubtul plăcii, din tunelul aerodinamic, cu niște suprafete materiale, vom obține un corp de o formă specială al cărui studiu îl prezentăm în capitolul IV 8.

## 8. Profilul de aripă

Reprezintă o secțiune transversală printr-o aripă și este un corp optimizat din punct de vedere aerodinamic, în sensul de a dezvolta o forță portanță cât mai mare și o forță rezistență la înaintare cât mai mică.

Elementele unui profil sunt următoarele (vezi Fig. 8.11.):

- *coarda profilului*  $c$  este linia ce unește cele două puncte extreme de pe profil ( $AB = c$ );
- *grosimea profilului*  $e$  reprezintă înălțimea maximă a profilului. Grosimea se măsoară perpendicular pe coardă;
- *grosimea relativă*  $e_m/c$  este raportul dintre grosimea maximă și coardă;
- *bordul de atac* (A) este punctul cel mai din față al profilului. *Bordul de atac este punctul (linia) cu care o aripă lovește în mișcare masele de aer*;
- *bordul de fugă* (B) este punctul cel mai din spate al profilului. Se mai numește *bord de scurgere* deoarece este locul prin care masele de aer părăsesc profilul. În acest punct stratul limită de pe extrados se unește cu stratul limită de pe intrados (vezi 31.77.);



- prin *extrados* se înțelege partea superioară a profilului cuprinsă între bordul de atac și cel de fugă;
- prin *intrados* se înțelege partea inferioară a profilului cuprinsă între bordul de atac și cel de fugă;
- *linia mediană a profilului* I este linia care unește bordul de atac cu cel de fugă și are proprietatea că orice punct al ei este egal depărtat de intrados și extrados. Această linie se mai numește și *scheletul profilului*.
- *săgeata sau curbura maximă a profilului f* este distanța maximă dintre linia mediană și coardă;

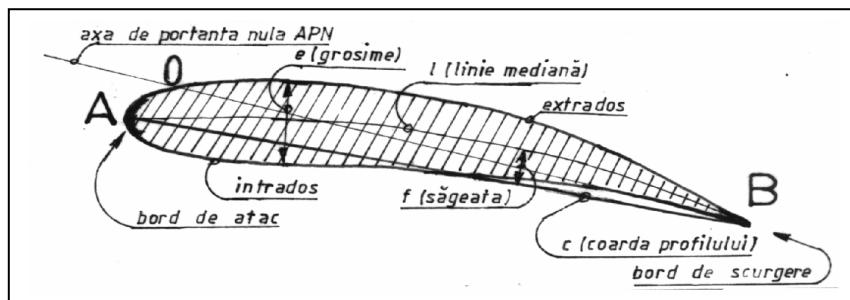


Fig. 8.11. Elementele profilului

- prin *curbura relativă a profilului (săgeată relativă) (f/c)* se înțelege raportul dintre săgeata maximă f și coarda profilului c;
- *axa de portanță nulă* (linia OB) reprezintă axa care atunci când este orientată după direcția currentului, pe profil nu apare forță portantă. La profilele asimetrice, axa de portanță nulă face cu coarda profilului un unghi de incidență  $\alpha_{PN}$ . La profilele simetrice  $\alpha = 0^\circ$

### 8.1. Tipuri de profile

Clasificarea profilelor se face după mai multe criterii dintre care cele mai importante sunt:

a. **constructiv**, profilele se împart în 2 categorii:

- profile *clasice* la care grosimea maximă se află la cca. 30% din coarda profilului;
- profile *laminare* la care grosimea maximă se află la cca. 40-70% din coarda profilului.

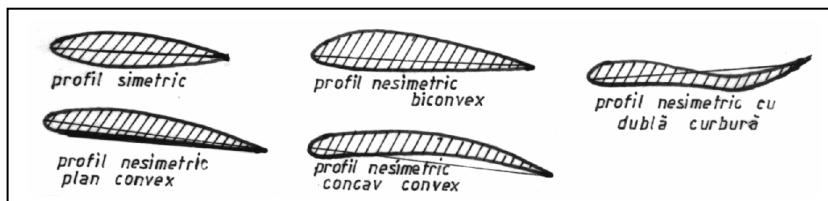


Fig. 8.12. Clasificarea profilelor după curbură

b. după **grosimea relativă**, profilele se împart în:

- profile *subțiri* (grosime mai mică de 8% din coardă);
- profile *mijlocii* (au o grosime între 8% și 13% din coardă);
- profile *groase* (au o grosime mai mare de 13% din coardă).



c. după **curbură**, profilele se clasifică în (vezi Fig. 8.12.):

- profile *simetrice*;
- profile *nesimetrice*:
  - planconvexe;
  - biconvexe;
  - concav-convexe;
  - cu dublă curbură.

## 8.2. Unghiul de incidentă

*Unghiul format de direcția curentului de aer cu coarda profilului se numește unghi de incidentă (unghi de atac).*

Unghiul de incidentă poate fi:

- *pozitiv* = unghiul cuprins între coarda profilului și direcția curentului de aer ce atacă profilul pe intrados;
- *negativ* = unghiul cuprins între coarda profilului și direcția curentului de aer ce atacă profilul pe extrados;
- *nul* = în cazul când curentul de aer loveste profilul din față și mișcarea corespunde, ca direcție, liniei ce reprezintă coarda profilului.

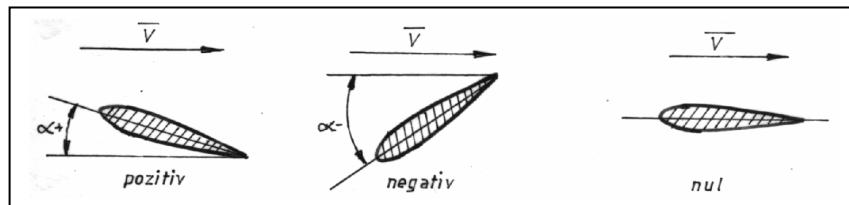


Fig. 8.13. Unghiuri de incidentă

## 9. Aripa

### 9.1. Clasificarea aripilor după forma în plan

- a. aripa dreptunghiulară;
- b. aripa dreptunghiulară cu colțuri rotunjite;
- c. aripa trapezoidală;
- d. aripa trapezoidală cu colțuri rotunjite;
- e. aripa eliptică;
- f. aripa în săgeată, etc.(vezi Fig. A.9.14).

### 9.2. Caracteristicile geometrice ale aripii

- a. *anvergura aripii L* reprezintă lungimea aripii de la un capăt la altul. În mod normal la planoare aceasta variază între 10-25 m;
- b. *profundimea aripii c* reprezintă lățimea aripii într-o anumită secțiune. Distingem:
  - profundimea aripii *în axul fuselajului ci*;
  - profundimea aripii *la capete cc*;
  - profundimea *medie c* (vezi Fig. 9.15.).

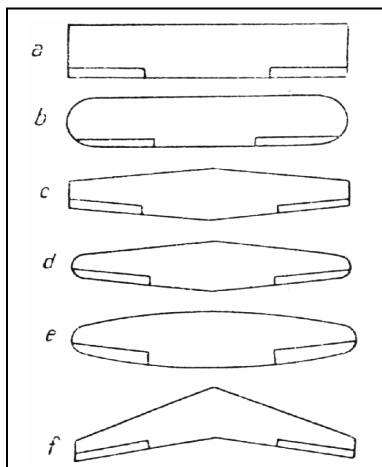


Fig. 9.14. Clasificarea aripilor după forma în plan

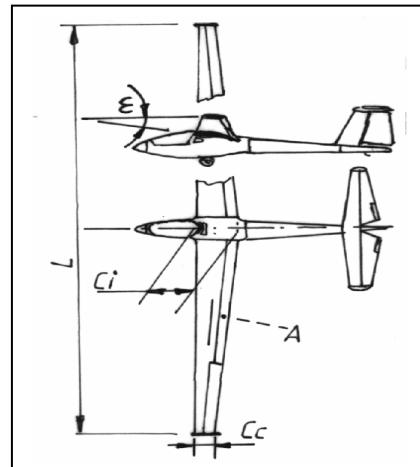


Fig. 9.15. Caracteristice geometrice ale aripii

$$c = \frac{c_i + c_c}{2} \text{ sau } c = \frac{A}{L},$$

unde A este suprafața aripii.

În mod normal, la planoare  $c$  variază între 0.5 și 2 m.;

- coarda medie aerodinamică **CMA** reprezintă coarda unei aripi dreptunghiulare echivalente, care are aceeași suprafață și anvergura cu aripa considerată.

c. suprafața aripii **A**; se consideră făcând parte din **A** și porțiunea de fuselaj cuprinsă între cele două planuri. În mod normal la planoare **A** variază între 8 și 25 m<sup>2</sup>;

d. alungirea aripii  $\lambda$  reprezintă raportul dintre anvergura aripii și coarda medie pentru aripile trapezoidale și dreptunghiulare,

$$\lambda = \frac{L}{c},$$

$$\lambda = \frac{L^2}{A}$$

sau raportul dintre pătratul anvergurii și suprafața pentru o aripă oarecare:

$\lambda$  este adimensional și, în mod normal, la planoare, variază între 8 și 35.

### 9.3. Unghiurile aripii

a. *Unghiul de calaj al aripii*  $\phi$  reprezintă unghiul pe care-l face coarda profilului aripii la încastrarea în fuselaj cu axa de simetrie longitudinală a planorului (vezi Fig. 9.16);

b. *Unghiul de incidentă*  $\varphi$  reprezintă unghiul pe care-l face coarda profilului cu direcția curentului de aer ce atacă profilul pe intrados (vezi Fig. 9.16);



c. *Unghiul de torsiune al aripii*  $\varphi$  reprezintă unghiul dintre coarda profilului aripii la încastrare și coarda profilului aripii la capetele sale (vezi Fig. 9.15.).

Această rotire a profilului se face în sensul micșorării incidenței sale spre bordurile marginale;

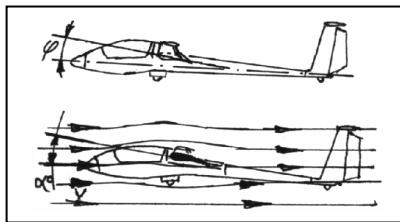


Fig. 9.16. Unghiurile aripii

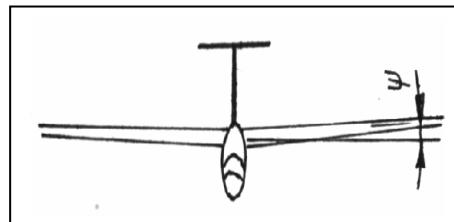


Fig. 9.17. Diedrul aripii

d. *Unghiul diedru al aripii*  $\Sigma$  reprezintă unghiul format de orizontală cu linia mediană a aripii (vezi Fig. 9.17.).

e. *Unghiul de săgeată al aripii*  $\chi$  reprezintă unghiul format de axa aripii cu axa transversală de simetrie a planorului. Unghiul de săgeată poate fi:

- pozitiv (vezi Fig. 9.18.);
- negativ (vezi Fig. 9.19.);

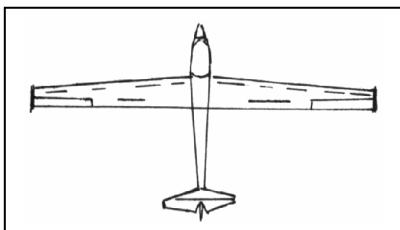


Fig. 9.8. Săgeată pozitivă

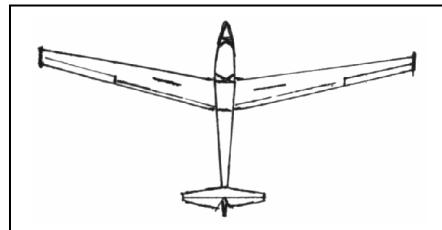


Fig. 9.19. Săgeată negativă

## 10. Repartiția presiunilor pe profil

În urma experiențelor efectuate în tunelul aerodinamic se observă că, la unghiuri de incidență nule, pe extrados cât și pe intrados vor exista depresiuni care se vor anula. Neexistând încă final forță portantă, asupra profilului va acționa doar forță de rezistență la înaintare (vezi Fig. 10.20.).

În zbor, la unghiuri de incidență mici (pentru planoare, unde vitezele sunt relativ mari), pe extrados și intrados vor exista depresiuni și, respectiv, presiuni care vor da, prin însumare, forță portantă, iar pe bordul de atac va acționa o presiune care constituie forță de rezistență la înaintare (vezi Fig. 10.21.).

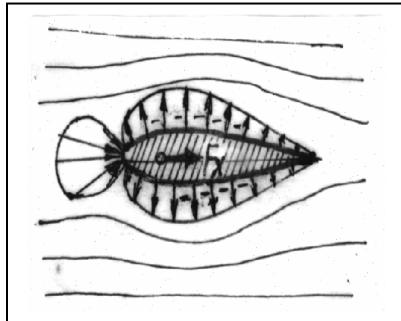


Fig. 10.21

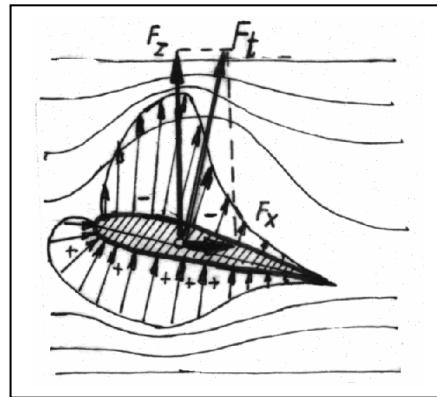


Fig. A.10.22 a

La unghiuri normale de incidentă, pozitive, caracterul repartizării presiunilor pe profil este cel arătat în Fig. 10.22.

Observăm, în această situație, creșterea pronunțată a depresiunilor de pe extrados, fapt care duce la o *creștere accentuată a forței portante  $F_z$* .

În timpul zborului, la unghiuri de incidentă apropiate de cele critice, zona de depresiune va fi deplasată spre bordul de atac, iar pe intrados se observă o creștere a presiunilor. În această zonă forța portantă este apropiată de valoarea maximă (vezi Fig. 10.23.)

După depășirea unghiului critic, zonele de presiune și depresiune, se vor însuma, dând o forță de rezistență la înaintare mare și o portantă mică.

Pe profilele cu dublă curbură repartitia presiunilor și depresiunilor este deosebită, putând exista pe extrados atât presiuni, cât și depresiuni (vezi Fig. 10.24.).

Profilele laminare prezintă repartiții de presiuni cu *valori maxime reduse* și contururi aplatizate în comparație cu celelalte categorii.

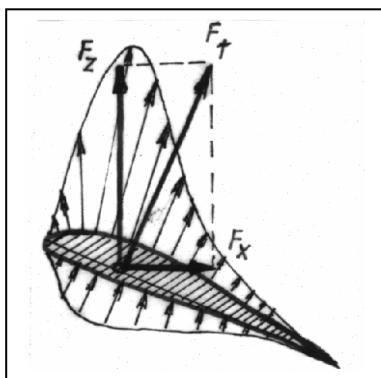


Fig. 10.22 b

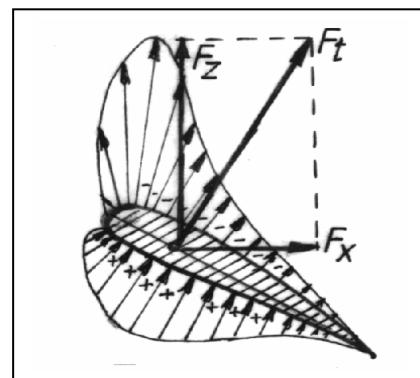


Fig. 10.23

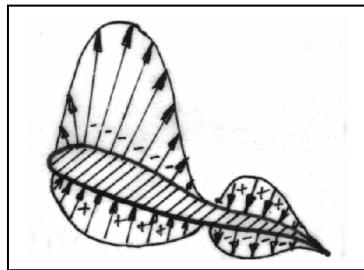


Fig. 10.24. Repartiția presiunilor pe profile cu dublă curbură

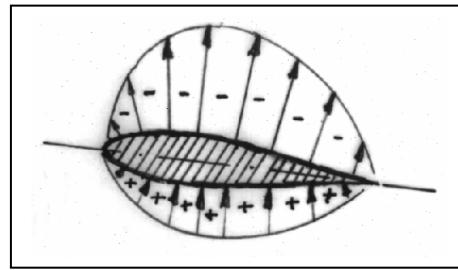


Fig. 10.25. Repartiția presiunilor pe profile laminare

### 10.1. Forțe și momente

În timpul zborului, pe profilul aripii iau naștere următoarele forțe deja cunoscute și momente aerodinamice:

$$F_a = \frac{\rho v^2}{2} S c_a \text{ (Kgf)}$$

formată din componente:

$$F_x = \frac{\rho v^2}{2} S c_x \text{ (Kgf)}$$

$$F_z = \frac{\rho v^2}{2} S c_z \text{ (Kgf)},$$

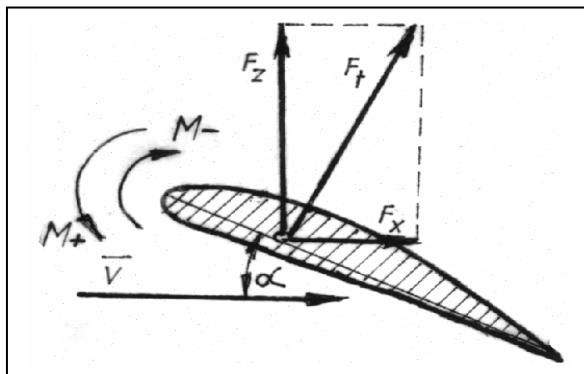


Fig. 10.26. Forțe și momente pe profil

$$F_x^2 + F_z^2 = F_a^2, \text{ rezultă:}$$

$$F_a = \sqrt{F_x^2 + F_z^2} \quad si$$

**M** = momentul aripii față de bordul de atac;



(A.16)

$$(A.16) \quad M = \frac{\rho v^2}{2} S c c_m \text{ (Kgf)}$$

unde:

anteroioare;

$c$  este coarda profilului în  $m$ ;

$C_m$  este un coeficient de moment (adimensional).

### 10.2. Centrul de presiune și variația sa

Toate forțele care iau naștere pe profile se vor însuma într-un punct numit *centru de presiune*, dând naștere unei forțe rezultantă, numită forță aerodinamică totală  $F_t$  sau  $F_a$ .

Centrul de presiune mai poate fi definit ca fiind punctul de intersecție al liniei de acțiune a forței aerodinamice totală, cu coarda profilului.

Să notăm faptul că variația centrului de presiune are o importanță deosebită la calculul de stabilitate al aeronavei, sau la cel legat de structura de rezistență a aripii. Forța aerodinamică totală  $F_t$  își va schimba punctul de aplicatie funcție de unghiul de incidentă. Această schimbare a poziției centrului de presiune se datorează faptului că presiunile de pe intrados și depresiunile de pe extrados își vor schimba poziția funcție de unghiul de incidentă.

Astfel, se observă că centrul de presiune se apropie de bordul de atac la unghiuri cuprinse între  $20^\circ$ - $15^\circ$ , iar la unghiuri cuprinse între  $15^\circ$ - $0^\circ$  se depărtează de bordul de atac pentru tipul de profil considerat.

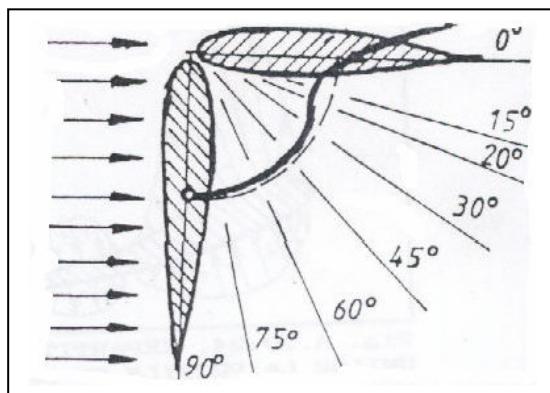


Fig. 10.27. Variația centrului de presiune

### 11. Rezistență indușă

În cadrul studiilor efectuate în tunelul aerodinamic, datorită condițiilor speciale de experiență, aripile cercetate pot fi considerate de anvergură infinită. În realitate însă, aripile au anvergura finită și în acest caz, aerul va căuta să-și echilibreze presiunea de pe intrados și



extrados pe la capătul aripii.. Acest lucru va crea o zonă turbionară care va duce la micșorarea forței portante și, repectiv la creșterea rezistenței la înaintare.

Dacă studiem aerodinamic acest fenomen, vom vedea că particulele de aer, în curgerea lor, nu mai sunt paralele cu coarda profilului, ele fiind deviate pe extrados spre interior iar pe intrados, spre exterior.

Datorită acestui lucru, diferă viteza de deplasare a maselor de aer de pe intrados față de cele de pe extrados. Această diferență va duce la crearea unei zone turbionare la capătul aripii și a unei pânze de vitejuri la borul ei de fugă (vezi Fig. 11.28.). Turboanele sunt cu atât mai mari cu cât și profunzimea aripii este mai mare.

În concluzie, putem spune că *rezistența indusă este forța care ia naștere pe aripă din tendința de egalizare a presiunilor de pe intrados și a depresiunilor de pe extrados*.

În Fig. 11.28. putem observa cum, datorită turbulenței generate de tendința de egalizare a presiunilor pe profil, apare o viteză indusă  $w/2$  (ca o medie între viteză indusă în amonte de profil,  $w=0$ , și aval de profil,  $w=w$ ), care modifică viteza de cugere a aerului cu unghiul indus  $\alpha_i$ , de la  $v$  la  $v'$ .

Atunci și  $F_z$  față de poziția neperturbată se înclină cu unghiul indus  $\alpha_i$  (pentru a rămâne perpendiculară pe  $v'$ ) devenind  $F_z'$  (vezi Fig. 11.29.).

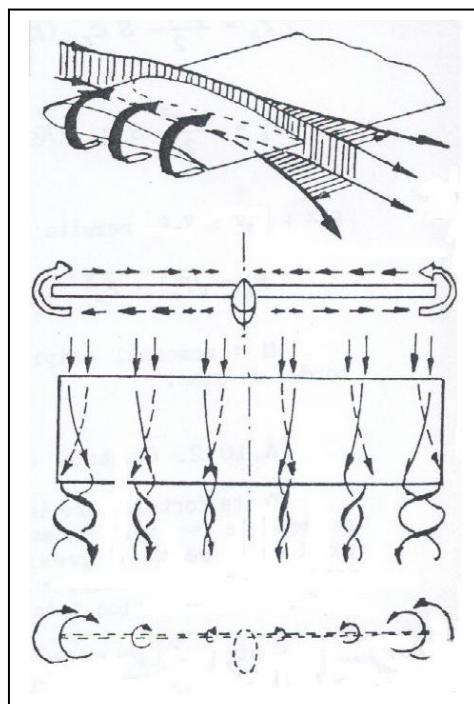


Fig. 11.28. Rezistența indusă

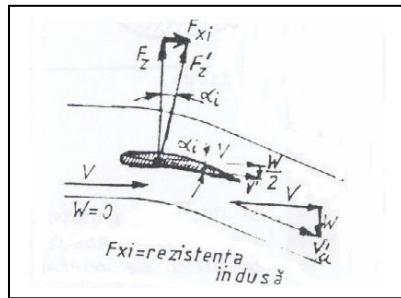


Fig. 11.29

Pentru a putea închide poligonul forțelor, rezultă ca necesară apariția forței  $F_{xi}$ , numită *rezistență indusă*, paralelă cu direcția curentului și opusă sensului mișării aripii.

Exprimată sub forma clasică:

$$(A.17) \quad F_{xi} = -\frac{\rho v^2}{2} S C_{xi} (Kgf)$$

unde  $\rho$ ,  $S$ ,  $v$ , au semnificațiile cunoscute, iar

$$(A.18) \quad C_{xi} = \delta \frac{C_z^2}{\pi \lambda}$$

și este un coeficient adimensional al rezistenței induse;

- $\delta$  = coeficient adimensional legat de forma în plan a aripii (pentru aripa eliptică,  $\delta = 1$ );
- $C_z$  = coeficient de portanță;
- $\pi$  = factor de proporționalitate ( $\pi = 3.1416$ );
- $\lambda$  = alungirea aripii.

### 11.1. Procedee de reducere a rezistenței induse

Din studiul lui  $C_{xi}$  rezultă imediat și procedeele de reducere a rezistenței induse:

- rezistența indusă va avea o valoare minimă în cazul când portanța va fi repartizată sub formă unei elipse, respectiv vom avea o aripă care are conturul sub formă de elipsă. Totuși, în practică, acest lucru se realizează greoi și din acest motiv se folosesc formele geometrice trapezoidale sau parțial trapezoidale, care au coeficienți  $\delta$  apropiati (vezi Fig. 11.30.).

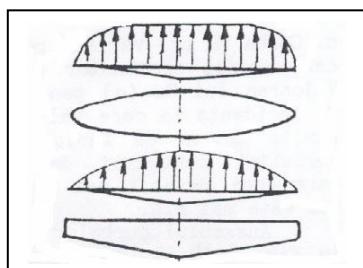


Fig. 11.30.

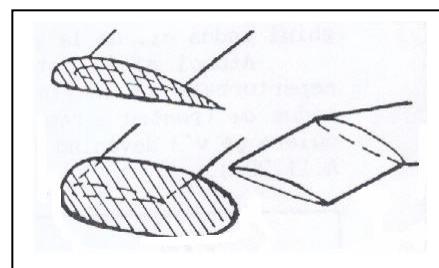


Fig. 11.31



- b. termenul  $\lambda$ , găsindu-se la numitorul formulei lui  $C_{xi}$ , rezultă că, mărind alungirea aripii, se va micșora rezistența indusă;
- c. la mărirea unghiului de incidentă, crește portanța prin  $C_z$ , crește diferența de presiune pe profil și corespunzător crește rezistența indusă. Întrucât în planorism se zboară foarte mult în zona vitezelor de infundare minime (vezi polara planorului), care corespunde zonei de portanță maximă, respectiv și rezistență indusă mare, se folosește în practică metoda de micșorare din construcție a unghiului de incidentă spre capătul aripii, procedeu numit *torsionare geometrică*, sau metoda schimbării profilelor aerodinamice spre capătul aripii cu unele mai puțin portante, procedeu numit *torsionare aerodinamică*. Ambele procedee atrag scăderea lui  $C_z$ , care este regăsit în numărătorul formulei lui  $C_{xi}$ , deci, implicit, reduc rezistența indusă.
- d. Întrucât metoda măririi alungirii aripii este limitată din motive de ordin constructiv (structura de rezistență limitată), se folosește suplimentar pentru micșorarea rezistenței induse montarea bordurilor marginale la capetele aripii, frângerea în jos a aripii la capăt, etc., în scopul de a împiedica formarea turboanelor marginale (vezi Fig. 11.31.).

## 12. Diagrama polară

Una dintre cele mai simple și uzuale reprezentări grafice a coeficientilor aerodinamici,  $C_x$ ,  $C_z$ ,  $C_m$  este în funcție de unghiul de incidentă (vezi Fig. 12.32.).

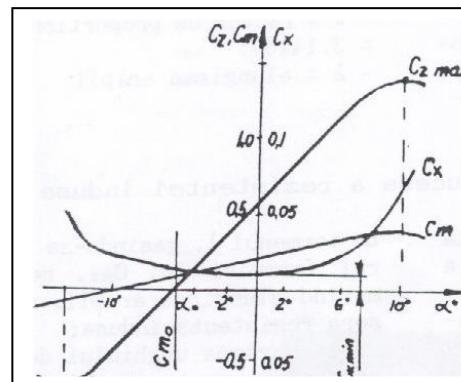


Fig. 12.32. Polara profilului

Studiind cu atenție astfel de curbe polare, putem realiza calitățile aerodinamice ale diferitelor profile:

- a. curba  $c_z(\alpha)$  variază liniar în zona incidentelor mici pozitive și negative. La incidente mari, în apropierea lui  $\alpha_{critic}$ , alura curbei se modifică, indicând de obicei valori mai mici decât în cazul variației liniare. Acest lucru se întâmplă datorită fenomenelor de desprindere a fileurilor de aer de pe profil înainte de angajare.

Punctul în care  $c_z(\alpha)$  intersectează ordonata, corespunde coeficientului  $C_z$  la un unghi de incidentă de  $0^\circ$ , iar punctul în care  $c_z(\alpha)$  intersectează abscisa, corespunde *unghiului de portanță nulă*  $\alpha_o$ . Uzual,  $\alpha_o$  are valori cuprinse între  $-2^\circ$  și  $-6^\circ$ .

Pentru un profil simetric,  $C_z(\alpha)$  trece prin origine ( $\alpha = 0$ , rezultă  $C_z = 0$ ) față de care va fi simetrică, spre deosebire de un profil asimetric unde  $C_{z min+}$  este mai mare ca  $C_{z min-}$ .



**b.** Curba  $C_x(\alpha)$  prezintă o variație aproximativ parabolică iar în zona incidentelor mici uneori poate fi considerată liniară. Punctul de intersecție al curbei cu axa ordonatelor corespunde valorii coeficientului  $C_x$  pentru incidență nulă. Pentru profilul simetric axa ordonatelor este axa de simetrie.

Având în vedere faptul că în zona incidentelor uzuale  $C_z$  este de 10-20 ori mai mare decât  $C_x$ , se obisnuiște ca scara pentru coeficientul de rezistență să fie de 10 ori mai mare decât cea pentru coeficientul de portanță.

**c.** Curba  $C_m(\alpha)$  variază pentru fiecare profil asemănător cu  $c_z(\alpha)$ . Valoarea lui  $C_m(\alpha)$  pentru unghiul de incidență la care valoarea  $C_z=0$ , numită  $C_{mo}$  ne dă indicații asupra variației centrului de presiune, care este cu atât mai mică cu cât  $C_{mo}$  este mai mic.

Ansamblul curbelor prezentate în Fig. 12.32. poartă numele de *polară dezvoltată* și stă la baza calculelor aerodinamice ale suprafețelor portante.

Toate informațiile necesare trasării curbei polare dezvoltate se obțin în tunelul aerodinamic, unde se introduce profilul de studiat și cu ajutorul balanțelor aerodinamice se determină valorile coeficientilor de moment, portanță și rezistență la înaintare ( $C_m$ ,  $C_z$ ,  $C_x$ ). Datele obținute sunt prelucrate și trecute într-un tabel din care putem extrage pentru fiecare unghi de incidență  $\alpha$ , valorile perechi de  $C_m$ ,  $C_z$ ,  $C_x$ , care apoi sunt trecute pe diagramă ( $\alpha$  pe abscisă și  $C_m$ ,  $C_z$ ,  $C_x$ , pe ordonată).

$\alpha$	-5	-4	-3	-2	-1	0	1	2	3	4	5	6	8	12
$C_z$	8	18	28	38	47	55	62	70	80	90	100	110	130	136
$C_x$	16	14	12	10	9	10	11	13	15	18	21	25	38	100
$C_m$	12	15	18	20	22	24	27	30	33	36	39	42	48	46

Cu ajutorul aceluiași tabel se mai poate construi un alt set de două curbe, numite, *diagramă polară*, care constă tot dintr-un sistem de axe ortogonale cu  $C_x$ ,  $C_m$  în abscisă și  $C_z$  în ordonată, reprezentând variația lui  $C_z$  funcție de  $C_x$  și  $C_m$  funcție de  $C_z$  (vezi Fig. A.12.34.).

La un studiu mai amănunțit al diagramei polare putem remarcă următoarele:

- la intersecția axei absciselor cu  $C_z$  ( $C_x$ ) se află punctul 1 corespunzător situației în care fileurile de aer atacă profilul aripii de-a lungul axei de portanță nulă **APN**, deci, forța portantă dezvoltată de aripă este nulă;
- punctul 2 de tangență la curba  $C_z$  ( $C_x$ ) a perpendicularării pe axa absciselor ne dă valoarea lui  $C_x$  min;

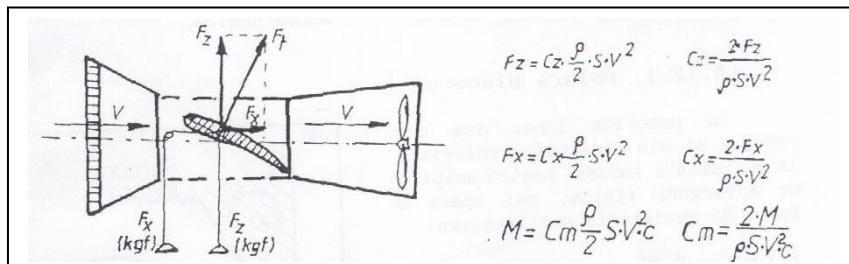


Fig. 12.33. Determinarea valorilor coeficientilor aerodinamici

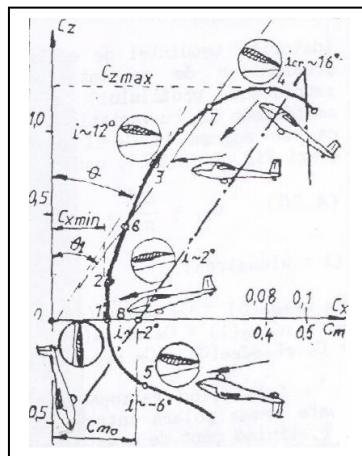


Fig. 12.34. Curba polară

- ducând din originea "O" a sistemului de coordonate o tangentă la curba  $C_z(C_x)$ , obținem punctul **3**, corespunzător unghiului  $\theta$  **minim** și deci raportului  $C_z/C_x = km_{\text{axim}}$ , raport care după cum vom vedea în capitolele următoare, poartă numele de *finețe aerodinamică*;
- punctul **4** este punctul de tangență la  $C_z(C_x)$  a perpendiculari pe axa ordonatelor și ne dă valoarea lui  $C_z \text{ maxim}$ ;
- punctul **5** corespunde zborului pe spate cu incidente pronunțat negative;
- ducând un segment de dreaptă din originea sistemului de coordonate care intersectează  $C_z(C_x)$  în punctele 6 și 7, obținem două situații în care planorul evoluează cu aceeași finețe caracterizată de unghiul  $\theta_1$ ;
- punctul **8** de intersecție cu axa absciselor al curbei  $C_m(C_z)$  corespunde coeficientului de moment la portanță nulă.

Trebuie specificat însă faptul că toate aceste determinări efectuate în tunelul aerodinamic, din motive de simplitate, s-au referit la aripi de anvergură infinită (porțiuni de aripă delimitată de pereți la bordurile marginale, a căror comportare aerodinamică este similară aripilor cu anvergură infinită), pentru care  $C_x = C_{x \text{ profil}} = C_{x \text{ forma}} + C_{x \text{ frecare}}$ .

*Rezultă deci, că din curbele diagramei se pot deduce cu ușurință toate caracteristicile profilelor aerodinamice.*

### 12.1. Polara planorului

În practică însă, aşa cum rezultă și din paragraful referitor la rezistență indusă, pentru ariile de anvergură finită, mai apare o forță de rezistență suplimentară:

$$F_{xi} = \frac{\rho v^2}{2} S C_{xi} \quad (\text{Kgf}), \quad (\text{A.19})$$

(datorită tendinței de egalizare a presiunilor de pe intradosul și extradosul profilului) al cărei coeficient  $C_{xi}$  cu variație parabolică, se adaugă la  $C_x$ -ul profilului (vezi Fig. 12.35.), unde:



$$C_{xi} = \frac{C_z^2}{\pi\lambda}, (\lambda = \text{alungirea}) \quad (\text{A.20})$$

$$C_{x \text{ aripa}}(5) = C_{x \text{ profil}}(4) + \dots + C_{x \text{ indus}}(1) = C_{x \text{ forma}}(2) + \dots + C_{x \text{ frecare}}(3) + C_{x \text{ indus}}(1).$$

Continuând raționamentul, se poate trasa polara întregului planor, ținând cont de următoarele:

- pe lângă aripă (elementul principal în crearea forței portante), orice planor mai are o serie de alte elemente, cum ar fi fuselajul, ampenajul vertical, trenul de aterizare, etc, care dă naștere numai rezistențelor numite *rezistențe pasive*:

$$F_{x \text{ pasiv}} = \frac{\rho v^2}{2} a C_{x \text{ pasiv}}, \quad (\text{A.21})$$

în Kgf, pentru fiecare element în parte, unde:

- $S$ ,  $v$ , au aceeași semnificație ca în paragrafele anterioare;
- $a$ , este suprafața frontală a elementului considerat;
- $C_{x \text{ pasiv}}$  este coeficientul rezistenței pasive.

Făcând operații matematice simple, putem defini un coeficient al rezistenței pasive total, raportat la aripa planorului  $C_{x \text{ pasiv}}$ :

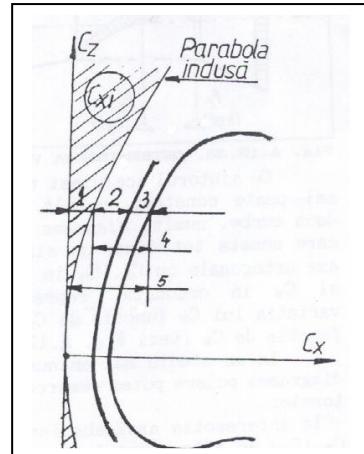


Fig. 12.35. Polara aripii

- s-a mai constatat că diferențele organe ale unui planor interacționează reciproc din punct de vedere aerodinamic, dând naștere la o astă numită *rezistență de interferență* al cărei coeficient este  $C_{x \text{ interferența}}$ .

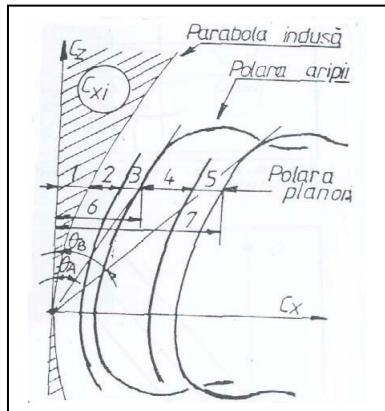


Fig. 12.37.  $C_z$  ( $\alpha$  și curbura)

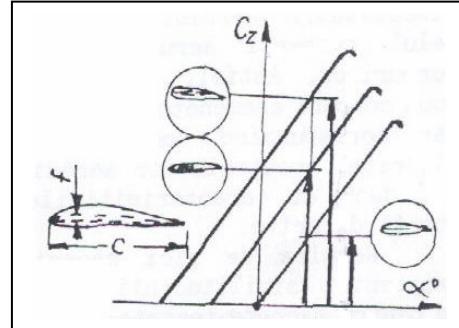


Fig. 12.36. Polara planorului

Ca ordin de mărime, rezistența de interferență reprezintă de obicei 10-20% din rezistență pasivă;

- valoarea lui  $C_{z \text{ maxim}}$  a planorului este foarte apropiată de  $C_{z \text{ maxim}}$  a aripilor (vezi Fig. 12.36.)

$$\begin{aligned} C_{x \text{ planor}}(7) &= C_{x \text{ aripa}}(6) + C_{x \text{ pasiv}}(4) + C_{x \text{ interferența}}(5) = \\ &= C_{x \text{ induc}}(1) + C_{x \text{ forma}}(2) + C_{x \text{ frecare}}(3) + C_{x \text{ pasiv}}(4) + C_{x \text{ interferența}}(5). \end{aligned}$$

Demnă de remarcat este scăderea considerabilă a fineței aerodinamice în cazul *planorului* în ansamblu *față de finețea* principalului său element portant, *aria*.

## 12.2. Variația coeficientilor aerodinamici

Performanțele unui planor depind esențial de caracteristicile aerodinamice ale profilului aripii.

La rândul lor, aceste caracteristici ale profilului sunt determinate de particularitățile lui geometrice, starea suprafeței aripii sau felul curgerii în stratul limită:

- a. studiul variației coeficientilor  $C_m$ ,  $C_z$ ,  $C_x$ , în funcție de unghiul de incidentă a fost prezentat în paragraful anterior (Fig. 12.32.);
- b. variația coeficientilor  $C_m$ ,  $C_z$ ,  $C_x$ , în funcție de curbura profilului este redată în Fig. 12.37., A.12.38. și A.12.39.. Se observă că, cu cât crește curbura profilului:

- crește  $C_z$ ,  $C_x$  și  $C_m$ ;
- descrește unghiul de incidentă critică;
- variația centrului de presiune va fi mai mare.

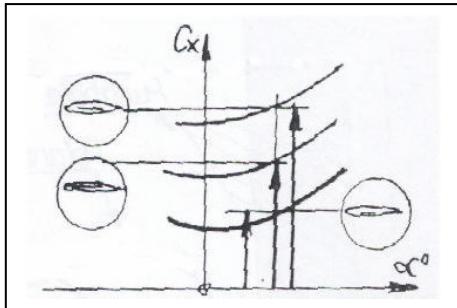


Fig. 12.38.  $C_x$  ( $\alpha$  și curbura profilului)

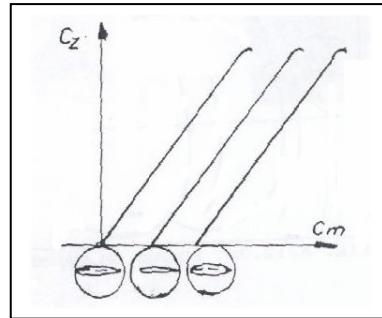


Fig. 12.39.  $C_m$  (curbura profilului)

c. variația coeficientului  $C_z$  și  $C_x$  în funcție de grosimea relativă a profilului este prezentat în Fig. 12.40. și 12.41.

Dacă coeficientul de rezistență crește odată cu grosimea profilului,  $C_{z\text{ maxim}}$  este cel mai mare la profilele cu grosime relativă mijlocie, iar unghiul de incidență critică prezintă o ușoară creștere;

d. variația coeficientului de portanță funcție de numărul lui Reynolds este prezentată în Fig. 12.42. Cu cât crește  $Re$ , crește  $C_{z\text{maxim}}$  și  $\alpha_{\text{critic}}$ .

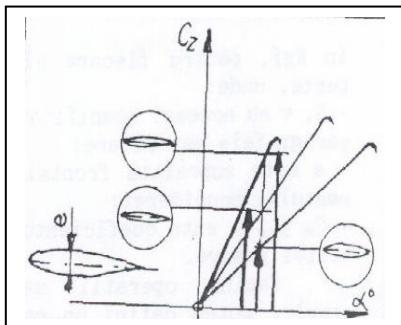


Fig. 12.40.  $C_z$  ( $\alpha$ ,  $\theta$  relativ)

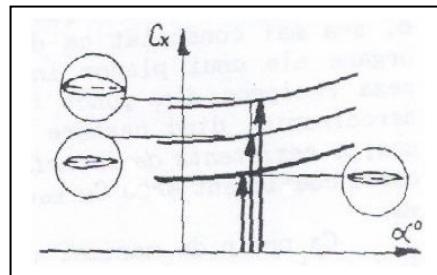
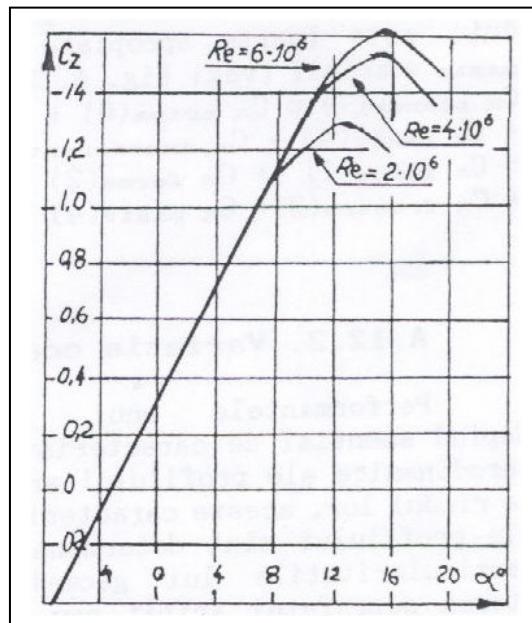


Fig. 12.41.  $C_x$  ( $\alpha$  și  $\epsilon$  relativ)

Fig. 12.42.  $C_z$  (nr.  $Re$ )

De menționat faptul că  $Re$  este parametrul care ține cont de efectul vâscozității aerului, determinând felul curgerii aerului în jurul corpurilor. Astfel, în situația a două corpi asemănătoare geometric, dar corespunzând unor numere  $Re$  diferite, spectrele lor aerodinamice, deci și caracteristicile lor vor fi diferite.

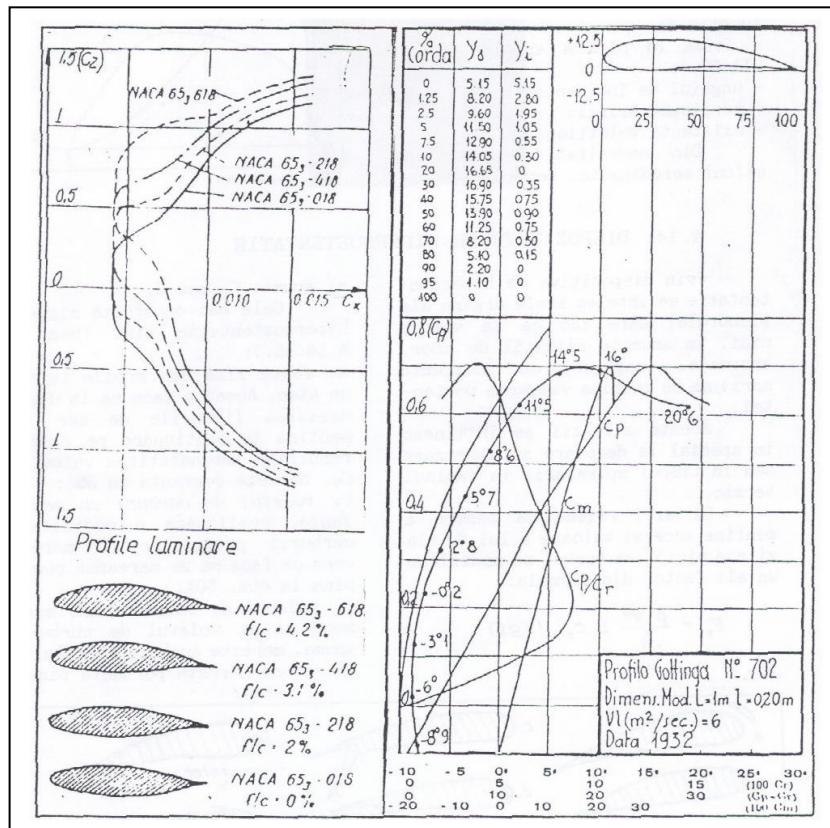


Fig. 12.43. Exemple de polare

Rezultă de aici necesitatea existenței similitudinii numerelor **Re** pentru macheta testată în tunelul aerodinamic și planorul real; în caz contrar facându-se corectarea de rigoare a coeficientilor determinați.

Numărul Re se poate determina cu o bună aproximatie cu formula:

$$Re = \frac{\rho v l}{\mu} = \frac{v l}{\nu} \approx 71 v l, \quad (A.22)$$

unde: -  $v$  = viteza în m/s;

-  $l$  = o lungime caracteristică (coarda aripii sau lungimea fuselajului) în mm.

Exemplu:

Nr Re pentru un planor ce se deplasează cu 108 km/h (30 m/s) și are CMA a aripii de 0.75 m (750 mm) este:

$$Re = 71 \cdot 30 \cdot 750 = 1.597.500.$$

Pentru planoarele moderne, Re variază în intervalul 500.000- 3.500.000.

e. coeficienții aerodinamici variază uneori semnificativ în funcție de familia din care fac parte profilele respective.

Spre exemplificare prezentăm caracteristicile câtorva profile extrase din cataloge de specialitate.



### 13. Repartiția portanței în profunzime și anvergură

Este dată de repartiția rezultantei presiunilor de-a lungul corzii profilului și anvergurii aripii.

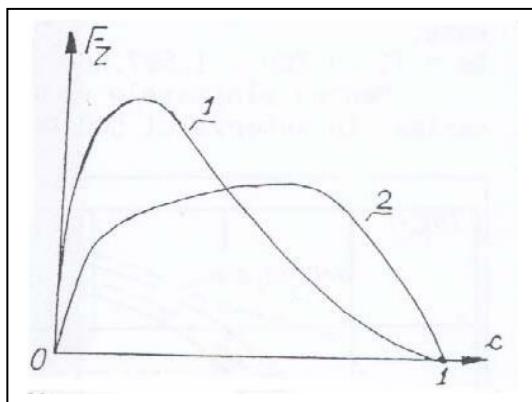


Fig. 13.44.

Repartiția portanței în profunzime este prezentată în Fig. 13.44., comparativ pentru un profil clasic (1) și unul laminar (2), în domeniul incidențelor mici caracteristice zborului planat.

Repartiția portanței în anvergură, din cauza pierderilor marginale (fenomen studiat în paragraful A.11.), are mai mult sau mai puțin aspectul unei jumătăți de elipsă funcție de:

- forma în plan a aripii (Fig. 11.30.);
- unghiul de incidență;
- torsiunea aripii;
- existența voletelor.

Din necesități practice de calcul aerodinamic, repartiția portanței în profunzime și anvergură este aproximată cu un contur din linii drepte, conform regulamentelor de calcul ale planoarelor.

### 14. Dispozitive de hipersustentație

Prin dispozitive de hipersustentație se înțeleg acele organe ale planorului care fac ca la viteze mici, în anumite situații de zbor, anormale, (unghiuri de incidență mari) să se mențină valoarea portanței.

Aceste situații se întâlnesc în special la decolare și aterizare sau în timpul spiralării în căminul termic.

De aici reiese că pentru a menține același valoare a lui  $F_z$  (la viteze mici), va trebui să modificăm un alt factor din formula:

$$F_z = \frac{\rho v^2}{2} S c_z \text{ (Kgf)}$$

și anume:  $C_z$  sau  $S$ .

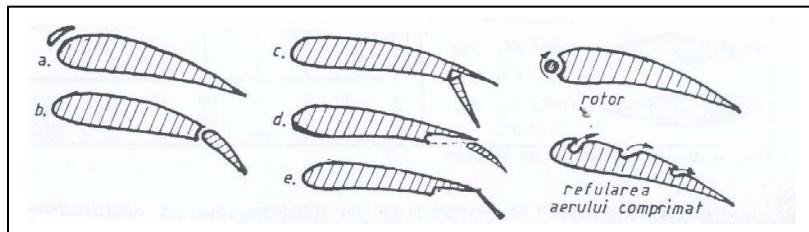


Fig. 14.45. Sisteme de hipersustentație

Cele mai cunoscute sisteme de hipersustentație sunt (vezi Fig. 14.45.):

- a. *fanta fixă sau mobilă* la bordul de atac. Aceasta face ca la unghiuri  $\alpha_{critice}$  fileurile de aer să se mențină în continuare pe extrados, rezultând îmbunătățirea valorii lui  $C_z$ . Mărește portanța cu 35%;
- b. *voletul de curbură cu sau fără fantă*, realizează o modificare a curburii profilelor (o mărește), ceea ce face să se mărească portanța până la cca. 50%;
- c. *voletul de intrados* are același scop ca și voletul de curbură și anume, mărește curbura profilului pe intrados. Mărește portanța până la cca. 70%;
- d. *voletul Fowler* are rolul de a mări suprafața și curbura aripiei, fapt care determină o creștere a forței portante cu până la 140%;
- e. *voletul Zapp* este asemănător cu Voletul Fowler, adică mărește suprafața aripiei și modifică curbura profilului prin rotirea cu aproape  $180^\circ$  a unei porțiuni de pe intrados, rezultând creșterea portanței cu până la 80%.

Pentru a înțelege mai bine funcționarea dispozitivelor de hipersustentație, care la planoare, prin mărirea suprafeței aripiei sau a curburii profilului (vezi paragraful 12.2.), asigură forță portantă necesară zborului, prezentăm în Fig. 14.46., modificarea polarei aripiei sub influența voletilor de curbură.

Trebuie avut în vedere faptul că toate modificările ale lui  $C_z$  se vor face în anumite limite de viteze. Acestea se găsesc în notița tehnică a planorului și toți pilotii trebuie să le cunoască și să le aplique pentru a evita depășirea lui  $\alpha_{critic}$  în zbor.

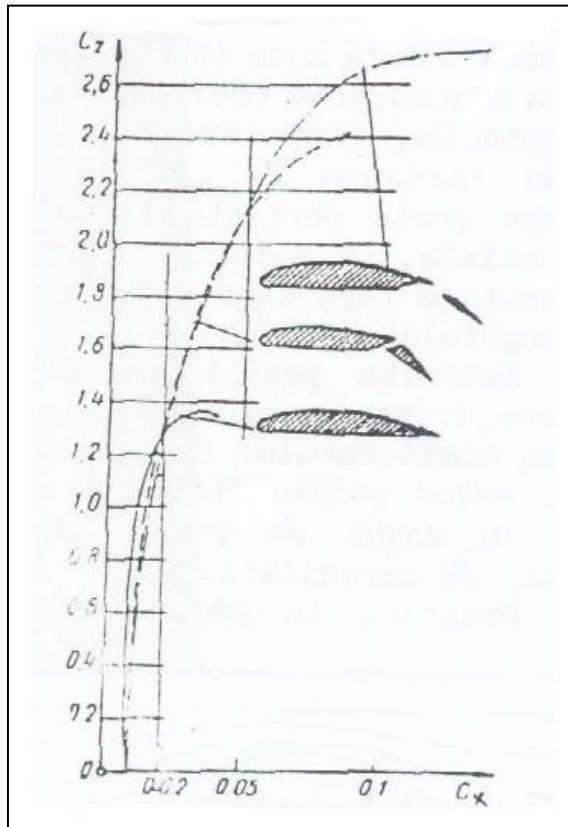


Fig..14.46.

## 15. Frânele aerodinamice

O caracteristică a planoarelor moderne este *finețea aerodinamică* care stim că este raportul dintre  $F_z$  și  $F_x$ .

În construcția de planoare se tinde ca acest raport să fie cât mai mare, ceea ce în practică se traduce printr-un unghi de pantă cât mai mic.

Această calitate a planoarelor este indispensabilă în cadrul construcțiilor moderne pentru a se putea parcurge de la o anumită înălțime o distanță cât mai mare. Totuși, datorită faptului că  $C_x$  este mic au apărut două aspecte negative și anume:

- planorul poate căpăta în zborul în picaj o viteză care poate pune în pericol rezistența mecanică a părților componente;
- planorul are unghi de pantă mic, ceea ce face ca în cazul aprecierii prizei de aterizare (mai ales când terenul de aterizare este înconjurat de obstacole înalte), aceasta să nu se poată face corect, necesitând un teren foarte degajat și lung.

Pentru a elimina aceste neajunsuri s-a recurs la dotarea, din construcție, a planoarelor cu frâne aerodinamice care au ca scop:

- planorul să nu depășească viteza maximă în picaj cu frânele scoase,



- să poată fi scurtată și corectată priza de aterizare.

Cu alte cuvinte se poate spune că frânele aerodinamice au rolul de a înrăutăți calitățile aerodinamice ale planorului.

Practic, aceste frâne aerodinamice nu sunt altceva decât niște suprafețe ortogonale, care la comanda pilotului sunt scoase din aripă și au ca efect creșterea coeficientului de rezistență la înaintare,  $C_x$ .

În acest mod, pentru primul caz, se obține o creștere a rezistenței la înaintare, fapt ce va face ca viteza să se oprescă la o valoare inferioară celei maxime.

În același timp, frânele aerodinamice crează zone turbionare care duc la micșorarea coeficientului de portanță  $C_z$ , respectiv micșorarea forței portante  $F_z$ . Pentru a se reduce forța portantă la valoarea ei inițială, se modifică unghiul de incidentă  $\alpha$  fapt care duce la mărirea unghiului de pantă.

Datorită posibilității de a manevra frâna aerodinamică, valoarea coeficientului  $C_z$  este variabilă, având posibilitatea de a obține un unghi de pantă variabil funcție de necesități.

Practic, în construcția de planoare se folosesc două tipuri de frâne: DFS și Hutter (vezi Fig. 15.47).

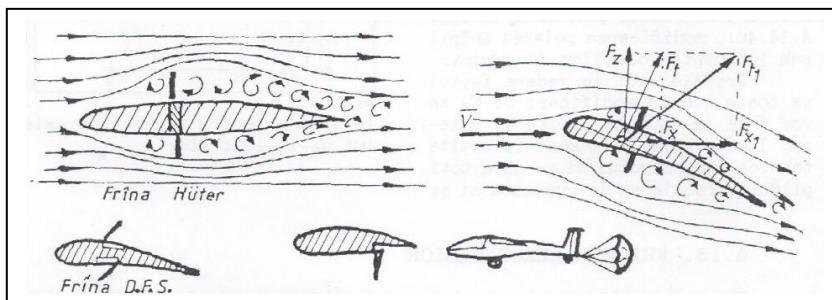


Fig. 15.47. Frâne aerodinamice

Notăriile folosite în figură sunt următoarele:

- $F_x$  = rezistență la înaintare fără frână scoasă;
- $F_{x1}$  = rezistență la înaintare cu frână scoasă;
- $F_t$  = forță aerodinamică totală fără frână scoasă;
- $F_{t1}$  = forță aerodinamică totală cu frână scoasă;
- $C_z/C_x$  cu frâna scoasă este mai mic ca  $C_z/C_x$  fără frâna scoasă.

## 16. Forțe care acționează asupra planorului în zbor planat

Zborul planat al planorului este un zbor cu o pierdere permanentă de înălțime. Din acest motiv, zborul planorului poate fi considerat asemănător cu alunecarea unui corp mobil pe un plan înclinat (vezi Fig. 16.48.). Acest lucru se datorează faptului că pentru a asigura viteza necesară zborului, planorul se pune pe o pantă de coborâre astfel încât o componentă a greutății  $G_2$  să constituie forță de tractiune necesară, anulând rezistența la înaintare.



Pentru ca zborul să se execute uniform (viteza să fie constantă, trebuie ca unghiul de pantă sau unghiul de planare  $q$ , să fie constant fapt care duce la următorul echilibru de forțe:

Pe de altă parte, unghiul  $j = q$  ca unghiuri cu laturile perpendiculare,

$$G_1 = F_z \quad F_z = \frac{\rho}{2} v^2 S C_z \quad G_1 = \cos \varphi \frac{\rho}{2} v^2 S C_z = G_{\cos \varphi}$$

$$G_2 = F_x \quad F_x = \frac{\rho}{2} v^2 S C_x \quad G_2 = \sin \varphi \frac{\rho}{2} v^2 S C_x = G_{\sin \varphi}$$

$$\tan \varphi = \frac{F_{x \text{ tot}}}{F_{z \text{ tot}}} = \frac{\frac{\rho}{2} S v^2 C_{x \text{ tot}}}{\frac{\rho}{2} S v^2 C_{z \text{ tot}}} = \frac{C_{x \text{ tot}}}{C_{z \text{ tot}}} = \frac{I}{K}, \text{ unde}$$

K este finețea planorului

dar în triunghiul ABC:

$$\tan \theta = \frac{B C}{A B} = \frac{H}{S}$$

unde:

-  $H$  = înălțimea la care începe planarea;  
-  $S$  = distanța parcursă la sol în timpul planării,  
iar în triunghiul vitezelor:

$$\tan \theta = \frac{w}{v_s} \approx \frac{w}{v},$$

(deoarece  $q$  este mic  $v \gg v_s$ )

unde:

-  $w$  = viteza ce coborâre citită de pilot la variometru;  
-  $v$  = viteza citită de pilot la vitezometru și transformată în m/s, considerându-se vântul nul.

În concluzie, putem scrie sub forma unui sir de rapoarte egale, următoarele:

$$\tan \varphi = \frac{F_{x \text{ tot}}}{F_{z \text{ tot}}} = \frac{C_x}{C_z} = \frac{I}{K} = \frac{H}{S} = \frac{w}{v} = \tan \theta$$

$$F_z = G_1 \frac{\rho v^2}{2} S C_z = G v \cos \theta = \sqrt{\frac{G}{S} \frac{2}{\rho} \frac{\cos \theta}{C_z}},$$

Din această relație se vede că *finețea planorului* (unghiul de planare) nu depinde decât de caracteristicile aerodinamice al planorului, deci de polara acestuia.



Să călculăm acum viteza de planare:

dar ținând cont de faptul că planoarele moderne au finețe ridicate (25-50), unghiul  $q$  va fi mai mic de  $2^\circ$  și deci cu o aproximare foarte bună, putem considera  $\cos q = 1$ .

În aceste condiții:

$$V = \sqrt{\frac{G}{S} \cdot \frac{2}{r} \cdot \frac{I}{C_z}},$$

de unde rezultă că în situația când, în cadrul zborurilor de performanță, se urmărește să se obțină o finețe maximă cu o viteză de deplasare cât mai mare, se va căuta să se modifice greutatea planorului.

Acest lucru este posibil prin luarea de *balast* de apă în planor. În felul acesta vom mări greutatea planorului și respectiv la aceeași pantă se va mări viteza de zbor, deci vom parcurge aceeași distanță într-un timp mai mic. Totodată, studiind relația:

$$w_{cob} = \frac{I}{3,6} \cdot \frac{V}{K}, \text{ (m/s)}$$

observăm că mărind viteza de zbor (datorită balastului), se va mări și viteza descendentală.

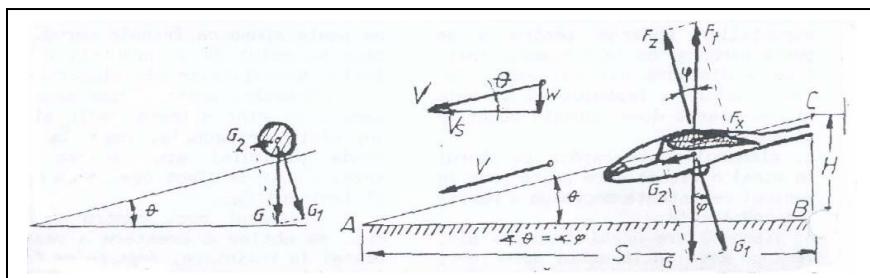


Fig. 16.48. Echilibrul forțelor în zborul planat

Balastul de apă poate fi luat numai de planoarele care au din construcție montate în aripi sau în fuselaj rezervoare de apă. Aceste rezervoare sunt construite cu posibilitatea de a putea fi golite de către pilot în zbor în cazul când situația meteo este slabă, sau când execută aterizarea.

## 17. Forțele care acționează asupra planorului în viraj

*Virajul este o schimbare de direcție în plan orizontal, pe o trajectorie curbă.*

Din punct de vedere al execuției virajele pot fi:

- corecte;
- derapate (aruncate);
- glisate (alunecate).

*Virajul corect* (vezi Fig. 17.49), este virajul în care avem următorul echilibru de forțe:

$F_{zv} = F_r$ , sau, pe componente:



$$F_{zo} = G$$

$$F_{cf} = F_{cp}, \text{ unde:}$$

$F_{zo}$  = forță portantă în zbor orizontal;

$F_{zv}$  = forță portantă în viraj;

$F_{cf}$  = forță centrifugă;

$F_{cp}$  = forță centripetă.

$F_r$  = rezultanta între  $G$  și  $F_{cf}$ .

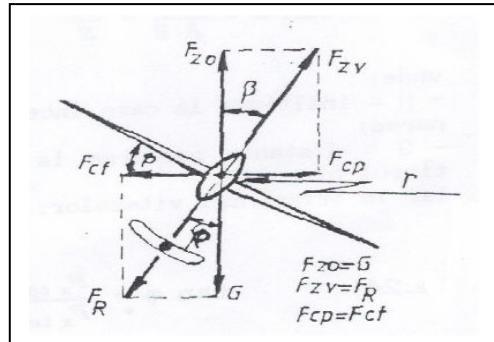


Fig. 17.49 Virajul corect

$$F_{cf} = \frac{G}{g} \frac{v^2}{r};$$

$$\text{dar: } \frac{G}{g} = m, \text{ de unde rezulta}$$

$$\text{ca: } F_{cf} = \frac{m v^2}{r}, \text{ unde:}$$

$r$  este raza de viraj.

Deci putem spune că forța centrifugă este direct proporțională cu greutatea aeronavei, cu pătratul vitezei și invers proporțională cu raza de viraj.

Să calculăm care este forța portantă necesară și viteza planorului în virajul corect:

$$F_{zv} = \frac{\rho v_v^2}{2} S C_{zv}$$

$$F_r = \frac{G}{\cos \beta} \text{ dar } F_{zv} = F_r, \quad F_{zv} = F_r = \frac{G}{\cos \beta} \quad (1)$$

$$= \frac{\rho v_v^2}{2} S C_{zv} = \frac{G}{\cos \beta} \quad (2)$$

(1) = Forța portantă necesară virajului corect:

(2) = viteza necesară virajului corect:



$$v_v = \sqrt{\frac{G}{S} \frac{2}{\rho} \frac{I}{C_{zv}} \frac{I}{\cos \beta}}, \text{ iar}$$

$$v_o = \sqrt{\frac{G}{S} \frac{2}{\rho} \frac{I}{C_{zo}}},$$

deci:

$$v_v = v_o \sqrt{\frac{I}{\cos \beta}}$$

Făcând referirea la viteza limită  $v_{LV}$  în viraj, față de viteza limită în zbor orizontal,  $v_{LO}$ :

$$v_{LV} = v_{LO} \sqrt{\frac{I}{\cos \beta}}$$

Rezultă că viteza limită în viraj se mărește față de viteza limită în zbor orizontal, pe măsură ce se mărește unghiul de înclinare,  $\beta$ , în viraj. Din acest motiv în timpul zborului în viraj, trebuie să fim atenți la simptomele de angajare care vor fi date de planor înainte de a atinge viteza limită de zbor orizontal (cea dată în notiță tehnică a aeronavei).

*Raza necesară efectuării virajului corect poate fi dedusă astfel:*

$$\begin{aligned} F_{cf} &= F_{cp} \quad F_{cf} = \frac{G}{g} \frac{v^2}{r} \\ F_{cp} &= F_{zv} \sin \alpha = \frac{G}{\beta} \sin \alpha = G \tan \alpha \\ \frac{G}{g} \frac{v^2}{r} &= G \tan \alpha - r = \frac{v^2}{g \tan \alpha} \end{aligned}$$

$g = 9.81 \text{ m/s}^2$  și este accelerația gravitațională

În realitate în zbor se întâlnesc și situații când virajul nu este executat corect și deci vom avea viraje derapate sau glisate (vezi Fig. 17.51. și 17.52.).

În virajul derapat, planorul execută un viraj cu o rază mai mare decât raza inițială (aruncat).

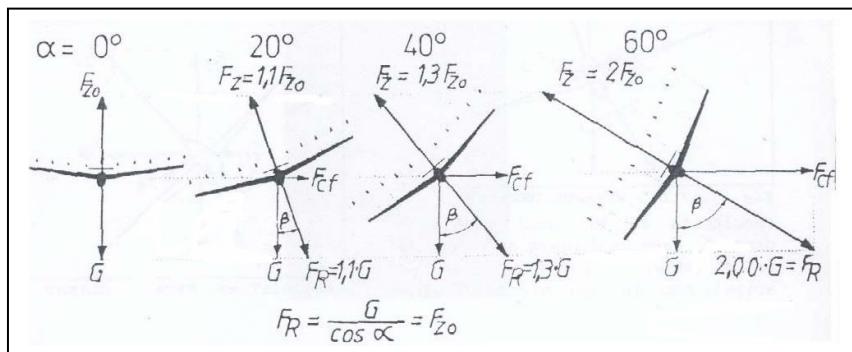


Fig. 17.50. Forțele în virajul corect cu diferite înclinări

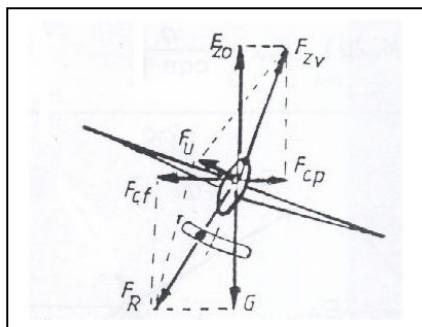


Fig. 17.51. Virajul derapat

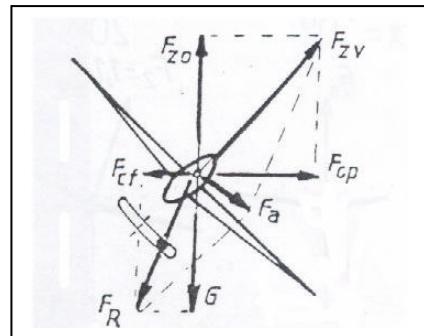


Fig. 17.52. Virajul glisat

Dacă analizăm graficul forțelor, vedem că  $F_{zv}$  și  $F_R$ , nu sunt pe aceeași direcție. Din acest motiv, prin compunerea lor vom obține o rezultantă  $F_u$  în cazul virajului derapat, care va deplasa aeronava de pe direcție, făcând-o să urce pe aripă), sau, în cazul virajului alunecat, o forță,  $F_a$  care va deplasa aeronava în sensul alunecării pe aripă.

### 18. Forțele care acționează asupra planorului în remoraj de avion

În această situație avem echilibrul de forțe după cum urmează:

$$G = F_z \text{ și}$$

$$T = F_x, \text{ unde } T \text{ este tractiunea avionului remorcher.}$$

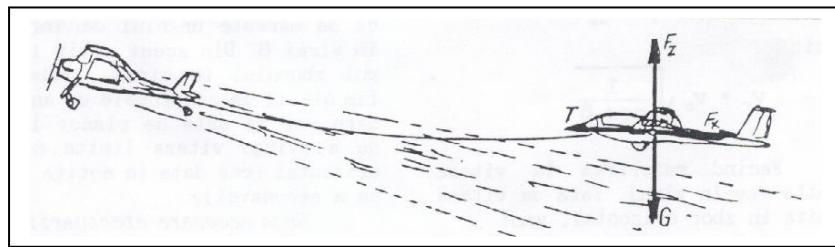


Fig. A.18.53. Forțele în remorajul de avion

În cadrul acestei metode de remoraj, avionul asigură tracțiunea necesară dezvoltării vitezei care va crea portanța necesară menținerii în zbor a planorului.

#### 19. Forțe care acționează asupra planorului în remoraj de automosor

În cadrul acestei metode de remoraj se întâlnesc practic 2 situații:

- remoraj cu declanșatorul de bot;
- remoraj cu declanșatorul în centrul de greutate (de burtă sau bilateral).

a. În situația *remorajului cu declanșator de bot* (vezi Fig. 19.54.), apare și un moment de rotație datorat componentei verticale a tracțiunii. Acest moment este anulat de un altul, creat de profund (prin bracarea acestuia de către pilot).

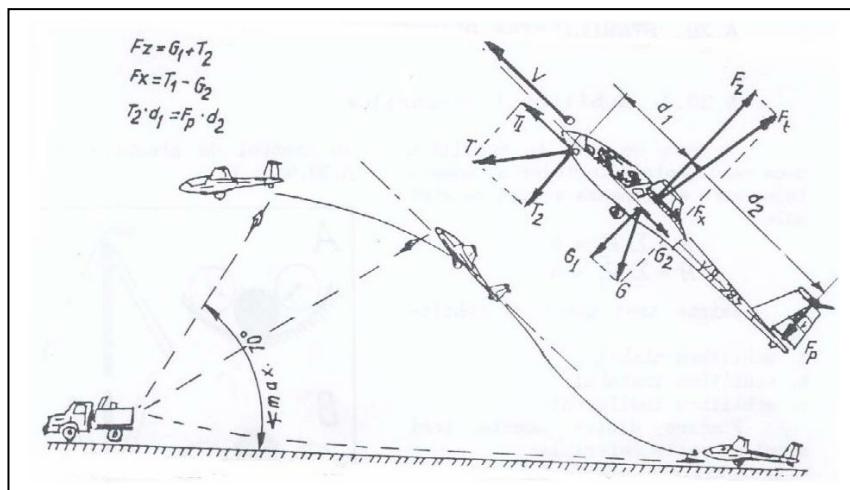


Fig. 19.54. Forțele în remorajul de automosor cu declanșator de bot

Echilibrul de forțe și momente este următorul:

$$F_z = G_1 + T_2$$

$$F_x + G_2 = T_1$$

$$T_2 \cdot d_1 = F_p \cdot d_2$$



- b. În situația *remorajului cu declanșator în centrul de greutate* nu mai apare momentul de rotere, deci profundorul va sta în poziție neutră, remorajul efectuându-se mult mai ușor din punctul de vedere al tehnicii de pilotaj.

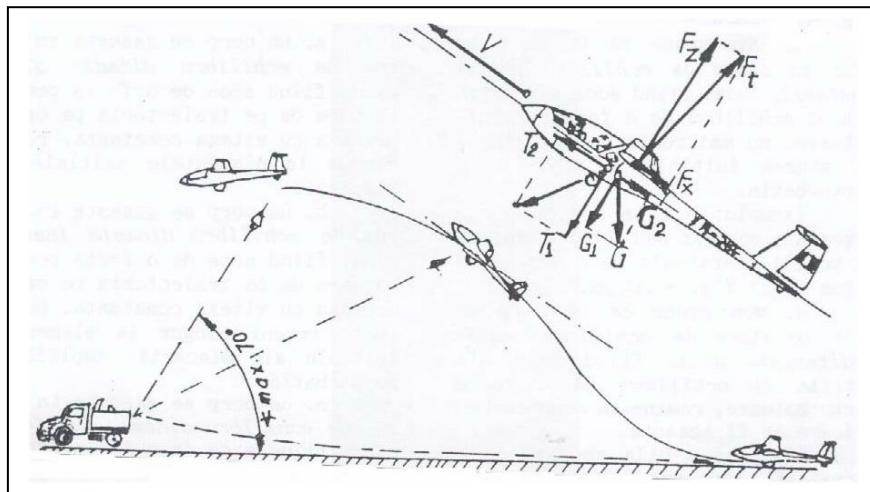


Fig. 19.55. Forțele în remorajul de automosor cu declanșator de burtă

$$T_2 = G_2 + F_x$$

Echilibrul de forțe este următorul:

$$F_z = G_1 + T_1$$

Când planorul se va apropiă de verticala automosorului, în ambele situații de remoraj, forța de tracțiune crește foarte mult (componenta  $T_1$ ) și forța aerodinamică totală nu o mai poate echilibra.

În acest moment se va declanșa cablul (care face un unghi de maxim  $70^\circ$  față de orizontală) și se va trece la zborul normal.

## 20. Stabilitatea planorului

### 20.1. Echilibrul corpurilor

$$\vec{F} = \sum \vec{F}_i = 0$$

Un corp se află în echilibru dacă rezultantele forțelor și momentelor care acționează asupra sa sunt nule:

$$\vec{M} = \sum \vec{M}_i = 0$$

Există trei stări de echilibru:

- a. echilibru stabil;
- b. echilibru instabil;
- c. echilibru indiferent.

Fiecare dintre aceste trei stări se poate referi la un echilibru *static* (de poziție) sau la un echilibru *dinamic* (de mișcare).

**A. Echilibrul static**

a. vom spune că un corp se află în stare de *echilibru static stabil*, dacă, fiind scos din poziția de echilibru de o forță perturbatoare, revine singur la starea inițială (fără intervenții exterioare).

Exemplu: o bilă așezată în partea cea mai de jos a unei suprafete concave, sau un pendul (vezi Fig. 20.56.A.).

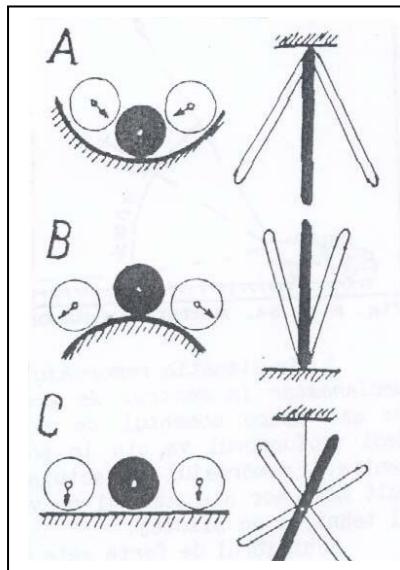


Fig. 20.56. (a, b, c) Stările de echilibru

b. vom spune că un corp se află în stare de *echilibru static instabil*, dacă, fiind scos din poziția de echilibru de o forță perturbatoare, nu mai poate reveni singur la starea inițială , amplificând perturbația.

Exemplu: o bilă așezată pe o suprafață convexă sau o bară așezată în poziție verticală pe o suprafață plană (vezi Fig. 20.56.B.).

c. vom spune că un corp se află în stare de *echilibru static indiferent*, dacă, fiind scos din poziția de echilibru de o forță perturbatoare, rămâne în noua stare, oricare ar fi aceasta.

Exemplu: o bilă așezată pe o suprafață plană sau o bară agățată în centrul de greutate (vezi Fig. 20.56.C.).

**B. Echilibrul dinamic**

a. un corp se găsește în starea de *echilibru dinamic stabil* când, fiind scos de o forță perturbatoare de pe traiectoria pe care o urmează cu viteză constantă, revine singur la elementele inițiale ale mișcării.

b. un corp se găsește în starea de *echilibru dinamic instabil* când, fiind scos de o forță perturbatoare de pe traiectoria pe care o urmează cu viteză constantă, nu mai poate reveni singur la elementele inițiale ale mișcării, amplificând perturbația.



c. un corp se găsește în starea de *echilibru dinamic indiferent* când, fiind scos de o forță perturbatoare de pe traекторia pe care o urmează cu viteză constantă, rămâne pe noua traectorie, tot cu viteză constantă.

## 20.2. Stabilitatea planorului

Întrucât aeronavele se deplasează în spațiul tridimensional și forțele perturbatoare acționează în acest context; vom considera următorul sistem ortogonal de axe atașat, cu originea în centrul de greutate al planorului (vezi Fig. 21.57.).

- $x'$  = axa longitudinală (de ruliu);
- $y'$  = axa transversală (de tangaj);
- $z'$  = axa verticală (de giroscopie) și ne vom referi la:
  - stabilitatea longitudinală (în jurul axei de tangaj);
  - stabilitatea transversală (în jurul axei de ruliu);
  - stabilitatea verticală (în jurul axei de giroscopie).

### 20.2.1. Stabilitatea longitudinală

#### A. Stabilitatea longitudinală statică

Vom spune că un planor este *stabil longitudinal static*, dacă la apariția unui factor perturbator (de exemplu variația incidentei aripii) care rotește aeronava în jurul axei de tangaj, apare, fără intervenția pilotului, un moment stabilizator ce reduecă planorul în poziția inițială.

Așa cum observam și în Fig. 20.58., în timpul zborului planat cu viteză constantă, momentul forței portante a aripii față de centrul de greutate **CG** al planorului este echilibrat de momentul forței portante a ampenajului orizontal față de același **CG**.

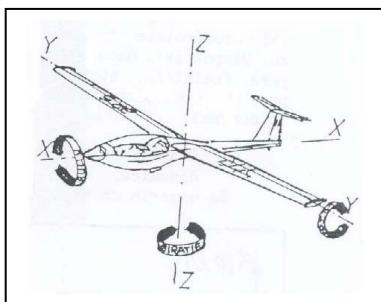


Fig. 20.57. Axele planorului

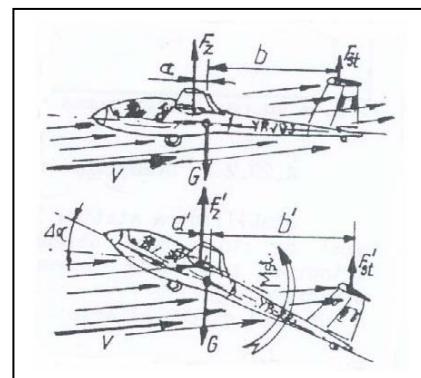


Fig. 20.58. Stabilitatea longitudinală

Datorită acțiunii unui factor perturbator (posibil o rafală orizontală sau verticală), se va modifica forța portantă pe aripă și ampenaj (prin modificarea unghiului de incidentă sau a vitezei) deci și echilibrul momentelor, aeronava rotindu-se în jurul axei de tangaj. Dacă este îndeplinită condiția de stabilitate statică longitudinală, momentul creat de portanța ampenajului orizontal va fi mai mare și va tinde să reducă planorul în poziția inițială:



$$M_{stabilizator} = F_{st} b - F_z a$$

Din cele arătate mai sus reiese importanța poziționării centrului de greutate. Dacă acesta se găsește prea în spate este posibil ca la apariția unei perturbații, momentul portanței aripii să nu mai poată fi echilibrat, fapt care duce la evoluții necontrolate, în limită de viteză. Dimpotrivă, dacă poziția sa este prea înaintată, stabilitatea este prea mare și planorul devine leneș în comenzi.

### B. Stabilitatea longitudinală dinamică

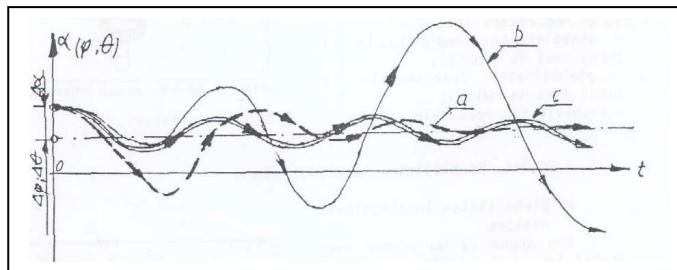


Fig. 20.59. Stabilitatea longitudinală dinamică

Să urmărim ce se întâmplă în timp, după apariția momentului stabilizator.

Planorul va tinde să rămână în poziția initială, dar, din cauza inerției, va efectua niște oscilații amortizate până la recăptarea traectoriei de echilibru, în cazul în care este și stabil dinamic. (vezi Fig. 20.59.a.).

Dacă în loc să se amortizeze, oscilațiile se amplifică, cu toate că este stabil static, planorul este instabil dinamic (vezi Fig. 20.59.b.), iar dacă oscilațiile rămân constante, echilibrul este dinamic indiferent (vezi Fig. 20.59.c.).

#### 20.2.2. Stabilitatea transversală

Stabilitatea statică în jurul axei de ruliu este asigurată în principal prin două elemente constructive:

a. unghiul diedru al aripii  $d$ :

$$F'_{z2} > F'_{z1}$$

$$a_2 > a_1$$

$$F'_{z2} a_2 > F'_{z1} a_1$$

La apariția unei perturbații care are ca rezultat înclinarea planorului pe o aripă, din cauza unghiului diedru, momentul componentei verticale a portanței semiplanului care coboară, față de CG, este mai mare decât cel al componentei verticale a portanței semiplanului care urcă (vezi Fig. 20.60.)

Apare deci un moment stabilizator de ruliu:

$$M_{s\ ruliu} = F'_{z2} a_2 - F'_{z1} a_2$$

cu specificația că momentele create de componente  $F''_z$  sunt neglijabile în raport cu cele create de componente  $F'_z$ .

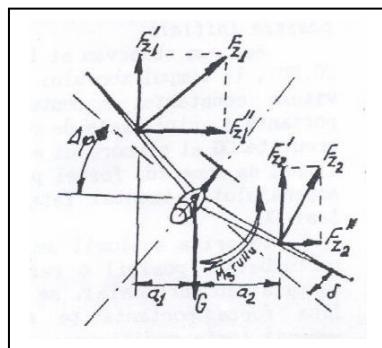


Fig. 20.60. Stabilitatea transversală

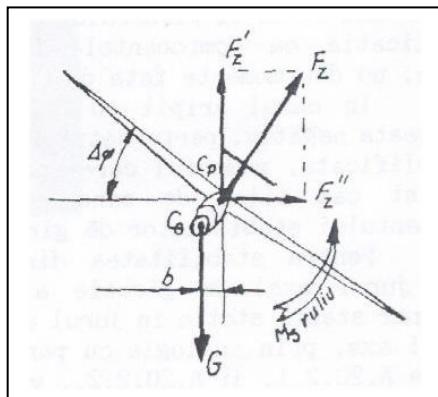


Fig. 20.61.

b. poziția mai coborâtă a centrului de greutate față de centrul de presiune:

La apariția unei perturbații care are ca rezultat înclinarea planorului pe o aripă, apare un decalaj pe orizontală între CG și CP, dând naștere astfel unui cuplu de forțe stabilizator (vezi Fig. 20.61.):

$$M_{s \text{ ruliu}} = F'_z b$$

De remarcat că momentul stabilizator de ruliu este cu atât mai mare cu cât CG este mai coborât.

Stabilitatea dinamică transversală în jurul axei de ruliu pentru un planor stabil static transversal este prezentată prin analogie cu cea longitudinală în Fig. 20.59., unde se înlocuiește variația incidentei  $\Delta\alpha$  cu variația înclinării  $\Delta\varphi$ .

### 20.2.3. Stabilitatea în jurul axei de giroaie

Stabilitatea statică în jurul axei de giroaie este asigurată în principal de:

**a. ampenajul vertical:**

Dacă, datorită unor perturbații exterioare, planorul execută o rotație  $\Delta\theta$  în jurul axei de giroaie, incidența ampenajului vertical față de direcția de zbor va fi diferită de 0 și în consecință va apărea o forță portantă care va crea la rândul ei un moment stabilizator de giroaie (vezi Fig. A.20.62.).

$$M_{s \text{ giratie}} = F_a d \quad \text{unde:}$$

$d$  = distanța de la **CG** al planorului la **CP** al ampenajului vertical.

**b. unghiul de săgeată pozitiv al aripilor,  $c$ .**

Datorită unghiului de săgeată pozitiv, se observă ușor că proiecțiile frontale ale semiplanurilor (pe un plan perpendicular pe viteză) sunt inegale. Rezistența la înaintare corespunzătoare ca și momentele componentelor față de centrul de greutate al planorului vor fi de asemenea inegale, generând astfel un moment stabilizator de giroaie (vezi Fig. 20.63.).

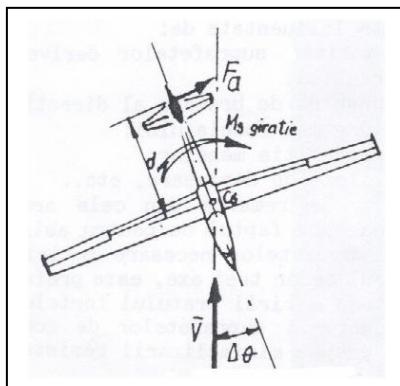


Fig. 20.62. Stabilitatea de giroaie

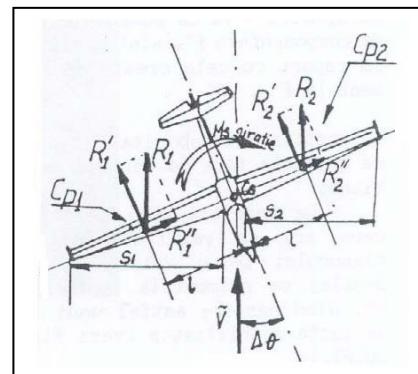


Fig. 20.63

$$M_{s \text{ giratie}} = R'_1 l - R'_2 l, \quad \text{unde:}$$

$$S_1 > S_2 \quad R_1 > R_2 \quad R'_1 > R'_2$$

-  $S_1$  și  $S_2$  sunt proiecțiile frontale ale semiplanurilor, iar

-  $l$  este distanța de la **CP** al semiplanului la **CG** al planorului cu specificația că componentele  $R''_1$  și  $R''_2$ , nu dau momente față de **CG**.

În cazul aripii cu unghi de săgeată negativ, perturbația  $\Delta\theta$  este amplificată, momentul care apare în acest caz fiind de sens contrar momentului stabilizator de giroaie.

Pentru stabilitatea dinamică în jurul axei de giroaie a unui planor stabil static în jurul aceleiași axe, prin analogie cu paragrafele 20.2.1. și 20.2.2., vom folosi din nou Fig. 20.59, cu ordonata renominalizată corespunzător în  $\theta$ .



### 21. Maniabilitatea planorului

*Maniabilitatea planorului este calitatea acestuia de a răspunde ușor comenziilor și de a efectua repede rotațiile în jurul centrului de greutate.*

Maniabilitatea, ca și stabilitatea se studiază în raport cu cele trei axe de rotație:

- *maniabilitatea longitudinală* este modificarea cu ușurință a unghiurilor de incidentă prin bracarea profundorului. Maniabilitatea longitudinală depinde de:
  - mărimea suprafețelor profundorului și stabilizatorului;
  - unghiul de bracaj al profundorului;
  - lungimea fuselajului;
  - centrajul planorului;
  - viteza de deplasare, etc..
- *maniabilitatea transversală* este însușirea planorului de a se înclina sau roti cu ușurință în jurul axei longitudinale, când se brachează eleroanele. Maniabilitatea transversală este influențată de:
  - mărimea suprafețelor eleroanelor;
  - unghiurile de bracaj diferențiale;
  - poziția eleroanelor pe aripă;
  - anvergura aripii;
  - repartizarea masei aripii;
  - viteza de deplasare, etc..
- *maniabilitatea pe direcție* este însușirea planorului de a se roti cu ușurință în jurul axului vertical. Acest lucru se realizează prin bracarea direcției spre stânga sau spre dreapta. Maniabilitatea pe direcție este influențată de:
  - mărimea suprafețelor derivei și direcției;
  - unghiul de bracare al direcției;
  - lungimea fuselajului;
  - repartiția maselor;
  - viteza de deplasare, etc..

Se remarcă din cele arătate până acum faptul că pentru asigurarea momentelor necesare rotirii în jurul celor trei axe, este preferată metoda măririi brațului forțelor și micșorării suprafețelor de comandă cu scopul minimalizării rezistențelor la înaintare.

Concentrarea maselor cât mai aproape de centrul de greutate pentru micșorarea momentelor de inerție este o altă cerință pentru asigurarea unei bune maniabilități.

Maniabilitatea planorului este, de asemenea, în strânsă legătură cu stabilitatea sa. Cu cât un planor este mai stabil, cu atât este mai puțin maniabil.

În practică se recurge la un compromis între maniabilitate și stabilitate.

### 22. Centrajul planorului



Greutatea unui planor se poate considera concentrată într-un punct, numit centru de greutate  $C_G$ , diferit, de obicei ca poziție de centrul de presiune  $C_P$  al planorului.

*Poziția centrului de greutate al planorului se indică în procente din coarda medie aerodinamică CMA, față de bordul de atac al acesteia și se numește generic **centraj** (valoare % CMA).*

În planorism, datorită faptului că vor zbura piloti mai grei sau mai ușori, constatăm că centrul de greutate își va schimba poziția de la zbor la zbor. Astfel, dacă se află în zbor un pilot mai ușor, centrul de greutate se mută în spate față de bordul de atac al CMA.

Prin *centraj maxim spate admis* se înțelege poziția maximă spate a cetrului de greutate pe CMA, poziție din care la comanda pilotului (manșa la poziția maxim în față), de bracare a profundorului maxim în jos, să se obțină unghiul de incidentă corespunzător vitezei maxime de zbor.

Dacă, în schimb avem un pilot cu o greutate mare, centrul de greutate se va muta mai înspre față, deci va avea o poziție mai apropiată de bordul de atac de CMA.

Prin *centraj minim față admis* se înțelege poziția minimă a centrului de greutate pe coarda medie aerodinamică, din care, la comanda pilotului (manșa maxim trasă) pentru a braca maxim în sus profundorul, să se poată obține coeficientul de portanță maxim, deci unghiul de incidentă critic.

Dacă se depășește centrajul maxim spate, aeronava nu va mai putea fi readusă pe pantă normală de zbor de la o pantă de urcare și se va angaja.

Dacă se depășește centrajul minim față aeronava nu va mai putea fi redresată după un zbor în pantă accentuată de coborâre. Deci, o condiție de bază a limitelor de centraj admise este ca în cadrul acestor limite să se asigure manevrabilitatea aeronavei.

Spre a evita în exploatare depășirea centrajelor care, spre exemplu la planorul IS 28 B<sub>2</sub> sunt:

- centraj minim față = 22% CMA și
- centraj maxim spate = 47% CMA,

constructorul limitează greutatea minimă și maximă a echipajului și prevede uneori cabina planoarelor cu locașuri pentru greutăți speciale de plumb care pot fi atașate sau scoase în funcție de necesități.

În concluzie, dacă se depășesc centrajele maxim spate și minim față, nu mai este posibilă realizarea de viteze minime sau trecerea la zborul pe pantă normală.

**Mentionăm că în această situație actionarea comenzi compensatorului nu ajută la corectarea centrajului, acesta având rolul de a elimina efortul pe manșă în situația zborului normal.**

### 23. Compensarea comenzilor

Se face cu ajutorul unor dispozitive care servesc la micșorarea eforturilor depuse de pilot pe comenzi. Aceste dispozitive se montează pe suprafetele de comandă.

Compensarea poate fi:

- a. statică; și
- b. aerodinamică.

a. *Compensarea statică* se realizează prin montarea de resorturi sau greutăți în lanțul cinematic al comenzi, sau pe suprafața de comandă



b. Compensarea aerodinamică se face prin:

1. suprafață;
2. poziționarea axei de rotație;
3. trimere.

1. *Compensarea prin suprafață* se obține cu ajutorul unei porțiuni din suprafața de comandă, care este plasată în partea anteroară axei de rotație a suprafeței de comandă (profundor sau direcție) și care se brachează în partea opusă bracării acesteia (vezi Fig. 23.64.a.).

2. *Compensarea axială* este realizată la fel ca cea prin suprafață, dar aici se va braca în sens invers o porțiune din suprafața de comandă pe toată lungimea acesteia. (vezi Fig. 23.64.b.).

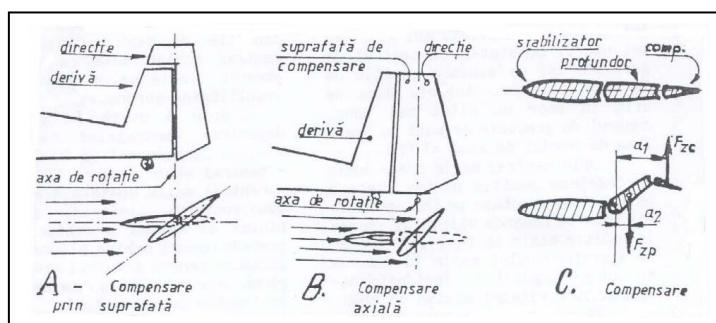


Fig. 23.64. Compensarea comenziilor

3. *Compensarea prin compensator* se realizează cu ajutorul unei suprafețe montate pe suprafața de comandă (vezi Fig. 23.64.c.), care, la comanda pilotului, se brachează în sens invers bracării suprafeței de comandă astfel încât să realizeze echilibrul de momente:

$$F_{zt} a_1 = F_{zc} a_2$$

Compensarea se mai poate face și *prin modificare unghiului de incidentă al întregului ampenaj orizontal*, modificare ce se realizează în zbor la comanda pilotului.

$$(A.31) \quad n = \frac{F_z}{G}$$

### 24. Factorul de sarcină

Se numește *factor de sarcină*  $n$ , raportul dintre portanța dezvoltată de o aripă într-o evoluție oarecare și greutatea aeronavei:

În cazul zborului orizontal, când  $F_z = G$ ,  $n = 1$ . Dacă  $F_z$  este negativ, atunci și  $n$  este negativ.

Se numește *factor de sarcină maxim admis în exploatare*  $n_e$ , *factorul de sarcină maxim la care este calculată o aeronavă* astfel încât structura ei să reziste fără a prezenta rupturi sau deformații permanente atunci când execută evoluții specifice scopului în care a fost construită.



Se numește *factor de sarcină de rupere*  $n_r$  *factorul de sarcină care aplicat trei secunde, duce la ruperea structurii aeronavei*. Uzual,  $n_r = 1,5 n_e$ .

Un lucru demn de remarcat este acela că  $n_e$  variază cu greutatea aeronavei. Astfel, pentru planorul IS 28 B<sub>2</sub>,  $n_e$  are următoarele valori:

- pentru greutarea de 520 Kgf,  $n_e = +6,5$  g, - 4 g;
- pentru greutarea de 590 Kgf  $n_e = +5,3$  g, - 2,65 g.

Orice evoluție a aeronavei este caracterizată de un factor de sarcină care se poate calcula: zborul orizontal, virajul, resursa, figurile acrobatici, zborul în atmosferă agitată, impactul la aterizare, etc. Spre exemplificare prezentăm formula de calcul a factorului de sarcină în virajul corect:

$$(A.32) \quad n = \frac{I}{\cos \varphi}$$

unde  $\varphi$  este unghiul de înclinare în viraj.

Să observăm că pentru un viraj înclinat cu  $60^\circ$  față de orizontală (pentru care  $\cos 60^\circ = 1/2$ ),  $n=1/2$ , deci  $n = 2$  !.

## 25. Momentul negativ

În timpul zborului cu o aeronavă se constată că dacă se dau comenzi de intrare sau ieșire din viraj, lucrând numai cu manșa, aeronava va avea tendință să se rotească în partea opusă comenzi date.

*Tendința de rotire în sens invers comenzi date cu manșa lateral se numește moment negativ.*

**Acest moment se va elimina lucrând cu manșa și palonierul în același timp și în aceeași parte, în cantități proporționale.** În acest fel, tendința aeronavei de a se roti în partea opusă va fi anulată de rotirea datorată palonierului.

Când mișcăm lateral manșa, o aripă coboară și alta urcă. Astfel, pe aripa care coboară apare o viteza ascendentă  $w_a$  a curentului de aer care va determina, împreună cu viteza de înaintare a aeronavei  $V$ , o rezultantă  $V_{rc}$ . Forța portantă  $F_z$  este perpendiculară pe viteza  $V_{rc}$ , forța rezistentă  $F_{xc}$  este paralelă cu viteza, iar forța aerodinamică totală  $F_{tc}$ , este orientată spre înainte. Făcând proiecția acesteia pe  $V$  (viteza de deplasare), vom obține o forță de deplasare a aripii spre înainte  $F_{tr}$  (Fig. 25.65.).

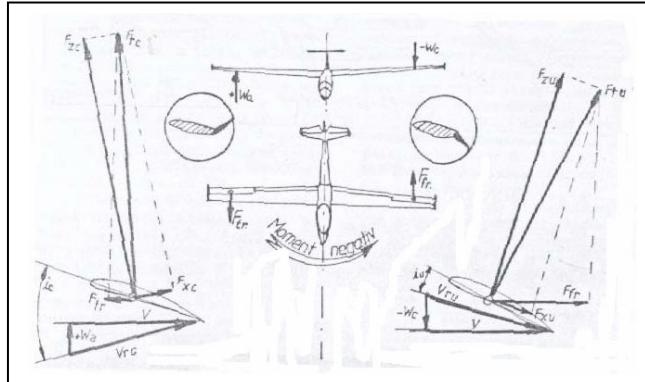


Fig. 25.65. Momentul negativ



În același timp, pe aripa care urcă, apare o viteza  $w_c$  descendenta a curentului de aer care prin compunere cu viteza aeronavei  $V$ , va da o rezultanta  $V_{ru}$ . Si aici forța portantă  $F_{zu}$  este perpendiculară pe  $V_{ru}$ , iar forța aerodinamică rezultantă  $F_{tu}$  va fi orientată spre înapoi.

Făcând și aici proiecția forței  $F_{tu}$  pe viteza de deplasare a aeronavei, vom obține o forță de deplasare spre înapoi a aripii  $F_{fr}$  (vezi Fig. 25.65.).

Cele două forțe  $F_{tr}$  și  $F_{fr}$  vor da naștere unui moment de rotire a aeronavei în sens invers comenzi date cu manşa lateral, iar valoarea sa va fi cu atât mai mare cu cât planorul va avea o anvergură mai mare.

## 26. Polara vitezelor

Este reprezentarea grafică a vitezei de înfundare a planorului  $w$  funcție de viteza de înaintare a acestuia  $V$  (vezi Fig. 26.66.).

Punctele caracteristice ale polarei sunt următoarele:

- A = punctul de tangență la polară al perpendiculararei pe axa absciselor, corespunde vitezei minime de zbor (pe axa ordonatelor putem citi viteza asociată de coborâre);
- B = punctul de tangență la polară a perpendiculararei pe axa ordonatelor corespunde vitezei minime de coborâre (pe axa absciselor putem citi viteza de zbor asociată);

$k_{maxim} = \operatorname{ctg} \theta_{min} = \frac{v_f}{w_f}$

- C = punctul de tangență la curba polară a semidreptei dusă din originea sistemului de axe, dă coordonatele vitezelor ( $v$  și  $w$ ), corespunzătoare vitezei maxime (se observă că unghiul  $\theta$  pe care-l face tangentă cu axa absciselor este minim)

- D și E sunt puncte care se găsesc la intersecția unei semidrepte, duse din originea sistemului de coordinate, cu polara vitezelor. Aceste puncte corespund la două situații de zbor în care planorul evoluează cu aceeași finețe,  $k = \operatorname{ctg} \theta$ .

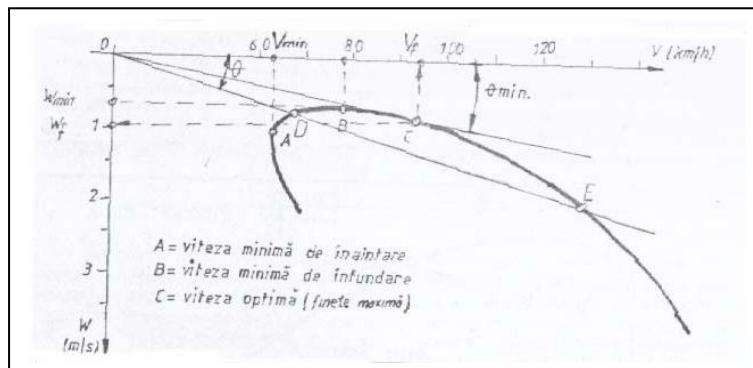


Fig. 26.66. Polara vitezelor calculată



Punctul D corespunde zborului la incidențe mari, iar punctul E, zborului la incidențe mici (vezi polara profilului).

Pentru zborurile de performanță în planorism, polara vitezelor are o deosebită utilitate practică, facilitând exploatarea aeronavei în regimul dorit, construirea diferitelor abace de calcul, sau alegerea și compararea performanțelor diferitelor tipuri de planoare.

Pornind de la relațiile care stabilesc factorii de care depinde viteza de cădere și cea de zbor, să discutăm unele din cerințele principale care se impun pentru planoarele moderne.

$$\begin{aligned} v &= \sqrt{\frac{G}{S} \cdot \frac{2}{\rho} \cdot \frac{l}{C_z}} \quad Km/h \\ w &= \sqrt{\frac{G}{S} \cdot \frac{2}{\rho} \cdot \frac{C_x^2}{C_z^3}} \quad m/s \end{aligned} \quad (A.34)$$

**1.** Pentru a se putea urca cât mai repede în căminul ascendent, planorul trebuie să aibă o viteză de cădere cât mai mică, care să se găsească la o viteză de zbor cât mai mică (necesară spiralării cu raze mici în termicele înguste). Minimalizând pe  $V$  și  $w$  rezultă:

a. un raport G/S cât mai mic care se realizează prin utilizarea în construcția planoarelor a unor materiale cu greutăți specifice scăzute și rezistențe mecanice mari;

b. un raport  $C_z/C_x$  cât mai mare, (vezi polara planorului) în zona incidențelor mici, deci finețea aerodinamică maximă care se poate realiza în cazul nostru cu:

- profile aerodinamice specializate, numite profile laminare;
- aripi cu alungiri mari care datorită unui  $C_{xi}$  redus au finețe sporită;
- micșorarea rezistențelor de frecare prin prelucrarea suprafețelor.
- micșorarea rezistențelor pasive și de interferență prin proiectarea corespunzătoare a formelor și elementelor de racordare dintre ele.

**2.** Pentru a se putea obține viteze de drum cât mai mari și distanțe maxime de planare, finețea optimă a planorului trebuie să se găsească la o viteză cât mai mare. Maximizând pe  $V$ , rezultă că ar trebui să avem un raport G/S cât mai mare și intrăm în contradicție cu cerințele de la pct. 1.a.

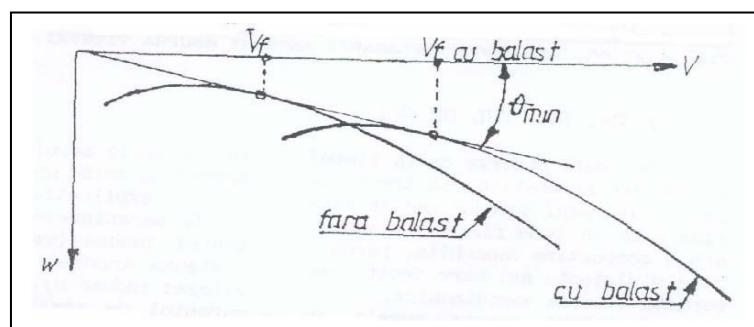


Fig. 24.67. Modificarea polarei funcție de balast



Pentru a rezolva această problemă în practică s-a ajuns la soluția unei încărcături pe  $m^2$  (G/S) variabilă în funcție de necesități. Planoarele moderne sunt dotate cu rezervoare de apă care pot fi golite în timpul zborului. Se obține astfel o viteză corespunzătoare fineții optime, variabilă (vezi Fig. 26.68.).

Polara vitezelor poate fi calculată sau determinată practic prin măsurători de precizie în timpul zborului într-o atmosferă liniștită, diferențele apărute între cele două reprezentări fiind uneori reprezentative.

## 27. Influența vântului și a curenților verticali asupra vitezei de salt

În timpul zborului planorul va traversa de multe ori zone cu mișcări ale aerului atmosferic pe verticală sau orizontală. Pentru a putea determina viteză optimă de deplasare și în aceste situații, trebuie să facem niște construcții ajutătoare pe polara vitezelor ca în Fig. 27.68.

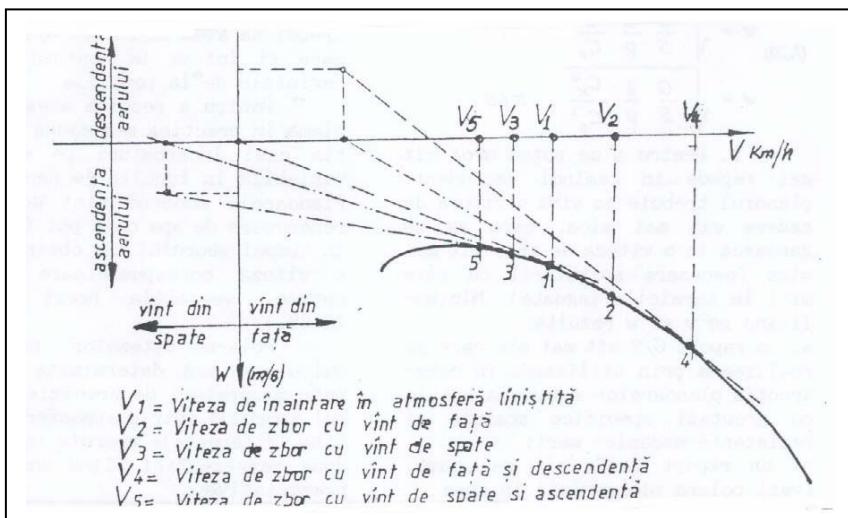


Fig. 27.68. Influența deplasării aerului asupra vitezei optime de zbor

Astfel, originea polarei va fi mutată cu valoarea vitezei perturbatoare pe axele și în sensurile specificate.

Vom putea obține acum valoarea vitezei optime în condițiile date, ducând tangentă la polară din noua origine.

Urmărind cele cinci exemple prezentate, se poate observa că în situația unui curent descendant sau a unui vînt de față, trebuie să ne deplasăm cu o viteză de zbor mai mare pentru a obține o finețe maximă, iar în situația unui curent ascendent sau a vântului de spate, trebuie să micșorăm viteză.

Polara astfel trasată ajută pe pilot în construcția abacelor și calculatoarelor necesare executării zborurilor de performanță.



## 28. Efectul de sol

Se poate observa că în timpul zborurilor acrobatice, la trecerile făcute la rasul solului sau la aterizare în perioada filării, planorul are o comportare deosebită, parcurgând o distanță mai mare decât i-ar permite finețea aerodinamică.

Fenomenul poartă numele de *efect de sol* și este o interferență între aripa aeronavei și sol, aspectul curgerii aerului între cele două suprafețe având un caracter special.

O explicație ar fi aceea legată de mecanismele apariției rezistenței induse (vezi paragraful Rezistență indusă). Astfel, datorită vitezei induse  $w_i$ , în spatele aripii curentul de aer este deflectat în jos (vezi Fig. 28.69.), dând naștere unui unghi de incidentă indus, care, la rândul său, micșorând incidentă reală, deplasează poziția lui  $F_z$  spre înapoi și crează rezistență indusă. Dacă planorul zboară la foarte joasă înălțime, deflexia curentului de aer nu mai este posibilă ca în cazul evoluției la altitudine și deci unghiul indus, micșorându-se ne va scădea și rezistența indusă (vezi Fig. 28.69.).

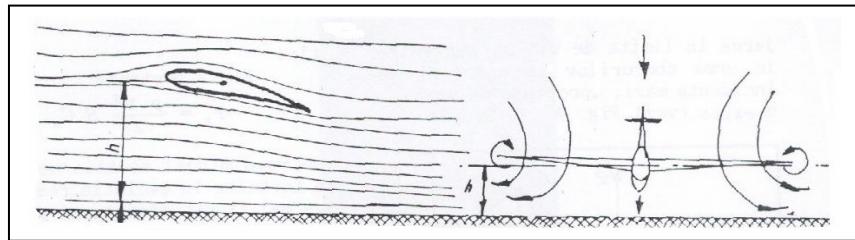


Fig. 28.69. Efectul de sol

În urma experiențelor efectuate, s-a constatat că rezistența indusă scade semnificativ numai în cazul zborurilor la care înălțimea aripii față de sol este mai mică de 20% din anvergura (pentru planoare 3-4m.). Rezultă deci că efectul de sol se va manifesta cu atât mai intens cu cât anvergura va fi mai mare și cota  $h$  a aripii față de sol va fi mai mică. Din această ultimă cauză, planoarele cu aripă mediană vor avea o comportare mai bună decât cele cu aripa sus, finețea lor fiind oricum îmbunătățită (vezi Fig. 28.70.).

Ținând cont și de faptul că efectul de sol se simte mai puternic pe timp liniștit, vântul defavorizându-l, prezentăm în Fig. 28.71. modificarea polarei unui planor când asupra sa se manifestă acest fenomen.

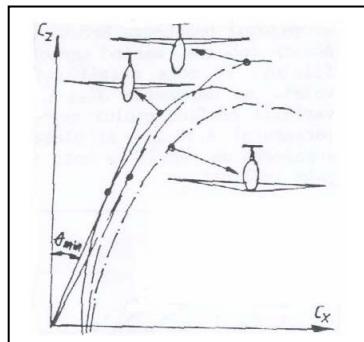


Fig.28.70. Variația polarei  
funcție de montarea aripii

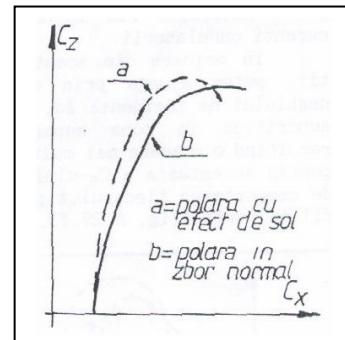


Fig. 28.71. Modificarea polarei  
la apariția efectului de sol

## 29. Zborul la incidente mari

Circa 20% din accidentele aviatic ale ultimilor ani înregistrate pe plan mondial și mult mai multe în țara noastră au fost legate de angajarea în limită de viteză survenită în urma zborurilor la unghiuri de incidentă mari, apropiate de unghiul  $\alpha_{critic}$  (vezi Fig. 29.72.).

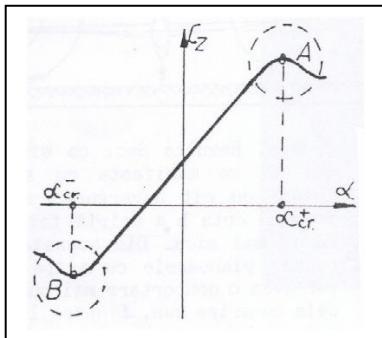


Fig. 29.72. Cz funcție de  $\alpha$

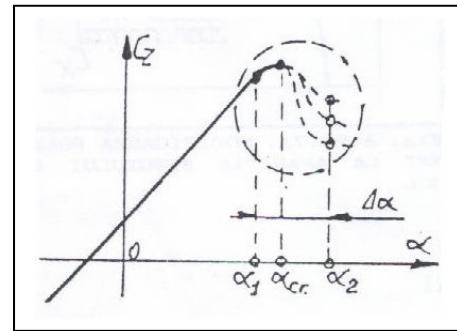


Fig. 29.73.

Pentru planoare, zborul cu viteze mici corespunzător pe curba  $C_z(\alpha)$  zonei A, este ușual întâlnit la spiralarea în căminul termic, procedurile de decolare și aterizare (mai ales în cazul terenurilor obstacolate alese din aer), sau menținerea punctului fix la zborul în curenti ondulatorii.

În oricare din aceste situații, putem ajunge prin creșterea unghiului de incidentă  $\Delta\alpha$ , din zona subcritică în zona supercritică, rezultând o scădere mai mult sau mai puțin accentuată a  $C_z$ -ului funcție de comportarea fiecărui tip de profil în parte (Fig. 29.73.):

$$F_z = \frac{\rho v^2}{2} S C_z,$$

$29.73.:$

-  $\alpha_1$  = unghi de incidentă subcritic;

-  $\alpha_2$  = unghi de incidentă supercritic;

Forța portantă :

se va diminua, ecuația de echilibru a forțelor în evoluția respectivă nu va mai fi satisfăcută și planorul se va angaja.

Modificarea  $\Delta\alpha$  a unghiului de incidentă poate apărea:

- comandat, prin acțiunea pilotului asupra comenzilor;
- accidental, datorită unor rafale verticale ale aerului.

În primul caz aripa planorului găsindu-se inițial la incidentă  $\alpha_1$  (vezi Fig. 29.73.), următoarele situații sunt frecvent întâlnite:

a. dintr-un motiv anume, pilotul trage manșa. Profundorul se brachează în sus și dă naștere unui moment care va ridica botul planorului, mărind astfel unghiul de incidentă al aripii de la valoarea  $\alpha_1$  la  $\alpha_2$ . Urmează conform celor arătate mai sus angajarea funcție de poziția planorului în momentul respectiv;



**b.** pilotul brachează brusc voletul. Acesta coboară, mărind curbura profilului. Pe zona aripii dotată cu volet, se depășește  $\alpha_{critic}$  (vezi variația coeficientului aerodinamic paragraful 10.2.) și planorul se angajează de regulă pe bot, dacă nu este înclinat.

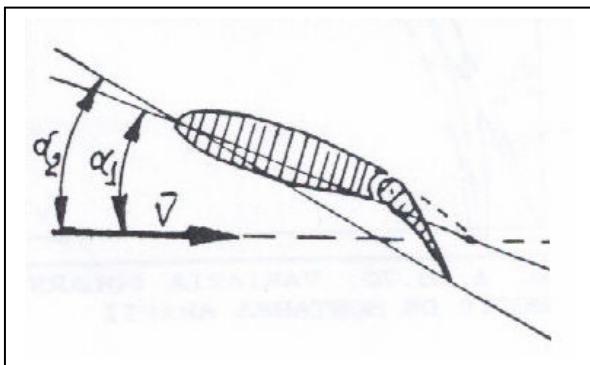


Fig. 29.74.

**c.** Pilotul brachează de asemenea brusc și cu amplitudine mare eleroanele. Pe aripa care coboară, datorită componentei verticale a curentului de aer ce atacă profilul, incidența crește și  $\alpha_{cr}$  este depășit, planorul angajându-se pe aripa respectivă (vezi Fig. 29.75.A.).

Și în cel de-al doilea caz, datorat unei rafale verticale, aripa planorului găsindu-se inițial tot la incidența  $\alpha_1$  (Fig. 29.73.), prin compunerea vitezelor pe profil, există posibilitatea depășirii incidenței critice, urmând angajarea planorului (vezi Fig. 29.75.A.).

Modificarea necomandată  $\Delta\alpha$  va fi cu atât mai mare cu cât:

- viteza de zbor este mai mică;
- viteza rafalei verticale este mai mare.

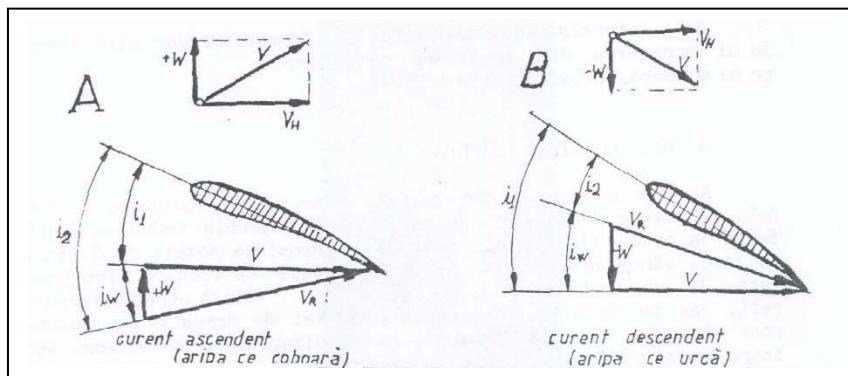
Demn de remarcat este faptul că toate situațiile prezentate în cele de mai sus pot apărea atât la zborul în linie dreaptă, cât și la cel în viraj sau spirală, unde datorită unghiului de înclinare al aripiei față de orizontală, forța portantă necesară sustenării este mai mare (vezi paragraful A.14.):

$$F_z = \frac{G}{\cos \alpha}$$

și deci, cu atât mai mult se fac simțite efectele depășirii incidenței critice. Din acest motiv, *în timpul spiralării în termică, un planor se poate angaja la viteze superioare vitezei limită*.

Unghiul critic mai poate fi depășit și din alte cauze cum ar fi:

- efectul de giroscopie asupra aripii din interiorul virajului (datorită scăderii vitezei); sau
- viteza induată de aripă pe ampenajul orizontal, ducând la angajarea acestuia.

Fig. 29.75. Modificarea accidentală a unghiului  $\alpha$ 

### 29.1. Măsuri și manevre pentru evitarea depășirii unghiului $\alpha_{critic}$

A. Din construcție se prevăd:

- curse diferențiale la eleroane (eleronul care coboară se brachează mai puțin ca cel care urcă);
- fante la bordul de atac al aripii și al flapsului, care întârzie desprinderea fileurilor de aer de pe profil.

B. Manevrele care se execută după ce s-au produs simptomele apariției unghiului critic sunt următoarele:

- se reduce unghiul de incidentă prin ușoară împingere a manșei spre înainte;
- se reduce viteza de rotire prin reducerea cursei palonierului.

După ce s-a produs efectul primelor două comenzi, se va reduce înclinarea laterală cu manșa.

**Este interzisă în timpul virajului scoaterea din înclinare ca primă manevră, în momentul apariției tremurăturilor care preced angajarea.**

### 30. Stratul limită

Așa cum am văzut la paragraful A.2., efectele de frecare se manifestă în orice fluid real, deci și în aerul atmosferic și duc pe de-o parte la aderarea acestuia la peretei, iar pe de alta, la apariția unor frecări interne tangențiale între straturile de fluid (ce se deplasează cu viteze diferite unele față de altele) și peretei.

Rezultă că atunci când vom introduce un corp oarecare (de exemplu o aripă) în curentul de aer, datorită vâscozității, particulele fluidului din imediata apropiere vor adera la suprafața corpului, rămânând imobile. Pentru a ajunge de la o viteză egală cu "0" la viteza de curgere a curentului, aerul se va accelera într-un strat subțire δ din imediata vecinătate a corpului:

Pornind de la cele arătate până acum, în anul 1905 lui L. Prandtl îi vine ideea că în cazul deplasării unei aripi de avion, să împartă mediul aerian înconjurator în două regiuni:

A. domeniul mișcării exterioare, în care efectele de frecare sunt neglijabile (straturile de aer se deplasează cu aceeași viteză unele față de altele) și mișcarea poate fi studiată cu ajutorul ecuațiilor mecanicii fluidelor perfecte;



**B.** domeniu redus ca întindere, de grosimea notată cu  $\delta$ , în care efectele de frecare sunt predominante.

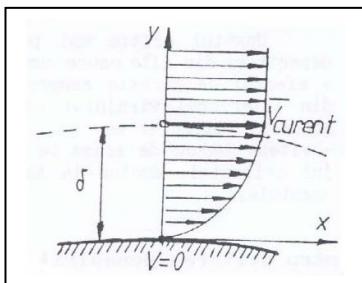


Fig. 30.76. Stratul limită

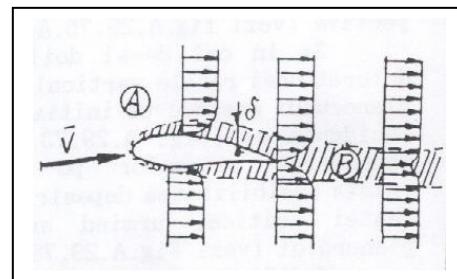


Fig. 30.77.

Acest strat care este influențat de frecări interioare datorate diferențelor de viteze, poartă denumirea de strat limită (vezi Fig. 30.77.).

De remarcat faptul că în stratul limită nu sunt valabile legile mecanicii fluidelor perfecte (legea lui Bernoulli, Ecuatia continuității, etc.), repartiția presiunilor în jurul corpului fiind dictată în stratul exterior unde acționează aceste legi.

În urma a numeroase experiențe efectuate în tunelul aerodinamic s-a putut determina cum arată stratul limită pe un profil aerodinamic. Se poate observa astfel că pentru domeniul incidentelor mici, avem următoarea distribuție:

**a** = regiunea unde curgerea are loc în regim laminar (straturi paralele care alunecă unele față de altele) și care se întinde de la bordul de atac al profilului până la un punct, unde numărul Re atinge o anumită valoare, numită critică,  $Re_c$ .

În această zonă valoarea  $u$  a vitezei într-un punct va fi constantă în timp (vezi Fig. 30.79.a.)  
**b** = regiune de tranziție cuprinsă între  $Re_c$  și  $Re_+$ , unde se face trecerea în mod gradat, prin apariția perturbațiilor la perete sau spoturilor turbulentă, la mișcarea turbulentă.

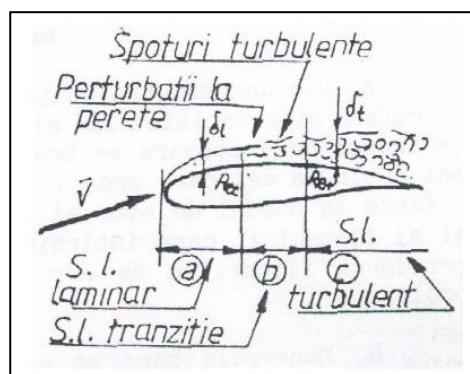


Fig. A.30.78.

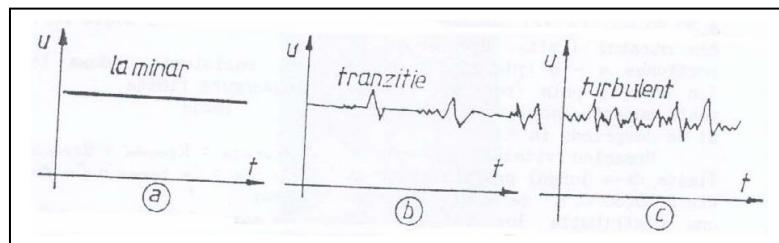


Fig. 30.79.

Valoarea vitezei într-un punct va fi cea indicată în Fig. 30.79.b..

c = regiune unde curgerea are loc în regim turbulent, parametrii mișcării prezentând fluctuații neregulate în timp și spațiu. Numărul Re va fi mai mare ca  $Re_+$ , iar viteză într-un punct este funcție de timp (vezi Fig. 30.79.c.).

### 30.1. Desprinderea stratului limită

Continuând studiul comportării stratului limită se poate observa că datorită anumitor condiții, atât stratul limită laminar cât și cel turbulent se pot desprinde de pe profil, cu consecințe majore în păstrarea calităților sale aerodinamice.

Astfel, în porțiunea de la bordul de atac până în zona grosimii sale maxime, viteză pe profil va prezenta o creștere continuă (Fig. 30.80.A.), gradientul de presiune va fi negativ, iar stratul limită va sta lipit de profil.

În porțiunea dintre zona grosimii maxime și bordul de fugă, viteză pe extrados va prezenta o scădere continuă, gradientul de presiune va deveni pozitiv și stratul limită se va desprinde de pe profil în regiunea care urmează după punctul de viteză maximă.

Pentru a înțelege mai ușor fenomenul se poate face analogie cu o bilă care se deplasează pe o suprafață concavă. Lăsată să cadă din punctul a, bila atinge viteză maximă în b și pierzând energie prin frecare, este obligată să se opreasă în c și să se întoarcă din drum (Fig. 30.80.B). La fel și o particulă din stratul limită. Accelerată pe porțiunea a - b (pierzând o parte din energie prin frecare), nu mai poate suporta decelerarea până în c și se desprinde în d.

Urmărind vitezele în stratul limită de-a lungul profilului (vezi Fig. 30.80.C.), se poate observa cum distribuția lor își schimbă aspectul pe măsura încetinirii mișcării, ajungând să prezinte întoarceri de sens cu  $180^\circ$  (vezi Fig. 30.80.C.d).

Punctul d de pe suprafața corpului, în care se face trecerea de la curgerea în sensul general al mișcării la curgerea în sens invers (pentru o regiune din imediata vecinătate a peretelui), este *punctul de desprindere a stratului limită*.

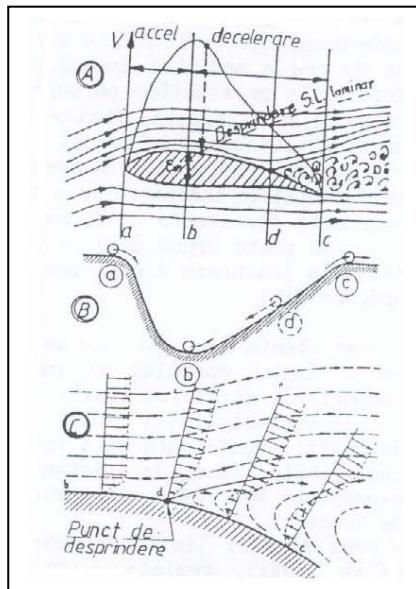


Fig. 30.80.

În consecință, în spatele profilului se va forma o zonă de apă moartă (Vezi Fig. 30.80.A. și C.) unde presiunea va fi foarte apropiată de cea a mediului înconjurător. Repartiția presiunilor pe suprafața corpului se alterează, dând o componentă suplimentară în sensul mișcării aerului care determină creșterea rezistenței la înaintare cu o valoare numită *rezistență de formă*.

Se poate spune deci că rezistența la înaintare a unui profil se compune din:

a. *rezistența de formă* care se datorează formei corpului și implicit comportării stratului limită:

- dacă stratul limită rămâne atașat de profil, rezistența de formă este neglijabilă față de portanță și reprezintă 30% - 40% din rezistența de frecare;
- dacă stratul limită se desprinde de pe profil, rezistența de formă este de același ordin de mărime cu portanța și mult mai mare ca rezistența de frecare.

b. *rezistența de frecare* care reprezintă însumarea forțelor de frecare dintre curentul de aer și suprafața profilului. Este de cel puțin zece ori mai redusă decât portanța.

c. *rezistența indușă* la aripa de anvergură finită.

Deci:

$$R_{\text{totala}} = R_{\text{forma}} + R_{\text{frecare}} + R_{\text{ind}}$$

$$C_x \text{ tot} = C_x \text{ forma} + C_x \text{ freq} + C_x \text{ ind} \text{ sau:}$$

$$C_x \text{ total} = C_x \text{ profil} + C_x \text{ induș}$$

Făcând o sinteză a celor prezentate în acest capitol, rezultă că pentru a avea o rezistență la înaintare cât mai mică, profilul trebuie:

**1. să prezinte o rezistență de formă minimă prin:**

- evitarea desprinderii stratului limită laminar sau turbulent;
- întârzierea desprinderii stratului limită laminar sau turbulent (dacă nu este posibilă evitarea desprinderii), cu precizările:



a. stratul limită laminar se desprinde foarte ușor, imediat după atingerea punctului de viteză maximă pe profil, nesuportând decelerarea;

b. apariția turbulentei în stratul limită duce la întârzierea desprinderii, deoarece particulele de fluid din apropierea suprafeței profilului prin procesele de amestec, împrumută energie de la curentul exterior.

2. să prezinte o rezistență de frecare minimă, cu precizările:

a. stratul limită laminar datorită structurii interne de suprafețe paralele care alunecă unele peste altele, prezintă tensiuni de frecare scăzute pe suprafața profilului;

b. stratul limită turbulent, ca urmare a pierderilor prin amestec datorită fluctuațiilor (vezi Fig. 30.79.c.) prezintă tensiuni de frecare pe suprafața profilului foarte mari.

Speculând aceste observații, au fost înregistrate diferite modalități de inducere a turbulentei în anumite zone ale aripilor sau ampenajelor diferitelor aeronave, procedeu prin care chiar dacă se mărește rezistența de frecare (prin întârzierea desprinderii stratului limită), se micșorează mult rezistența de formă. Ca efect global, scade rezistența totală la înaintare.

### 30.2. Influența tipului aripii asupra desprinderii stratului limită

În urma efectuării unui număr mare de experiențe în tunelul aerodinamic, s-a putut determina cu precizie comportarea stratului limită pentru diferite tipuri de aripi, în funcție de clasa profilului sau forma în plan a aripii.

#### A. Influența profilului

S-a putut astfel constata că pentru profilele clasice groase ( $e^3 = 15\%$ ), la unghiuri de incidentă din ce în ce mai mari, stratul limită se comportă ca în Fig. 30.81.

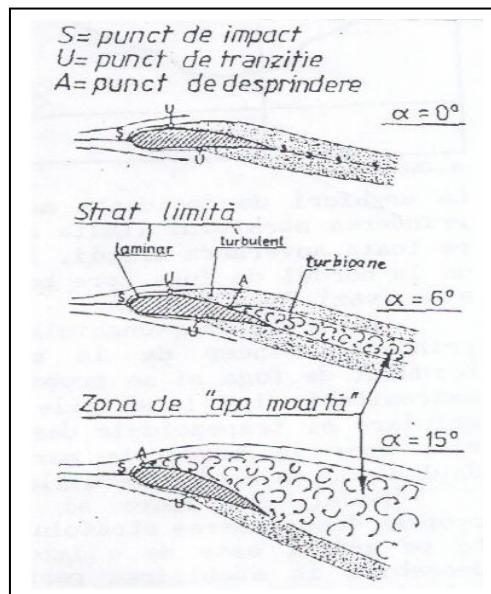


Fig. 30.81.



În Fig. 30.82. sunt prezentate spectrele scurgerii determinate experimental în sufleria de spectre cu lichid pentru situațiile prezentate în Fig. 30.81. Se observă cu claritate zona de *apă moartă* care apare în urma profilului la incidente mari.

Comparativ, în Fig. 30.83. este prezentată comportarea stratului limită pentru profilele subțiri și medii, la care un element caracteristic îl constituie apariția în stratul laminar a unei *bule*. Incidenta la care apare bula, modul în care se deplasează și se rupe, depind de tipul și caracteristicile profilului respectiv.

O categorie aparte de profile aerodinamice în ceea ce privește comportarea stratului limită, o constituie profilele laminare. În Fig. 10.43. am prezentat curba polară  $C_z(C_x)$  pentru câteva dintre acestea. Având grosimea maximă situată în a doua jumătate a corzii, curgerea pe profil este accelerată pe o distanță mai mare în profunzime decât la profilele clasice. Stratul laminar se va menține mai mult, (desprinderea va fi întârziată). Rezistențele de formă și frecare având valori reduse, curba  $C_z(a)$  va arăta ca în Fig. 30.84, unde se remarcă o scădere accentuată a rezistenței totale la incidente mici.

Datorită caracteristicilor speciale, profilele laminare sunt foarte sensibile la starea suprafetei, impunându-se o întreținere deosebită prin spălare și lustruire.

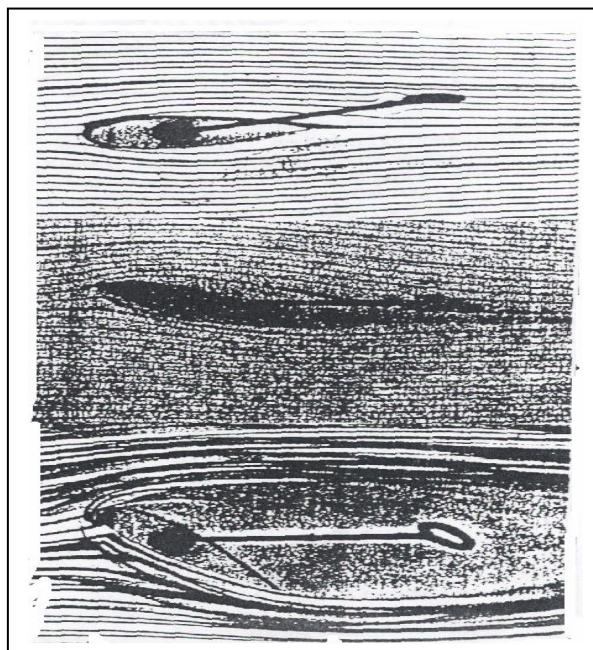


Fig. 30.82.

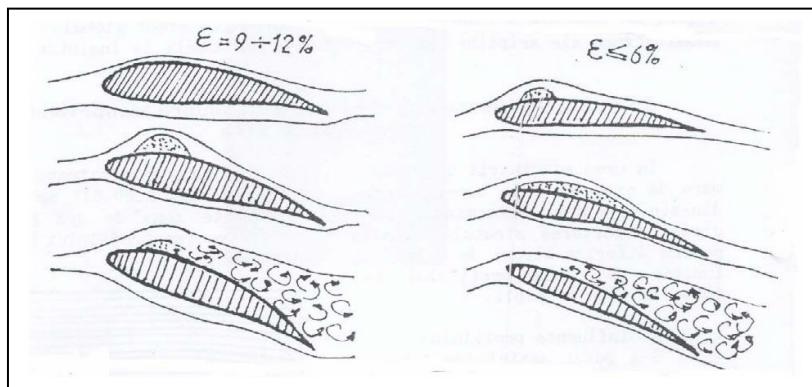


Fig. 30.83.

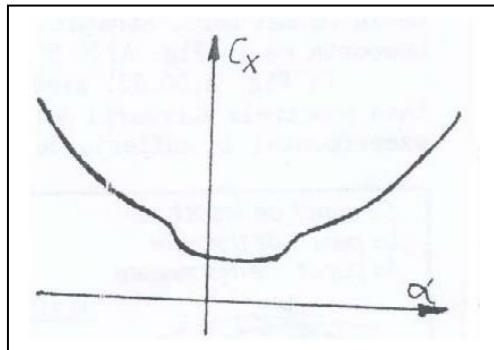


Fig. 30.84.

### B. Influența formei în plan a aripii

Din capitolul referitor la rezistență indușă am aflat că aripa de rezistență indușă minimă este cea care are în plan o formă eliptică.

La unghiuri de incidentă mari desprinderea stratului limită se face pe toată anvergura aripii, începând de la bordul de fugă spre bordul de atac (vezi Fig. 30.85.).

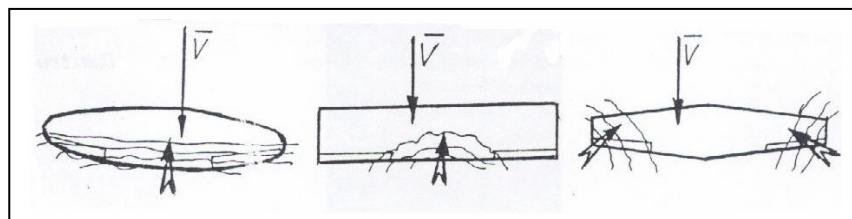


Fig. 30.85.



La aripa dreptunghiulară desprinderile încep de la mijlocul bordului de fugă și se propagă spre extremități, iar la aripile triunghiulare și trapezoidale desprinderile apar la bordurile marginale, deplasându-se apoi spre mijloc.

Modul cum apare și cum se propagă desprinderea stratului limită pe aripă, este de o importanță deosebită în stabilirea performanțelor, stabilității și maniabilității planorului respectiv. De exemplu, eficacitatea eleroanelor la diferite viteze și unghiuri de incidentă de zbor, depinde de poziționarea acestora față de zona unde începe aterizarea.

La zborul în zona incidentelor mari (vezi A.29.), când ne apropiem de  $\alpha_{critic}$ , datorită evoluției desprinderii stratului limită pe aripă, apar mici tremurături care ne avertizează despre iminența unei angajări dacă se va continua creșterea unghiului de incidentă.

De asemenea pentru o anumită viteză de zbor, într-o configurație caracteristică, stratul limită poate prezenta detașări și atașări succesive ce dau naștere unor trepidații. Acestea pot ajunge la rezonanță cu frecvența de oscilație a anumitor suprafete de comandă sau părți de structură care, în acest mod se pot bloca sau chiar rupe.