

AEROCLUBUL ROMÂNIEI



NOTE DE CURS

PRINCIPIILE ZBORULUI

AVION

Aceste Note de Curs sunt proprietatea AEROCLUBULUI ROMÂNIEI și sunt dedicate folosirii exclusiv de către personalul AEROCLUBULUI ROMÂNIEI.

Nici o parte și nici o informație din aceste Note de Curs nu poate fi reprodusă sau transmisă cu nici un scop și sub nici o formă persoanelor neautorizate fără acordul scris al AEROCLUBULUI ROMÂNIEI.

SPAȚIU LĂSAT LIBER INTENȚIONAT



Lista de evidență a amendamentelor

Versiune amendament	Pagini afectate	Data introducerii	Numele/Semnătura

CUPRINS

1. AERODINAMICĂ	9
1.1 GENERALITĂȚI	9
1.2 LEGILE LUI NEWTON	10
2. FORȚELE CARE ACȚIONEZĂ ASUPRA UNUI AVION	12
2.1 DISTRIBUȚIA CELOR PATRU FORȚE	12
2.2 PORTANȚA	13
2.3 FORȚA DE REZISTENȚĂ LA ÎNAINȚARE	14
2.4 RAPORTUL PORTANȚĂ (Fz) / REZISTENȚĂ LA ÎNAINȚARE(Fx)	15
2.5 ZBORUL LA ORIZONTALĂ CU O GREUTATE CONSTANTĂ	16
2.6 TRACȚIUNEA	17
2.7 GREUTATEA	18
3. FORȚA PORTANTĂ PE UN PROFIL AERODINAMIC	20
3.1 DISTRIBUȚIA PRESIUNII ȘI CURENTUL DE AER DIN JURUL UNUI PROFIL AERODINAMIC	20
3.2 CURENTUL DE AER DIN JURUL UNUI AVION	20
3.3 CURGEREA CURENTULUI	21
3.4 PROFILUL AERODINAMIC ȘI PRINCIPIUL LUI BERNOULLI	22
3.5 PORTANȚA PE O ARIPĂ STANDARD	33
3.6 CLASIFICAREA ARIPILOR	36
4. FORȚA DE REZISTENȚĂ LA ÎNAINȚARE	37
4.1 INTRODUCERE	37
4.2 FORȚA TOTALĂ DE REZISTENȚĂ LA ÎNAINȚARE	37
4.3 REZISTENȚA INDUSĂ	42
4.4 REDUCEREA REZISTENȚEI INDUSE	44
4.5 REZISTENȚA LA ÎNAINȚARE TOTALĂ	47
4.6 REZISTENȚA LA ÎNAINȚARE PE UN PROFIL AERODINAMIC	49
5. RAPORTUL PORTANȚĂ - REZISTENȚĂ LA ÎNAINȚARE	51
5.1 INTRODUCERE	51
5.2 ZBORUL LA ORIZONTALĂ CU O GREUTATE CONSTANTĂ	53
6. ELICEA AVIONULUI	56
6.1 CARACTERISTICI CONSTRUCTIVE	56
6.2 PRINCIPIUL DE FUNCȚIONARE AL ELICEI	57
6.3 VARIAȚIA TRACȚIUNII DISPONIBILE ȘI A PUTERII DISPONIBILE A ELICEI CU ÎNĂLȚIMEA	59
6.4 CLASIFICAREA ELICELOR	62
6.5 MIȘCAREA ELICEI	62
6.6 ELICELE CU PAS VARIABIL ȘI REGULATOARELE DE TURAȚIE CONSTANTĂ	65
6.7 EFECTELE PRODUSE DE ELICE LA DECOLARE	66
7. ECHILIBRUL AVIONULUI	69
7.1 GENERALITĂȚI	69
7.2 ECHILIBRUL LONGITUDINAL	71
7.3 ECHILIBRUL TRANSVERSAL	72
7.4 ECHILIBRU DE DIRECȚIE	73

7.5	STABILITATEA AVIONULUI	74
7.5.1	<i>Stabilitatea longitudinală</i>	74
7.5.2	<i>Stabilitatea transversală</i>	78
7.5.3	<i>Stabilitatea în direcție</i>	80
7.5.4	<i>Stabilitate statică</i>	80
7.5.5	<i>Stabilitatea dinamică</i>	80
7.6	MANEABILITATEA AVIONULUI	81
8.	COMENZILE AERONAVEI.....	83
8.1	GENERALITĂȚI	83
8.2	PROFUNDORUL.....	83
8.3	ELEROANELE	86
8.4	DIRECȚIA.....	89
8.5	FLAPSURILE.....	92
8.6	TRIMERE	100
8.7	COMPENSAREA GRAVIMETRICĂ (MASICĂ)	101
9.	ZBORUL RECTILINIU LA ORIZONTALĂ	103
9.1	GENERALITĂȚI	103
9.2	MOMENTELE DE PICAJ-CABRAJ	104
9.3	VARIȚIA VITEZEI ÎN ZBORUL LA ORIZONTALĂ	105
9.4	ATITUDINEA AVIONULUI ÎN ZBORUL ORIZONTAL.....	105
9.5	EFACTUL GREUTĂȚII ÎN ZBORUL ORIZONTAL.....	105
9.6	PERFORMANȚA ÎN ZBORUL ORIZONTAL	107
9.7	ZBORUL RECTILINIU ORIZONTAL LA ALTITUDINE.....	112
10.	URCAREA	114
10.1	URCAREA ÎN ȘANDELĂ ȘI URCAREA CONSTANTĂ	114
10.2	FORȚELE ÎN URCARE	115
10.3	UNGHIU DE PANTĂ LA URCARE (GRADIENTUL DE URCARE).....	115
10.4	DIFERITE VITEZE DE URCARE.....	116
10.5	FACTORII CARE AFECTEAZĂ PERFORMANȚA DE URCARE.....	117
10.6	EFACTUL VÂNTULUI ASUPRA PERFORMANȚELOR DE URCARE	119
11.	COBORÂREA.....	123
11.1	ZBORUL ÎN COBORÂRE	123
11.2	FACTORII CARE AFECTEAZĂ UNGHIU DE PLANARE	124
11.3	DISTANȚA DE PLANARE FAȚĂ DE SOL.....	126
11.4	CONTROLUL COBORÂRII CU MOTORUL ÎN FUNCȚIUNE.....	128
11.4	EFACTUL DE SOL	128
12.	VIRAJUL.....	130
12.1	FORȚELE ÎNTR-UN VIRAJ.....	130
12.2	FACTORUL DE SARCINĂ ÎNTR-UN VIRAJ	132
12.3	TRACȚIUNEA ÎN VIRAJ	133
12.4	VITEZA LIMITĂ ÎNTR-UN VIRAJ	133
12.5	SUPRĂÎNCLINAREA / SUBÎNCLINAREA ÎN TIMPUL VIRAJULUI	134
	<i>12.5.1.Supraînclinarea în viraje la orizontală și în urcare.....</i>	<i>134</i>
12.6	ECHILIBRAREA VIRAJULUI	136
13.	VITEZA LIMITĂ.....	139



Principiile Zborului - Avion

Note de Curs

13.1	ATINGEREA VITEZEI LIMITĂ.....	139
13.2	RECUNOAȘTEREA VITEZEI LIMITĂ	140
13.3	FACTORII CARE INFLUENTEAZĂ VITEZA LIMITĂ.....	142
13.4	DISPOZITIVE DE AVERTIZARE A VITEZEI LIMITĂ.....	148
13.5	VRIA.....	149
13.6	FAZELE ATERIZĂRII	152
14.	BIBLIOGRAFIE.....	160



SPAȚIU LĂSAT LIBER INTENȚIONAT

1. Aerodinamică

1.1 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 corpurilor 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.

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 în care plutesc o serie întreagă de particule materiale (de dimensiuni variabile și în stări de agregare multiple).

Aerul atmosferic este caracterizat de 3 factori atmosferici care nu sunt legați funcțional ci sunt în interdependență statică.

Cei trei factori sunt: presiunea, temperatura și umiditatea.

În afară de aceștia, aerul se mai caracterizează printr-o mișcare turbulentă în raport cu suprafața terestră. Ansamblul marilor mișcări permanente și din care rezultă circulația atmosferei depinde de distribuția temperaturii pe glob și de rotația pământului. Mișcarea aerului constituie o problemă fundamentală pentru meteorologia sinoptică (aceasta efectuează observații pentru prevederea de temperatură).

Pentru a putea înțelege cât mai bine ce vom explica în capitolele următoare vom defini câțiva termeni.

Corp - un obiect tridimensional, care are masă.

Masă - cantitatea de materie dintr-un corp. Masa este mărimea fizică ce măsoară inerția corpurilor, deci cât de tare se opun ele schimbării stării lor de mișcare sau repaus. Unitatea de măsură în sistem internațional este exprimată în kilograme (kg).

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. La nivelul licenței PPL avioanele 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*.

Impuls - cantitatea de mișcare deținută de un corp. Tendința unui corp de a continua mișcarea după ce a fost pus în mișcare.

Inerție - Proprietate a corpurilor de a-și păstra starea de repaus sau de mișcare în care se află atât timp cât nu sunt supuse acțiunii unei forțe exterioare.

Forța - Forța este o mărime vectorială prin care un corp acționează asupra altuia, transmițând mișcarea mecanică.

Frecarea - este un fenomen fizic care se opune mișcării reciproce (unul față de altul) a corpurilor și a particulelor interne învecinate ale corpurilor aflate în deformare. *Efectele de frecare* există în mișcarea oricărui fluid compresibil sau incompresibil și duc la două consecințe importante:

- orice fluid aderă la suprafața unui corp solid cufundat în el sau la pereți;
- în interiorul fluidului și la contactul cu suprafețele solide, apar tensiuni de forfecare tangențiale. De multe ori, cu o bună aproximație, pentru ușurarea înțelegerii unor fenomene, fluidele se consideră *ideale*, adică lipsite de frecare.

Moment - Momentul forței este o mărime fizică vectorială care măsoară efectul de rotație pe care îl poate avea acțiunea unei forțe asupra unui corp.

Cuplu - denumit și moment, este o mărime fizică ce reprezintă tendința unei forțe de a roti un obiect în jurul unei axe. Valoarea cuplului este dată de produsul dintre forța ce acționează asupra obiectului respectiv și lungimea brațului forței. Brațul forței este distanța dintre punctul în care se aplică forța și punctul de pivotare, rotire al obiectului. Unitatea de măsură a cuplului este Newton metrul [Nm].

Presiune - este o mărime fizică egală cu intensitatea forței (Newton - N) aplicată pe unitatea de suprafață (m^2). Unitatea de măsură pentru presiune în Sistemul Internațional (SI) de unități de măsură este pascalul Pa : $1Pa = 1N/1m^2$

Putere - capacitatea unei forțe de a efectua lucru mecanic, se notează cu P și are următoarea formulă de calcul:

$$P = L / t$$

Accelerație - reprezintă variația vitezei unui punct material, raportată la unitatea de timp.

$$A = V/t$$

1.2 Legile lui Newton

Orice corp în mișcare la viteze mult sub viteza luminii se va supune *Legilor lui Newton* (sau *principiile fundamentale ale mecanicii*). Newton însuși le-a folosit pentru a explica multe rezultate privind mișcarea obiectelor fizice.

Principiul I al mecanicii

Principiul I al mecanicii sau *principiul inerției* a fost formulat pentru prima dată de Galilei și este cunoscut sub forma:

Orice corp își menține starea de repaus sau de mișcare rectilinie uniformă atât timp cât



asupra sa nu acționează alte forțe sau suma forțelor care acționează asupra sa este nulă.

Cu alte cuvinte, un corp aflat în repaus nu se va mișca până când o forță externă nu va acționa asupra sa, iar un corp își va păstra starea de mișcare rectilinie uniformă atâta timp cât alte forțe nu vor acționa asupra sa.

Principiul II al mecanicii

O forță care acționează asupra unui corp îi imprimă acestuia o accelerație, proporțională cu forța și invers proporțională cu masa corpului.

Principiul III al mecanicii

Când un corp acționează asupra altui corp cu o forță (numită forță de acțiune), cel de-al doilea corp acționează și el asupra primului cu o forță (numită forță de reacțiune) de aceeași mărime și de aceeași direcție, dar de sens contrar. Acest principiu este cunoscut și sub numele de Principiul acțiunii și reacțiunii.

2. Forțele care acționează asupra unui avion

2.1 Distribuția celor patru forțe

Cele patru forțe principale, prezentate în figura nr.2.1., care acționează asupra avionului sunt portanța, greutatea, tracțiunea și rezistența la înaintare.

Fiecare din cele patru forțe principale are propriul său punct de acțiune, astfel:

- portanța prin centrul de presiune;
- greutatea prin centrul de greutate;
- tracțiunea și rezistența la înaintare în direcții opuse, paralele cu direcția zborului, prin puncte care variază cu atitudinea și proiectarea avionului.

Sistemul de axe folosit în aerodinamică este sistemul de axe-viteze, prezentat în figura nr. 2.2., sistem de axe drept, având direcția și sensul axei Ox paralelă cu direcția vitezei curentului de aer cu sensul pozitiv către în spate, axa Oz fiind situată în planul vertical cu sensul pozitiv către în sus și axa Oy situată în plan orizontal.

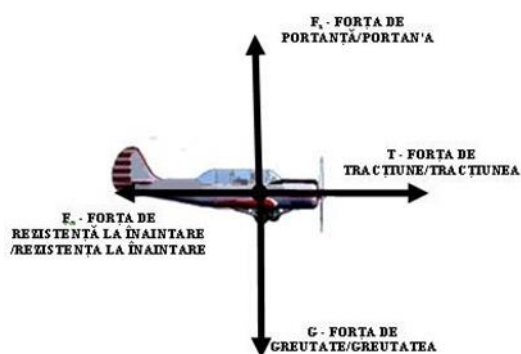


Fig 2.1. Forțele care acționează asupra avionului în zbor

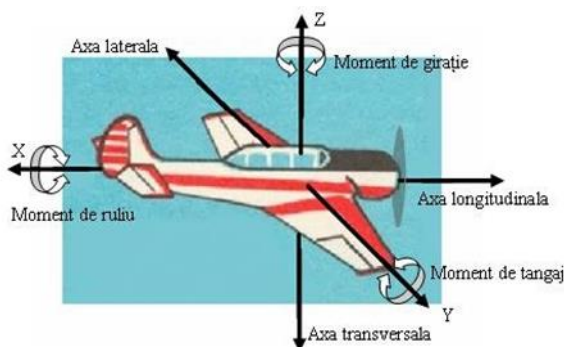


Fig 2.2. Sistemul de axe-viteze rectiliniu și uniform

Gravitația este fenomenul care generează forța descendentă care atrage toate corpurile verticale spre centrul pământului. Denumirea dată forței gravitaționale este greutatea și pentru scopul nostru în acest studiu despre principiile de zbor reprezintă greutatea totală a avionului încărcat.

Centrul de Greutate (CG) este punctul de aplicație a forței de greutate și poziția sa depinde de această forță totală/rezultantă de greutate și de poziția tuturor forțelor de greutate a părților individuale ale avionului și de încărcătura pe care o duce. Dacă avionul ar fi suspendat de o frânghie atașată de centrul său de greutate, avionul s-ar echilibra.

Portanța este o componentă a forței aerodinamice totale, care este perpendiculară pe viteza relativă dintre curentul de aer și avion.

Rezistența la înaintare este a doua componentă a forței aerodinamice totale și este paralelă cu viteza relativă dintre curentul de aer și avion și care se opune tracțiunii. Curentul de aer relativ se referă la mișcarea dintre avion și fileurile de aer suficient de îndepărtate de avion pentru a nu fi deranjate de acesta.

2.2 Portanța

Rezultanta forțelor aerodinamice (cunoscută și ca forța aerodinamică totală) este împărțită în două componente: forța de rezistență la înaintare, care se opune tracțiunii și acționează paralel curentului de aer relativ și forța de portanță, care este perpendiculară pe curentul de aer relativ și traiectoria de zbor a avionului, conform figurii nr.2.3.

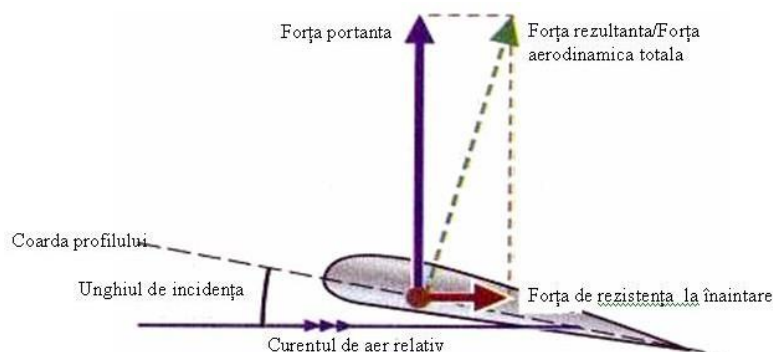


Fig 2.3. Forța aerodinamică totală

Experimental, se poate spune că forța rezultantă, și prin urmare portanța, depind de:

- forma aripii;
- unghiul de incidență (angle of attack);
- densitatea aerului (ρ);
- viteza curentului de aer liber (V^2);
- suprafața aripii (S).

Portanța (și rezistența la înaintare) produsă de o aripă urmează legi naturale. Putem simplifica înțelegerea acestui efect natural descriindu-l într-o formulă relativ simplă (una din puținele pe care trebuie să le rețineți).

Viteza curentului de aer și densitatea (ρ) se combină în expresia pentru presiunea dinamică ($\frac{1}{2} \rho V^2$).

Punând toate acestea laolaltă cu suprafața (S), obținem:

$$F_z = (\text{un factor}) \frac{1}{2} \rho V^2 S$$

Folosim “un factor” pentru a ne referi la celelalte variabile, îndeosebi forma aripii și unghiul de incidență (de exemplu, profilul pe care aripa îl prezintă curentului de aer). Acestui factor îi este dat numele mai tehnic de coeficient de portanță (C_z) care este de fapt “capacitatea de ridicare” a aripii la un anumit unghi de incidență. Prin urmare:

$$F_z = C_z \frac{1}{2} \rho V^2 S$$

Pentru o aripă dată, unghiul de incidență este factorul de control cel mai important în distribuirea presiunii statice în jurul aripii. Acesta determină valoarea forței de portanță care este generată. Valoarea efectivă a lui C_z va diferi așadar în funcție de unghiul de incidență, conform figurii nr. 2.4.

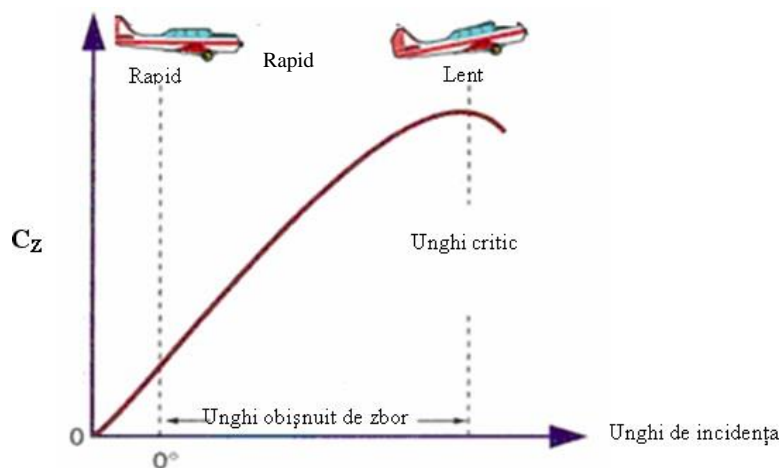


Fig 2.4. Diagrama coeficientului de portanță funcție de unghiul de incidență

La unghiuri de incidență mai ridicate curba portanței începe să coboare, până la unghiul de incidență corespunzător vitezei limită după care are loc o scădere semnificativă a C_z și a capacității aripii de a produce portanță. Aceasta are loc atunci când curentul de aer este incapabil să rămână liniar peste zona de extradors a aripii, se separă și se împarte în turbioane (ruperea fileurilor de aer/deslipirea stratului limită). Aceasta reprezintă viteza limită a suprafeței portante. Notați că C_z maxim (coeficientul maxim de portanță al aripii) are loc exact înaintea vitezei limită.

La unghiul de incidență critic centrul de presiune se află la cel mai îndepărtat punct către în față. Dincolo de unghiul de incidență critic centrul de presiune se deplasează către înapoi.

2.3 Forța de rezistență la înaintare

În timpul zborului asupra avionului acționează forța portantă (F_z) forța de rezistență la înaintare (F_x), forța de tracțiune T și forța de greutate (G).

F_x este termenul aeronautic care definește rezistența aerului ce se manifestă asupra unui avion în timp ce se mișcă relativ prin aer, adică se opune mișcării și acționează paralel și în aceeași direcție a curentului de aer relativ.

Principalul scop al grupului motopropulsor este de a învinge rezistența la înaintare. Cu cât rezistența la înaintare este mai scăzută, cu atât este nevoie de mai puțină tracțiune pentru a o echilibra. Avantajele unei cerințe de tracțiune mai redusă sunt evidente: motoare mai mici (sau probabil mai puține ca număr), consumuri de combustibil mai scăzute, mai puțină solicitare a motorului și pe structurile asociate, și costuri de operare mai scăzute.

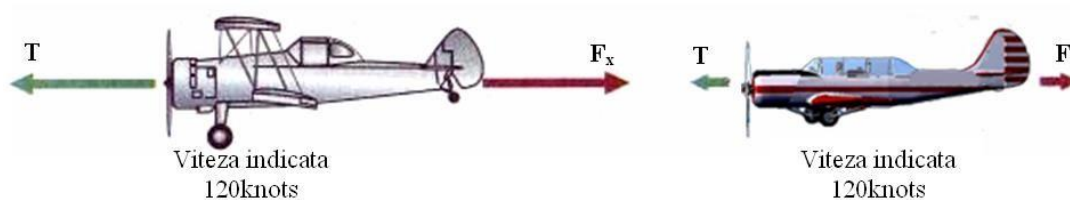


Fig 2.5. Variația forței de rezistență la înaintare cu forța de tracțiune

Forța de rezistență la înaintare totală este suma totală a diferitelor forțe de frânare care acționează asupra avionului. Un mod convenabil de a studia aceste frânări diferite este de a le separa în două grupuri de bază:

- acele forțe de frânare asociate cu producerea de forță portantă, cunoscute ca rezistență la înaintare indusă (efect tip Vortex-turbioane care se formează la bordul de fugă al aripii și îndeosebi la vârful aripii).
- acele forțe de frânare care nu sunt direct asociate cu creșterea portanței-cunoscute ca rezistență la înaintare parazită, care include rezistența de formă, rezistența de frecare și rezistența de interferență (influența unei componente aerodinamice asupra altei componente). Rezistența de formă și rezistența de frecare sunt uneori clasificate împreună sub denumirea de rezistență de profil.

2.4 Raportul Portanță (Fz) / Rezistență la înaintare(Fx)

Pentru a determina performanțele și eficiența unui profil aerodinamic la un anumit unghi de incidență (și viteza aerului), trebuie luate în considerare atât portanța cât și rezistența la înaintare. Relația uneia cu cealaltă, numită raportul portanță/rezistență la înaintare sau *finețe aerodinamică*.

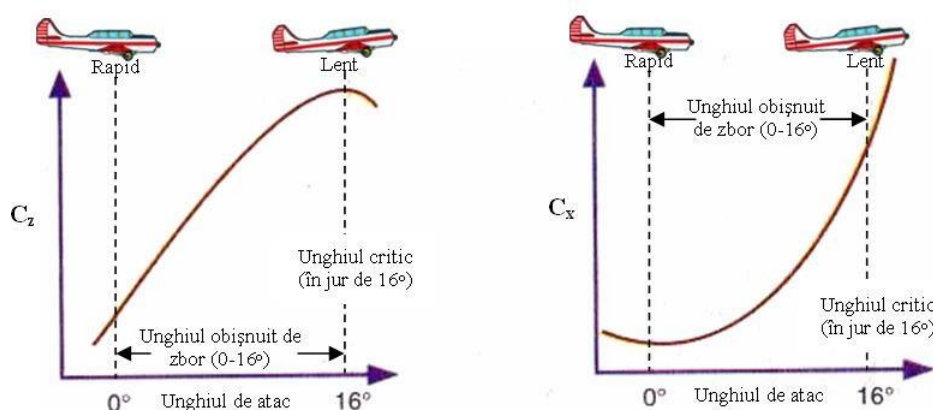


Fig 2.6. Diagrama forței de portanță și a forței de rezistență la înaintare

Curba portanței arată o creștere constantă a coeficientului de portanță pe măsură ce unghiul de incidență crește, până la unghiul critic, dincolo de care C_z scade „dramatic”.

Curba rezistenței la înaintare arată că rezistența crește constant cu schimbarea unghiului

de incidență, fiind cea mai mică la unghiuri de incidență pozitive mici și crescând de fiecare dată când unghiul de incidență crește sau scade. Pe măsură ce se apropie de unghiul de incidență critic rezistența la înaintare crește cu o rată mai mare. La viteza limită, ruperea curentului laminar și formarea de turbulențe, sau vârtejuri, generează o mare creștere a rezistenței la înaintare.

Într-un fel, portanța este beneficiul pe care îl obținem de la un profil aerodinamic și rezistența la înaintare este prețul pe care îl plătim pentru aceasta.

Pentru o portanță dată este de dorit să aveți cantitatea minimă de rezistență la înaintare, adică cel mai bun raport F_z/F_x , adică finețea aerodinamică maximă pentru profilul respectiv.

Pentru a afla raportul portanță /rezistență la înaintare putem împărți cele două ecuații, astfel:

- a. portanța: $F_z = C_z \frac{1}{2} \rho V^2 S$;
 b. rezistența la înaintare: $F_x = C_x \frac{1}{2} \rho V^2 S$

Putem realiza o curbă pentru finețea aerodinamică funcție de unghiul de incidență.

Unghiul de incidență care oferă cel mai bun raport portanță/rezistență la înaintare este cel mai eficient unghi de incidență.

La majoritatea aeronavelor nu aveți un instrument pentru a indica unghiul de incidență, dar puteți citi viteza, valoarea ei este în funcție de unghiul de incidență. Unghiurile de incidență mari în zborul constant sunt asociate cu viteze indicate mai mici (și invers).

Unghiul de incidență (și viteza indicată) pentru cel mai bun raport portanță/rezistență la înaintare oferă portanța necesară (pentru a echilibra greutatea) pentru o rezistență la înaintare minimă. La oricare alt unghi de incidență pentru a obține aceeași portanță rezistența la înaintare este mai mare.

2.5 Zborul la orizontală cu o greutate constantă

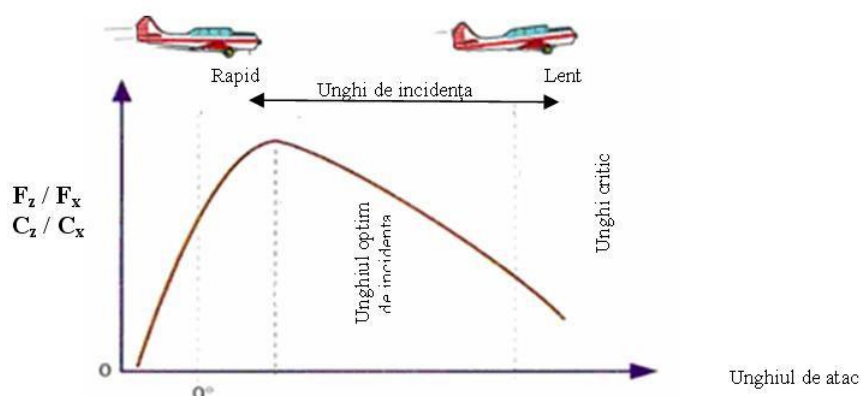


Fig 2.7. Diagrama portanță/rezistență la înaintare funcție de unghiul de incidență

În zborul rectiliniu și uniform la orizontală:

$$F_z = G = C_z \frac{1}{2} \rho V^2 S$$

C_z este o funcție a unghiului de incidență, și $\frac{1}{2} \rho V^2$ este în raport cu viteza indicată pe care o vedeți pe indicatorul vitezei. (V este viteza față de fileurile de aer reală sau viteză adevărată, pe care nu o puteți citi direct în cabină).

De aceea, în zborul rectiliniu la orizontală, unghiurile de incidență ridicate permit viteze mai reduse, și unghiuri de incidență scăzute permit viteze mai mari, astfel:

- dacă unghiul de incidență este mărit, portanța necesară poate fi generată la o viteză redusă;
- dacă unghiul de incidență este redus, aceeași portanță necesară va fi generată la o viteză mai mare.



Fig 2.8. Variația unghiului de incidență cu viteza la greutate constantă

2.6 Tracțiunea

Transformarea energiei de rotație a rotorului motorului într-o forță de tracțiune se face prin intermediul unei elice.

Elicea face acest lucru prin generarea unei forțe care rezultă din mișcarea sa prin aer. Elicea trage avionul prin aer prin generarea unei forțe de “portanță” practic orizontale, numită tracțiune.

O secțiune transversală printr-o pală a elicei este pur și simplu o secțiune a unui profil aerodinamic, și putem studia aerodinamica în aceeași termeni ca oricare altă suprafață portantă, cum ar fi o aripă.

Unghiul pe care linia de coardă a secțiunii elicei îl face cu planul de rotire se numește unghiul palei.

Unghiul palei, așa cum vom vedea, variază de la un unghi de pală mare la rădăcina palei lângă ax, devenind treptat mai mic spre vârful elicei. Partea curbată a palei se numește extradusul palei și latura mai plată se numește intradusul palei.

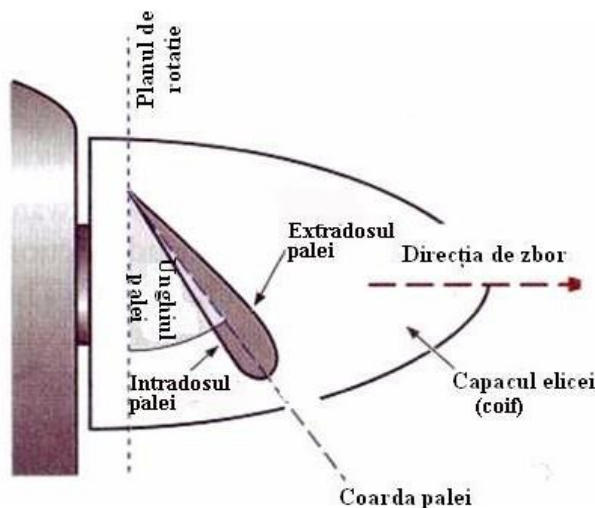


Fig 2.9. Aerodinamica elicei

2.7 Greutatea

Gravitația este forța descendentă care atrage toate corpurile vertical spre centrul pământului. Denumirea dată forței gravitaționale este greutatea și pentru scopul nostru în acest studiu despre principiile de zbor reprezintă greutatea totală a avionului încărcat. Această greutate poate fi considerată că acționează ca o forță singulară prin centrul de greutate - (CG).

CG este punctul de echilibru și poziția sa depinde de greutate și de poziția tuturor părților individuale ale avionului și de încărcătura pe care o duce. Dacă avionul ar fi suspendat de o frânghie atașată de centrul său de greutate, avionul s-ar echilibra.

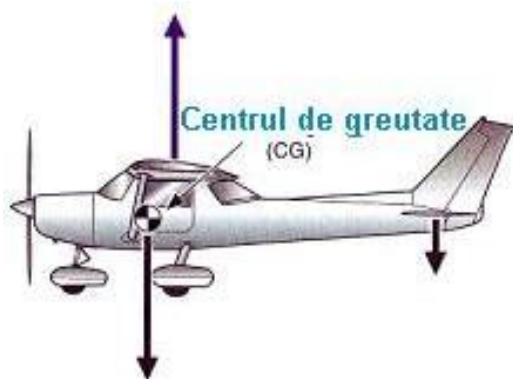


Fig 2.10. Centrul de greutate

Valoarea greutății este importantă și există anumite limitări asupra sa, de exemplu, o greutate maximă la decolare (MTOW - Maximum Takeoff Weight) va fi specificată pentru fiecare avion. Limitările de greutate depind de tăria structurală a componentelor care formează avionul și cerințele operaționale pe care avionul este proiectat să le îndeplinească.

Punctul de echilibru (centrul de greutate - CG) este foarte important în timpul zborului datorită efectului său asupra stabilității și performanțelor avionului. Trebuie să rămână în

limitele definite cu grijă în toate etapele zborului.

Locația CG depinde de greutatea și locația încărcăturii plasată în avion.

CG se va mișca dacă distribuția încărcăturii se schimbă, de exemplu, de către pasagerii care se mută sau prin transferarea combustibilului dintr-un rezervor în altul. CG se poate muta pe măsură ce greutatea se schimbă deoarece combustibilul este consumat sau dacă parasuțiștii sar. Este normal ca greutatea completă să scadă pe măsură ce zborul progresaază.

Ambele aspecte, greutatea și echilibrul, trebuie luate în considerare de pilot înaintea zborului. Dacă orice limită este depășită la orice punct în timpul zborului, siguranța va fi compromisă.

O modalitate folositoare de a descrie încărcătura pe care aripile o duc în zborul rectiliniu la orizontală (când portanța aripilor susține greutatea avionului) este încărcătura aripilor, care reprezintă pur și simplu greutatea susținută pe suprafața aripilor.

Încărcătura aripilor = Greutatea avionului / Suprafața aripilor

Exemplul 1:

Un avion are o greutate maximă certificată de 1220 kg și o suprafață a aripilor de 20 metri pătrați. Care este încărcătura aripilor sale?

Încărcătura aripilor = Greutatea avionului / Suprafața aripilor = $1220 / 20 = 61 \text{ kg/m}^2$

3. Forța portantă pe un profil aerodinamic

3.1 Distribuția presiunii și curentul de aer din jurul unui profil aerodinamic

Un profil aerodinamic este o suprafață proiectată pentru a ajuta ridicarea, controlul și propulsia unui avion folosind curentul de aer. Câteva profile aerodinamice cunoscute sunt aripa, stabilizatorul orizontal, stabilizatorul vertical și palele elicei.

Suprafețele de control precum eleroanele, profunzimea și direcțiile fac parte din diferite profile aerodinamice. Le puteți mișca pentru a modifica forma profilului aerodinamic și forțele generate de curentul de aer asupra ei. Acest aspect va da posibilitatea de a manevra avionul și de a-l controla în timpul zborului.

Forma aripii poate fi de asemenea schimbată prin ridicarea / coborârea flapsurilor pentru a oferi caracteristici de viteză redusă mai bune în cazul decolării și aterizării.

Producerea forței portante de către un profil aerodinamic este explicată de principiul lui Bernoulli („viteza de zbor ridicată dă o presiune statică redusă”) - cunoscut și ca „efectul Venturi”. Daniel Bernoulli (1700 - 1782) a fost un om de știință elvețian care a descoperit acest efect.

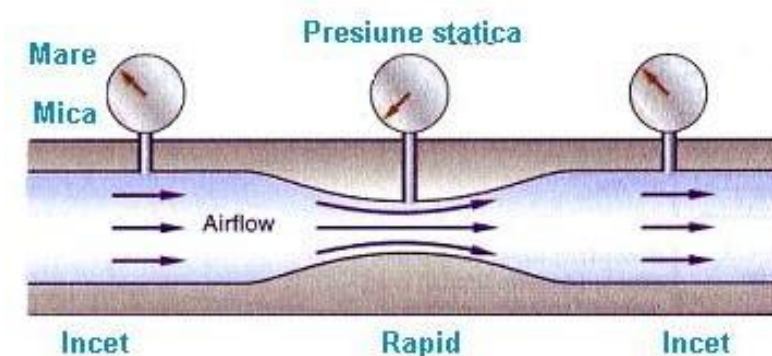


Fig 3.1. Efectul Venturi

La nivelul Licenței de pilot privat (PPL) ne preocupăm îndeosebi de avioanele care zboară la viteze până la 200 kt (noduri), și considerăm că aerul e incompresibil . La viteze mai mari, chiar înainte de a atinge viteza sunetului, are loc o complicație a compresibilității aerului-acest lucru este luat în considerare la nivelul de pilot comercial.

3.2 Curentul de aer din jurul unui avion

Spectrul curentului de aer din jurul unui avion care zboară depinde în special de forma avionului și atitudinea sa relativă față de curentul de aer liber.

Ceea ce contează sunt viteza relativă a avionului și a curentului de aer și nu faptul că avionul este cel care se mișcă prin aer sau aerul în jurul avionului. Oricare abordare ne dă aceleași răspunsuri.

Cea mai importantă parte a unui avion este suprafața portantă. Curentul de aer peste suprafețele portante principale (aripile) generează forță portantă care permite avionului să zboare. Curentul de aer din jurul unei suprafețe portante poate fi asemănat curentului de aer printr-un tub Venturi.

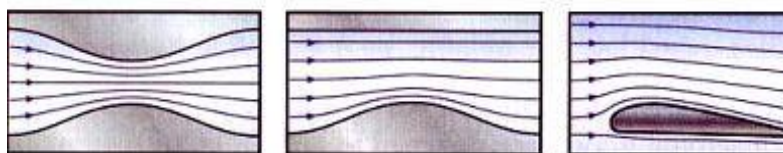


Fig 3.2. Spectrul curentului de aer

De asemenea mai sunt implicați și alți factori în afară de viteza aerului care trece în jurul avionului. Mărimea avionului, forma aripilor, densitatea și vâscozitatea aerului-fiecare din acestea joacă un rol în determinarea caracteristicilor curentului de aer din jurul avionului.

Comportamentul curentului de aer din imediata apropiere a profilului aerodinamic este foarte important, și acest strat de aer se numește strat limită.

Frecarea între un profil și aerul de deasupra sa încetinește straturile de aer în apropierea lui. Aerul care se află efectiv în contact cu profilul poate avea de fapt o viteză relativă nulă. Grosimea acestui strat limită, în care viteza relativă este redusă, este în general de câțiva milimetri.

De la un punct, pe suprafața aripii, curentul de aer din interiorul stratului limită laminar devine turbulent și stratul se îngroașă semnificativ. Acesta este cunoscut ca punctul de tranziție.

3.3 Curgerea curentului

Dacă moleculele aflate în succesiune urmează același model constant într-o curgere, atunci acest model poate fi reprezentat printr-o linie de curent. Nu va avea loc nici o curgere de-a curmezișul liniilor de curent ci de-a lungul lor.



Fig 3.3. Curgerea curentului de aer pe profilul aerodinamic

Curgerea laminară este acel spectru în care liniile de curent sunt paralele. La oricare punct fix pe linia de curent, fiecare moleculă de aer va avea aceeași viteză și presiune statică precum moleculele precedente când au trecut pe la acel punct. Aceste valori ale vitezei și presiunii se pot schimba de la un punct la altul de-a lungul liniei de curent. O reducere în viteza curgerii curentului este indicată de o spațiere mai largă a liniilor de curent, în vreme ce viteza crescută este indicată de spațierea scăzută a liniilor de curent.

Orice molecule care urmează o linie de curent vor avea aceleași viteze și presiuni ca moleculele precedente.

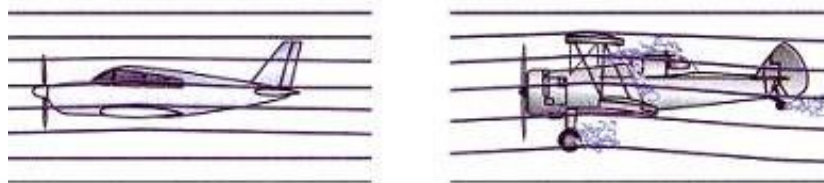


Fig 3.4. Curgerea curentului de aer de-a lungul aeronavei

Curgerea turbulentă

În curgerea turbulentă, moleculele aflate în succesiune nu urmează un model de curgere în linie. Moleculele aflate în succesiune se pot deplasa pe o traiectorie destul de diferită de moleculele precedente. Această curgere turbulentă este o trăsătură nedorită în majoritatea fazelor de zbor, și de aceea aripile trebuie să fie în permanență curate.

Curgerea liniară constantă este de dorit în majoritatea fazelor de zbor, și curgerea turbulentă este mai bine să fie evitată. Punctul în care stratul limită se separă de zona profilului aerodinamic, determinând curentul de aer să se separe și să devină turbulent, este cunoscut ca punct de separație.

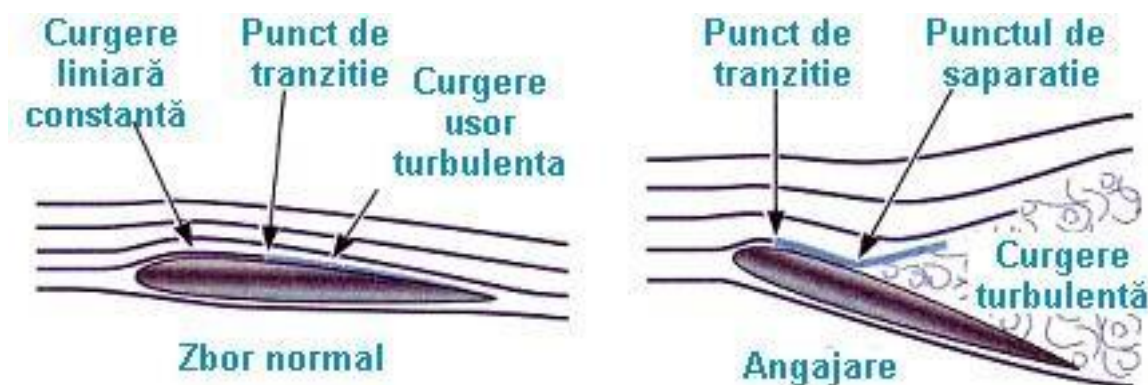


Fig 3.5. Curgerea liniară și curgerea turbulentă a aerului de-a lungul profilului

3.4 Profilul aerodinamic și principiul lui Bernoulli

Un fluid în mișcare constantă va da:

- energie de presiune statică;
- energie de presiune dinamică (energie cinetică datorată mișcării).

Aerul este un fluid, și dacă îl presupunem ca fiind incompresibil, se comportă ca un așa-zis fluid "ideal".

Daniel Bernoulli a arătat că pentru un fluid ideal, energia totală într-o curgere liniară rămâne constantă.

De aceea:

Energia de presiune (statică) + energia cinetică (dinamică) = energia totală constantă

Energia se poate schimba de la o formă la alta, dar conținutul energiei totale va rămâne același. Dacă energia de presiune scade (presiune statică scăzută) atunci energia cinetică trebuie să crească (o viteză de zbor mai mare), adică un efect Venturi.

Presiunea statică la orice punct într-un fluid acționează egal în toate direcțiile. Presiunea statică a atmosferei este exercitată în toate punctele asupra mâinii dumneavoastră.

Suma dintre presiunea statică și presiune dinamică este constantă în orice loc al unui tub de curent.

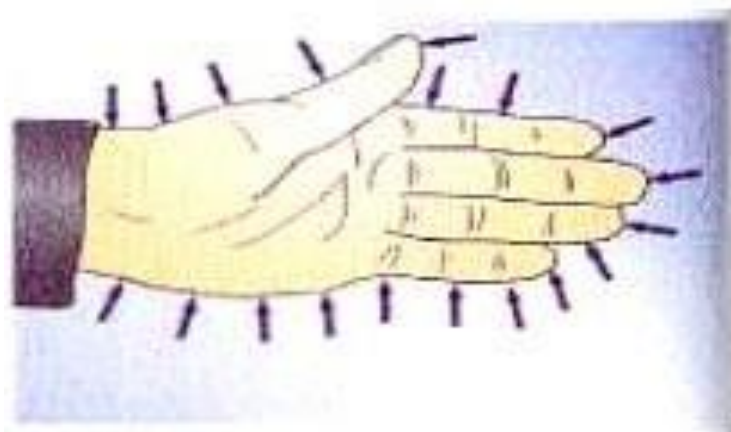


Fig 3.6. Presiunea statică

Energia de mișcare se numește energie cinetică și este exprimată ca: Energia cinetică = $\frac{1}{2}$ x masa (m) x viteza la pătrat (V^2)

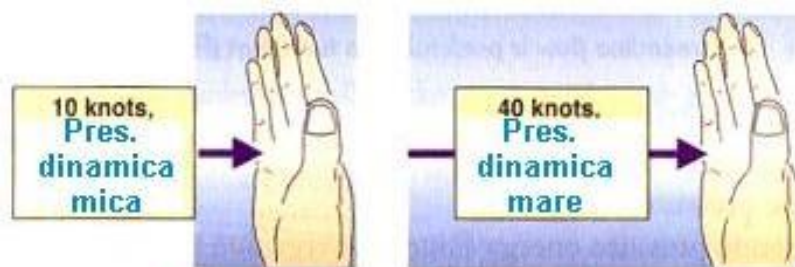
Energia cinetică a unei porțiuni de aer în mișcare relativă față de un obiect îi permite să exercite o forță asupra obiectului. Această forță, când este calculată pe unitatea suprafeței, se numește presiune dinamică și este exprimată ca:

$$\text{Presiunea dinamică} = \frac{1}{2} \times \rho \times \text{viteza la pătrat, sau } \frac{1}{2} \rho V^2$$

Presiunea dinamică implică densitatea aerului (ρ) care este masa pe unitatea de volum (mai degrabă decât doar masa care este folosită în formula pentru energia cinetică). Presiunea dinamică este o cantitate mai folositoare decât energia cinetică când discuțăm aerodinamică.

Dacă ridicați mâna în vânt puternic sau scoateți mâna pe fereastra unei mașini aflate în mișcare, atunci presiunea vântului sau presiunea mișcării este simțită din cauza aerului care vă lovește mâna și zboară în jurul ei. Această presiune se numește presiune dinamică, adică, presiune datorată mișcării relative între mâna dumneavoastră și aer. Cât de puternică este această presiune dinamică depinde de două lucruri:

Viteza corpului față de curentul relativ de aer - cu cât mașina merge mai repede sau cu cât vântul suflă mai tare, atunci cu atât este mai mare presiunea dinamică pe care o simțiți pe mâna dumneavoastră. Acest lucru se întâmplă pentru că mai multe molecule vă lovesc mâna pe unitatea de timp (secundă).



Presiunea dinamica creste odata cu viteza

Fig 3.7. Presiune dinamică la viteză mică

Densitatea aerului - la aceeași viteză, cu cât aerul este mai dens, cu atât sunt mai multe molecule pe secundă care vă vor lovi și astfel cu atât este mai mare presiunea dinamică.



Presiunea dinamica este mai mare in aer cu densitate mare

Fig 3.8. Presiune dinamică la viteză mare

Din moment ce presiunea dinamică este egală cu $\frac{1}{2} \rho V^2$, acum putem scrie ecuația:

Presiune statică + presiune dinamică = presiune totală constantă

$$P_s + (1/2 \times \rho \times V^2) = P_T$$

Termenul $\frac{1}{2} \times \rho \times V^2$ este unul din cele mai importante din aerodinamică.

Trebuie să existe presiune dinamică pentru ca un profil aerodinamic să producă forță portantă. Presiunea dinamică este de asemenea importantă când luăm în considerare alte elemente precum rezistența la înaintare și viteza de aer indicată.

Știm că presiunea statică plus presiunea dinamică înseamnă presiunea constantă totală. Dacă viteza V a curentului de aer crește, crește presiunea dinamică - aceasta înseamnă că presiunea statică trebuie să scadă (principiul lui Bernoulli).

Viteza crescută înseamnă presiune statică scăzută.

Invers, dacă viteza (și prin urmare presiunea dinamică) scade, presiunea statică trebuie să crească.

Toate părțile unui avion contribuie atât la crearea portanței cât și la crearea rezistenței la înaintare, dar aripa (suprafața portantă) este cea care este proiectată special să ofere forță portantă pentru a sprijini întregul avion.

Un studiu al variației presiunii statice și al vitezei în jurul unui profil aerodinamic, folosind principiul lui Bernoulli, este cel mai ușor mod non-matematic de a înțelege producerea portanței și a rezistenței la înaintare.

O farfurie plată subțire într-un curent de aer la unghi de incidență zero (aliniat curentului de aer) nu generează nici o schimbare a curentului de aer și în consecință nu generează nici o reacție (forță). Unghiul de incidență este unghiul la care farfuria este prezentată curentului de aer.

Dacă unghiul de incidență este modificat, farfuria plată generează o reacție care tinde atât să o ridice cât și să o tragă înapoi - același efect pe care îl simțim cu mâna afară pe fereastra unei mașini. Cantitatea reacției depinde de viteza și de unghiul de incidență între farfuria plată și curentul de aer relativ.

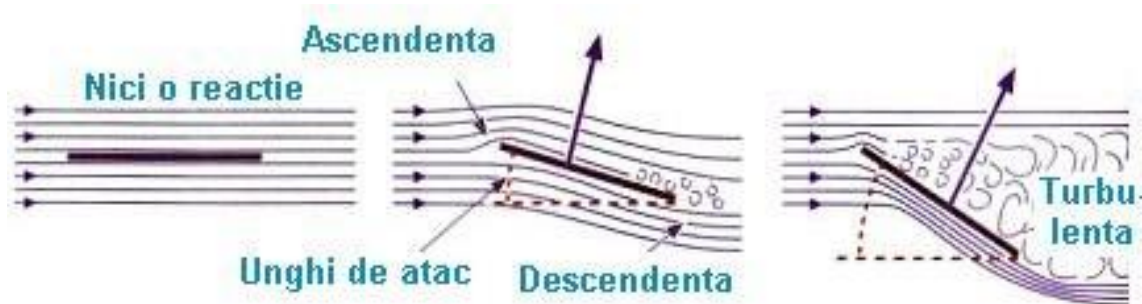


Fig 3.9. Curgerea în jurul plăcii plane

Din cauza unghiului de incidență, curentul de aer în linie dreaptă este deranjat. O ușoară ascendență este creată în fața farfuriei făcând ca aerul să plutească, aproape ca și cum ar exista o aspirație invizibilă deasupra farfuriei. Aerul, pe măsură ce trece prin zona farfuriei, crește în viteză. Creșterea vitezei generează o scădere a presiunii statice (principiul lui Bernoulli).

Presiunea statică deasupra farfuriei este mai scăzută decât presiunea statică de sub farfurie, generând o reacție ascendentă netă creând portanță. După ce trece de farfurie, se formează un curent descendent al jetului de aer.

Reacția totală asupra farfuriei datorată faptului că acesta deranjează curentul de aer are două componente- una la unghiuri drepte față de curentul de aer relativ cunoscută ca portanță, și una paralelă cu acest curent de aer relativ, și care se opune mișcării relative, cunoscută ca rezistență la înaintare.

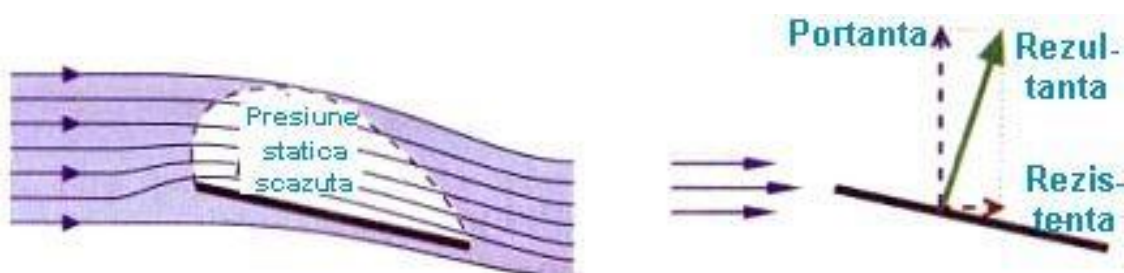


Fig 3.10. Formarea portanței

Formele suprafețelor portante

Avioanele nu au aripi de forma unor plăci plane. O placă plană nu este o suprafață portantă ideală dintr-un număr de motive - rupe curentul de aer liniar, generând vârtejuri (turbulente), cu o mare creștere a rezistenței la înaintare. Este de asemenea dificil de

construit o aripă subțire, plată.

Un profil aerodinamic curbat nu numai că generează mai multă portanță și mai puțină rezistență la înaintare în comparație cu o placă plată, este și mai ușor de construit în termeni de forță structurală.

Un profil aerodinamic poate avea multe forme cu secțiuni transversale. Proiectanții de avioane aleg forma care are cele mai bune caracteristici aerodinamice pentru scopurile lor. Deși majoritatea profilelor aerodinamice de viteză redusă sunt asemănătoare ca formă, fiecare secțiune (secțiune transversală) este proiectată să ofere anumite caracteristici aerodinamice specifice.

Discuția noastră se va desfășura numai în termeni generali care pot fi aplicați de obicei majorității profilelor aerodinamice.

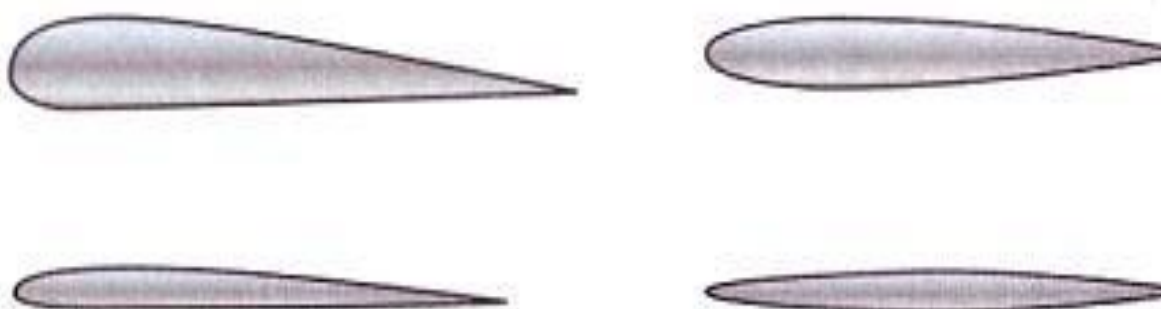


Fig 3.11. Profiluri aerodinamice

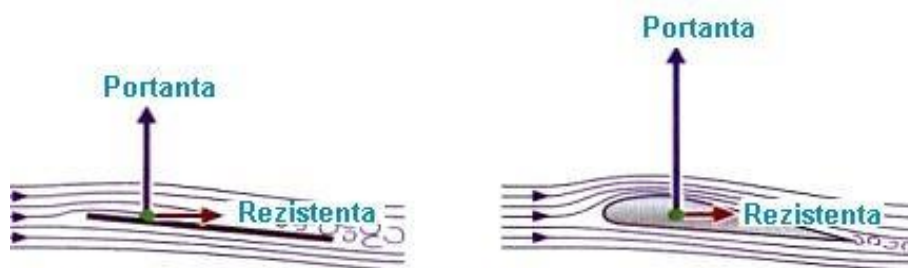
Curbură aripii

Curbură aripii reprezintă linia curbă a profilului aerodinamic.



Fig 3.12. Curbură aripii

Creșterea curburii pe zona superioară face curentul de aer de deasupra ei să accelereze mai mult și să genereze mai multă portanță la același unghi de incidență (din moment ce o viteză mai mare înseamnă presiune statică mai scăzută).



Curbură mai mare - portanță mai bună

Fig 3.13. Influența curburii asupra portanței

Aripile cu curbura mai mare oferă o bună portanță, făcându-le adecvate pentru zborul la viteze reduse și transportarea de încărcături mari. Poziția celei mai mari curburii este de obicei la aproximativ 30% din coardă spre înapoi, de la bordul de atac al aripii.

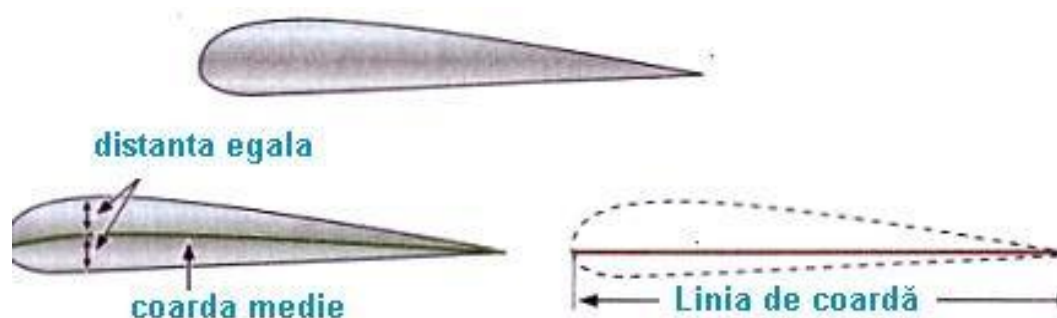


Fig 3.14. Coarda profilului

Linia de curbura medie (coarda medie) este linia trasată la jumătatea distanței între zona superioară (extrados) și cea inferioară (intrados) a unui profil de aripă.

Linia de coardă este linia dreaptă care unește bordul de atac și bordul de fugă al aripii.

Un alt mod de a spune acest lucru este:

Linia de coardă este linia dreaptă care unește capetele liniei de curbura medii.

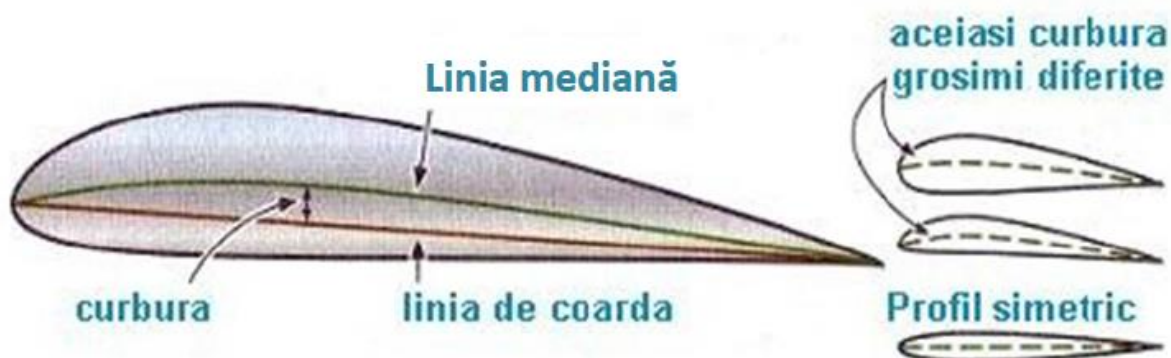


Fig 3.15. Curbura profilului

Curbura este distanța dintre coarda medie și coardă.

Forma corzii medii este extrem de importantă în determinarea caracteristicilor secțiunii profilului aerodinamic. Valoarea și poziția curburii maxime relative la linia de coardă a profilului aerodinamic ajută la definirea formei corzii medii și sunt de obicei exprimate ca un procentaj din coardă.

Notați că o aripă foarte curbată poate fi groasă sau subțire și că un profil aerodinamic simetric are o curbura zero.

Grosimea unui profil aerodinamic este cea mai mare distanță dintre zonele superioare (extradosul) și cele inferioare (intradosul) aripilor.



Fig 3.16. Grosimea profilului

O aripă groasă cu un extradados bine curbat este ideală pentru producerea unei forțe portante mari la viteze reduse. Avioanele cu decolări și aterizări scurte (STOL), care sunt proiectate pentru decolări și aterizări pe suprafețe scurte și pe terenuri de zbor nepregătite, sunt cele mai probabil întâlnite de a avea aripi bine curbate și groase, de exemplu de Havilland Canada Dash 7, Beaver și Twin Otter, Pilatus Porter, seria Maule Rocket și Antonov-2.

De asemenea, așa cum am menționat mai devreme, o aripă groasă este mai ușor de construit decât o aripă subțire pentru că există mai mult loc pentru părțile structurale precum traversele (nervurile). O aripă groasă este de asemenea avantajoasă când vine vorba de instalarea rezervoarelor de combustibil.

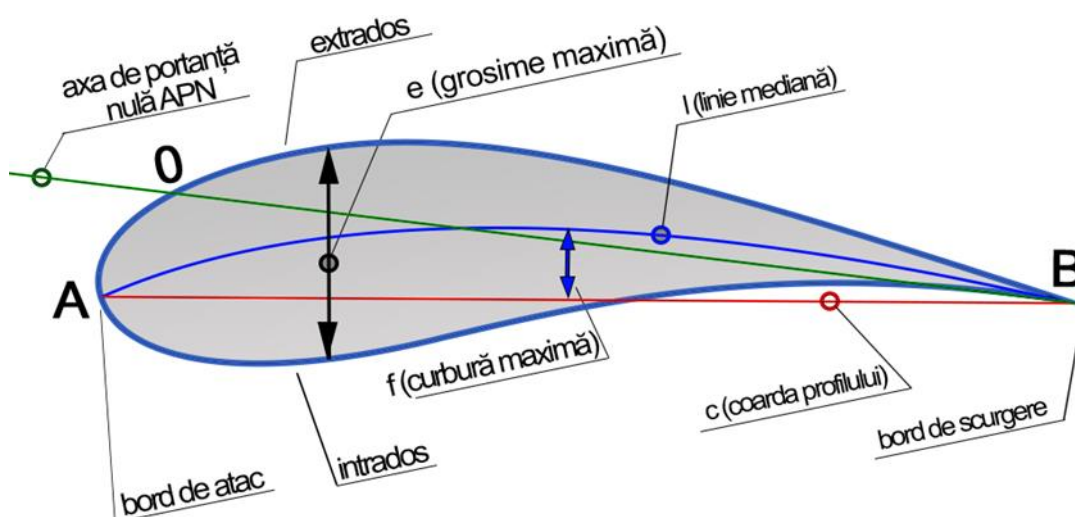


Fig 3.17. O aripă tipică de viteză redusă, bine curbată

La unghiuri de incidență pozitive mici obișnuite în zborul normal, presiunea statică peste marea parte a vârfului profilului aerodinamic (bordul de atac al aripilor) este ușor redusă prin comparație cu presiunea statică normală a curentului de aer liber care se află destul de departe de suprafața portantă. Presiunea statică de pe intradosul profilului aerodinamic este ușor mai mare decât aceea de pe extradadosul ei.

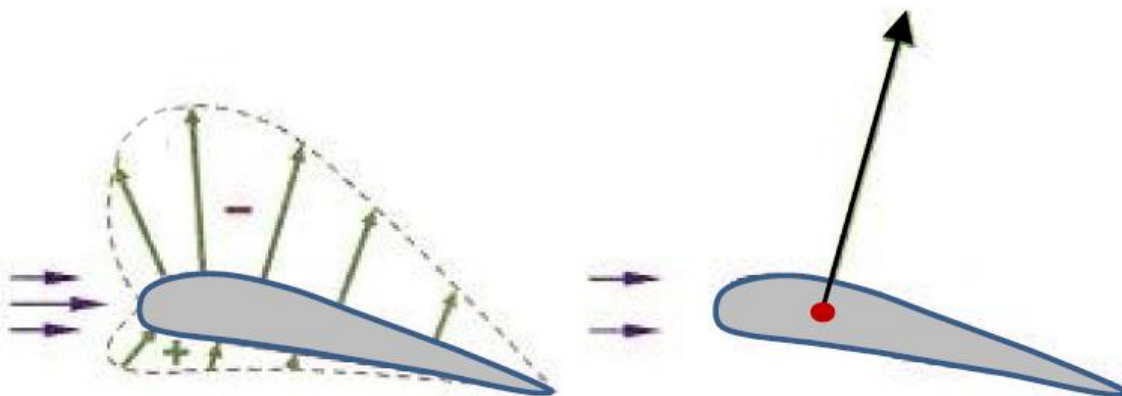


Fig 3.18. Presiunea pe intrados și extrados

Această diferență de presiune este originea forței de reacție totală exercitată asupra profilului aerodinamic, cea mai mare contribuție venind din zona extradosului. În același mod în care greutatea totală poate fi considerată că acționează printr-un punct numit centru de greutate (CG), reacția totală a tuturor forțelor aerodinamice exercitate asupra profilului aerodinamic poate fi considerată că acționează prin centrul de presiune (CP).

Este convenabil pentru noi să considerăm această reacție totală (TR) (cu același sens de forță totală aerodinamică (TAF)) din prisma celor două componente ale sale: portanța (F_z) și rezistența la înaintare (F_x).

Forța portantă este componenta forței aerodinamice totale perpendiculară pe curentul de aer relativ.

Forța de rezistență la înaintare este componenta forței aerodinamice totale paralelă cu curentul de aer relativ și care se opune tracțiunii. Curentul de aer relativ se referă la mișcarea relativă între un corp, și curentul de aer îndepărtat, adică acel curent de aer suficient de îndepărtat de corp ca să nu fie deranjat de acesta.

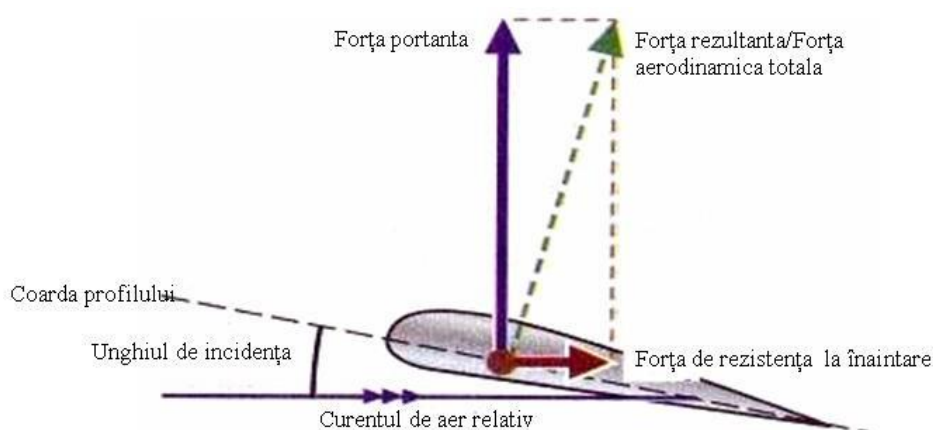


Fig 3.19. Forța de rezistență la înaintare

Unghiul de incidență (α) este unghiul dintre linia de coardă a unei suprafețe portante și curentul de aer relativ.

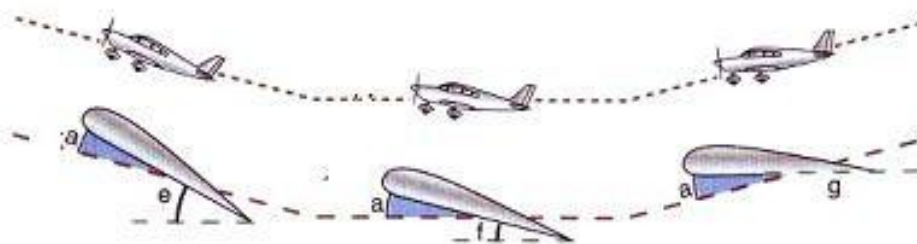


Fig 3.20.

Nu confundați unghiul de pantă sau atitudinea avionului (relativ la orizontală) cu unghiul de incidență al suprafeței portante (relativ la curentul de aer).

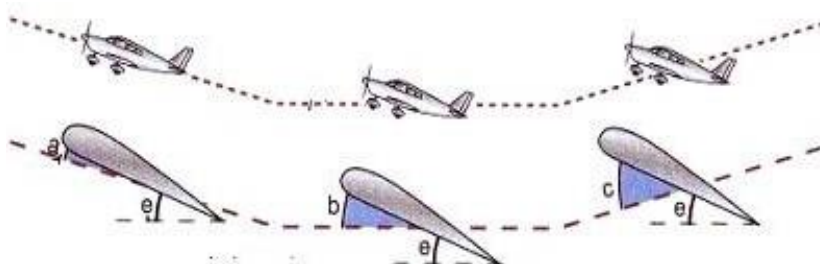


Fig 3.21.

Nu confundați unghiul de incidență (relativ la curentul de aer) cu unghiul de calaj, unghiul la care aripa este fixată de avion și axa longitudinală a acestuia. Unghiul de calaj este fix, dar unghiul de incidență se schimbă în zbor.

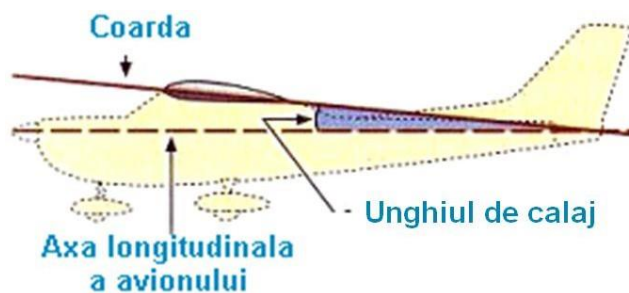


Fig 3.22.

Principiul lui Bernoulli asociază o scădere a presiunii statice cu o creștere a vitezei, adică o presiune statică în scădere generează o creștere a vitezei curentului de aer. Forma profilului aerodinamic și unghiul său de incidență determină distribuția vitezei cât și distribuția presiunii statice deasupra lui.



Fig 3.23. Distribuția vitezei și a presiunii statice a curentului de aer

Ca o modalitate de a ilustra diferite presiuni statice, vom folosi o săgeată dinspre

suprafața portantă pentru a indica o presiune mai mică decât presiunea statică a curentului de aer liber (o “absorbție”) și o săgeată spre suprafață pentru a indica o presiune statică mai mare decât cea a curentului de aer liber. În alte părți este posibil să vedeți “ - “ pentru a indica o presiune statică mai scăzută și “+“ pentru a indica o presiune statică mai ridicată.

La bordul de atac al aripii, curentul de aer stagnează relativ la aripă - acest punct se numește punctul de stagnare al bordului de atac. Există și un punct de stagnare al bordului de fugă.

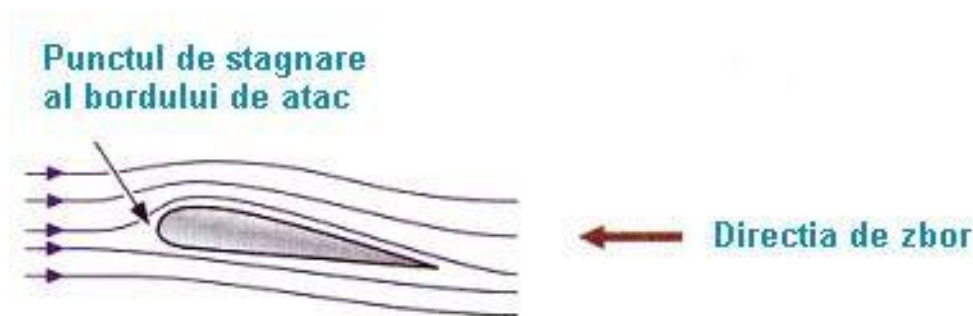


Fig 3.24.

La punctul de stagnare al bordului de atac curentul de aer se împarte pentru a trece peste și pe sub secțiunea portantă. Unghiul de incidență pozitiv cauzează o viteză crescută asupra extradadosului aripii și de aceea o presiune statică scăzută (Bernoulli). Dacă profilul produce o accelerare continuă va avea loc o reducere continuă a presiunii statice.

La alte puncte pe suprafața portantă curentul de aer trebuie să încetinească și acest aspect va fi însoțit de o creștere corespunzătoare a presiunii statice (Bernoulli). O suprafață netedă va produce o schimbare lină a distribuției presiunii.

Influența unghiului de incidență în distribuția presiunii

Este interesant de urmărit distribuția presiunii în jurul unei anume suprafețe portante dat fiind că unghiul de incidență este modificat.

În zborul normal, curentul de aer crește în viteză peste bordul de atac a suprafeței portante - rata de creștere fiind mai mare la unghiuri de incidență mai mari. Pe măsură ce viteza crește, presiunea statică descrește (Bernoulli) și la punctul cu cea mai mare viteză, presiunea statică este cea mai redusă. Curentul de aer de sub suprafața portantă crește mai încet decât cel de deasupra și de aceea presiunea statică descrește mult mai încet. Se poate uneori să scadă la o valoare mai mică decât presiunea statică a curentului de aer liber, în funcție de unghiul de incidență.

La unghiuri de incidență mai mici există reduceri ale presiunii statice deasupra ambelor suprafețe, atât pe extradadosul cât și pe intradosul aripii, forța portantă fiind generată de diferența de presiune. Presiunea statică este redusă la o valoare mai scăzută pe extradados comparativ cu presiunea statică pe intrados la unghiuri de incidență mici.

La un unghi de incidență negativ mic, aproximativ - 4° pentru această suprafață portantă, reducerile de presiune sunt aproximativ egale și de aceea nu rezultă nici o forță portantă.

La unghiuri de incidență mari portanța se datorează presiunii scăzute pe zona de extradados și presiunii ușor crescute pe zona de intrados a aripii.

Depășind unghiul de incidență corespunzător vitezei limită, curgerea liniară pe extradadosul aripii este redusă, cu o slăbire în consecință a zonei de presiune scăzută datorită formării de turbioane. (Principiul lui Bernoulli se aplică numai curentului liniar). Portanța scăzută care mai rămâne este datorată îndeosebi creșterii în presiune pe intradosul aripii.

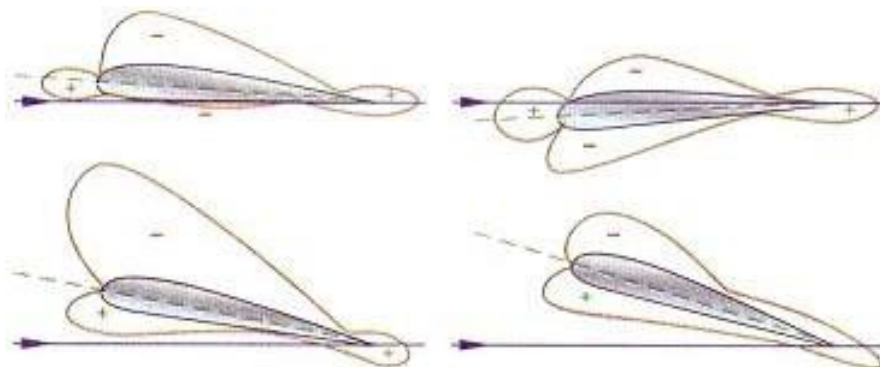


Fig 3.25. Distribuția presiunii în funcție de unghiul de incidență

Centrul de presiune

Este mai ușor de arătat efectul general al acestor schimbări de presiune statică folosind o singură forță aerodinamică, rezultanta acționând într-un singur punct pe linia de coardă - centrul de presiune (CP).

Pe măsură ce unghiul de incidență este crescut în zbor normal au loc două lucruri importante:

- capacitatea de portanță a aripii (coeficient de portanță- C_z) crește, permițând aripii să producă aceeași portanță (necesară pentru a echilibra greutatea) la o viteză de aer scăzută. Centrul de presiune se mută în față.
- La viteze de zbor normale (aproximativ 4° unghi de incidență), centrul de presiune se află înapoi de centrul aripii. Pe măsură ce unghiul de incidență crește și viteza aerului scade, centrul de presiune se mută în față. Cel mai în față se mută la aproximativ $1/5$ din coardă (20%) față de bordul de atac.

Peste unghiul de incidență critic (aproximativ 16° unghi de incidență), curentul liniar deasupra extradadosului aripii se rupe, și presiunile statice scăzute pe zona de extradados nu se mai formează. Rezultanta (îndeosebi componenta de portanță) este redusă și centrul de presiune se mută înapoi de-a lungul cozii.

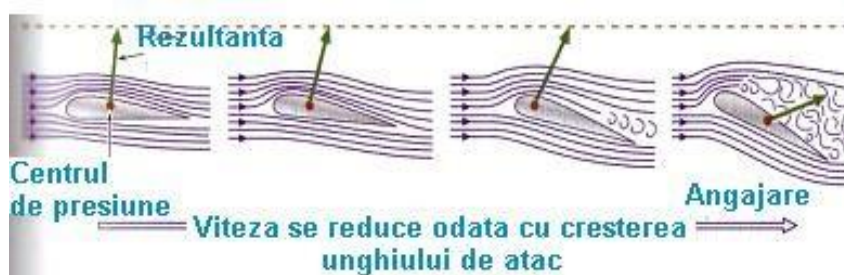


Fig 3.26. Variația vitezei cu modificarea unghiului de incidență

3.5 Portanța pe o aripă standard

Forța portantă este perpendiculară pe curentul de aer relativ. Rezultanta (cunoscută și ca forța aerodinamică totală) este împărțită în două componente: forța de rezistență la înaintare, care se opune tracțiunii și acționează paralel curentului de aer relativ; și forța portantă, care este perpendiculară pe curentul de aer relativ și traiectoria de zbor a avionului.

Experimental, se poate spune că rezultanta, și prin urmare portanța, depind de:

- Forma aripii;
- Unghiul de incidență;
- Densitatea aerului (ρ);
- Viteza curentului de aer liber (V^2);
- Suprafața aripii (S)

Portanța (și rezistența la înaintare) produsă de o aripă urmează legi naturale. Putem simplifica înțelegerea acestui efect natural descriindu-l într-o formulă relativ simplă (una din puținele pe care trebuie să le rețineți).

Viteza curentului de aer și densitatea aerului (ρ) se combină în expresia pentru presiunea dinamică $\frac{1}{2} \rho V^2$.

Punând toate acestea laolaltă cu suprafața aripii (S), obținem:

$$\text{Portanța} = (\text{un factor}) \times \frac{1}{2} \rho V^2 \times S$$

Folosim “un factor” pentru a ne referi la celelalte variabile, îndeosebi forma aripii și unghiul de incidență (de exemplu, profilul pe care aripa îl prezintă curentului de aer). Acestui factor îi este dat numele mai tehnic de coeficient de portanță (C_z) care este de fapt “capacitatea de ridicare” a aripii la un anumit unghi de incidență.

$$\text{Prin urmare: Portanța} = C_{\text{portanță}} \times \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S$$

$$F_z = C_z \frac{1}{2} \rho V^2 S$$

Din moment ce forma aripii este fixată de proiectant, orice schimbări a C_z trebuie să se datoreze schimbărilor unghiului de incidență. Dacă C_z (coeficientul portanței) este mare la un anumit unghi de incidență, atunci aceeași forță portantă pentru a contracara greutatea poate fi generată la o viteză mai mică. Inter-relația dintre unghiul de incidență, implicit coeficientul de portanță și viteză este importantă pentru pilot.

Folosind formula: $F_z = C_z \times \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S$ și măsurând F_z , V , ρ și S , putem calcula C_z și dezvolta graficul curbei lui C_z funcție de unghiul de incidență, cunoscut ca și curba portanței.

Pentru o aripă dată, unghiul de incidență este factorul de control cel mai important în distribuția presiunii statice în jurul aripii. Acesta determină valoarea forței portante care este generată. Valoarea efectivă a lui C_z va diferi așadar în funcție de unghiul de incidență.

Fiecare formă a suprafeței portante își are propria curbă a portanței care își relaționează C_z cu unghiul de incidență. Vom considera o aripă cu o coardă medie ca aceea care aparține unui avion tipic de antrenament cum ar fi un Piper PA28.

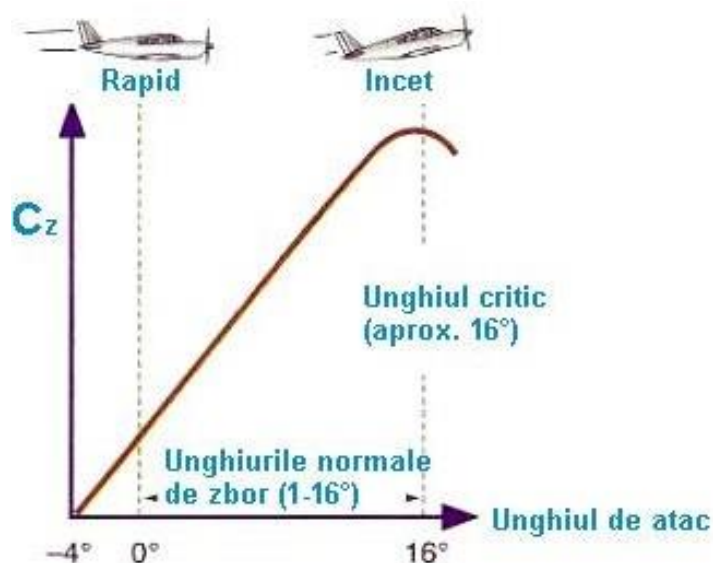


Fig 3.27. Curba portanței

La zero grade unghi de incidență, suprafața portantă creează aceeași forță portantă și are un C_z pozitiv.

La aproximativ - 4 grade unghi de incidență portanța este zero și $C_z = 0$. Avionul este rar pilotat la unghiul de incidență cu portanță zero, care are loc într-o urcare verticală sau picaj vertical.

Pe măsură ce unghiul de incidență crește, C_z crește proporțional până pe la 12° sau 13° unghi de incidență.

La unghiuri de incidență mai ridicate curba portanței începe să coboare, până la unghiul de incidență corespunzător vitezei limită (aproximativ 16° în acest caz) are loc o scădere semnificativă a C_z și a capacității aripii de a produce portanță.

Aceasta are loc atunci când curentul de aer este incapabil să rămână liniar peste zona de extradors a aripii, se separă și se împarte în turbioane (ruperea fileurilor de aer). Aceasta reprezintă viteza limită a suprafeței portante. Notați că C_z maxim (coeficientul maxim de portanță al aripii) are loc exact înaintea vitezei limită.

Forța portantă acționează prin centrul de presiune. La 4° unghi de incidență locația centrului de presiune este de aproximativ 40% din coardă față de bordul de atac, și se mută mai departe în față la aproximativ 20% pe măsură ce unghiul de incidență este mărit (de la aproximativ 4° până la 16° aproape de unghiul critic corespunzător vitezei limită).

La unghiul de incidență critic centrul de presiune se află la cel mai îndepărtat punct către în față.

Dincolo de unghiul de incidență critic CP se deplasează către înapoi.

Pe măsură ce valoarea forței portante și locația centrului de presiune se schimbă, va avea loc un moment diferit de rotire în planul de coborâre al avionului. Efectul (momentul) de

rotație generat de forța portantă depinde atât de magnitudinea (mărimea) sa cât și de distanța dintre centrul de presiune și centrul de gravitație. Puteți echilibra acest moment de rotație, și să preveniți ca avionul să ridice sau să coboare botul, modificând cantitatea de forță aerodinamică generată de coada avionului. Puteți face acest lucru prin mișcarea înainte și înapoi a manșei, care controlează profundorul.

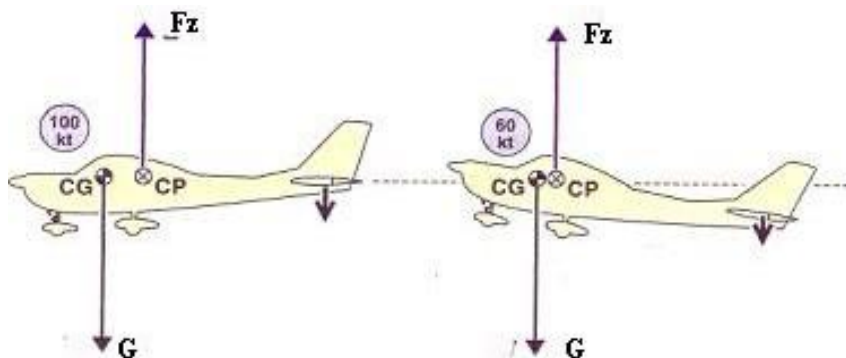


Fig 3.28.

Portanța pe un profil simetric

Suprafețe portante simetrice tipice sunt direcția și unele stabilizoare horizontale. Coarda medie a unei suprafețe portante simetrice este o linie dreaptă datorită curburii identice pe extradusul și intradosul aripii. De aceea linia de coardă și linia de curbură medie sunt identice.

Graficul portanței pentru o suprafață portantă simetrică va avea ca rezultat un $C_{Portanță} = 0$ (și portanță zero) la un unghi de incidență de 0 grade.

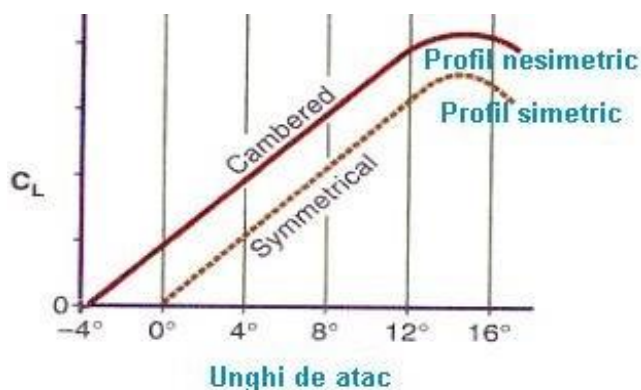


Fig 3.29. Portanța pe profilul nesimetric și pe profilul simetric

Aripă cu profil laminar

O aripă cu o curbură mică permite aerului să rețină curentul laminar deasupra unei zone mai mari a suprafeței. Locația grosimii maxime este de obicei de 50% spre înapoi.

O aripă într-un curent laminar produce aceeași portanță în gama vitezei de croazieră cu o rezistență la înaintare mai mică, prin comparație cu o aripă mai groasă. Aripile cu profil laminar se găsesc la unele avioane de mare viteză cum ar fi Mustang WW II de luptă, la unele avioane de antrenament precum seriile Piper Cherokee/ Warrior.

Există unele dezavantaje ale unei aripi cu profil laminar. Comportamentul în apropierea zonei de viteză limită nu este la fel de bun ca al unei suprafețe portante normale. Valoarea mai scăzută a lui C_z max înseamnă că viteza limită are valori mai mari.

Pentru a produce portanța necesară (pentru a echilibra greutatea) unghiul de incidență critic (aproximativ $15^\circ - 16^\circ$) este atins la o viteză a aerului indicată mai mare decât la o aripă bine curbată. C_z max pentru suprafața portantă are loc lângă unghiul critic, dar reprezintă o valoare mai scăzută decât C_z max pentru o suprafață portantă bine curbată.

3.6 Clasificarea aripilor

Aripile se pot clasifica după forma în plan astfel:

- aripă dreptunghiulară;
- aripă dreptunghiulară cu colțuri rotunjite;
- aripă trapezoidală;
- aripă trapezoidală cu colțuri rotunjite;
- aripă eliptică;
- aripă în săgeată, etc.

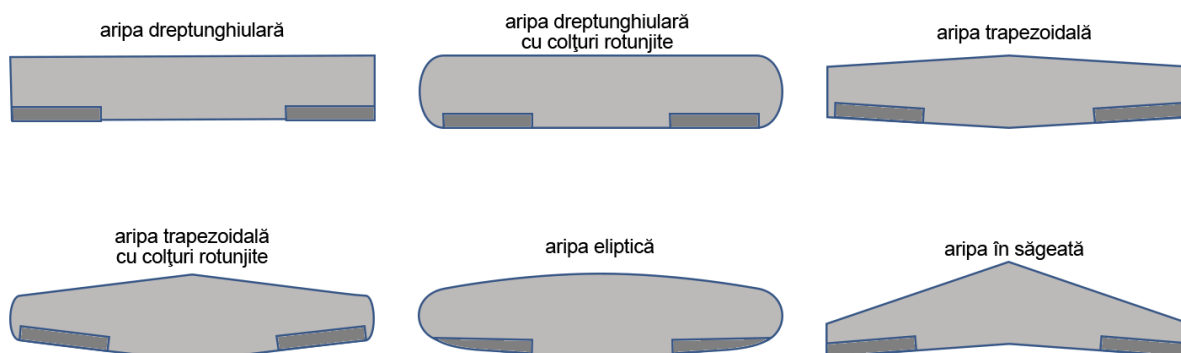


Fig. 3.30 Clasificarea aripilor după forma în plan

4. Forța de rezistență la înaintare

4.1 Introducere

În timpul zborului, fiecare parte a avionului expusă unui curent de aer va produce o forță aerodinamică - unele care ajută zborul, precum portanța, altele opunându-se zborului, precum rezistența la înaintare.

Forța de rezistență la înaintare (F_x) este termenul aeronautic care definește rezistența aerului ce se manifestă asupra unui avion în timp ce se mișcă relativ prin aer, adică se opune mișcării și acționează paralel și în aceeași direcție cu, curentul de aer relativ.

Rezistența la înaintare este inamicul zborului la viteze ridicate. Alinierea formelor, gradul de finisare constructivă, lustruirea suprafețelor și multe trăsături de proiectare, toate tind să reducă forța de frânare.

Principalul scop al grupului motopropulsor este de a învinge rezistența la înaintare. Cu cât rezistența la înaintare este mai scăzută, cu atât este nevoie de mai puțină tracțiune pentru a o echilibra. Avantajele unei forțe de tracțiune necesară mai redusă sunt evidente: motoare mai mici (și probabil mai puține ca număr), consumuri de combustibil mai scăzute, mai puțină solicitare a motorului și pe structurile asociate, și costuri de operare mai scăzute.

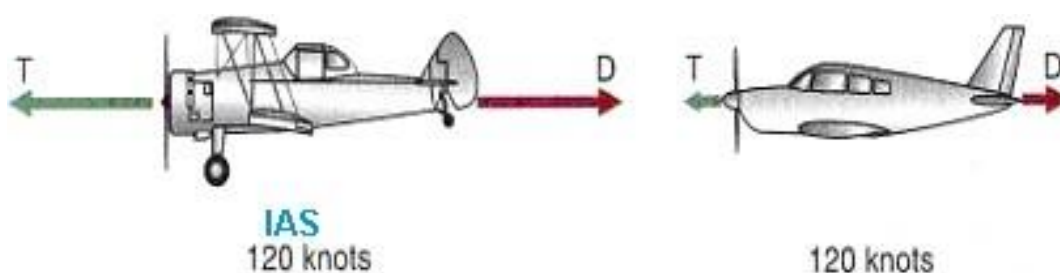


Fig 4.1. Tracțiunea (T) și rezistența la înaintare (D)

4.2 Forța totală de rezistență la înaintare

Rezistența la înaintare totală este suma tuturor forțelor aerodinamice care acționează paralel cu și opus, direcției de zbor. Forța de rezistență la înaintare totală este rezistența totală la mișcarea avionului prin aer. Notați că “opus direcției de zbor” este echivalent cu “în aceeași direcție cu a curentului de aer relativ”

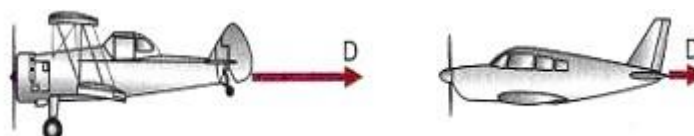


Fig 4.2. Forța de rezistență la înaintare

Forța de rezistență la înaintare totală este suma totală a diferitelor forțe de frânare care acționează asupra avionului. Un mod convenabil de a studia aceste frânări diferite este de a le separa în două grupuri de bază:

Acele forțe de frânare asociate cu producerea de forță portantă, cunoscute ca rezistență la înaintare indusă (efect tip Vortex-turbioane care se formează la bordul de fugă al aripii și îndeosebi la vârfurile aripii).

Acele forțe de frânare care nu sunt direct asociate cu creșterea portanței- cunoscute ca rezistență la înaintare parazită, care include rezistența de formă, rezistența de frecare și rezistența de interferență (influența unei componente aerodinamice asupra altei componente). Rezistența de formă și rezistența de frecare sunt uneori clasificate împreună sub denumirea de rezistență de profil.

Rezistența la înaintare parazită

Rezistența la înaintare parazită cuprinde rezistența de frecare, rezistența de formă și rezistența de interferență.

Rezistența de frecare.

Forțele de frecare între un obiect și aerul prin care acesta se mișcă produc rezistența de frecare a suprafeței. Valoarea rezistenței de frecare a suprafeței depinde de:

Mărimea suprafeței avionului. Întreaga suprafață a avionului generează o rezistență de frecare pe măsură ce se deplasează prin aer.

Dacă stratul de curent de aer în contact cu suprafața este laminar sau turbulent. Un strat limită turbulent se amestecă mai mult cu aerul din jurul lui, generând o rezistență la înaintare mai mare.

Rugozitatea suprafeței (inclusiv givrajul) va crește rezistența de frecare a suprafeței. Tranziția de la un strat limită laminar la unul turbulent poate avea loc chiar imediat în zona unde crește rugozitatea. Gradul de finisare constructivă și lustruirea ajută la netezirea suprafeței și la reducerea rezistenței de frecare a suprafeței.

Viteza avionului. O creștere a vitezei avionului crește rezistența de frecare a suprafeței acestuia.

Grosimea suprafeței portante. O creștere a grosimii suprafeței portante mărește rezistența de frecare a suprafeței aripii.

Unghiul de incidență. O creștere a unghiului de incidență mărește rezistența de frecare a suprafeței.

Rezistența de formă.

Când curentul de aer se separă efectiv de suprafață, se formează turbioane (vârtejuri) și curentul laminar este deranjat. Siazul turbulent astfel format crește rezistența la înaintare. Aceasta este rezistența de formă.

Probabil cel mai ușor mod de a distinge rezistența de formă de rezistența de frecare a suprafeței este de a considera o placă plată în două atitudini diferite relativ la curentul de aer. La unghi de incidență zero rezistența la înaintare este numai rezistența de frecare dată de suprafața ei. Când farfuria plată este perpendiculară pe curentul de aer, rezistența la înaintare este în întregime rezistența de formă.

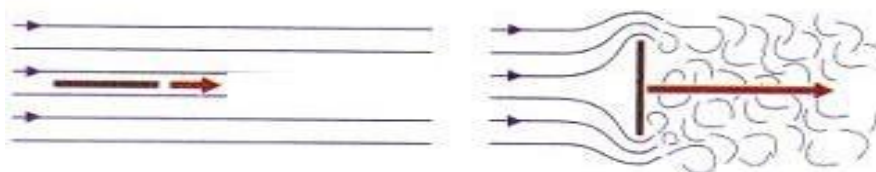


Fig 4.3. Rezistența de formă

În siajul din spatele corpului (care poate fi o suprafață portantă sau chiar un întreg avion) se formează turbioane, mărimea siajului fiind un indicator al valorii rezistenței de formă. Această rezistență de formă poate fi o mare parte din rezistența la înaintare totală și o proiectare bună ar trebui să o reducă pe cât posibil.

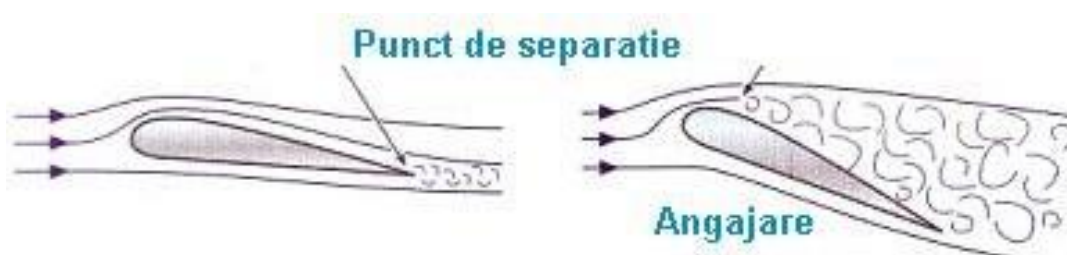


Fig 4.4. Producerea angajării

Un caz spectaculos de desprindere a curentului de aer se produce când un profil se află la un unghi de incidență foarte mare. În acest caz se creează un gradient de presiune pe extradrosul profilului prea mare pentru a permite stratului limită să adere la suprafața profilului și desprinderea se poate produce destul de înaintat spre bordul de atac.

Presiunea statică scăzută ("absorbția") necesară pe extradrosul suprafeței pentru producerea portanței este pierdută și apare viteza limită. Pentru a micșora rezistența de formă trebuie să întârziem desprinderea stratului limită.

Laminaritatea formelor reduce rezistența de formă scăzând curbura suprafețelor, întârziind apariția desprinderii stratului limită și astfel reducând vârtejurile.

Proiectantul poate alege un profil aerodinamic cu un "coeficient de finețe" diferit (grosime/ coardă) pentru a dobândi o laminaritate mai bună. Laminaritatea altor părți ale celulei poate fi obținută prin adăugarea carenajelor.

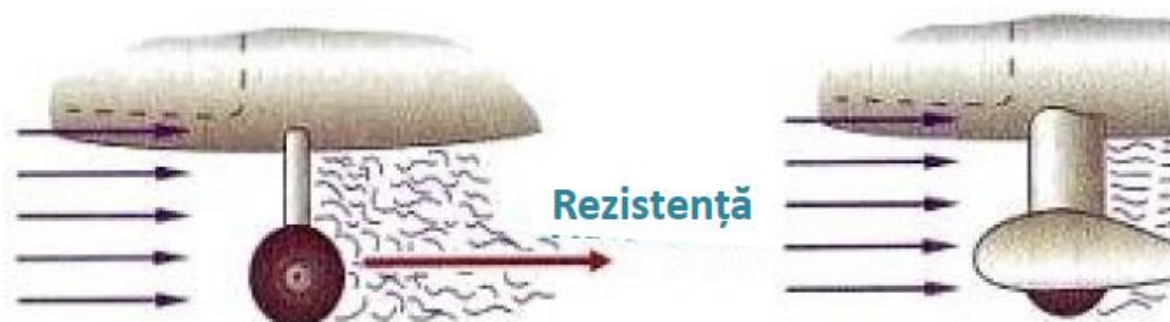


Fig 4.5. Reducerea rezistenței de formă prin aplicarea carenajului

Laminaritatea formelor poate fi ineficientă dacă se permite formarea de gheață pe ele.

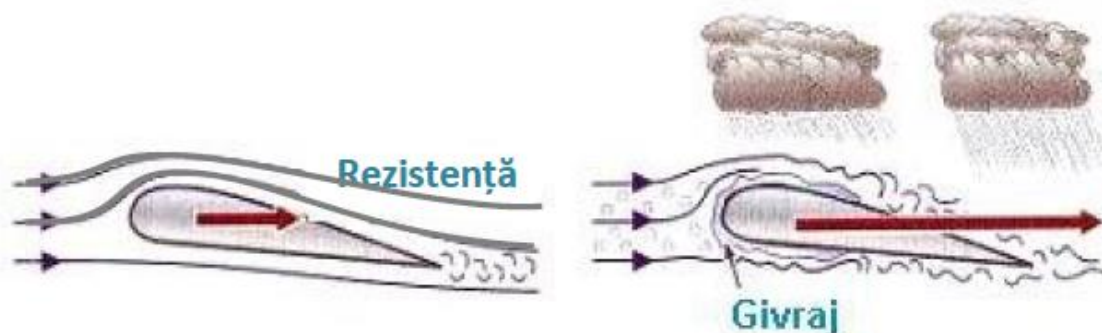


Fig 4.6. Creșterea rezistenței de formă prin givraj

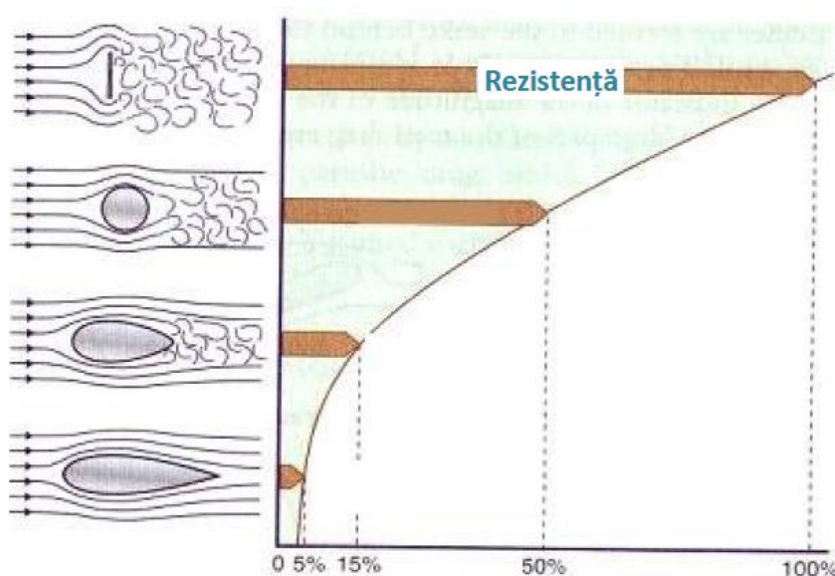


Fig 4.7. Rezistența pentru diferite forme

Rezistența datorată interferențelor.

Dacă considerăm avionul ca un întreg, rezistența totală este mai mare decât suma rezistenței la înaintare de pe părțile individuale ale avionului.

Aceasta se datorează “interferențelor” curentului de aer ce apar la îmbinarea diferitelor suprafețe, cum ar fi îmbinarea aripă/ fuselaj, îmbinarea ampenajului vertical și orizontal/ fuselaj și îmbinarea aripă/ capotele motorului.

Acest curent de aer cu interferențe creează o rezistență în plus, pe care o numim rezistență datorată interferențelor. Deoarece nu este direct asociată cu producerea portanței, este o rezistență parazită. Curentul de aer de pe diferitele suprafețe ale avionului se întâlnesc și formează un siaj în spatele avionului. Turbulența adițională care are loc în siaj cauzează o diferență de presiune mai mare între suprafețele din față și cele din spate ale avionului măbind rezistența la înaintare.

Folosirea garniturilor, carenajelor și finisarea adecvată a formelor pot ajuta la reducerea

acestei rezistențe de interferență. Un carenaj este parte a suprafeței externe a unui avion adăugat pentru a îmbunătăți curgerea laminară, reducând astfel vârtejurile și scăzând rezistența la înaintare.

Rezistența parazită și viteza aerului

La o viteză a aerului zero nu există nici un fel de mișcare relativă între avion și aer, prin urmare nu există nici o rezistență parazită. Atunci când viteza aerului crește frecarea cu suprafețele externe, rezistența de formă și rezistența de interferență (care împreună formează rezistența parazită) cresc toate.

Viteza aerului are un efect puternic asupra rezistenței parazite. Dublarea vitezei aerului mărește de patru ori rezistența parazită (2 - la pătrat, adică $2 \times 2 = 4$). Triplarea vitezei aerului mărește de 9 ori rezistența parazită. Matematic numim aceasta o ridicare la pătrat, rezistența parazită variind cu V- la pătrat.

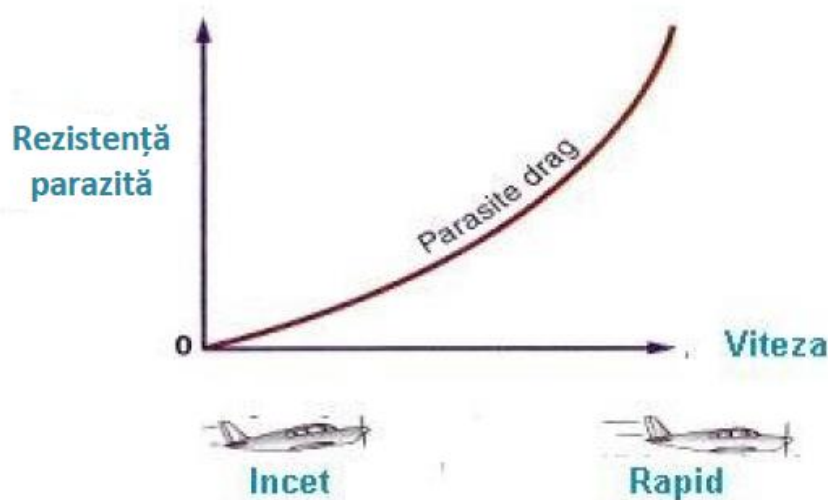


Fig 4.8. Rezistența parazită

Rezistența parazită este cea mai mare la viteze ridicate și este practic nesemnificativă la viteze scăzute. Un avion care zboară la o viteză imediat deasupra vitezei limită poate avea doar 25% din rezistența totală datorită rezistenței parazite.

La o viteză mare rezistența totală se datorează aproape în întregime rezistenței parazite (practic fără rezistența indusă). Existența rezistenței parazite la viteze ridicate de zbor arată necesitatea unei "curățenii aerodinamice" pentru a obține performanțe mai bune.

Interesant, cam jumătate din rezistența parazită asupra unor avioane se datorează aripilor. Orice reducere a frecărilor cu suprafețele externe, rezistența de formă și rezistența de interferență de la aripi poate avea un efect semnificativ în reducerea rezistenței parazite totale.

4.3 Rezistența indusă

Rezistența indusă este un produs colateral al producerii portanței și este strâns legată de unghiul de incidență.

Pentru a produce portanță, presiunea statică de pe extradusul aripii va fi mai mică decât aceea de pe intradosul aripii. Pe măsură ce curentul de aer se deplasează către în spate, o parte din acesta se va roti în jurul vârfului aripii de la zona de presiune ridicată de sub aripă la zona de presiune statică scăzută de deasupra aripii. Aceasta generează o componentă a curgerii aerului înspre exterior pe intradosul aripii.

La bordul de fugă al aripii unde aceste curgeri ale curentului de aer pe extrados și intrados se întâlnesc - ambele mișcându-se spre înapoi dar cu componente opuse (sau laterale) -se formează o zonă de vârtejuri. La vârfurile aripilor, unde curgerea este cea mai mare, de departe se formează cele mai puternice vârtejuri. Acestea sunt cunoscute ca vârtejurile de la vârfurile aripilor (fenomenul de vortex).

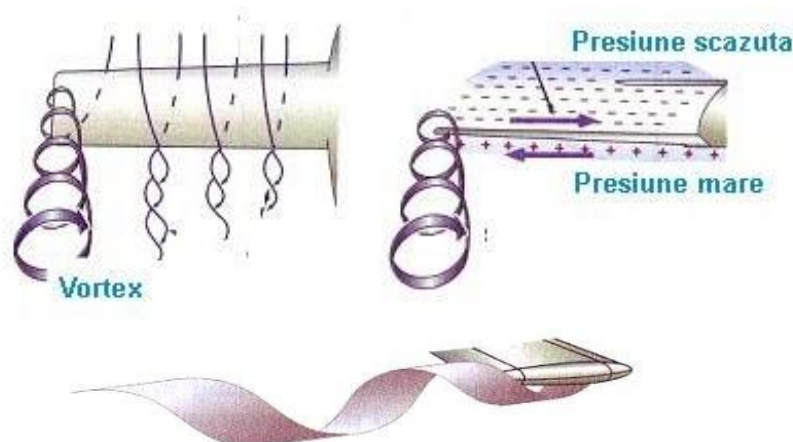


Fig 4.9. Fenomenul de vortex

Când aripile produc o valoare ridicată a coeficientului de portanță (necesar în diverse evoluții ale unui avion, sau la viteză redusă și unghiuri de incidență ridicate, așa cum se întâmplă în faza de apropiere de sol), diferența de presiune dintre intradosul și extradusul aripii este mult crescută. În aceste situații rezultă vârtejuri foarte puternice la vârfurile aripii.

Uneori, în aerul umed, scăderea presiunii în mijlocul acestor vârtejuri va cauza condensul umezelii așa că vârtejurile mai mici, care se răsucesc vor fi vizibile ca vapori - îndeosebi în cazul avioanelor mari de pasageri la apropierea de sol și aterizare în condiții de umezeală.

Un efect similar poate fi văzut ocazional lângă vârfurile ascuțite de la bordul de fugă ale flapsurilor. (Aceste vârtejuri de la vârfurile aripii reprezintă un fenomen diferit față de urmele de vapori de mare altitudine cauzate de condensarea gazelor evacuate ale motoarelor cu reacție, așa că nu le confundați.)

Cauzele care generează rezistența indusă

Această explicație este puțin peste cerințele cursului PPL dar vă va ajuta la înțelegerea acestui fenomen important.

Curentul de aer de sub aripi se rotește în jurul vârfurilor aripilor și formează un vârtej mare care se răsuțește la fiecare vârf de aripă. Curentul ascendent în vârtej se află în afara anvergurii aripii, dar curentul descendent se află în spatele bordului de fugă al aripii, în interiorul anvergurii aripii. Efectul net este un curent descendent în spatele aripii. Există o curgere descendentă generală a aerului în spatele bordului de fugă în interiorul anvergurii aripii.



Fig 4.10.

A treia lege de mișcare a lui Newton (pentru fiecare acțiune există o reacție egală și opusă) spune că, pentru ca acțiunea curentului de aer asupra unei aripi să genereze o forță portantă ascendentă, va exista o reacție egală și opusă a aripii asupra curentului de aer - (descendentă în acest caz).

Această deviere a curentului de aer în sens descendent face ca aripa să suporte un curent de aer local (un curent de aer relativ mediu), a cărui direcție este media dintre linia curentului de aer îndepărtat din fața aripii și direcția curentului descendent din imediata apropiere a bordului de fugă al aripii. Din moment ce acest curent de aer local sau relativ mediu suportat de aripă este descendent, forța portantă produsă de aripă (perpendiculară pe curentul de aer local relativ) este deplasată înapoi cu aceeași cantitate.

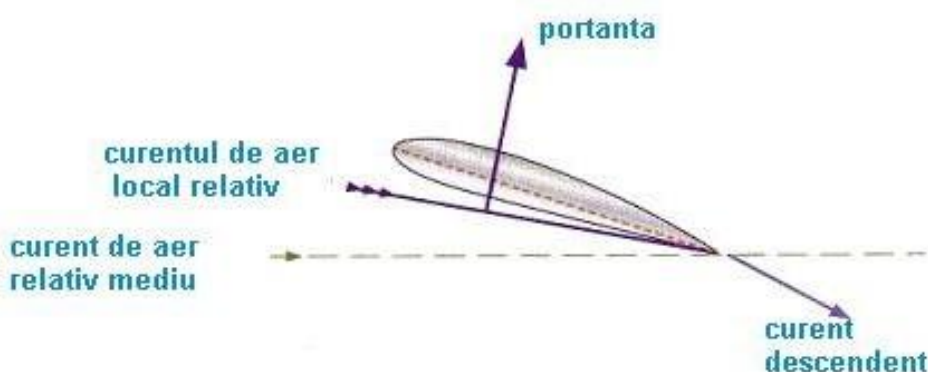


Fig 4.11.

Când luăm în considerare efectul general al portanței și rezistenței la înaintare asupra unui avion, trebuie să raportăm aceste efecte față de direcția de zbor, mai exact la curentul de

aer liber îndepărtat aflat la distanță față de influența curenților de aer locali din jurul diverselor părți ale avionului.

În concluzie:

Portanța unei aripi este perpendiculară pe curentul de aer relativ îndepărtat;

Rezistența la înaintare a unei aripi (sau a oricărei părți a avionului) este paralelă cu curentul de aer relativ îndepărtat.

De aceea, forța portantă produsă de o aripă perpendiculară curentului de aer local va avea o componentă paralelă curentului de aer relativ îndepărtat. Această componentă a forței portante care se află în direcția rezistenței la înaintare este consecința nedorită, dar inevitabilă, a producerii portanței. Este cunoscută ca rezistența indusă.

Notă:

Rezistența indusă este diferită de rezistența parazită (care rezultă din frecarea cu suprafețele exterioare, rezistența de formă și rezistența de interferență). Rezistența indusă este datorată creșterii portanței. O aripă va avea atât rezistență indusă cât și rezistență parazită.

4.4 Reducerea rezistenței induse

Aripi cu alungire ridicată

Ludwig Prandtl (1875- 1953), un pionier în studiul aerodinamicii, a descoperit că rezistența indusă ar putea fi redusă printr-o aripă lungă și îngustă (o aripă cu o alungire ridicată).

Prin comparație cu o aripă scurtă și groasă (alungire scăzută) a aceleiași suprafețe, o aripă lungă, îngustă cu o alungire ridicată (și de aceea cu vârful aripii mai mici) are vârtejuri mai slabe la vârful aripii, un curent descendent indus mai mic și de aceea o rezistență indusă mai scăzută. Din păcate, o aripă cu o alungire ridicată (lungă și îngustă) este mai dificil de construit din punct de vedere structural, și generează și puțin mai multă rezistență parazită.

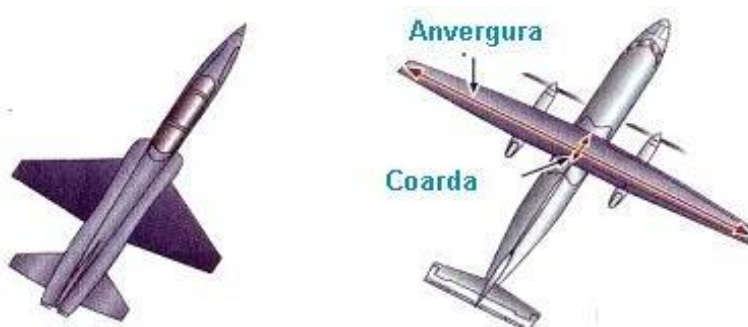


Fig 4.12.

Un alt mod de a exprima proporția dimensiunilor este:

Alungirea aripii = Anvergura aripii / Coarda aripii

=Anvergura aripii * Coarda aripii / Coarda aripii²

=Suprafața aripii / Coarda aripii²

Aripile trapezoidale

O aripă trapezoidală are vârtejuri mai slabe la vârfurile aripii (pentru ca vârful aripii este mai mic) și de aceea rezistența indusă este mai scăzută.

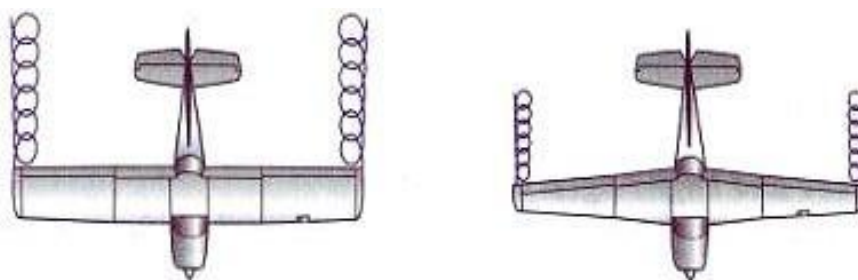


Fig 4.13.

Torsiunea aripii

Cu cât unghiul de incidență este mai mare, cu atât sunt mai mari diferențele de presiune dintre zona superioară și zona inferioară a aripii. Dacă aripa este construită cu o răsucire interioară (torsiune), unghiul de incidență la vârfurile aripii este mai mic decât unghiul de incidență la încadrarea aripii lângă fuselaj. De aceea cea mai mare parte din forța portantă este generată pe partea interioară a aripii, în vreme ce nu la fel de multă portantă va fi generată lângă vârfurile aripii.

Diferențele de presiune mai mici dintre zona superioară și cea inferioară de lângă vârful aripii nu numai că duc la o portantă redusă acolo, dar și la mai puțină scurgere a curentului de aer în jurul vârfului aripii, o scădere a vârtejurilor la vârfurile aripii și o rezistență indusă mai mică.

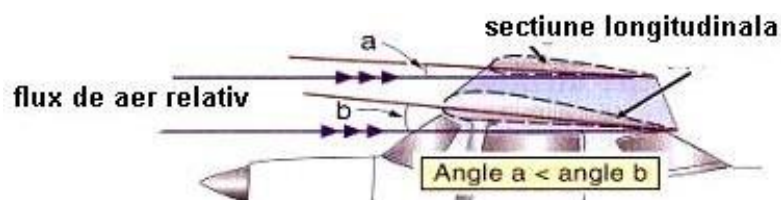


Fig 4.14.

Modificarea vârfului aripii

Rezervoarele de la vârful aripii și vârfurile modificate ale aripii pot reduce scurgerea curentului de aer în jurul vârfului aripii și prin urmare reduc formarea rezistenței induse. De asemenea, instalarea unor defletoare pe aripi reduce curentul și astfel rezistența indusă.

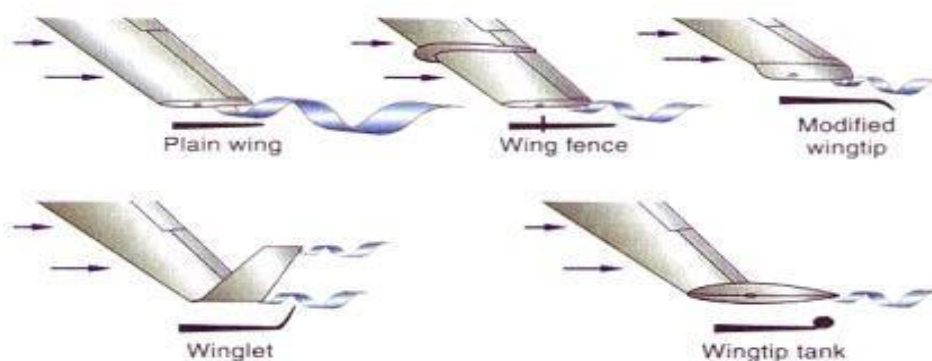


Fig 4.15.

Condițiile de zbor care favorizează rezistența indusă:

Viteze scăzute și unghiuri de incidență mari.

În zborul rectiliniu la orizontală, la o greutate dată, portanța trebuie să rămână constantă (pentru a echilibra greutatea) pe măsură ce viteza se schimbă. Pe măsură ce viteza se reduce, pilotul mărește unghiul de incidență (și coeficientul de portanță) pentru a obține aceeași portanță - de aceea unghiurile de incidență ridicate sunt asociate cu viteze scăzute.

Trecerea cu viteză mică a aerului spre înapoi pe extradusul aripii permite curgerii curentului de aer să se risipească peste vârful aripii și să creeze turbioane mai mari la vârfurile aripii și un curent descendent mai mare în spatele bordului de fugă al aripii.

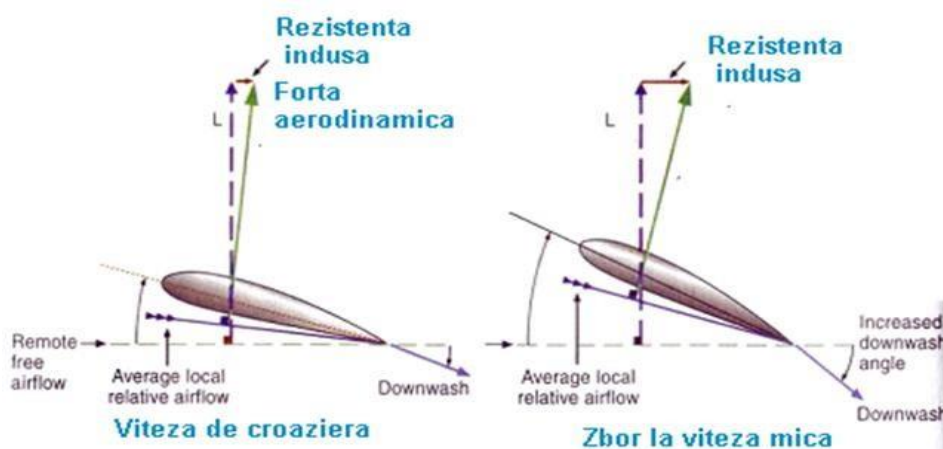


Fig 4.16.

Curentul descendent mai mare face ca acest curent de aer local resimțit de aripă să fie înclinat descendent chiar mai mult, forța portantă produsă de aripă fiind înclinată mai în spate, rezultând într-o componentă mai puternică a acestei forțe portante în direcția rezistenței la înaintare- paralel cu curentul de aer liber îndepărtat.

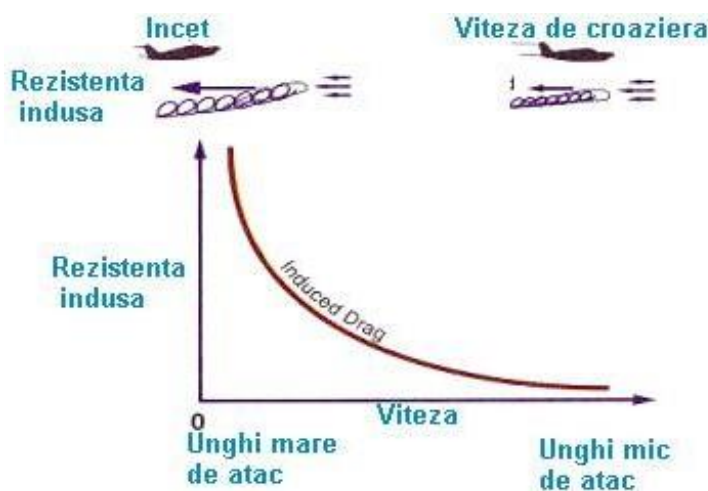


Fig 4.17.

Apropierea de unghiul de incidență al vitezei limită (critic)

La viteza limită în zbor orizontal, rezistența indusă ar putea fi 75% din rezistența totală (rezistența parazită reprezentând restul), în schimb la o viteză ridicată în zborul la orizontală, rezistența indusă poate fi doar 1% din rezistența totală.

Un avion greu necesită o forță portantă mai mare pentru a zbura rectiliniu la orizontală decât un avion ușor. Un avion care efectuează diverse evoluții necesită o forță portantă mai mare decât atunci când zboară rectiliniu la orizontală. De exemplu, într-un viraj cu înclinare de 60° , aripile trebuie să genereze de două ori mai mult forță portantă decât în zborul rectiliniu la orizontală. În condiții de zbor cu portanță ridicată, diferența de presiune dintre extradados și intrados crește, și are ca rezultat vârtejuri mai puternice la vârful aripii.

În zborul la orizontală la greutatea mari, este nevoie de mai multă portanță necesară pentru a echilibra greutatea mai mare, și în timpul manevrelor, să spunem într-un viraj cu înclinare mare, este nevoie de un excedent de portanță peste valoarea forței greutății pentru a asigura forța necesară în viraj sau forța centripetă.

Creșterea forței portante generează o creștere a rezistenței induse.

4.5 Rezistența la înaintare totală

Rezistența la înaintare totală este suma tuturor forțelor de frânare. În anumite situații putem vorbi de rezistență totală asupra unui avion, în vreme ce în alte situații este nevoie să ne referim doar la rezistența totală asupra unei suprafețe portante când luăm în considerare numai aerodinamica acelei suprafețe portante izolate. Trebuie să știți cu certitudine dacă întregul avion este discutat sau numai aripile.

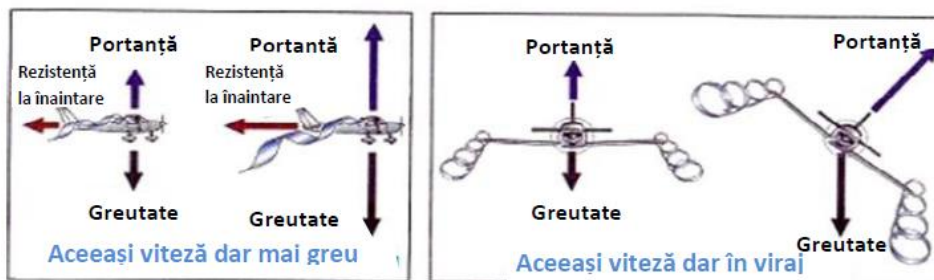


Fig 4.18.

Asa cum am văzut, rezistența totală are două componente:

- rezistența parazită;
- rezistența indusă.

Dacă combinăm graficele fiecăreia dintre aceste rezistențe așa cum variază ele cu viteza aerului, rezultă un grafic care ilustrează variația rezistenței totale cu viteza aerului pentru un avion dat în zbor la orizontală, la o anumită greutate, configurație și altitudine.

Această curbă (Fig 4.19.) - rezistența la înaintare funcție de viteza aerului (unghiul de incidență) este o relație extrem de importantă. Este un sumar a ceea ce trebuie să știm despre rezistența la înaintare. Dacă înțelegeți mesajul conținut în această curbă, atunci vă aflați pe drumul cel bun spre înțelegerea rezistenței la înaintare și a importanței ei în zbor.

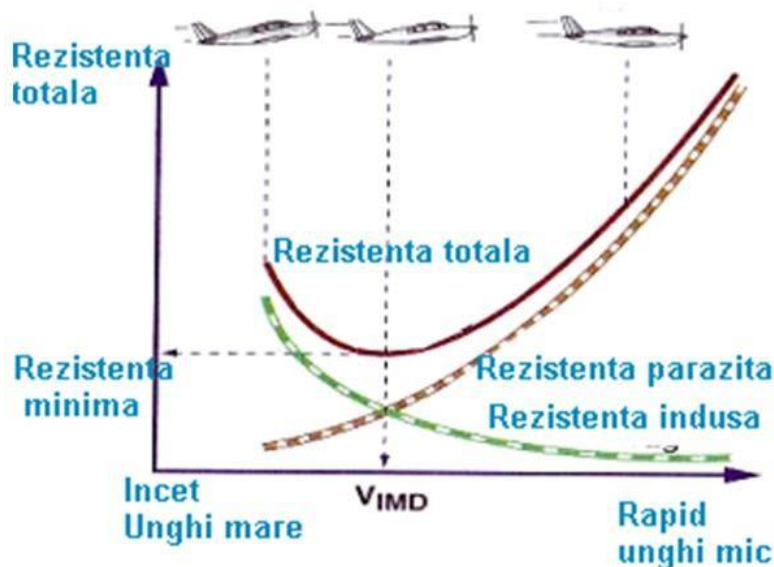


Fig 4.19.

Rezistența parazită crește cu viteza. Rezistența indusă scade pe măsură ce viteza crește.

Graficul arată cum rezistența indusă este predominantă la viteză scăzută, în timp ce la viteză crescută rezistența parazită predomină.

Rezistența totală este cea mai mică în punctul în care rezistența parazită și rezistența indusă sunt egale. Multe aspecte ale performanțelor avionului au legătură cu această viteză la o rezistență minimă la înaintare.

În zborul rectiliniu la orizontală, portanța este egală cu greutatea, de aceea la punctul de rezistență la înaintare minim aripa va produce acea portanță necesară pentru a echilibra greutatea, dar cu o valoare a rezistenței la înaintare minimă posibilă.



Fig 4.20.

Tracțiunea este folosită pentru a echilibra rezistența la înaintare pentru a obține un zbor rectiliniu la orizontală constant.

Fig 4.20. demonstrează că o tracțiune ridicată va fi necesară atât la viteze foarte ridicate cât și foarte scăzute, și o tracțiune mai mică la viteze intermediare.

Viteza limită în zborul orizontal în condițiile particulare menționate în grafic este indicată de o creștere bruscă a rezistenței la înaintare în acel moment, acest lucru fiind dat de creșterea rapidă a rezistenței induse când viteza aerului scade.

Curba rezistenței totale pentru un avion este un factor important în multe aspecte ale performanțelor zborului, precum aterizarea, decolarea, urcarea, planarea, manevrabilitate, capacitatea unui zbor de distanță *maximă* și capacitatea unui zbor de timp *maxim*. Prin combinarea rezistenței induse (de la vârtejurile de la vârful aripii, un produs colateral al producerii de portanță) și rezistență parazită (diferența de rezistență la înaintare), obținem curba rezistenței totale.

4.6 Rezistența la înaintare pe un profil aerodinamic

La viteze mici rezistența totală pe un profil aerodinamic este mare (datorită rezistenței induse) și la viteze mari rezistența totală este mare (datorită rezistenței parazite). O formulă (asemănătoare cu cea pentru portanță) poate fi dezvoltată pentru rezistența la înaintare produsă pe un profil aerodinamic.

$$\text{Rezistența la înaintare (F}_x\text{)} = C_x \frac{1}{2} \rho v^2 S$$

În formula pentru rezistența la înaintare (F_x):

- coeficientul rezistenței la înaintare (C_x) reprezintă forma și unghiul de incidență;
- ρ este densitatea aerului;

- V este viteza (viteza adevărată a avionului)(viteza indicată a avionului = $1/2\rho V^2$);
- S este suprafața.

O curbă a rezistenței la înaintare pentru un profil aerodinamic arată relația dintre C_x și unghiul de incidență. Aceasta poate fi folosită pentru comparația cu curba de portanță (C_z în funcție de unghiul de incidență). Notați că la unghiuri de incidență mari în apropierea unghiului critic, coeficientul de rezistență la înaintare pentru un profil aerodinamic este mare și joacă un rol important în formulă:

$$\text{Rezistența la înaintare (F}_x\text{)} = C_x \frac{1}{2} \rho V^2 S$$

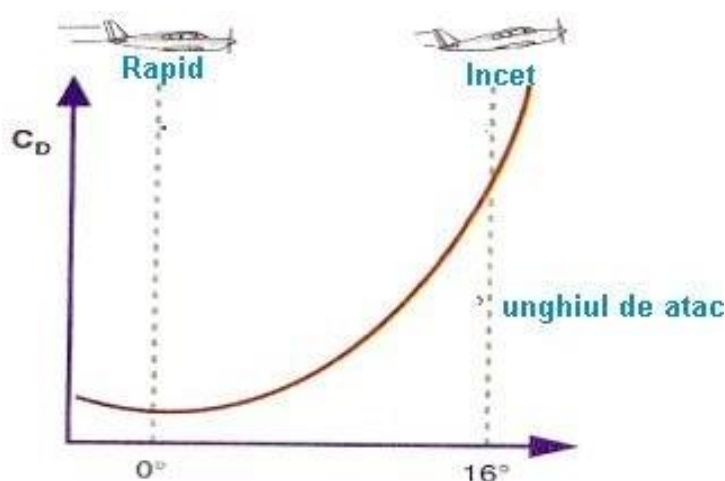


Fig 4.21.

La unghiuri de incidență mici în zbor de croazieră, coeficientul de rezistență la înaintare al unui profil aerodinamic este mic, dar viteza V este mare, și acest lucru are un efect important în formulă. De aceea forța de rezistență la înaintare F_x este mare la ambele extremități ale unghiului de incidență. Între aceste extremități există un unghi de incidență unde forța de rezistență la înaintare este minimă. C_x minim pentru un profil aerodinamic tipic are loc la un unghi de incidență pozitiv mic.

5. Raportul Portanță - Rezistență la înaintare

5.1 Introducere

Pentru a determina performanțele și eficiența unui profil aerodinamic la un anumit unghi de incidență (și viteza aerului), trebuie luate în considerare atât portanța cât și rezistența la înaintare. Relația uneia cu cealaltă, numită raportul portanță/rezistență la înaintare, este foarte importantă.

Am discutat deja curba de portanță (C_z în funcție de unghiul de incidență) și curba rezistenței la înaintare (C_x în funcție de unghiul de incidență).

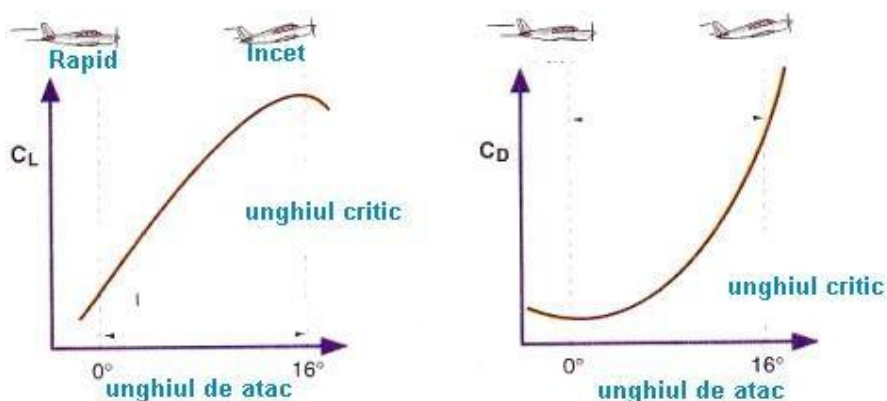


Fig 5.1.

Curba portanței arată o creștere constantă a coeficientului de portanță pe măsură ce unghiul de incidență crește, până la unghiul critic, dincolo de care C_z scade.

Curba rezistenței la înaintare arată că rezistența crește constant cu schimbarea unghiului de incidență, fiind cea mai mică la unghiuri de incidență pozitive mici și crescând de fiecare dată când unghiul de incidență crește sau scade. Pe măsură ce se apropie de unghiul critic rezistența la înaintare crește cu o rată mai mare. La viteza limită, desprinderea curentului laminar și formarea turbulențelor, sau a vârtejurilor, generează o mare creștere a rezistenței la înaintare.

Variația raportului F_z/F_x cu unghiul de incidență.

Într-un fel, portanța este beneficiul pe care îl obțineți de la un profil aerodinamic și rezistența la înaintare este prețul pe care îl plătiți pentru aceasta. Pentru o portanță dată este de dorit să aveți cantitatea minimă de rezistență la înaintare, adică cel mai bun raport F_z/F_x .

Dacă doriți să obțineți 120 unități de portanță și costul este de 10 unități de rezistență la înaintare de la un profil aerodinamic, atunci, $F_z/F_x = 120/10 = 12$, adică portanța este de 12 ori mai mare decât rezistența la înaintare. Dacă 120 unități de portanță vin cu 20 unități de rezistență la înaintare de la suprafața portantă, atunci raportul portanță/rezistență = $120/20 = 6$, și aripa nu este nici pe departe la fel de eficientă.

Un profil aerodinamic are cea mai mare capacitate de portanță (C_z) la un unghi de incidență mare, exact înaintea unghiului de incidență critic, în acest caz aproximativ 16

grade. Din nefericire, lângă unghiul de incidență critic, suprafața portantă generează multă rezistență indusă.

Rezistența minimă are loc la unghi de incidență destul de mic, în acest caz aproximativ 0° unghi de incidență. Din nefericire, la unghiuri de incidență scăzute, capacitatea de portanță a aripii este scăzută.

Nici una din aceste situații (unghi de incidență ridicat sau unghi de incidență scăzut) nu este într-adevar satisfăcătoare, deoarece raportul portanței cu rezistența la aceste unghiuri de incidență extreme, este scăzut. Ceea ce este necesar, este cea mai mare capacitate de portanță în comparație cu rezistența la înaintare la același unghi de incidență, adică unghiul de incidență care dă cel mai bun raport portanță / rezistență, pentru o aripă cu o curbă normală are loc la aproximativ 4° unghi de incidență.

Pentru a afla raportul portanță /rezistență la înaintare putem împărți cele două ecuații:

$$\text{Portanța} = C_z \frac{1}{2} \rho V^2 S = F_z$$

$$\text{Rezistența} = C_x \frac{1}{2} \rho V^2 S = F_x$$

$$F_z/F_x = C_z/C_x$$

Pentru fiecare unghi de incidență putem calcula raportul F_z/F_x împărțind C_z cu C_x (și acestea sunt obținute din graficele curbelor portanței și rezistenței).

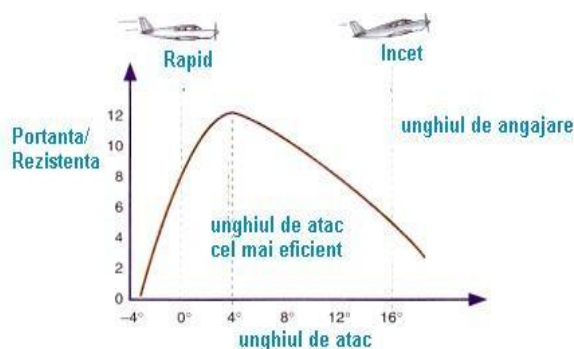
Putem realiza o curbă pentru F_z/F_x funcție de unghiul de incidență. F_z/F_x care rezultă funcție de curba unghiului de incidență arată că L/D crește rapid până la aproximativ 4° unghi de incidență, unde portanța este cuprinsă între 10 până la 15 ori mai mare decât rezistența la înaintare, în funcție de profilul aerodinamic folosit.

La unghiuri de incidență mai mari de aproximativ 4° , raportul F_z/F_x scade constant. Deși C_z continuă să crească, C_x crește mai repede. La unghiul de incidență critic, raportul F_z/F_x pentru această suprafață portantă este aproximativ 5.

Curba din graficul de mai jos arată clar unghiul de incidență specific la care raportul F_z/F_x este maxim, și acest unghi de incidență se află acolo unde suprafața portantă este cea mai eficientă - oferă portanță necesară pentru cea mai mică rezistență la înaintare.

Unghiul de incidență care oferă cel mai bun raport portanță/ rezistență este cel mai eficient unghi de incidență.

La majoritatea aeronavelor nu aveți un instrument pentru a indica unghiul de incidență, dar puteți citi viteza, valoarea ei este în funcție de unghiul de incidență.



Unghiurile de incidență mari în zborul constant sunt asociate cu viteze indicate mai mici (și invers).

Unghiul de incidență (și viteza indicată) pentru cel mai bun raport portanță/ rezistență la înaintare oferă portanță necesară (pentru a echilibra greutatea) pentru o rezistență la înaintare minimă. La oricare alt unghi de incidență rezistența la înaintare este mai mare pentru a obține aceeași portanță.

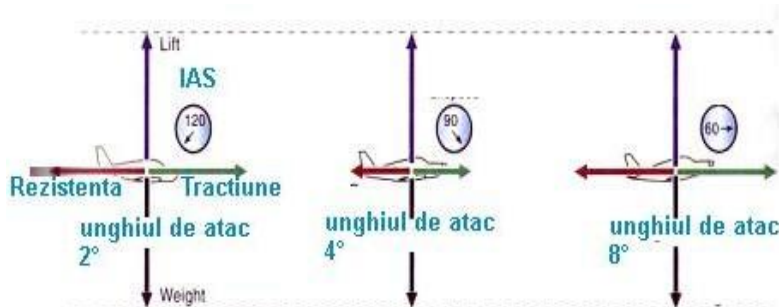


Fig 5.2. Relațiile între portanță, rezistență la înaintare și unghiul de incidență

În zbor constant rezistența la înaintare este echilibrată de tracțiune. Dacă portanța necesară pentru a echilibra greutatea este obținută la o valoare a rezistenței minime, atunci tracțiunea poate fi ținută la minim cu beneficiile care rezultă - motorul/elicea pot fi mai mici; consum de combustibil redus, costuri de întreținere mai scăzute, etc.

Câteva caracteristici importante ale performanțelor în timpul zborului sunt obținute la cel mai bun raport F_z/F_x , cum ar fi raza de zbor maximă la regim de croazieră și distanța maximă de planare fără motor.

5.2 Zborul la orizontală cu o greutate constantă

În zborul rectiliniu la orizontală: **Portanța = Greutatea = $C_z \frac{1}{2} \rho V^2 S$**

Coeficientul de portanță este o funcție a unghiului de incidență, și $\frac{1}{2} \rho V^2$ este în raport cu viteza indicată (IAS - Indicated Air Speed) pe care o vedeți pe indicatorul vitezei. (V este viteza față de fileurile de aer reală sau TAS(viteza adevărată), pe care nu o puteți citi direct în cabină).

Portanța = Greutatea = o funcție a (unghiului de incidență x IAS x S)

Dacă unghiul de incidență este mărit, portanța necesară poate fi generată la o viteză redusă.

Dacă unghiul de incidență este redus, aceeași portanță necesară va fi generată la o viteză mai mare.

De aceea, în zborul rectiliniu la orizontală, unghiurile de incidență ridicate permit viteze mai reduse, și unghiurile de incidență scăzute permit viteze mai mari.



Fig 5.3.

Micșorarea greutateii

Pe măsură ce zborul continuă și combustibilul este consumat, greutatea generală a avionului scade. O greutate scăzută necesită mai puțină portanță pentru a o echilibra. Putem reduce portanța produsă zburând la un unghi de incidență mai mic, ceea ce va duce la o creștere a vitezei (numai dacă nu reducem puterea motorului).

Notați că relația exactă între unghiul de incidență și viteza indicată se schimbă dacă se schimbă greutatea. La greutăți mai mici, aceeași IAS are loc la un unghi de incidență ceva



mai mic.

Fig 5.4.

Să presupunem că vreți să zburăți la același unghi de incidență (să spunem cel mai eficient pentru cel mai bun raport F_z/F_x la aproximativ 4°). Pe măsură ce greutatea scade, ar trebui să reduceți treptat viteza indicată, astfel încât să fie generată mai puțină portanță.

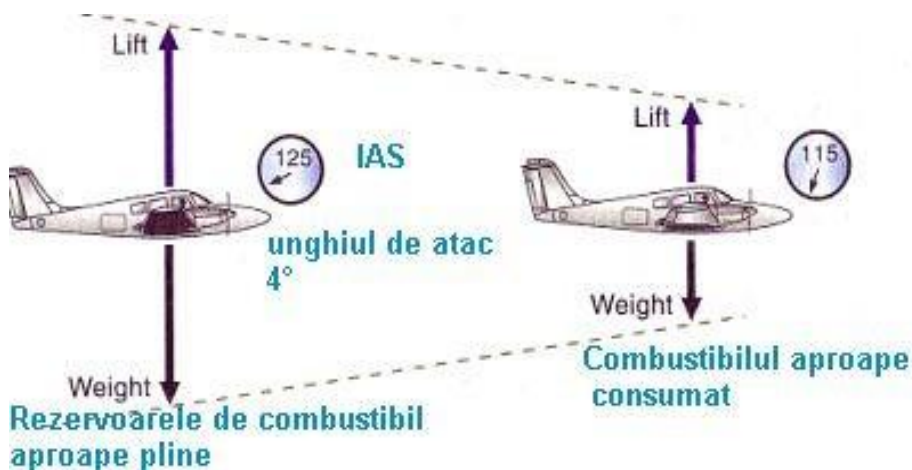


Fig 5.5.

Schimbarea altitudinilor de zbor

Să presupunem că zburăți rectiliniu la orizontală la o altitudine mai mare, dar la aceeași greutate și de aceea cu aceleași cerințe de portanță. Relația dintre unghiul de incidență și IAS va fi aceeași ca mai înainte.

La un anumit unghi de incidență, viteza indicată (o măsură a valorii presiunii dinamice $\frac{1}{2} \rho \times V^2$ și indicată în noduri - kt) va fi aceeași. Deoarece la altitudini mai mari densitatea aerului ρ este mai mică, pentru a păstra aceeași valoare a lui $\frac{1}{2} \rho V^2$, valoarea lui V (viteza adevărată-TAS) trebuie să fie mai mare.



Fig 5.6.

Atunci când zburați la altitudini mai mari, aceeași viteză indicată (IAS) vă va da o mai mare viteză prin aer, sau o viteză adevărată (TAS) a aerului mai mare. Amintiți-vă că IAS (funcție de presiunea dinamică $\frac{1}{2}\rho V^2$) determină calitățile de zbor ale avionului dumneavoastră. Este necesar doar să calculați TAS (V) pentru un calcul de navigație corect.

Indicatorul vitezei aerului arată o IAS care diferă de TAS printr-un factor care depinde de densitatea aerului.

Modificarea suprafeței aripii

Mai există un factor care poate fi modificat și acesta este suprafața aripii - S . Dacă am putea mări S , atunci am obține aceeași portanță la o viteză mai mică. Schimbarea lui S schimbă forma suprafeței portante.

6. Elicea avionului

6.1 Caracteristici constructive

Elicea avionului este un transformator de energie; transformă energia mecanică de rotație în lucru mecanic de deplasare a avionului.

În general este alcătuită din butuc și pale:

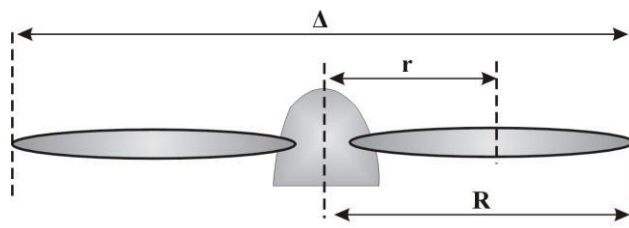
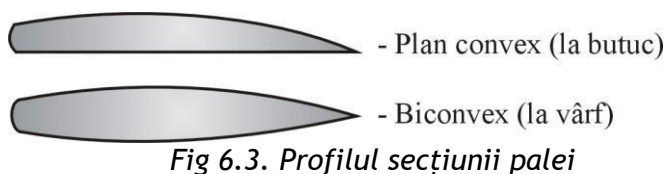
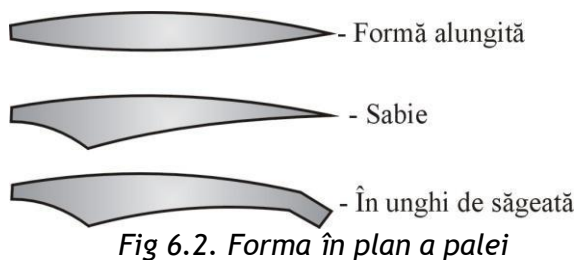


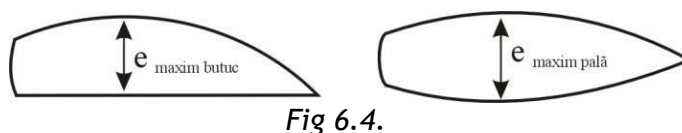
Fig 6.1.

Caracteristici geometrice:

Diametrul elicii (Δ) - diametru descris de vârful palelor;



Grosimea profilului secțiunii



Unghiul de așezare al secțiunii prin pală (β)

β = unghiul între planul de rotație al elicei și coarda profilului secțiunii prin pală. β butuc > β pală

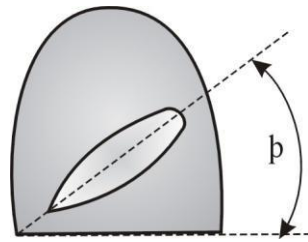


Fig 6.5.

6.2 Principiul de funcționare al elicei

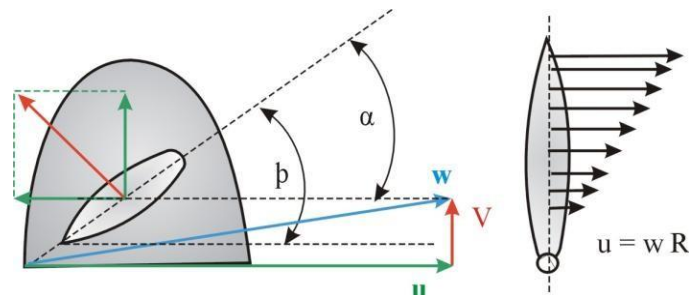


Fig 6.6.

u = viteza tangențială de rotație; w = viteza rezultantă a acțiunii; V = viteza de zbor;

α = incidența profilului, secțiune prin pală;

F_a = forța totală aerodinamică ce acționează pe profil; F_z = forța de tracțiune;

β = viteza de rotație.

Necesitatea torsionării palei în lungul razei:

$$ub = wrb$$

$$uv = wrv \Rightarrow \text{este necesar ca } ab < av \text{ și } ub < uv$$

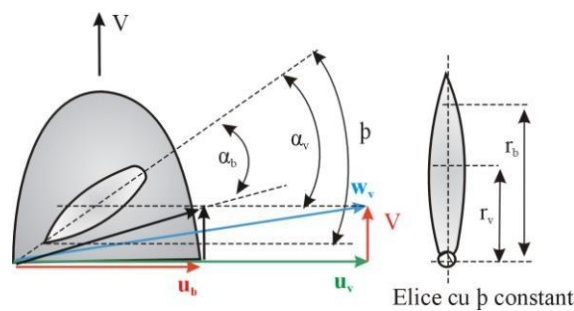


Fig 6.7.

Elice cu β constant

Caracteristici aerodinamice:

Pasul geometric (H) - este distanța parcursă de un punct situat pe pală la o rotație completă pe o direcție axială și în lipsa alunecării.

Pasul real (H_r) - distanța pe care o parcurge un punct situat pe pală la o rotație completă pe direcția de zbor în aer - în prezența alunecării sau $\alpha \neq 0$.

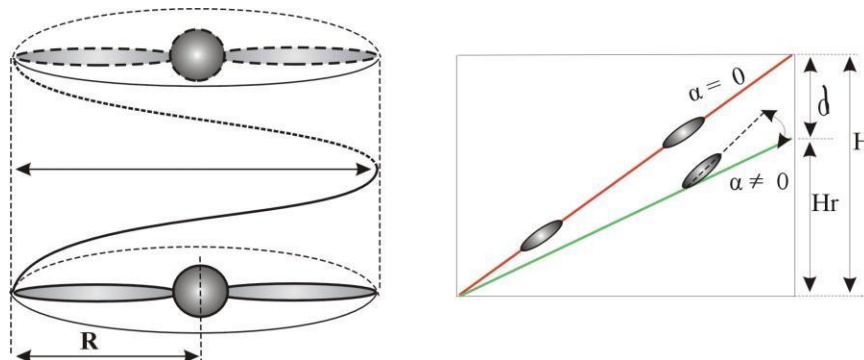


Fig 6.8.

H = pas geometric;

H_r = pas real;

δ = alunecare;

n = turația elicei;

$$H_r = H - \delta; H = 2 \pi R \operatorname{tg} \alpha; H = V / n \quad (V = \text{viteza și } n = \text{turația}).$$

Variația forței de tracțiune disponibilă a elicei:

Atunci când turația elicei este constantă, iar V variază:

- tracțiunea disponibilă pe care poate să o realizeze elicea avionului la un anumit regim de funcționare al motorului.

Dacă n = constant, iar V crește, rezultă că α scade iar F_z disponibil scade.

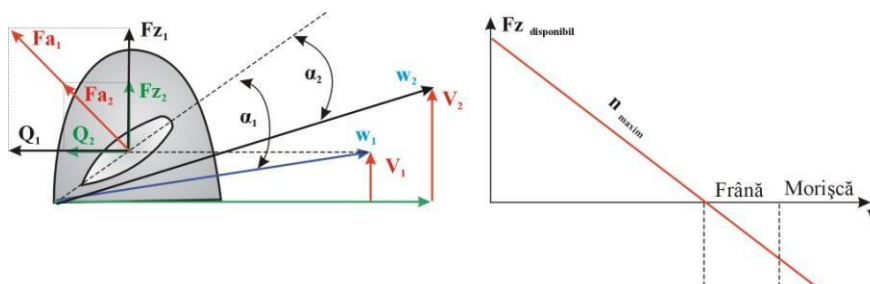


Fig 6.9.

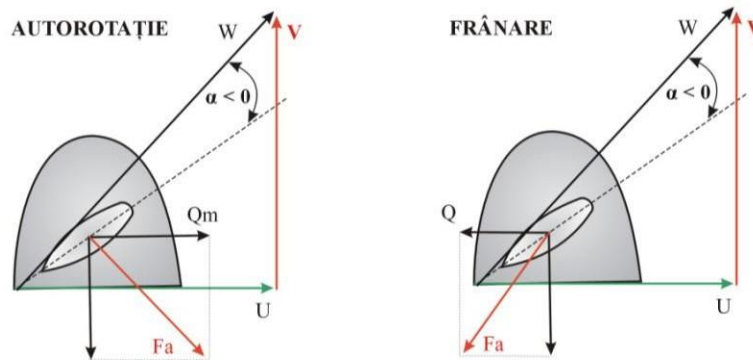


Fig 6.10.

Autorotația: se produce la anumite viteze de zbor și scăderea de putere este însoțită de o puternică tracțiune negativă.

Qm = forța ce accelerează rotația elicei.

Variază forța de tracțiune disponibilă și incidența, atunci când viteza de zbor este constantă, iar turația (n) variază.

W = viteza de înaintare a avionului;

U = viteza tangențială de rotație;

V = viteza de zbor.

Dacă turația crește, U crește ($U = n Q_2$), și incidența crește ($\alpha = \alpha_2$).

În cazul vitezei constante vom avea incidență mărită și Fdisp. va crește.

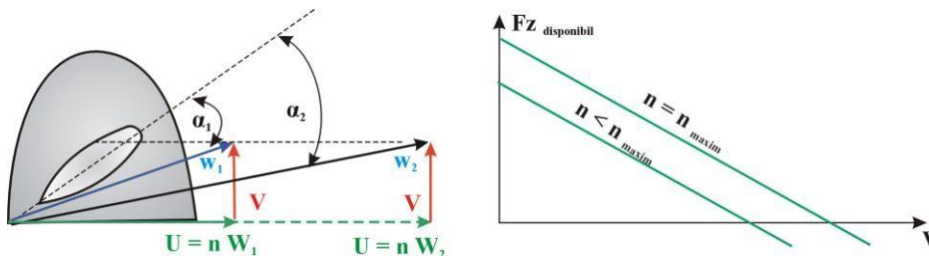


Fig 6.11.

6.3 Variația tracțiunii disponibile și a puterii disponibile a elicei cu înălțimea

Puterea pe care poate să o realizeze elicea avionului la un anumit regim de funcționare al motorului, se numește putere disponibilă.

$$p = \frac{L}{t} = \frac{F_t \times d}{t} \quad ; \quad \frac{d}{t} = V; \Rightarrow p = F_t \times V$$

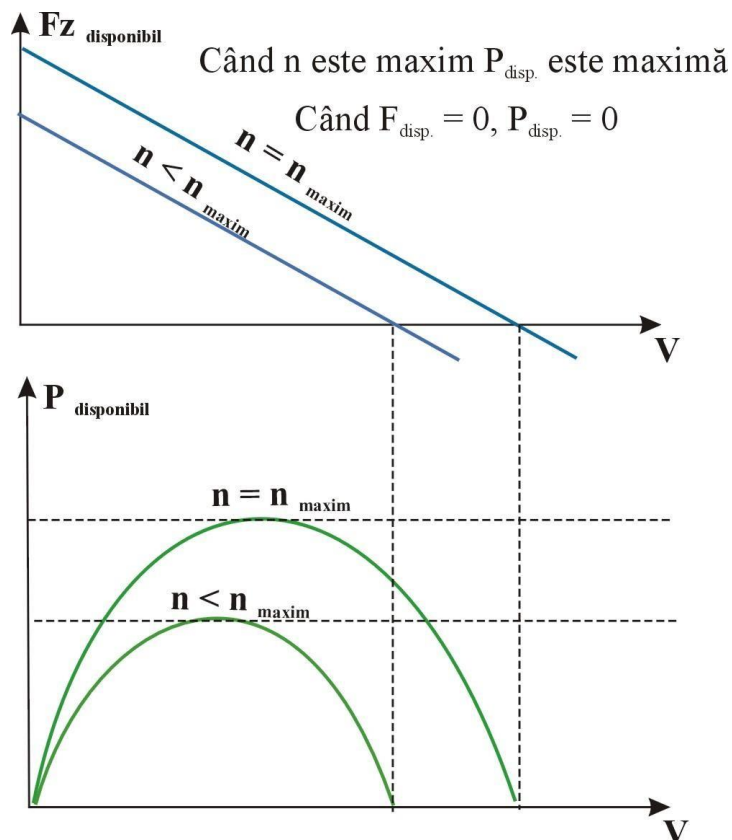


Fig 6.12. Graficul de variație al puterii disponibile cu viteza.

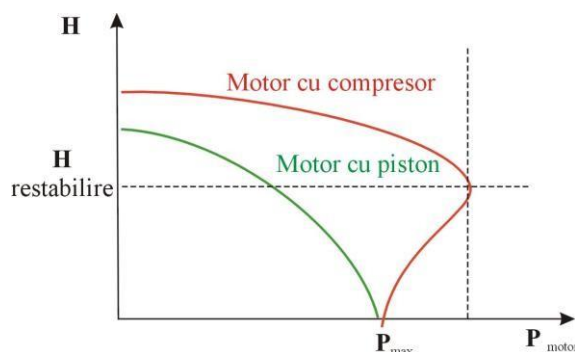


Fig 6.13. Graficul de variație a puterii motorului cu înălțimea

Pentru motorul cu piston, fără compresor, puterea motorului este maximă la sol. Pe măsură ce înălțimea (H) crește puterea motorului scade. La o anumită înălțime de zbor puterea motorului va fi 0.

Pentru motorul cu piston cu compresor, puterea motorului crește până la o anumită înălțime (înălțimea de restabilire - H restabilire -), după care puterea motorului scade cu creșterea înălțimii.

Motorul cu piston cu compresor zboară la o înălțime (H) mai mare decât motoarele fără compresor.

H restabilire este avantajoasă pentru zbor, deoarece aici puterea motorului este maximă.

Graficul de variație al puterii disponibile cu viteza.

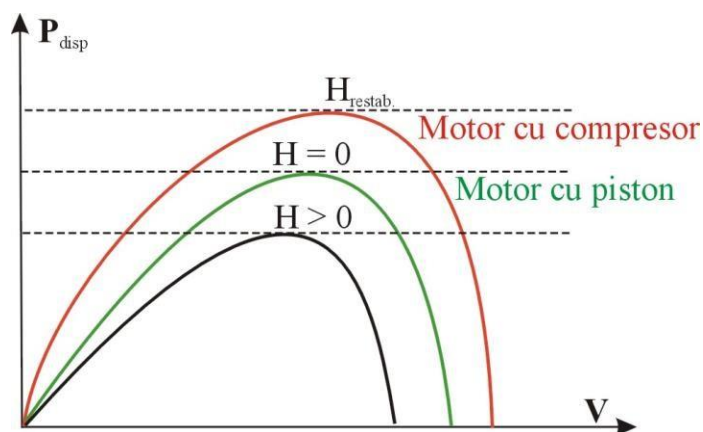


Fig 6.14.

Momentul reactiv și momentul motor al elicei

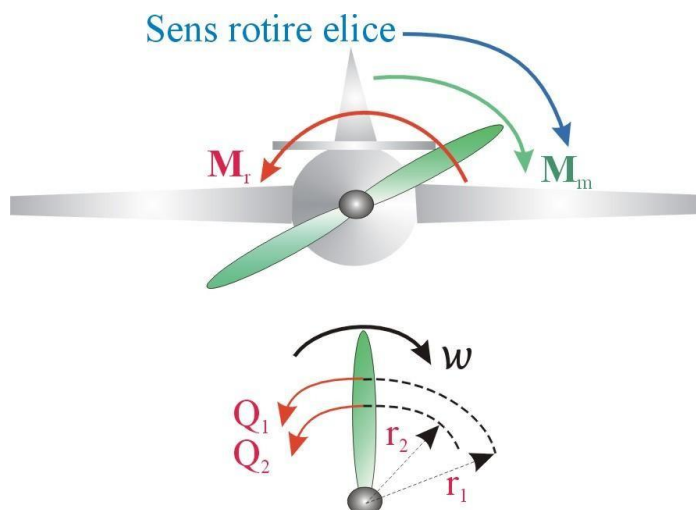


Fig 6.15.

M_m = moment motor; - acțiunea motorului asupra elicei.

M_r = moment reactiv; - opus M_m .

$M_m = M_r$ - la o turație constantă;

$$M_m = 716,2 P/n \text{ (Kgfm);}$$

$$M_1 = Q_1 \times r_1;$$

$$M_2 = Q_2 \times r_2.$$

Datorită momentului reactiv, avionul are tendința de a se înclina.

6.4 Clasificarea elicelor

- a. după numărul de pale.
- b. după sensul acționării:
 - elice tractivă: amplasată în fața avionului;
 - elice propulsivă: amplasată în spatele avionului.
- b. după modul de fixare a paletelor:
 - elice cu pas fix;
 - elice cu pas variabil (automat sau comandat).
- c. după materialul folosit la construcție:
 - cu pale din lemn;
 - cu pale din dural (cele mai folosite);
 - cu pale din mase plastice;
 - cu pale din oțel.

Elici speciale:

- a. coaxiale: se află pe același ax, se rotesc în sensuri opuse, elicea a doua înlătură momentul reactiv al primei elici.
- b. reversibile: sunt elici la care palele pot fi puse la un unghi negativ (frânează avionul la aterizare).
- c. elici cu posibilitatea punerii în pas drapel (la unghi de 90° , au cea mai mică rezistență la înaintare).

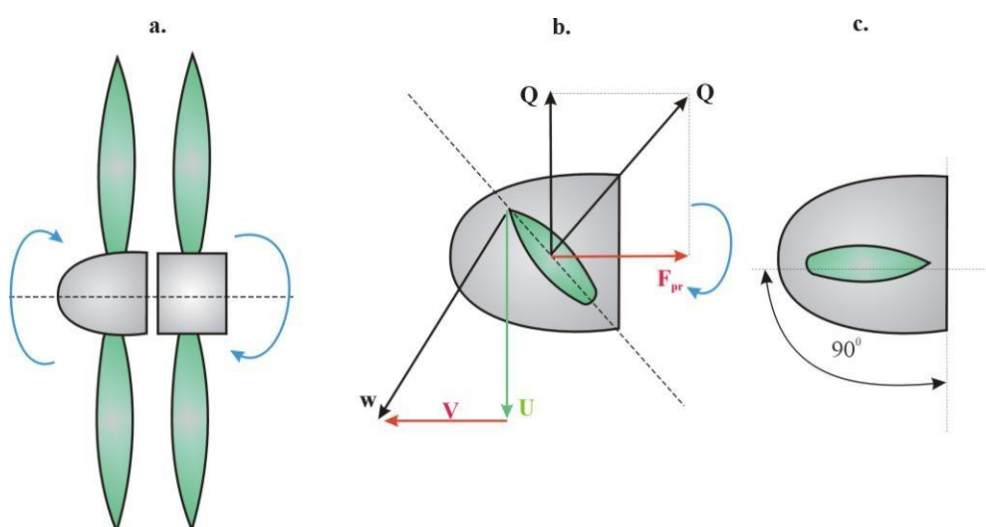


Fig 6.16.

6.5 Mișcarea elicei

Viteza de rotație. Dacă avionul staționează, mișcarea secțiunii elicei este pur rotativă. Cu cât secțiunea se află mai departe pe pală, cu atât este mai rapidă viteza de rotație. De asemenea, cu cât turajul elicei este mai mare, cu atât este mai rapidă viteza de rotație a secțiunii.

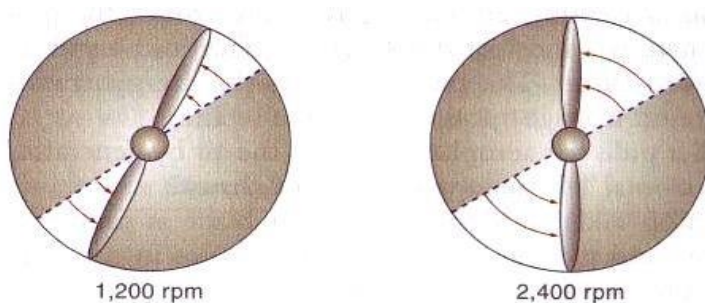


Fig 6.17. Viteza secțiunii elicei depinde de raza elicei și turaj

Viteza de înaintare. Pe măsură ce avionul se deplasează spre înainte în zbor, secțiunea elicei va avea o viteză de înaintare dar și o viteză de rotație.

Această mișcare spre înainte este combinată cu mișcarea de rotație a secțiunii palei, pentru a-i da o viteză totală.

Unghiul dintre viteza rezultantă a palei elicei și planul de rotație se numește unghiul de înclinare al palei sau unghi de pală sau unghi de înaintare.

Mișcarea elicoidală.

Fiecare secțiune a palei elicei urmează un traseu în spirală prin aer, numit elicoid (asemănător unui arc spiral), ca rezultat al combinării vitezei de rotație cu cea de înaintare.

Cel mai ușor mod de a reda acest lucru este de a considera elicoidul ca traseul pe care îl urmează extremitatea secțiunii elicei.

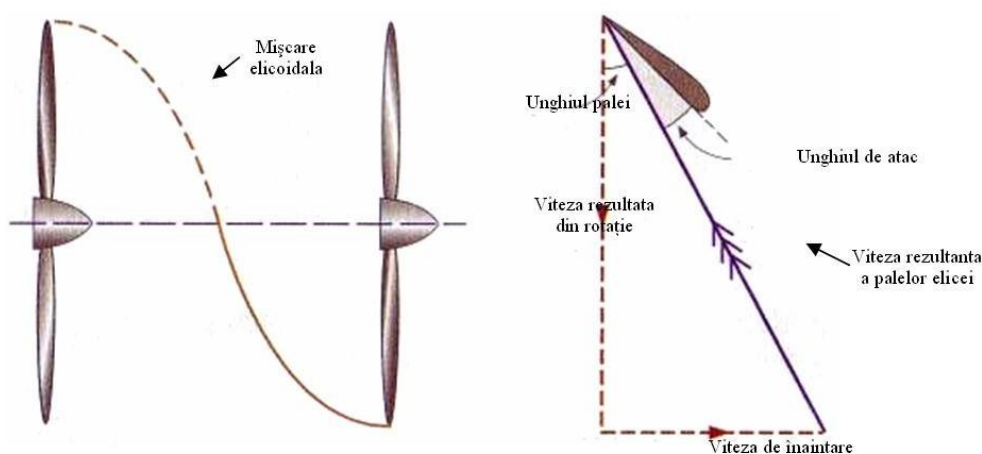


Fig 6.18. Mișcarea elicoidală a elicei

Secțiunea palei resimte un curent de aer relativ direct opus propriului traseu prin aer. Unghiul dintre linia de coardă a secțiunii palei elicei și curentul de aer relativ este unghiul de incidență.

Notați că unghiul de incidență plus unghiul de înclinare formează unghiul palei.

Când avionul se află în zbor fiecare secțiune a palei elicei va avea aceeași componentă a

vitezei de înaintare. Totuși, ceea ce va diferi, este componenta rotativă a vitezei - cu cât fiecare secțiune a palei se află mai departe de axul elicei, cu atât se mișcă mai repede. Dacă unghiul palei a fost același de-a lungul întregii lungimi a elicei (ceea ce evident nu se întâmplă niciodată), unghiul de incidență ar fi diferit în toate punctele.

Pentru o elice cu același unghi al palei pe toată lungimea sa, unghiul de incidență s-ar modifica în funcție de distanța de la axul elicei, și tracțiunea nu s-ar produce într-o manieră eficientă. Pala elicei ar putea fi ineficientă lângă vârful.

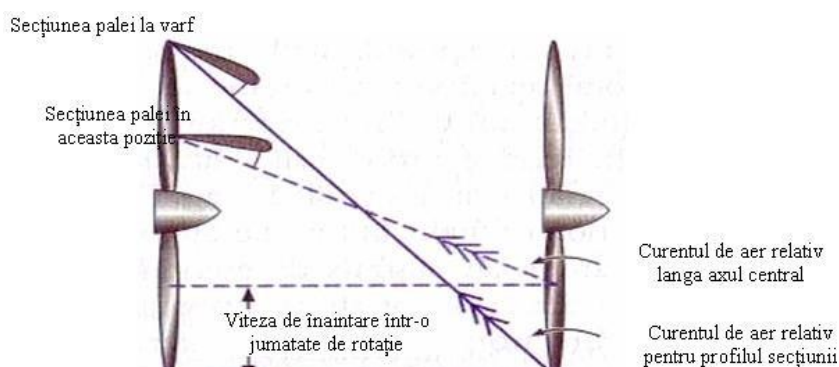


Fig 6.19. Curgerea relativă a curenților de aer pe pală

La fel ca și la celelalte suprafețe portante, există acel unghi de incidență care este cel mai eficient al elicei.

Dacă elicea este proiectată să fie cea mai eficientă la o anumită viteză a avionului și turaj al elicei, atunci proiectantul va dori să aibă acest unghi care este cel mai eficient de-a lungul întregii lungimi a palei elicei când operează cu viteza proiectată și în condițiile de turație recomandate.

Pentru a obține acest lucru, unghiul palei la ax trebuie să fie mult mai mare decât unghiul palei la vârful. Acesta este cunoscut ca torsiunea palei sau torsiunea elicoidală.

Vârful elicei este partea elicei care se mișcă cel mai repede - și într-adevăr a întregului avion, deoarece viteza sa de rotație este suprapusă pe viteza de înaintare a avionului ca întreg.

Numai o mică porțiune a întregii pale a elicei este eficientă în producerea tracțiunii - partea cuprinsă între aproximativ 60% și 90% a razei vârfului. Cea mai importantă tracțiune este produsă la aproximativ 75% din raza vârfului. Astfel, când unghiul de pală al elicei este dat ca o caracteristică a ei, de obicei se referă la poziția de 75%.

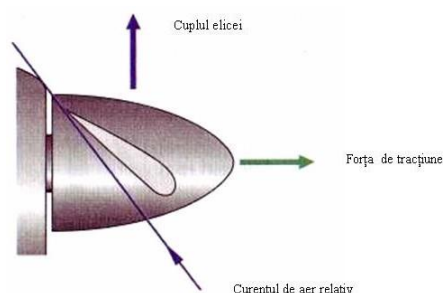


Fig 6.20. Forțe care acționează pe o pală

Cuplul elicei este rezistența la mișcare în planul de rotație.

Pentru o aripă, rezistența la înaintare trebuie să fie depășită pentru a se produce înaintarea. Creșterea puterii motorului și implicit a cuplului motorului, face ca elicea să se rotească mai repede.

Notă:

Dacă avionul este pus în picaj, curentul de aer relativ este schimbat din cauza vitezei de înaintare mai mari, și ca rezultat, forța de cuplu al elicei este redusă. Rezultatul este o creștere a turajului motorului deși poziția manetei de gaz nu a fost modificată.

6.6 Elicele cu pas variabil și reglatoarele de turație constantă

În faza inițială de dezvoltare a tehnologiei elicei a fost elicea cu pas dublu:

- un pas mic pentru decolare și operațiuni la viteze reduse,
- pas mărit pentru viteze mai mari.

Prin urmare a fost dezvoltată elicea la viteza constantă, cu un unghi al palei care ar putea ocupa orice poziție (variabil la infinit) în timpul zborului în interiorul gamei de variație a pasului. Mecanismele de schimbare a pasului sunt de obicei acționate electric sau hidraulic.

La viteze mici, unghiul palei trebuie să fie mic pentru ca unghiul de incidență să fie optim. Acesta este pasul mic. Pe măsură ce viteza de înaintare crește, unghiul palei trebuie să crească, pentru ca unghiul de incidență să rămână optim. Acesta este pasul mare.

Mecanismul folosit pentru a obține acest lucru, este regulatorul de turație constantă (CSU), numit uneori și regulatorul de pas al elicei (PCU). Conține un regulator de turație (governor) a cărui funcție este de a regla viteza elicei (RPM) la aceea selectată de pilot. Face acest lucru prin ajustarea automată a unghiului palei, electric sau hidraulic, astfel încât turația este menținută constantă indiferent de viteză și de puterea furnizată de motor.

Scopul este de a face ca elicea să funcționeze în apropierea celui mai bun unghi de incidență și la o eficiență maximă pe toata raza sa de acțiune.

O elice cu pas variabil (viteză constantă) operează la cel mai eficient unghi de incidență pe o gamă largă de turaje și viteze de zbor. O elice cu pas fix operează eficient doar la un anumit turaj și viteză de zbor.

Modificarea puterii motorului

Pilotul selectează turația dorită folosind maneta de pas. Pasul elicei crește automat pentru a absorbi excedentul de putere al motorului și menține aceeași turație, adică viteză constantă. Tracțiunea crescută oferă performanțe mai bune avionului și își poate mări viteza sau crește rata de urcare.

Dacă puterea motorului se reduce, elicea selectează automat pasul corespunzător pentru a echilibra excedentul de putere care îi este oferită de motor și turajul va rămâne constant. Reducerea tracțiunii determină o scădere a performanțelor avionului.

Modificarea vitezei de zbor

Dacă avionul este pus în pantă de urcare, fără ca pilotul să modifice puterea, pala își va modifica automat unghiul de incidență astfel încât să oprească scăderea turajului motor / elice și puterea motorului va rămâne neschimbată. În mod asemănător, dacă avionul este pus în picaj fără ca pilotul să reducă din puterea motorului, viteza avionului va crește și pala își va mări unghiul de incidență pentru a preveni supratizarea elicei și a motorului.

Alte două avantaje ale unor elici cu pas variabil sunt:

- capacitatea de a fi puse pe pas mic la sol sau pas reversibil pentru a oferi un efect de frânare sau mers înapoi la rulajul pe sol.
- capacitatea de a fi puse în "pas drapel": în timpul zborului pentru a reduce rezistența la înaintare și daunele motorului ca urmare a defectării acestuia.

6.7 Efectele produse de elice la decolare

Efectul curentului produs de elice

O elice care se rotește în sensul acelor de ceasornic (așa cum este văzută din cabină) va genera o rotație în sensul acelor de ceasornic a curentului elicei pe măsură ce se deplasează spre înapoi în jurul avionului. Aceasta generează un curent asimetric în jurul ampenajului vertical și direcției, îndeosebi în cazul unui avion cu un singur motor. Atunci când motorul este dus către în plin curentul elicei se va lovi de partea stângă a ampenajului vertical (un unghi de incidență ar exista între ampenajul vertical și curentul de aer produs de elice), generând o forță portantă aerodinamică care împinge coada la dreapta și virează botul avionului la stânga.

Unele aeronave sunt prevăzute cu sistem de compensare a ampenajului vertical pentru a învinge acest efect.

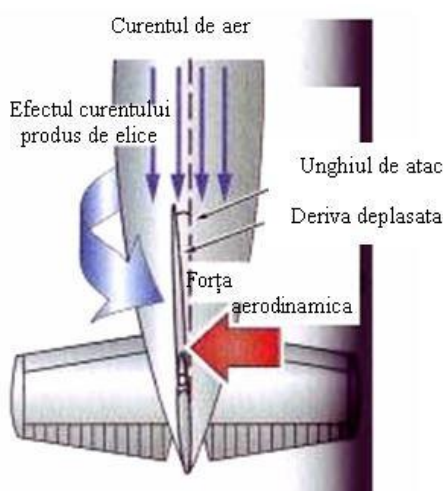


Fig 6.21. Sistemul de compensare a ampenajului vertical

Reacția cuplului elicei

Dacă elicea se rotește în sens trigonometric (când este văzută din spate) reacția cuplului va avea tendința de a roti avionul în sensul acelor de ceasornic și să îl rotească spre

dreapta. Acest efect este cel mai pronunțat în condiții de putere crescută și turaj ridicat al elicei, așa cum se întâmplă în timpul decolării.

La sol această rotație este resimțită de roata dreaptă, care va trebui să suporte mai mult efort decât roata stângă. Aceasta va crește fricțiunea forței de rotație pe roata dreaptă, având tendința de a o încetini, și în consecință avionul va avea tendința de a vira la dreapta. Notați că acest efect virează avionul în direcție inversă ca efectul curentului elicei. Dacă elicea se rotește în celălalt sens, ca la unele avioane mai vechi, atunci această mișcare laterală va avea efect invers.

Efectul giroscopic.

Deoarece un corp care se rotește tinde să se opună oricărei încercări de a-i schimba planul de rotație, orice intervenție de schimbare asupra sa, va genera o mișcare de precesie giroscopică.

Mișcarea de precesie giroscopică modifică direcția forței rezultate cu 90° în direcția de rotație - acest fenomen fiind numit efect giroscopic.

Când cuplul din partea de jos a elicei are efect asupra avionului atunci când ridică roata de bot la decolare, efectul giroscopic dă naștere unei forțe similare acționând la 90° în direcția rotației elicei. Aceasta va fi ca o forță de înaintare care acționează pe partea dreaptă a planului de rotație al elicei, făcând ca avionul să vireze. Direcția de virare depinde de direcția rotației elicei.

Cantitatea de efect giroscopic depinde de masa elicei, de modul în care masa este distribuită de-a lungul palelor și de cât de repede se rotește elicea (toate acestea fiind combinate într-o cantitate fizică numită moment de inerție).

Va depinde de asemenea și de cât de repede încercați să schimbați planul de rotație.

Efectul curentului în spirală al elicei

Curentul în spirala al elicei în sens trigonometric (de la elicea care se rotește în sens trigonometric) lovește ampenajul vertical în partea stângă. Aceasta tinde să vireze botul avionului la stânga.

Balansarea datorată cuplului

Motorul rotește elicea în sens trigonometric privind din cabina (la avioanele moderne) - cuplul elicei.

Reacția cuplului încearcă să răsucescă motorul și celula avionului în sens opus - în sensul acelor de ceasornic.

Forța descendentă apasă roata dreapta puternic pe pista.

Frânarea cu solul diferențiată care rezultă pe roțile principale produce "furătura" spre dreapta.

**Balansarea datorată precesiei giroscopice**

Ridicarea roții de bot la decolare generează anumite forțe. Rotația rapidă a elicei urmează principiul giro-precesiei. Efectul are loc la 90 grade în direcția de rotație. În consecință, botul avionului virează la stânga.

7. Echilibrul avionului

7.1 Generalități

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

Există trei stări de echilibru:

- echilibru stabil;
- echilibru instabil;
- 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

- 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 suprafețe concave, sau un pendul.

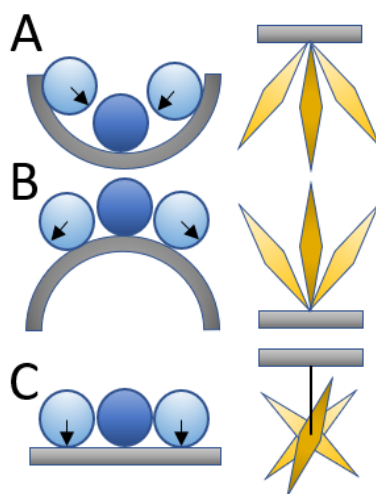


Fig. 7.1. Stările de echilibru

- 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.

- 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.

B. Echilibrul dinamic

- 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.
- 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.
- un corp se găsește în starea de echilibru dinamic indiferent când, fiind scos de o forță perturbatoare de pe traiectoria pe care o urmează cu viteză constantă, rămâne pe noua traiectorie, tot cu viteză constantă.

Centrul de greutate al avionului este punctul de aplicație al rezultantei tuturor forțelor de greutate ale părților componente ale unui avion.

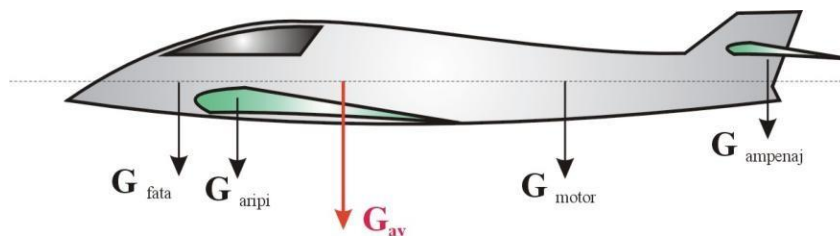


Fig 7.2.

Poziția C.G. este bine determinată în funcție de evoluția avionului și are posibilități limitate de deplasare.

Un avion se află în echilibru, atunci când suma tuturor forțelor care acționează asupra lui este zero și suma momentelor este zero.

$$\left\{ \begin{array}{l} \sum \vec{F} = 0 \\ \sum \vec{M} = 0 \end{array} \right. \Rightarrow \left\{ \begin{array}{l} \sum \vec{F}_x = 0 \\ \sum \vec{F}_y = 0 \\ \sum \vec{F}_z = 0 \\ \sum \vec{M}_x = 0 \\ \sum \vec{M}_y = 0 \\ \sum \vec{M}_z = 0 \end{array} \right. \begin{array}{l} \text{Suma forțelor care acționează} \\ \text{în jurul axelor } O_x, O_y, O_z, \\ \text{să fie zero.} \\ \\ \text{Suma momentelor care acționează} \\ \text{în jurul axelor } O_x, O_y, O_z, \\ \text{să fie zero.} \end{array}$$

Fig 7.3.

Felul echilibrului:

- longitudinal;
- transversal;
- de direcție.

7.2 Echilibrul longitudinal

Un avion se află în echilibru longitudinal atunci când centrul de greutate al avionului se află în mișcare rectilinie și uniformă, iar avionul nu se rotește în jurul axei transversale.

În acest caz, suma forțelor este egală cu 0, iar suma momentelor transversale este egală cu 0.

Factori de influență

Oricare forță care acționează pe axa transversală, poate influența echilibrul longitudinal.

- decalarea elicei - de regulă este decalată în sus.

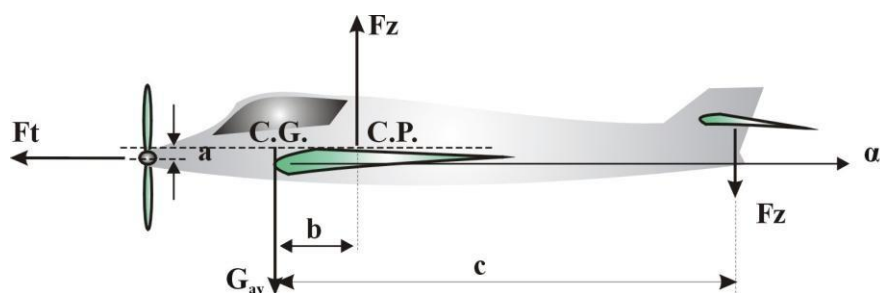


Fig 7.4.

F_z comunică avionului un cuplu de picaj, adică tinde să scoată avionul din echilibrul longitudinal, micșorând unghiul de incidență, (avionul „pică” de bot).

$$F_z = a + F_z \times b = F_{z\alpha_0} \times c$$

- unghiul de calaj al stabilizatorului.
- deflectarea curenului de aer în spatele aripilor.

Ultimii doi factori sunt și condițiile pentru care un avion se va afla în echilibru longitudinal.

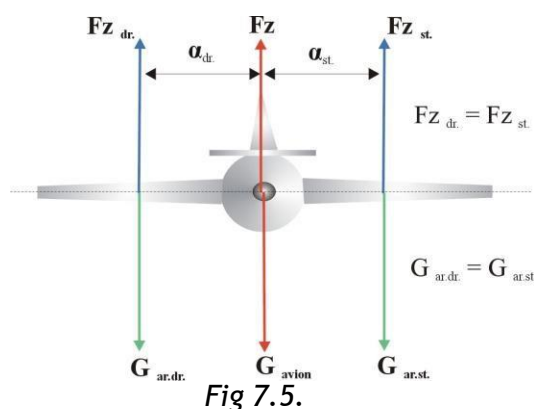
7.3 Echilibrul transversal

Un avion se afla în echilibrul transversal atunci când centrul de greutate se află în mișcare rectilinie și uniformă, iar avionul nu se rotește în jurul axului longitudinal.

Suma forțelor este egală cu 0, iar suma momentelor longitudinale este egală cu 0.

Factori de influență

- simetria geometrică și simetria maselor - toate masele sunt dispuse simetric față de planul de simetrie al avionului.



Datorită simetriei geometrice și a maselor, portanța aripii din dreapta este egală cu portanța aripii din stânga și se află la aceeași distanță față de centrul de greutate - momentele care rotesc avionul spre dreapta sunt egale cu momentele care rotesc avionul spre stânga.

$$P_{dr.} \times \alpha_{dr.} = P_{st.} \times \alpha_{st.}$$

- momentul reactiv al elicei.

Se compensează prin deplasarea manșei spre dreapta.

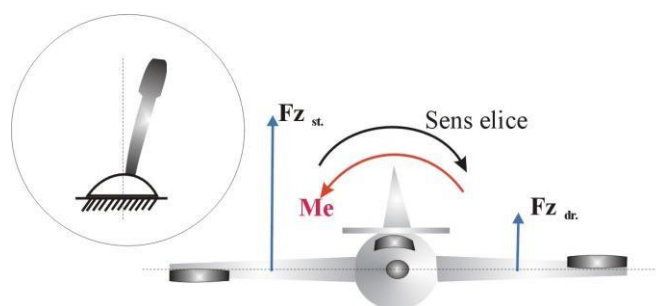


Fig 7.6.

În cazul în care motorul funcționează, simetria geometrică și a maselor nu pot asigura echilibrul transversal al avionului din cauza momentului reactiv al elicei care va înclina avionul în partea opusă sensului de rotație al elicei.

- răsucirea fileurilor de aer, în spatele elicei

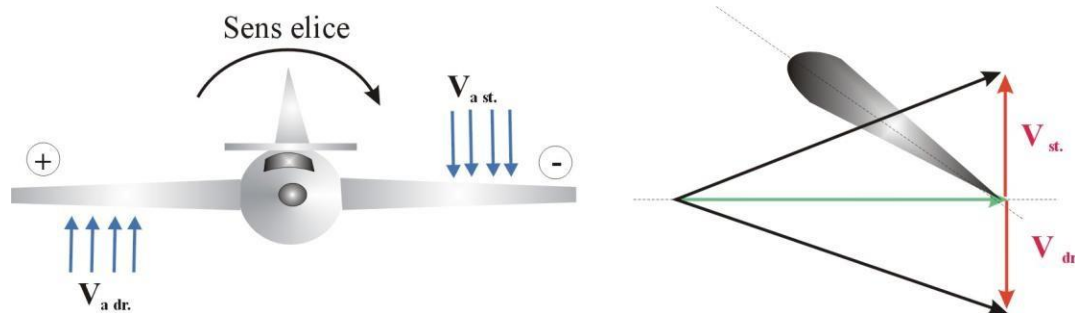


Fig 7.7.

7.4 Echilibru de direcție

Un avion se află în echilibru de direcție atunci când centrul de greutate se află în mișcare rectilinie și uniformă, iar avionul nu se rotește în jurul axei de direcție.

Suma factorilor este egală cu 0, iar suma momentelor de direcție este egală cu 0.

Factori de influență

- a. simetria geometrică și a maselor;
 - echilibrul de direcție în cazul în care motorul nu funcționează.

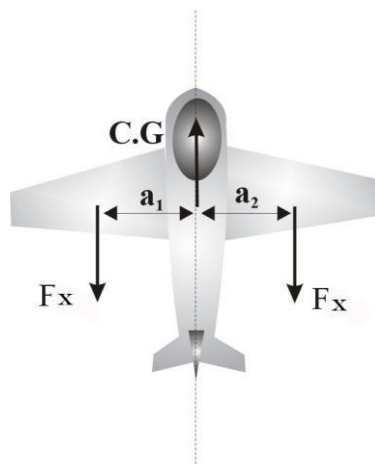


Fig 7.8.

În cazul în care motorul nu funcționează, echilibrul de direcție poate fi asigurat cu ajutorul simetriei geometrice și al simetriei maselor avionului, rezistența aripii din stânga este egală cu rezistența aripii din dreapta.

Punctele de aplicație ale forțelor de rezistență ale aripii se găsesc la o distanță egală față de axul longitudinal, astfel că avionul nu manifestă o tendință de rotație.

$$\text{Condiția de echilibru: } F_{xst} \times a_1 = F_{xdr} \times a_2$$

- b. răsucirea fileurilor de aer în spatele elicei.

Asimetria geometrică creată datorită brăcii diferite a eleroanelor determină asimetria forțelor de rezistență la înaintare stânga și dreapta. Rezultă un moment de rotație pe

partea eleronului bracad în jos.

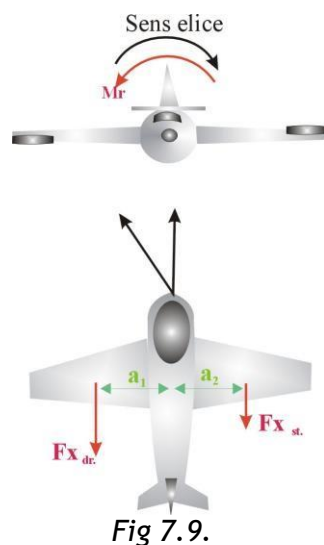


Fig 7.9.

$F_{xst} < F_{xdr} \Rightarrow M_{st} < M_{dr} \Rightarrow$ avionul va tinde să facă viraj stânga.

- c. tendința avionului de a se roti poate fi influențată prin manevrarea palonierului în direcția opusă tendinței de rotire a avionului. La avioanele de construcție modernă echilibrul de direcție poate fi realizat automat, fără a fi necesară intervenția pilotului.

7.5 Stabilitatea avionului

Stabilitatea avionului este proprietatea avionului de a reveni singur, fără intervenția pilotului, la punctul inițial de zbor, după încetarea acțiunii unei forțe perturbatoare externe, care a modificat poziția avionului.

Aceasta poate fi:

- a. longitudinală;
- b. transversală;
- c. de direcție (girație).

Stabilitatea transversală împreună cu stabilitatea de direcție formează stabilitatea laterală.

Stabilitatea este inversul manevrabilității.

7.5.1 Stabilitatea longitudinală

Stabilitatea longitudinală este proprietatea avionului de a-și refăce singur, fără intervenția pilotului, echilibrul longitudinal, după încetarea acțiunii unor factori perturbatori externi, care au stricat echilibrul longitudinal.

Factori de influență:

Prin centrajul avionului se înțelege distanța pe orizontală dintre centrul de greutate al avionului și bordul de atac al aripii echivalente, exprimat în procente din coarda medie

aerodinamică.

Aripa echivalentă a unei aripi date, este o aripă făcută de formă în plan dreptunghiular care are aceeași anvergură, suprafață și aceleași caracteristici aerodinamice cu aripa dată.

Coarda medie aerodinamică (CMA) - coarda aripii echivalente.

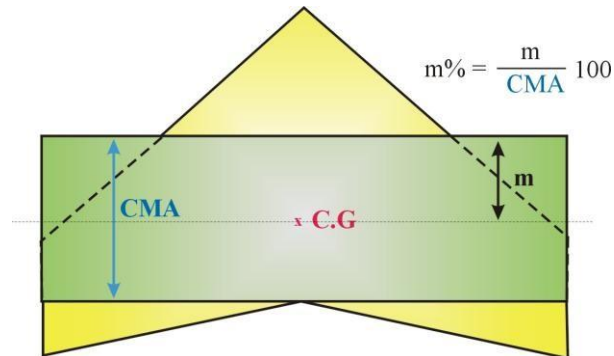


Fig 7.10.

Pentru înțelegerea sensului stabilității longitudinale a avionului, se poate studia stabilitatea aripii.

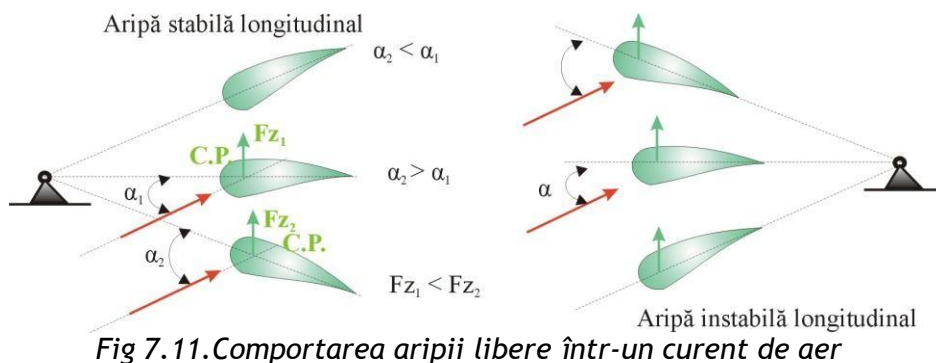


Fig 7.11. Comportarea aripii libere într-un curent de aer

Dacă axul de rotație al aripii se află în față C.P. se poate preciza că aripa este stabilă longitudinal pentru că la scoaterea ei din echilibru nu produce momente stabilizatoare care readuc aripa în poziția inițială. La înclinarea aripii în jos momentul stabilizator se produce datorită creșterii unghiului de incidență și a portanței, iar la înclinarea aripii în sus momentul stabilizator se produce datorită micșorării unghiului de incidență și a portanței.

Dacă axul de rotație al aripii se află în spatele C.P. se poate preciza că aripa nu este stabilă longitudinal. La scoaterea ei din echilibru se produc momente care depărtează din ce în ce mai mult aripa din poziția ei inițială. La înclinarea aripii în jos, momentele de răsturnare sunt produse datorită micșorării unghiului de incidență și a portanței, iar la înclinarea aripii în sus, dimpotrivă se va produce momente datorită măririi unghiului de incidență și a portanței.

Se vede faptul că, cu cât axul de rotație este mai înaintea centrelor de presiune (C.P.), cu atât stabilitatea longitudinală este mai mare. De aceea C.G. nu trebuie să fie fix între aripă și stabilizator, ci aproape de bordul de atac al aripii.

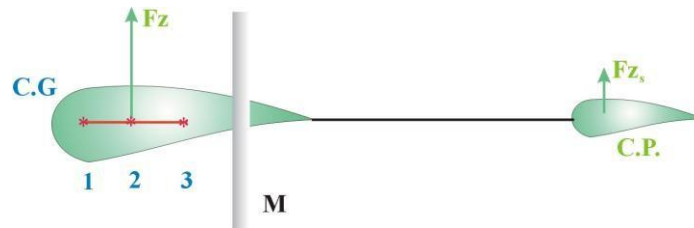


Fig 7.12.

Când C.G. se află în punctul 1, aripa este stabilă. Când C.G. se află în punctul 2, aripa este neutră. Când C.G. se află în punctul 3, aripa este instabilă. M = poziția limită pentru care avionul este instabil.

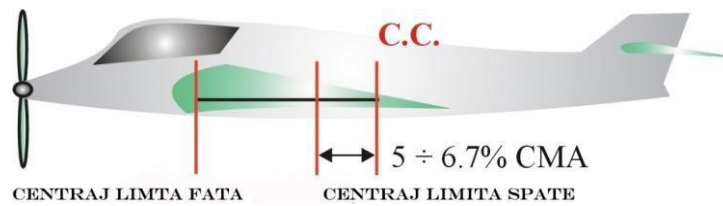


Fig 7.13. Pozițiile particulare ale centrajului

Centrajul limită față - este centrajul minim pentru care efortul pe care pilotul îl aplică manșei pentru a menține echilibrul avionului în timpul aterizării pe trei puncte, este egal cu efortul maxim admisibil;

Centrajul critic - pentru avioanele performante este de aproximativ 40 - 45% din coarda aripii echivalente. Este poziția cea mai din spate a C.G. la care avionul este neutru din punct de vedere al stabilității longitudinale și intra în echilibru indiferent.

Este poziția cea mai din spate a C.G. la care avionul mai este încă stabil pentru a face posibil pilotajul. Centrajul limită spate - mai mic decât CC cu 5 - 10%;

La aterizare, datorită brăcării flapsurilor, se creează momente de picaj, care caută să micșoreze unghiul de incidență și care se anulează din ampenajul orizontal.

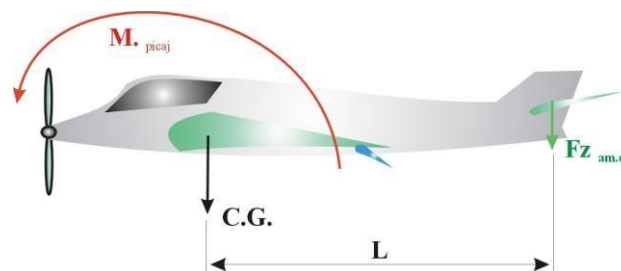


Fig 7.14.

Cu cât C.G. este mai în față, cu atât stabilitatea longitudinală a avionului crește dar scade maneabilitatea longitudinală.

Cu cât C.G. se afla mai în spate cu atât stabilitatea longitudinală a avionului va scădea, iar dacă C.G. trece în spatele centrajului către C.C. atunci avionul devine instabil longitudinal.



La deplasarea C.G. către spate, scade stabilitatea longitudinală dar crește manevrabilitatea longitudinală.

Factori de influență:

În funcție de destinația avionului se poziționează C.G. pentru a fi avioane manevrabile (aviația militară) și avioane mai stabile (avioane de transport).

Suprafața stabilizatorului - stabilizatorul asigură stabilitatea longitudinală. Cu cât suprafața stabilizatorului este mai mare cu atât stabilitatea longitudinală va crește.

Viteza de zbor - dacă V zbor va crește, cresc forțele aerodinamice și atunci se va îmbunătăți stabilitatea longitudinală.

7.5.2 Stabilitatea transversală

Stabilitatea transversală este proprietatea avionului de a reveni la poziția inițială fără intervenția pilotului, după încetarea acțiunii unei forțe perturbatoare externe, care determină înclinarea avionului pe aripă (a fost stricat echilibrul transversal).

Factori de influență:

- a. unghiul de incidență al aripii avionului
 - avionul are stabilitate bună atunci când unghiul de incidență este mai mic.
 - în cazul incidenței critice și supercritice avionul este instabil.

Dacă $\alpha < \alpha_{\text{critic}}$, rezultă că avionul este stabil transversal, iar acest lucru cuprinde două etape:

Etapa I - în care generează momente de frânare în timpul înclinării avionului pe o aripă, adică în timpul rotirii în jurul axei longitudinale. Diferența de portanță dă un moment care poate roti avionul în jurul axei longitudinale, numit moment de frânare. Apare atunci când avionul se rotește în jurul axei longitudinale. După încetarea rotației (datorită încetării acțiunii momentului de frânare) avionul rămâne într-o poziție înclinată.

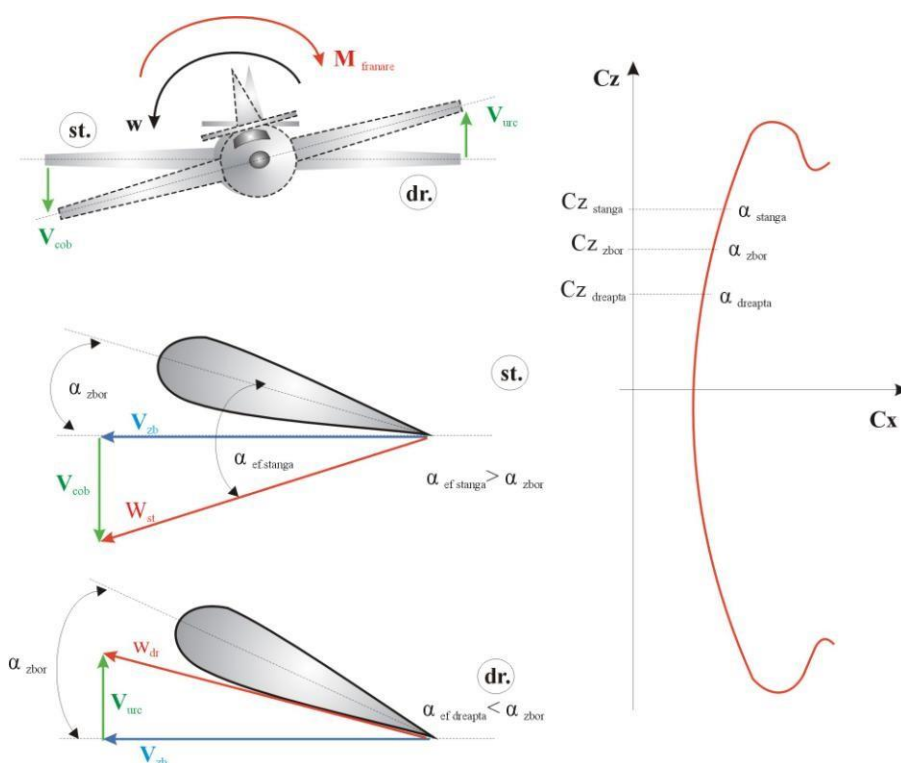


Fig 7.15.

Etapa II - în care generează momentele stabilizatoare - oricare înclinație este însoțită de alunecarea avionului, deci va apare o viteză de alunecare care face ca vârful aripii să se comporte ca un bord de atac. În acest caz va apărea o portanță suplimentară care determină un moment stabilizator față de centrul de greutate al avionului, moment care îl readuce în poziția inițială.

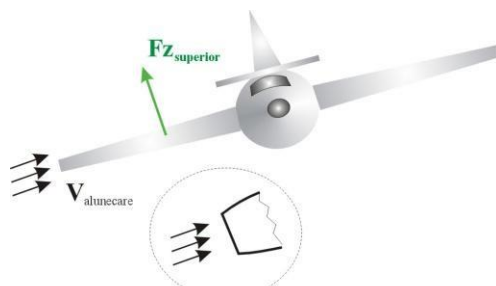


Fig 7.16.

Dacă $\alpha > \alpha_{critic}$, va rezulta că avionul este instabil transversal. Aripa poate intra în autorotație (avionul intră în vrie). Comanda transversala se inversează; manșa acționată dreapta va rezulta o rotire a avionului spre stânga.

În acest caz apare un moment care are același sens cu viteza de rotație.

Acest moment nu mai frânează ci va accelera rotația aripilor.

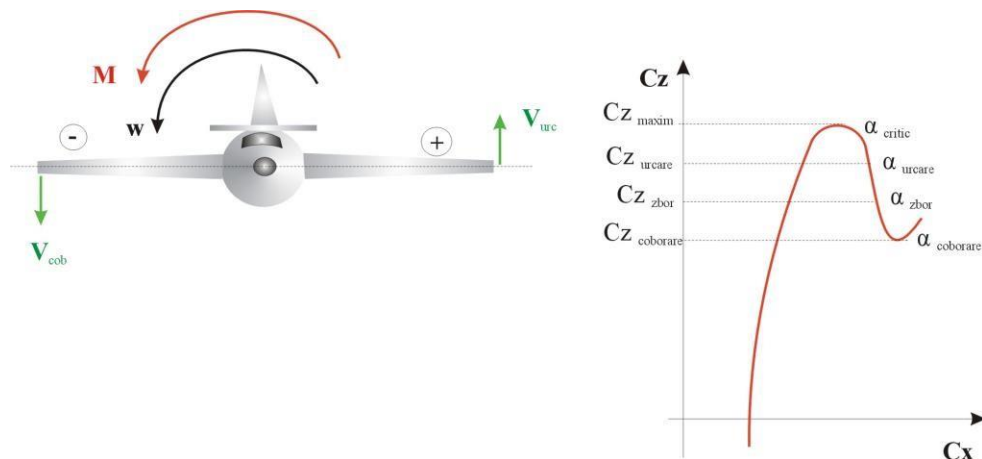


Fig 7.17.

Unghiul diedru al aripilor - diedrul aripilor îmbunătățește stabilitatea transversală a avionului ($\Delta+$), deoarece C.P. având o deplasare mai mare în direcția aripilor înclinate se formează un moment stabilizator important care face ca avionul să vină la poziția inițială mai repede decât în cazul aripilor fără diedru.

$\Delta +$ = mărește stabilitatea transversală;

$\Delta -$ = micșorează stabilitatea transversală (mărește manevrabilitatea), iar în cazul unghiului diedru negativ acționează în sens contrar.

Viteza de zbor - în cazul mișcării rectilinii, viteza este funcție de unghiul de incidență. Cu cât unghiurile de incidență sunt mai mari cu atât viteza va fi mai mică și invers. Dacă $V \uparrow$, $\alpha \downarrow$, de unde rezultă că va crește stabilitatea transversală.

7.5.3 Stabilitatea în direcție

Stabilitatea în direcție este proprietatea avionului de a reveni singur, fără intervenția pilotului la poziția de echilibru de direcție, după încetarea acțiunii unei forțe perturbatoare externe care a stricat echilibrul de direcție al avionului.

Factori de influență:

- suprafața derivei - cu cât suprafața derivei este mai mare cu atât stabilitatea de direcție este mai bună.
- lungimea fuselajului - cu cât lungimea fuselajului este mai mare cu atât stabilitatea de direcție va fi mai bună.
- viteza de zbor - la viteză mare, stabilitatea de direcție este mai bună.
- centrajul - prin doficarea centrajului stabilitatea de direcție a avionului se îmbunătățește datorită depărtării derivei de axul de rotație (care trece prin C.G.) și a măririi în felul acesta a momentelor stabilizatoare. În același timp se reduce și influența părții frontale a fuselajului.

7.5.4 Stabilitate statică

Un avion este stabil static dacă după încetarea acțiunii factorilor perturbatori externi, forțele și momentele care iau naștere au tendința să readucă avionul la poziția inițială (nu există o impunere a timpului de readucere).



Fig 7.18.

Avionul își mărește incidența și după câteva oscilații, revine la poziția inițială într-un timp nelimitat. Un avion care nu este static stabil își mărește incidența, dar nu mai revine la poziția inițială.

7.5.5 Stabilitatea dinamică

Un avion este stabil dinamic dacă după încetarea acțiunii factorilor perturbatori externi, revine la poziția inițială într-un timp scurt.

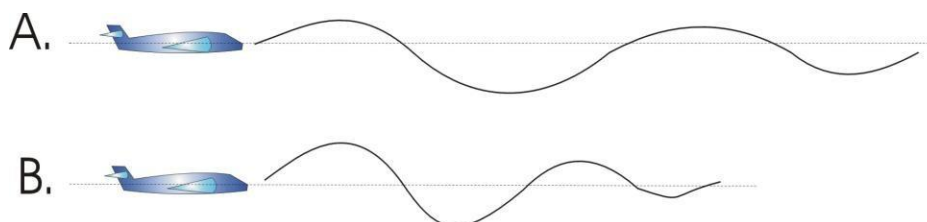


Fig 7.19. A. Avion stabil static și instabil dinamic.

B. Avion stabil dinamic, revine rapid la poziția inițială

7.6 Maneabilitatea avionului

Maneabilitatea avionului este proprietatea avionului de a răspunde prompt la comenzi și de a-și schimba ușor regimul de zbor la comenzile pilotului;

Maneabilitatea poate fi:

- longitudinală,
- laterală,
- de direcție.

Maneabilitatea longitudinală

Maneabilitatea longitudinală este proprietatea avionului de a-și schimba ușor asietă de zbor, sau traiectoria în planul de simetrie, la bracărea profundorului.

Gradul maneabil longitudinal - modificarea incidenței (α) de zbor la bracărea profundorului cu un grad.

Factori de influență:

- centrajul avionului - prin micșorarea centrajului, maneabilitatea longitudinală se îmbunătățește datorită îmbunătățirii stabilității longitudinale și invers, prin mărirea centrajului maneabilitatea longitudinală se va îmbunătăți.
- suprafața profundorului - prin mărirea suprafeței profundorului maneabilitatea longitudinală se îmbunătățește datorită creșterii forțelor aerodinamice care scot avionul din echilibrul longitudinal.
- repartizarea maselor în lungul axului longitudinal al avionului - cu cât masele sunt mai depărtate de C.G., vor apărea niște forțe de inerție care se vor opune rotirii avionului, întârziind răspunsul avionului la comanda dată.
- Cu cât masele sunt mai apropiate de C.G., cu atât maneabilitatea este mai bună, deoarece momentele de inerție care apar sunt mici.
- viteza de zbor - la o reducere mare a vitezei de zbor, ajungând până la așa zisa „pierdere de viteză”, avionul devine nemanabil. Dacă viteza de zbor crește va crește și maneabilitatea avionului. Efortul la manșă variază în funcție de viteza de zbor.

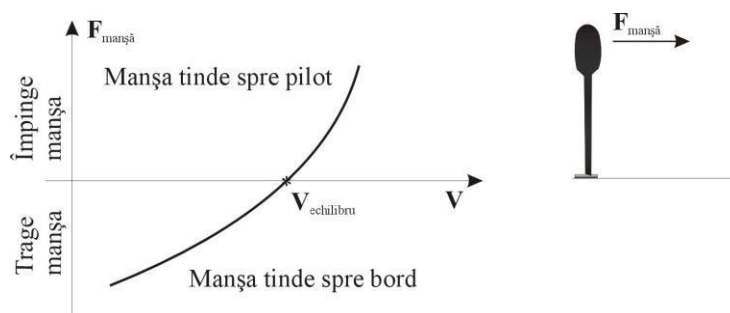


Fig 7.20.

La viteza de echilibru, efortul pe manșă va fi egal cu zero, adică avionul poate zbura la această viteză cu manșă liberă.

Maneabilitatea transversală

Maneabilitatea transversală este proprietatea avionului de a se înclina ușor pe aripă la bracarea eleroanelor.

Factori de influență:

- suprafața eleroanelor - cu cât suprafața eleroanelor este mai mare, cu atât maneabilitatea transversală este mai bună.
- Anvergura aripii - bracarea diferențiată a eleroanelor permite maneabilitate bună atunci când anvergura este mare.
- repartizarea maselor în lungul axului transversal - masele depărtate de
- C.G. al avionului sau momente de inerție mari înrăutățesc maneabilitatea.
- incidența de zbor - dacă $\alpha > \alpha$ critic, rezultă inversarea efectului comenzilor transversale.

Maneabilitatea de direcție

Factori de influență:

- suprafața direcției - prin mărirea suprafeței direcției, maneabilitatea de direcție se îmbunătățește datorită creșterii forțelor aerodinamice care produc momente de rotire în jurul axului vertical.

$S_{\text{deriva}} > S_{\text{direcție}} \rightarrow$ crește stabilitatea

$S_{\text{deriva}} < S_{\text{direcție}} \rightarrow$ crește maneabilitatea

- centrajul avionului - la modificarea centrului maneabilitatea de direcție se înrăutățește din cauza creșterii stabilității de direcție.
- repartizarea maselor în lungul axelor longitudinale și transversale - cu cât aceste mase sunt mai apropiate de C.G. al avionului cu atât forțele de inerție vor fi mai mici.
- viteza de zbor - la viteză mare de zbor, maneabilitatea de direcție a avionului crește.

Maneabilitatea laterală

Maneabilitatea laterală este o combinație între maneabilitatea transversală și maneabilitatea de direcție.

Această combinație se caracterizează prin aceea că la acționarea manșei de către pilot într-o parte, avionul se înclină și în același timp se întoarce singur înspre partea aripii înclinate. Fenomenul se datorează alunecării care ia naștere și care face să apară forțe aerodinamice pe ampenajul vertical, care dau momente de rotație.

Orice înclinare pe aripă este însoțită de modificarea direcției și invers la o bracare a direcției avionul se va înclina în același timp pe partea virajului.

8. Comenzile aeronavei

8.1 Generalități

Toate avioanele au un sistem de comandă creat pentru a-i permite pilotului să efectueze manevre cu avionul în timpul zborului în jurul celor trei axe.

Momentele (forțele de rotație) necesare pentru îndeplinirea acestui aspect sunt generate prin schimbarea elementelor curentului de aer din jurul suprafețelor portante, modificându-le forma sau schimbându-le poziția.

Suprafețele de comandă pe care pilotul le poate mișca sunt de obicei suprafețe mobile în apropierea capetelor suprafețelor portante astfel încât să aibă o pârghie cât mai mare față de centrul de gravitație pentru a crea un moment al brațului cât mai mare și o eficacitate mare a comenzilor.

De obicei există trei tipuri de sisteme de comandă principale și trei tipuri de suprafețe de control astfel:

- profundorul pentru control longitudinal ascendent-descendent, realizat prin mișcarea înainte și înapoi a manșei;
- eleroanele pentru controlul înclinării laterale, realizat prin mișcarea manșei în lateral;
- direcția pentru controlul direcțional în virajul unghiular realizat de mișcarea palonierelor (două pedale interconectate).

8.2 Profundorul

Pilotul controlează profundorul prin mișcarea înainte și înapoi a manșei - mișcarea înainte duce profundorul în jos, ceea ce are ca efect împingerea avionului cu botul în jos, și mișcarea înapoi a manșei mișcă profundorul în sus, ceea ce are efectul de a trage în sus botul avionului. Aceste mișcări va vor deveni logice și instinctive.

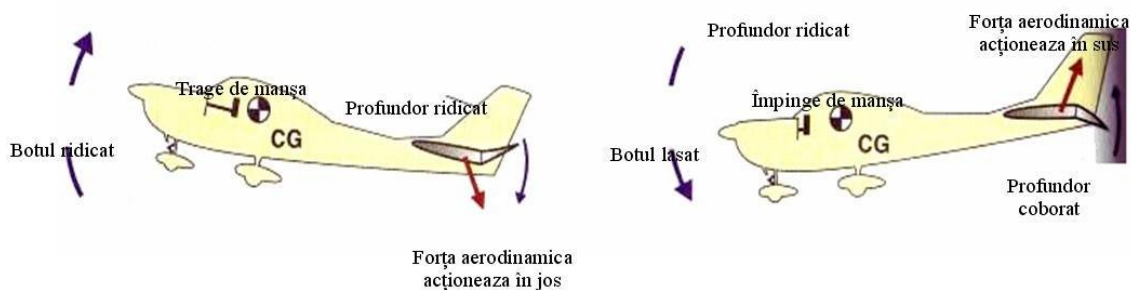


Fig 8.1. Profundorul

Atunci când manșa este mișcată înainte, profundorul se mișcă în jos, schimbând forma generală a secțiunii suprafeței portante formată din stabilizatorul orizontal al avionului și profundor astfel încât să ofere o forță aerodinamică modificată. Aceasta oferă o forță

aerodinamică descendentă redusă sau chiar ascendentă, asupra cozii avionului, depinzând de cantitatea cu care profundorul deviază în jos. Efectul este acela de a crea un moment longitudinal în jurul CG al avionului care mută botul avionului în jos.

Notați că, deși unghiul de incidență a suprafeței portante-purtătoare (stabilizatorul orizontal) rămâne neschimbat, modificarea poziției profundorului la bordul de fugă va modifica forța aerodinamică produsă. De exemplu, atunci când manșa este trasă înapoi, profundorul se mișcă în sus și o forță modificată este produsă de suprafața portantă nou creată dintre bordul de atac al stabilizatorului orizontal și bordul de fugă al profundorului, generând ridicarea botului avionului.

Forța momentului cozii depinde de valoarea forței aplicate și de lungimea brațului dintre ea și CG. Forța generată de combinația stabilizator orizontal -profundor depinde de valoarea și direcția ei, stabilizatorul orizontal contribuind la stabilitatea avionului și profundorul la modificarea poziției lui. Cu cât suprafața profundorului este mai mare, cu atât există o controlabilitate mai bună a avionului.

Pentru a menține caracteristicile de controlabilitate și de eficacitate a profundorului în toată gama de viteză, poziția CG trebuie să fie în limitele prescrise în Manualul de Zbor al avionului.

Dacă, de exemplu, CG este prea în față, avionul va fi prea stabil longitudinal din cauza momentului creat de lungimea mare a brațului pe stabilizatorul orizontal. Chiar dacă manșa este trasă complet în spate va exista un profundor ineficient pentru a atinge unghiuri de incidență ridicate și viteze reduse care sunt uneori cerute în manevre precum zborul la viteze mici, la decolare și aterizare. De aceea, limita disponibilă către în față a CG este determinată de capacitatea de control a profundorului. Limita înapoi a CG este determinată de necesitatea de stabilitate longitudinală.

De obicei, situația cea mai critică unde apare o necesitate de ridicare a botului avionului se află la aterizare. Un CG înainte face ca avionul să fie greu de bot și rezistent la schimbările pantei. Acest lucru poate face ca ridicarea botului avionului în timpul aterizării să fie dificilă, în special atunci când profundorul va fi mai puțin eficient din cauza curentului de aer redus, la vitezele de aterizare.

Uneori trebuie acționat pentru a evita această situație. De exemplu, unele tipuri de avioane cu locurile de pilotaj în tandem sunt pilotate solo de pe scaunul din spate astfel ca CG să nu fie prea în față - așa cum ar putea fi dacă pilotul singur ar sta pe scaunul din față. De asemenea, piloții de pe Concorde schimbă poziția CG transferând combustibil din rezervoarele din față în cele din spate și invers, în funcție de stabilitatea și de calitățile de control dorite în fiecare fază de zbor.

Cu motorul oprit și fără vreun efect de suflu al elicei care să genereze viteze ridicate ale aerului de-a lungul profundorului, profundorul este mai puțin capabil să producă forțe aerodinamice. Desigur în fazele finale ale aterizării, puterea motorului se reduce și proiectantul avionului trebuie să creeze un profundor care să producă o forță descendentă suficientă pentru a ridica botul avionului în această situație.

Pentru a reduce vitezele de aterizare, majoritatea avioanelor sunt prevazute cu flapsuri la bordul de fugă al aripii care în funcție de tip pot fi coborâte sau scoase. Scoaterea completă a flapsurilor generează de obicei un moment longitudinal de picaj pe care pilotul

Îl poate contracara cu profundorul și apoi prin scăderea presiunii pe suprafața de comandă prin reducerea vitezei.

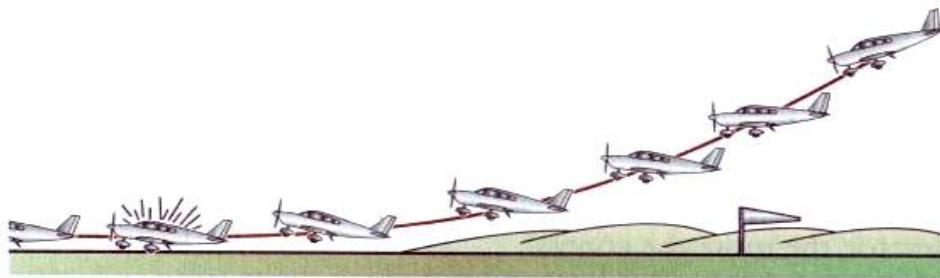


Fig 8.2. Controlul profundorului în faza de aterizare

Zborul la orizontală cu o viteză redusă și un unghi de incidență ridicat va necesita o bracare în sus destul de mare a profundorului și a tragerii spre înapoi a manșei pentru a menține botul avionului în sus.

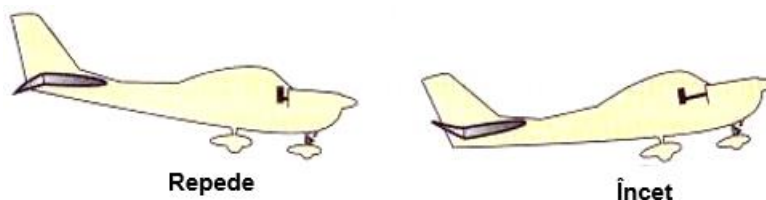


Fig 8.3. Bracarea profundorului cu scăderea vitezei

La o viteză ridicată de zbor va fi necesară o bracare mică în jos a profundorului pentru a ține botul avionului în jos și pentru a menține un unghi de incidență scăzut, de unde o mișcare mică spre înainte a manșei.

Deoarece profundearele trebuie să genereze diverse valori ale forțelor în timpul unui zbor la diferite viteze și unghiuri de incidență, sunt asigurate dispozitive de micșorare a efortului pe manșă denumite trimere (compensatoare de efort). Dispozitivele de trimerare vor fi discutate mai detaliat mai târziu în acest capitol.

Ampenajul orizontal mobil

Unii proiectanți de avioane aleg să combine stabilizatorul orizontal al avionului și profundorul într-o singură suprafață și fac ca întregul ampenaj orizontal al avionului să poată fi mișcat. Din moment ce ampenajul orizontal al avionului este cunoscut și ca stabilizator orizontal este posibil să găsiți referințe la combinația stabilizator orizontal - profundor sub numele simplu de stabilizator. Când manșa este mișcată înainte-înapoi atunci întreg ansamblul stabilizator-profundor își modifică poziția. Mișcarea înainte a manșei va coborî botul avionului (ridicând bordul de atac al stabilizatorului, generând o forță care determină ridicarea cozii).

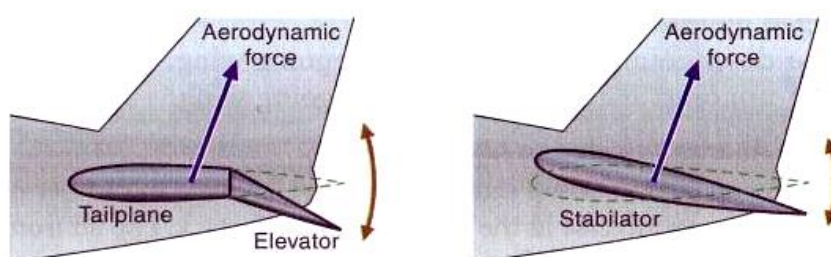


Fig 8.4. Tipuri de profundor

Unele avioane au coada în V, neavând ampenaj vertical și în acest caz funcțiile acestuia sunt rezolvate combinând efectele profundorului și direcției.



Fig 8.4. Ampenaj în V

8.3 Eleroanele

Eleroanele sunt de obicei poziționate la capetele bordului de fugă al fiecărei aripi. Ele acționează în sensuri opuse, unul se ridică în vreme ce celălalt coboară, astfel încât portanța generată de o aripă crește și portanța generată de cealaltă aripă scade. Pilotul acționează eleroanele prin mișcarea în lateral a manșei.

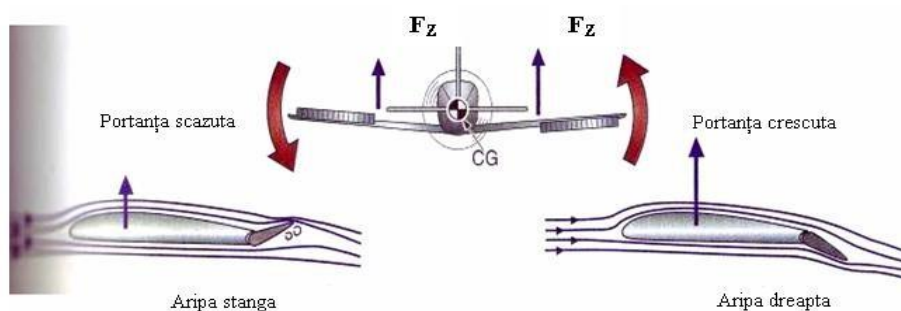


Fig 8.5. Eleroanele

Suprafețele de comandă primare care controlează înclinarea laterală (rotirea după axa longitudinală) sunt eleroanele.

La acționarea lor apare un moment de rotație în jurul axei longitudinale care se exercită asupra avionului. Valoarea momentului de rotire depinde de momentul brațului (în funcție de distanța dintre CG și eleron) și de valoarea diferitelor forțe portante. Notați că, pentru ca o aripă să se ridice, eleronul său va fi deviat în sens descendent. Invers, pentru ca o aripă să coboare, eleronul sau va fi deviat în sens ascendent.

Influența rezistenței la înaintare asupra mișcării laterale contrare a eleronului

Devierea în jos a unui eleron produce o creștere efectivă a curburii profilului acelei aripi și o creștere a unghiului de incidență efectiv. Portanța pe acea aripă crește, dar din păcate, la fel se întâmplă și cu rezistența la înaintare. Pe măsură ce celălalt eleron se ridică, curbura efectivă a acelei aripi scade și unghiul său de incidență este mai mic, de aceea portanța pe acea aripă scade, la fel ca și rezistența indusă. Forțele de portanță diferite fac ca avionul să vireze într-o direcție, dar rezistența la înaintare diferită a eleroanelor face ca acesta să vireze în cealaltă direcție - ceea ce nu este nici un efect confortabil nici unul convenabil. Acesta este cunoscut ca rezistența la înaintare diferențiată a eleronului la mișcarea laterală inversă a eleronului și este în mod deosebit o problemă care apare la viteză mică, pe care pilotul o va observa (și evita) executând un viraj cu viteză mică imediat după decolare.

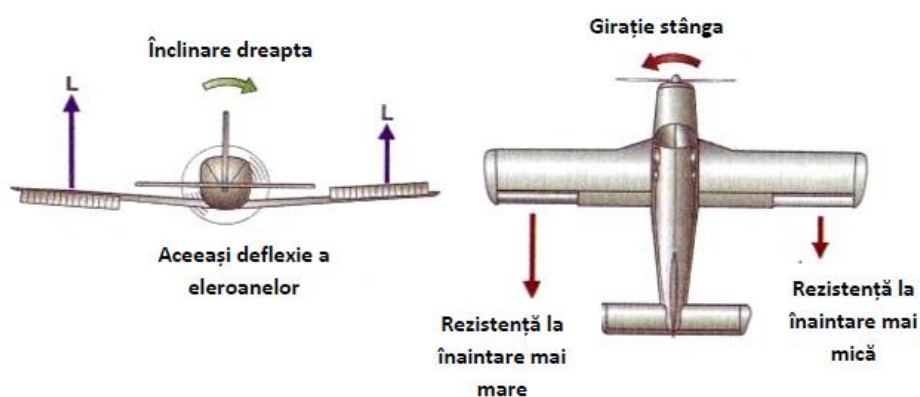


Fig 8.6. Portanța și rezistența la înaintare pe fiecare aripă la bracărea eleroanelor

Miscarea laterală adversă a eleronului poate fi redusă de o proiectare bună care include eleroane diferențiale, eleroane de tip Frise sau solidarizarea comenzilor direcției și eleroanelor. Într-o mare măsură, rezistența la înaintare a eleronului a fost eliminată la avioanele moderne de antrenament.

Eleroanele diferențiale sunt proiectate să minimizeze efectul contrar al bracării eleroanelor crescând rezistența la înaintare asupra aripii care coboară din interiorul virajului. Acest lucru se obține prin bracărea eleronului ascendent al aripii care coboară cu un unghi mai mare decât eleronul descendent al aripii care se ridică.

Mărirea brăcării eleronului pe aripa care coboară face ca aceasta să aibă o rezistență parazită crescută cu tendința de a vira avionul. Mișcarea laterală inversă este redusă, deși nu este eliminată complet. Mișcarea laterală nedorită care rămâne poate fi înlăturată prin acționarea direcției.

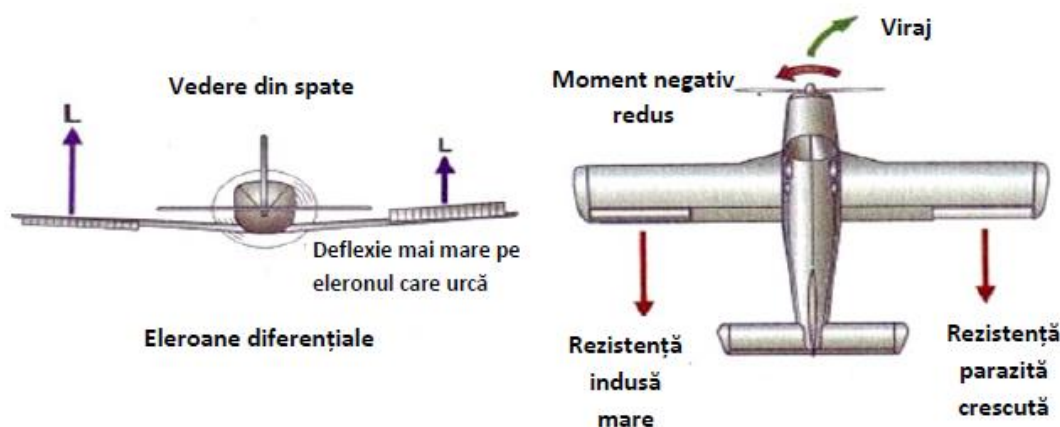


Fig 8.7. Rezistența la înaintare cu eleroane diferențiale

Eleroanele de tip Frise cresc rezistența la înaintare a aripii descendente din interiorul virajului. Pe măsură ce eleronul se ridică (pentru a duce aripa în jos), vârful său intră în curentul de aer de sub aripă generînd o rezistență parazită crescută asupra aripii descendente. Pe cealaltă aripă, care se ridică, vârful eleronului care coboară nu intră în curentul de aer, și nu produce o rezistență suplimentară.

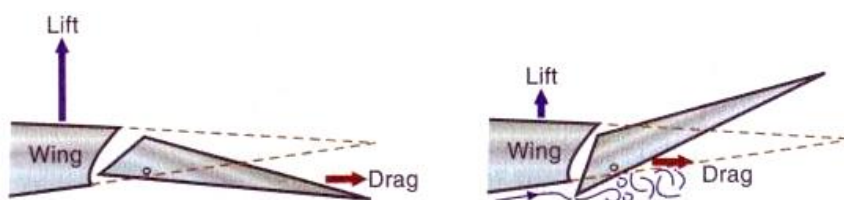


Fig 8.8. Eleroane Frise

Eleroanele de tip Frise pot fi proiectate și ca să opereze într-un mod diferențial, pentru a încorpora și beneficiul eleroanelor diferențiale.

Solidarizarea eleroanelor cu direcția determină brăcarea automată a direcției și mișcarea laterală după axa verticală a avionului în interiorul virajului, în sens invers mișcării laterale cauzată de eleroane.

Notați interconexiunea dintre mișcarea de rotație și mișcarea laterală în jurul axei verticale de-a lungul acestei discuții. Efectul principal al direcției este de a mișca lateral botul avionului în jurul axei verticale, și efectul secundar este de a-l înclina în jurul axei longitudinale. Efectul principal al eleroanelor este de a înclina avionul, și efectul secundar este de a mișca lateral botul avionului. Folosirea direcției pentru a neutraliza mișcarea laterală inversă a botului avionului, brăcarea eleroanelor și înclinarea avionului, sunt unele din cele mai importante elemente ale controlului avionului de către pilot.

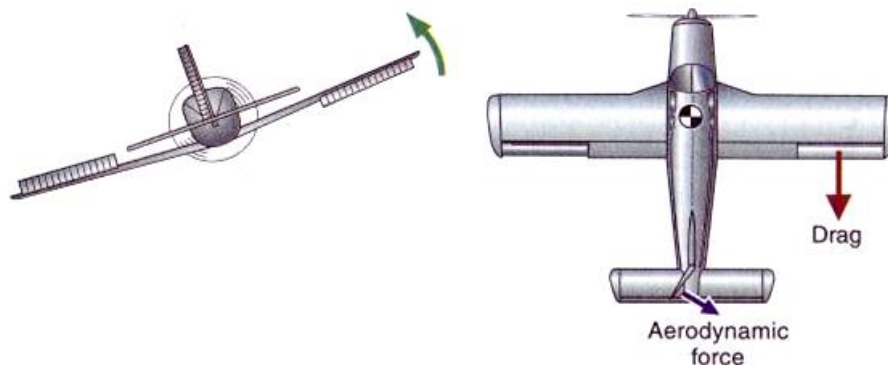


Fig 8.9. Coordonarea comenzilor

Înclinarea este urmată de mișcarea laterală a botului avionului

Când avionul este înclinat prin folosirea eleroanelor, forța portantă devine înclinată. În acest caz are o componentă orizontală care nu este echilibrată de o altă forță și astfel avionul va aluneca în acea direcție (glisare). Ca rezultat al glisării, un curent de aer va lovi lateral avionul și suprafețele verticale ale fuselajului (precum stabilizatorul vertical) care se află întotdeauna în spatele CG, făcând ca botul avionului să vireze progresiv în direcția înclinării. În acest mod se produce înclinarea urmată de mișcarea laterală a botului avionului.

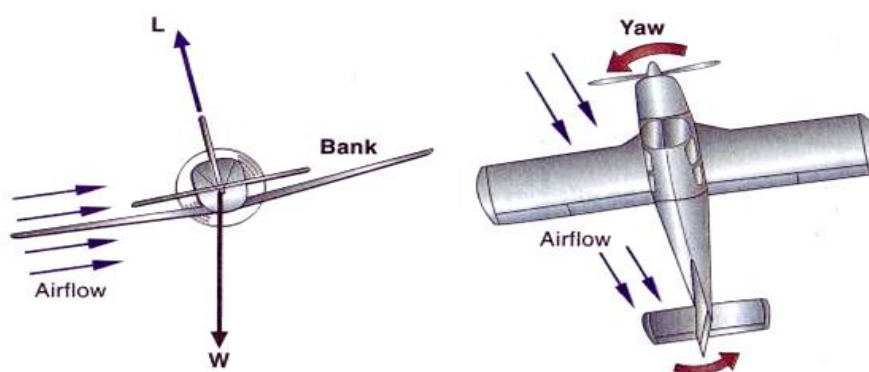


Fig 8.10. Înclinarea urmată de rotație

Notă: În timp ce eleroanele sunt braccate, ar putea exista o cantitate mică de mișcare laterală a botului avionului opusă direcției înclinării (de viraj), dar care odată ce este stabilită înclinarea virajului având eleroanele în poziția neutră, avionul va avea o mișcare laterală a botului avionului progresivă spre aripa mai coborâtă. Gradual va intra într-o coborâre în spirală și va pierde înălțime dacă pilotul nu va interveni-dacă nu aduce aripile la orizontală (scoate din înclinare) sau să tragă de manșă pentru susținerea virajului.

8.4 Direcția

Direcția este partea mobilă a ampenajului vertical fixată de stabilizatorul vertical. Comanda ei este făcută din cabină de paloniere atașate de bara de susținere a acestora.

Împingând palonierul din partea stângă, direcția se va mișca la stânga. Aceasta schimbă secțiunea suprafeței portante a ampenajului vertical (stabilizator-direcție), și este creată o portanță laterală care deplasează coada înspre dreapta mutând botul avionului înspre

stânga în jurul axei verticale. Acționând direcția spre stânga, avionul virează la stânga.

Eficiența direcției crește cu viteza, astfel că ar putea fi necesare bracări mari la viteze reduse și bracări mici la viteze mari pentru a efectua o mișcare laterală a botului avionului. La un avion propulsat de elice, curentul de aer produs de aceasta care acționează asupra direcției îi va mări eficiența.

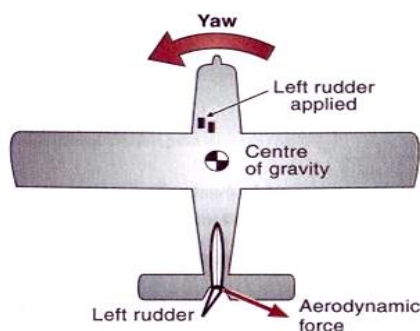


Fig 8.10. Comandă de palonier stânga

Mișcarea laterală a botului avionului este urmată de înclinarea acestuia.

Efectul primar al direcției este acela de a mișca lateral botul avionului. Acest lucru face ca aripile din exterior să-și crească viteza și să genereze o portanță crescută. Începând să-și miște lateral botul, avionul va continua zborul pe traiectoria inițială pentru o perioadă scurtă datorită inerției - orice unghi diedru de pe aripa dinainte făcând ca acesta să fie prezentat curentului de aer la un unghi de incidență mai mare, generând astfel mai multă portanță. După ce botul avionului s-a mișcat în lateral, următorul efect al direcției va fi acela de a genera o înclinare laterală în jurul axei longitudinale.

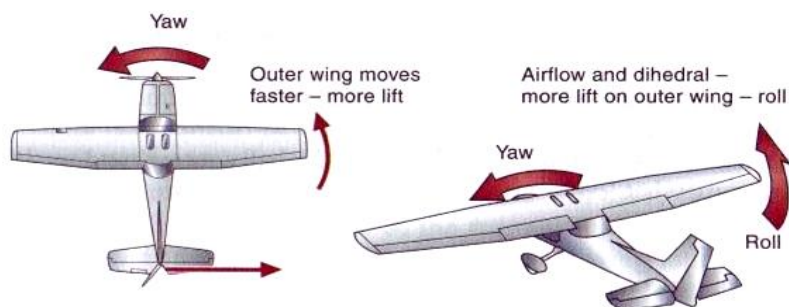


Fig 8.11. Girație urmată de înclinare

Efectul curentului de aer al elicei

Orice creștere a curentului de aer care acționează asupra direcției, cum ar fi cel creat de elice, o face mai eficientă. Pe măsură ce curentul de aer al elicei merge în spirală în jurul fuselajului, lovește o latură a ampenajului vertical la un unghi diferit de al celeilalte. Forma suprafeței portante a ampenajului vertical este de obicei simetrică, cu toate acestea la unele avioane propulsate de elice stabilizatorul vertical poate avea o ușoară compensare constructivă sau cu o structură puțin asimetrică pentru a echilibra efectul curentului de aer al elicei în timpul zborului.

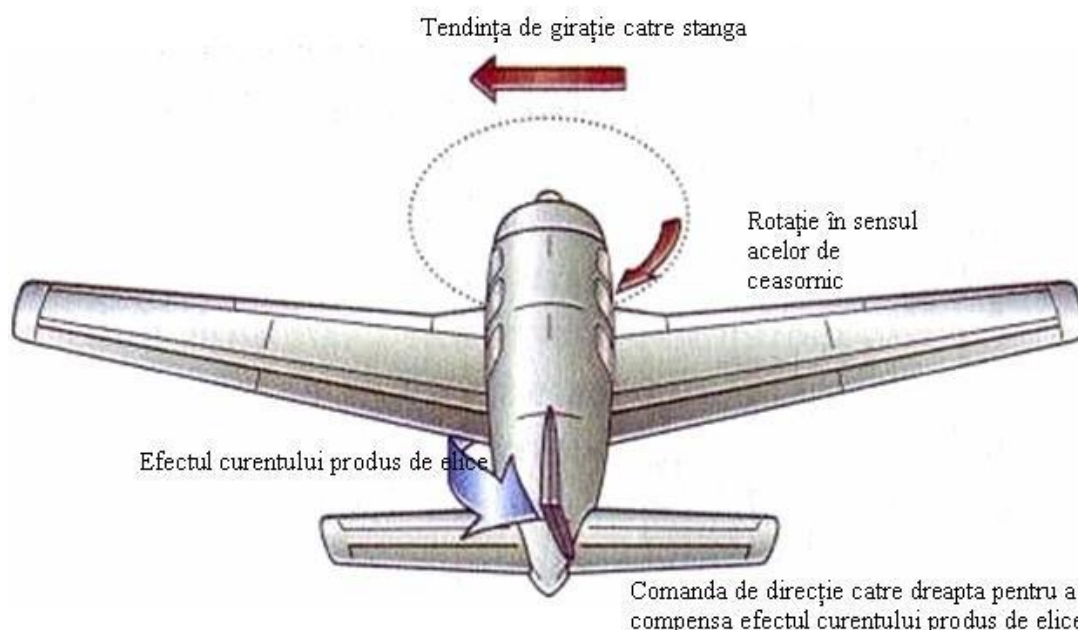


Fig 8.12. Efectul suflului elicei pe direcție

Dacă curentul de aer al elicei care acționează asupra stabilizatorului vertical și direcției se schimbă, atunci bracara direcției trebuie schimbată pentru a o echilibra. Acest aspect este observabil îndeosebi la o putere mare a motorului și o viteză a aerului scăzută, așa cum se întâmplă în timpul decolării.

De exemplu, elicea la majoritatea avioanelor de antrenament, atunci când este văzută din cabină, se rotește în sensul acelor de ceasornic. În acest context, curentul de aer al elicei se deplasează în spirală spre înapoi, lovind stabilizatorul vertical pe partea stângă și deplasând coada înspre dreapta. Acest lucru face ca botul avionului să se deplaseze în lateral la stânga și astfel: atunci când majorați puterea motorului, trebuie să acționați palonierul drept bracănd direcția spre dreapta pentru a echilibra efectul curentului de aer al elicei.

Placuța fixă de compensare

Unele avioane mai vechi au o placuță de metal flexibil (duraluminu care poate fi reglată la sol) fixă amplasată la bordul de fugă al suprafeței de comandă. Dacă se constată că avionul în zbor, are tendința de a zbura înclinat, se modifică poziția acestei placuțe de la eleron în sensul necesar anulării acestui efect nedorit. Această modificare poate fi făcută doar la sol și eficiența sa poate fi stabilită doar prin testarea în timpul zborului.

8.5 Flapsurile

Într-o anumită fază de zbor precum decolarea și aterizarea este de dorit să aveți o aripă care are o capacitate de portanță crescută (un coeficient crescut de portanță), care să permită viteze mai reduse de zbor.



Fig 8.13. Flapsurile

Scopul principal al flapsurilor este acela de a oferi o portanță necesară la o viteză a aerului scăzută. În alte momente este convenabil să aveți o rezistență la înaintare crescută pentru a încetini avionul sau a-i crește rata de coborâre.

Metodele care fac acest lucru sunt nominalizate ca fiind creșterea portanței și creșterea rezistenței la înaintare.

Producerea de mai multă portanță de la o aripă are beneficii evidente. Într-un zbor rectiliniu la orizontală greutatea este echilibrată de portanță:

$$\text{Portanță} = \text{Greutate} = C_{\text{Portanță}} \times \frac{1}{2} \rho V^2 S$$

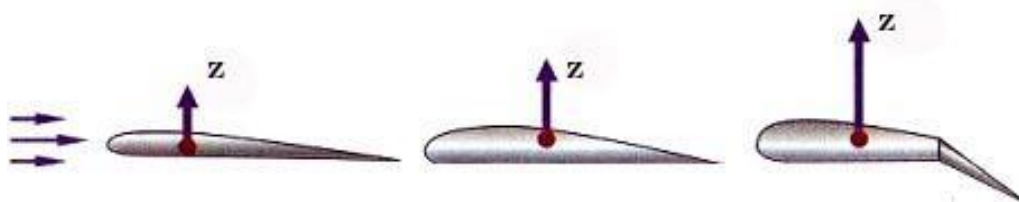


Fig 8.14. creșterea portanței

Dacă este folosită vreo modalitate de a schimba suprafața portantă de bază într-o formă care are un C_x maxim crescut și posibil o suprafață crescută a aripii S , atunci portanța necesară poate fi generată la viteze mult mai reduse.

Când C_z maxim este atins lângă unghiul de incidență critic, portanța necesară va fi generată la o viteză a aerului mult mai scăzută. Când acest unghi este atins în cele din urmă, viteza aerului este mult mai scăzută decât pentru aripa "nemodificată". Asta înseamnă că toate celelalte viteze care sunt raportate la viteza limită, cum ar fi viteza de decolare, viteza de apropiere, viteza de aterizare, etc, vor fi mai scăzute - o situație mai

sigură care permite folosirea unor distanțe de decolare și aterizare mai scurte.

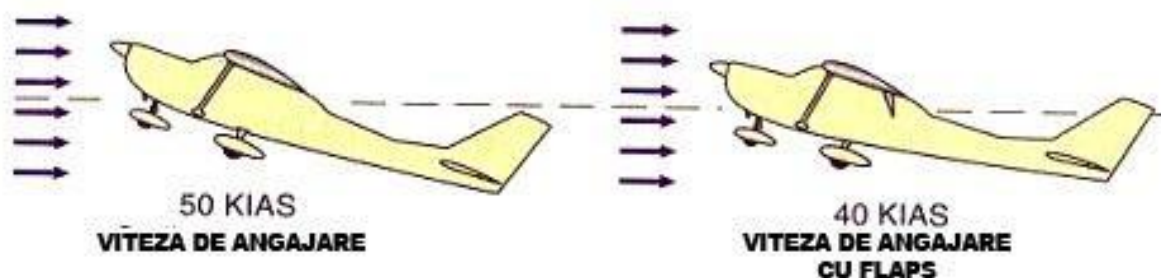


Fig 8.15. Viteza de angajare scade la utilizarea flapsului

Cresterea lui C_z maxim cu dispozitive de hipersustentație(înaltă portanță)

Există două tipuri principale de dispozitive de hipersustentație care sunt capabile sa crească C_z maxim:

- voleți și fante - fie automat fie controlate de pilot.
- flapsurile (controlate de pilot), care pot fi la bordul de fugă sau bordul de atac al aripii - majoritatea avioanelor au flapsuri la bordul de fugă.

Comenzile flapsurilor în cabina

Flapsurile aripilor sunt controlate din cabină de obicei prin una din următoarele posibilități:

- comutator electric, care permite ca orice poziție a flapsului să fie selectată de la “escamotat complet” (poziția OFF) până la “scos complet”, cu poziția exactă arătată pe un indicator din cabină; sau
- un levier sau mâner mecanic, care permite ca flapsul să fie selectat pe anumite poziții, aceasta fiind marcată pe un indicator la baza mânerului.

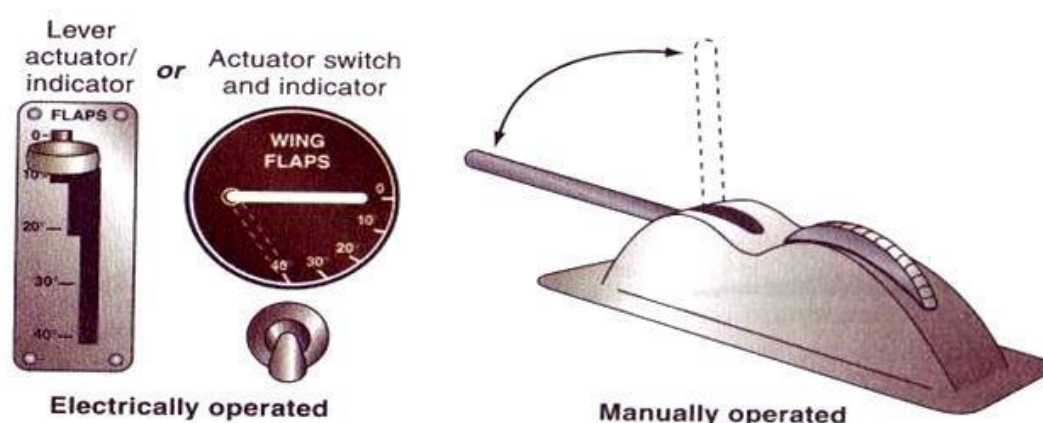


Fig 8.16. Comanda electrică și comanda manuală a flapsului

Când levierul flapsului este folosit, suprafețele de comandă de pe ambele aripi se mișcă identic. Este bine sa controlați atent flapsurile în timpul inspecției externe de dinaintea zborului să vă asigurați că sunt atașate în siguranță, că se extind în aceeași măsură și că suprafețele lor (și ale aripilor) nu sunt avariate.

Flapsurile de la bordul de fugă al aripii

Flapsurile modifică curbura suprafeței portante. O suprafață portantă proiectată pentru a oferi o portanță mare are o linie de curbură mare (linia echidistantă între suprafața superioară și cea inferioară) - și cu cât linia de curbură este mai mare, cu atât este mai mare capacitatea de portanță a aripii.

Printr-o aripă de portanță mare înțelegem o aripă care poate produce portanță necesară la o viteză a aerului cât mai scăzută.

Majoritatea suprafețelor portante de mare viteză au o linie de curbură mică care este destul de dreaptă și abia îndoită. Dacă bordul de fugă sau bordul de atac pot fi rabatate descendent, atunci rezultă o secțiune a suprafeței portante arcuite mult mai mare - ceea ce înseamnă că poate produce portanță necesară la o viteză a aerului mai redusă, adică a devenit o aripă de portanță mare.

În principiu toate avioanele au flapsuri la bordul de fugă al aripii. Avioanele mai mari, în special cele cu aripi în sageată, au și flapsuri la bordul de atac. Acestea au o funcție asemănătoare cu flapsurile de la bordul de fugă în sensul că cresc curbura aripii, și astfel îi cresc eficiența în producerea portanței.

Efectele flapsurilor

Creșterea curburii aripii va produce creșterea portanței (mai multă portanță la aceeași viteză a aerului sau aceeași portanță la o viteză a aerului mai scăzută).

Efectul inițial la coborârea flapsurilor este de a genera o portanță crescută. Dacă pilotul nu coboară botul avionului pentru a scădea unghiul de incidență, avionul va efectua o urcare de scurtă durată și neplăcută - o "umflătură". Este doar de scurtă durată pentru că în următorul moment creșterea rezistenței la înaintare reduce viteza avionului și prin urmare forța portantă scade.

Coborârea flapsului mărește valoarea portanței.

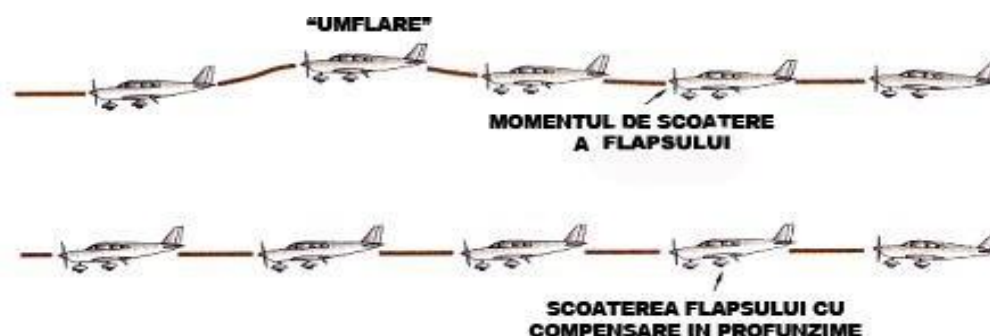


Fig 8.17. Scoaterea flapsului

Atitudinea avionului (înclinării față de axa transversală)

Din cauza creșterii curburii aripii datorată coborârii flapsurilor la bordul de fugă, centrul de presiune se mută către în spate pe măsură ce flapsurile sunt coborâte mai mult, modificând astfel cuplul portanță - greutate. Cuplul tracțiune - rezistență la înaintare poate fi de asemenea modificat datorită schimbării rezistenței la înaintare. Efectul de

picaj-cabraj rezultat va fi diferit de la un tip de avion la altul în funcție de cuplul care predomină: portanță-greutate, botul avionului în jos (picaj) sau tracțiune-rezistență la înaintare, cabraj.

De obicei coborârea (scoaterea) flapsurilor produce coborârea botului avionului.

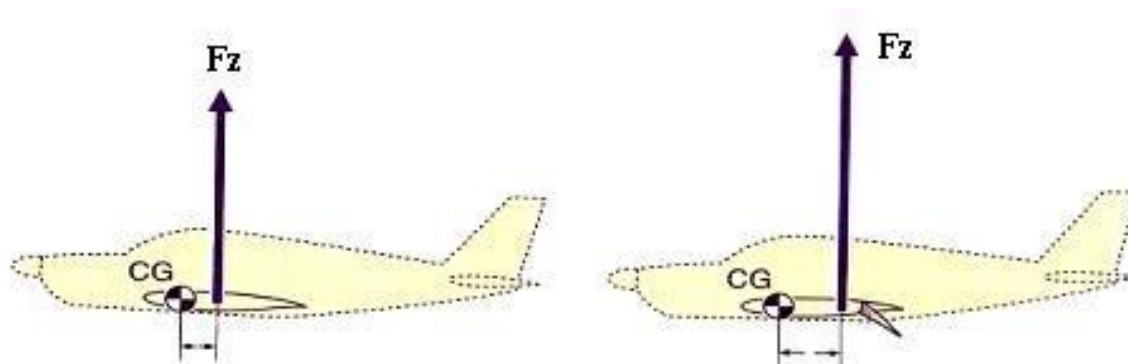


Fig 8.18. Momentul indus de scoaterea flapsului

Micșorarea raportului portanță/rezistență la înaintare

Cand flapsurile sunt coborâte portanța crește, dar la fel se întâmplă și cu rezistența la înaintare. Când avem în vedere că majorarea unghiurilor de incidență oferă cel mai bun raport portanță/ rezistență, creșterea rezistenței la înaintare este proportional mult mai mare decât creșterea portanței, adică raportul F_z / F_x este cu atât mai mic cu cât flapsul este mai mult coborât.

Ca rezultat al unei proporții F_z / F_x mai scăzute, avionul nu va plana la fel de departe cu flaps scos ca atunci când acesta ar fi complet escamotat, și nici nu va avea o rată de urcare mai mare. De asemenea, va necesita mai mult combustibil pentru a se deplasa pe aceeași distanță - dacă alegeți să zburăți cu flapsul scos.

Flapsul coborât scade valoarea raportului portanță/rezistență la înaintare (F_z / F_x)

Rezistența la înaintare crescută

Pe măsură ce flapsul este coborât (scos), rezistența la înaintare, ca și portanța, crește. În prima fază a coborârii flapsului, portanța crește destul de mult cu o oarecare creștere a rezistenței la înaintare. În fazele următoare ale scoaterii flapsului, creșterea rezistenței la înaintare este mult mai mare.

Cand flapsurile sunt scoase, din cauza că rezistența la înaintare crește, viteza va începe să scadă dacă nu este marită puterea motorului sau dacă rata de coborâre nu este crescută - sau ambele.

Coborârea flapsurilor crește rezistența la înaintare.

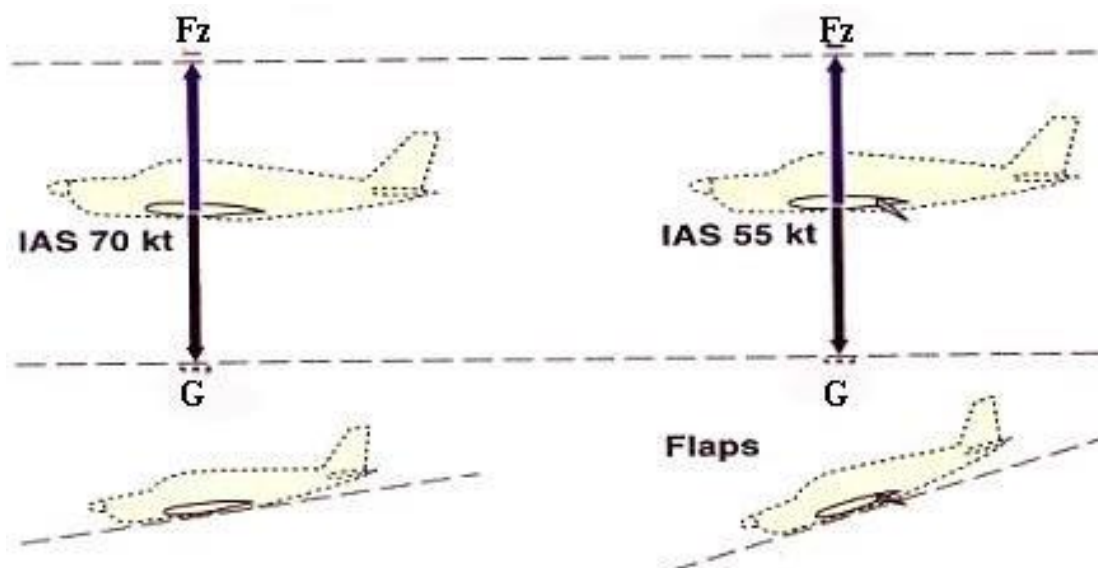


Fig 8.19. Creșterea rezistenței la înaintare prin scoaterea flapsului

Unghi de incidență critic scazut

Unghiul de incidență este măsurat comparativ cu linia cozii aripii “fără flapsuri scoase”. Aceasta înseamnă că există o linie de referință constantă în comparație cu care să măsoarăți unghiul de incidență în toate etapele zborului.

Flapsurile de la bordul de fugă nu se extind de-a lungul întregii aripi, ci de obicei doar de-a lungul porțiunii de lângă fuselaj. Flapsurile sunt coborâte simultan și simetric pe ambele laturi ale avionului.

Cu flapsurile coborâte, unghiul critic de incidență este mai mic decât unghiul critic de incidență atunci când aripa este cu flapsurile escamotate. Veți observa în acest caz că avionul va avea o atitudine cu botul mai coborât la o viteză scăzută cu flapsurile coborâte, decât atunci când are flapsurile escamotate.

Nu confundați unghiul de incidență cu atitudinea căci ele reprezintă două lucruri diferite. Atitudinea avionului nu are nici o legătură cu unghiul de incidență în timp ce avionul efectuează diferite manevre în zbor. Atitudinea este unghiul avionului față de orizontală și unghiul de incidență este unghiul față de curentul de aer.

Coborârea flapsului scade valoarea unghiului de incidență critic.



Fig 8.20.

Flapsurile la decolare

Coborând parțial flapsurile la poziția de decolare recomandată (specificată în Manualul de Zbor) puteți obține un plus de portanță fiind un avantaj față de o rezistență la înaintare scăzută. Creșterea coeficientului de portanță (CZ) înseamnă că valoarea necesară a portanței poate fi obținută la o viteză mai scăzută și că valoarea vitezei limită este micșorată. Acest lucru permite avionului să zboare la o viteză mai mică și că rulajul pentru decolare să fie scurtat, deși rezistența la înaintare este într-o ușoară creștere.

Panta de urcare cu și fără flaps va diferi de la un avion la altul, iar pentru un avion anume va diferi în funcție de cantitatea de flaps selectată.

Dacă scoateți flapsul la un unghi mai mare decât este recomandat pentru decolare, atunci veți obține o rezistență la înaintare crescută cu o foarte mică îmbunătățire a portanței. Această rezistență la înaintare foarte crescută la extinderile mai mari ale flapsului va scădea rata de accelerare în timpul rulajului pe sol la decolare și va diminua performanța la urcare.

Managementul flapsurilor la decolare

Alegeți o setare adecvată a flapsurilor pentru decolare, asigurați-vă ca vă puteți încadra în limita distanței disponibile de rulaj pentru decolare (TORA-este menționată în AIP la capitolul date despre aerodrom) și nu aveți obstacole pe direcția de decolare, încadrându-vă în limitele pantei de urcare prescrise de TODA (distanța disponibilă la decolare pînă la atingerea înălțimii de 50ft-din AIP). În zbor, pe panta de urcare înainte de escamotarea flapsului asigurați-vă că aveți înălțimea recomandată în Manualul de Zbor, cât și viteza corespunzătoare noii configurații. Dacă flapsurile sunt retrase la o viteză prea mică, aripa cu flapsul escamotat (sau aripa cu mai puțin flaps, dacă le retrațeti în etape) produce mai puțină portanță, și dacă este insuficientă pentru a susține avionul, îl va face să piardă din înălțime (să se înfunde) putând ajunge chiar la viteza limită.

Pe măsură ce escamotați flapsul, avionul va tinde să se "înfundă" din cauza reducerii portanței pe care o produce aripa. Pentru a contracara aceasta înfundare, trebuie să ridicați botul avionului și să măriți unghiul de incidență. Dacă nu ridicați botul avionului pentru a compensa pierderea de portanță pe măsură ce flapsul intră, avionul se va înfunda pînă ce va acumula suficientă viteză pentru a compensa portanța redusă.

Când retrațeti flapsul, reducerea de curbură la capătul aripii mută centrul de presiune către înainte și există și o modificare a rezistenței la înaintare. Există de obicei o tendință ca botul avionului să se încline, caz în care este necesară retrimerarea lui. Dacă măriți puterea motorului înspre o viteză mai mare de urcare sau de zbor, va mai fi necesară o retrimerare (echilibrare) pe măsură ce viteza crește.

Pentru a obține aceeași portanță în situația în care zburăți fără a folosi flapsurile, atitudinea avionului trebuie să fie cu botul mai sus. Prin ridicarea ușoară a botului pe măsură ce flapsurile sunt retrase, CZ generat rămâne aproximativ același, și astfel avionul nu pierde din înălțime. Chiar dacă portanța este aceeași, Cx va fi redus datorită retragerii flapsurilor, și această reducere a rezistenței la înaintare permite avionului să-și majoreze viteza.

Flapsurile pe timpul aterizării

Coborârea flapsurilor pentru aterizare permite aripii, datorită creșterii C_z , să genereze portanța necesară la o viteză mai redusă și prin urmare face posibilă o viteză de apropiere mai redusă. Viteza limită (critică) este scăzută semnificativ datorită creșterii coeficientului de portanță (C_z) și de asemenea viteza de aterizare, care trebuie să fie cel puțin 1,3 V limită în configurația apropierei pentru aterizare (30% mai mare decât viteza limită).

Există unele aspecte care trebuie luate în considerare înainte de a scoate flapsurile:

- Viteza - asigurați-vă ca nu scoateți flapsul la o viteză prea mare - Manualul de Zbor specifică viteza maximă de extensie a flapsului (VFE);
- “Umflătura”- pe măsură ce flapsul este scos, C_z va crește și avionul va avea tendința de a fi “umflat” dacă nu este contracarat cu o atitudine cu botul mai jos.
- Atitudinea de cabraj-picaj - când coborâți flapsul există de obicei o tendință ca botul avionului să se încline. Ar trebui să vă stabiliți și să mențineți atitudinea dorită, și apoi să echilibrați zborul pe panta de aterizare cu ajutorul manșei și palonierelor. Notați de asemenea că datorită creșterii rezistenței la înaintare (cu flapsurile coborâte) motorul avionului va necesita ajustarea de puterii pentru a menține viteza și altitudinea sau pentru a menține o rată de coborâre sigură. Dacă doriți un unghi de coborâre mai abrupt (unghi de pantă mare, scurtarea acesteia), atunci coborârea mai mult a flapsurilor (și nefolosirea puterii motorului) va asigura acest lucru.

Scoaterea flapsurilor crește vizibilitatea pilotului

Cu flapsurile de la bordul de fugă al aripii scoase, atitudinea avionului va fi cu botul mai jos. Aceasta îmbunătățește vizibilitatea pentru pilot - care este în special importantă în timpul apropierei de sol și a aterizării.

Uneori este nevoie de un zbor precaut. Acesta este un zbor cu viteza redusă, de exemplu, când vreți să supravegheați activitatea de pe pistă și din jurul ei, sau când vreți să aterizați atunci când este vizibilitate redusă (care ar trebui evitată). Coborârea parțială a flapsurilor permite un zbor cu viteză mai mică, apropiată de zona vitezei limită și vizibilitate crescută din cabină.

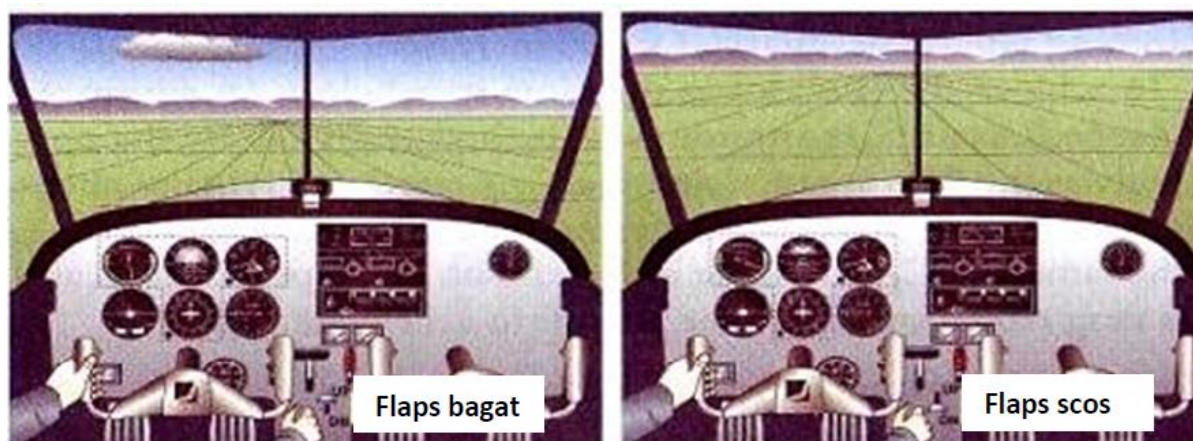


Fig 8.21. Vizibilitatea cu și fără flaps scos

Tipuri de flapsuri amplasate la bordul de fugă al aripii

Există diferite tipuri de flapsuri care pot fi găsite pe avioanele ușoare.

Ele includ:

Flapsuri simple

Flapsuri încastrate în profilul aripii

Flapsuri cu fantă, care permit trecerea curentului de aer cu o viteză mărită pe dedesubtul aripii și deasupra suprafeței superioare a flapsului, întârziind astfel pierderea de viteză.

Flapsuri culisante Fowler, care se mișcă atât înapoi cât și în jos, crescând astfel suprafața aripii și curbura.

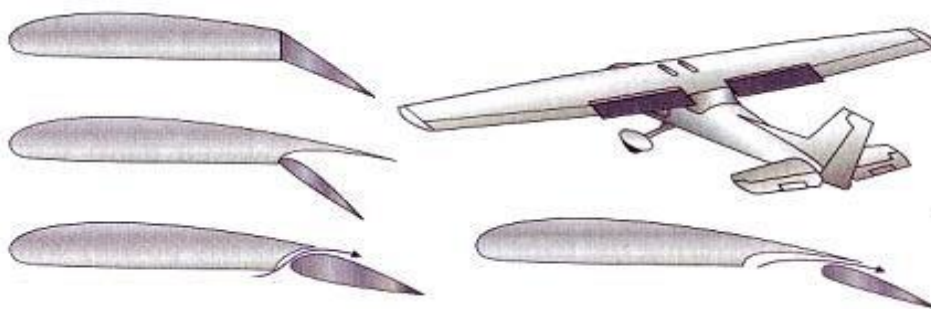


Fig 8.22. Tipuri de flaps

Dispozitive la bordul de atac al aripii.

La unghiuri de incidență ridicate curentul de aer se îndepărtează (sau se separă) de zona superioară a aripilor și devine turbulent. Aceasta duce la o situație de pierdere de viteză care reduce mult capacitatea de portanță a aripii.

Unele avioane au dispozitive la bordul de atac care fac ca fileurile de aer cu o presiune ridicată de dedesubtul aripii să treacă printr-un spațiu îngustat, deasupra zonei superioare a aripii, întârziind astfel separarea fileurilor de aer și pierderea în viteză și permițând avionului să zboare la un unghi de incidență mai mare și o viteză redusă. Acest lucru poate fi realizat cu un volet la bordul de atac care formează partea superioară a bordului de atac al aripii în zbor normal, dar care pot fi extinse înainte și/ sau în jos pentru a forma o fantă.

Unele aripi au fante fixe care sunt construite efectiv pe bordul de atac al aripii dar acest tip este mai puțin folosit deoarece acestea dau o rezistență la înaintare ridicată la viteze de zbor normal. La un avion performant acest lucru ar fi inacceptabil și astfel sunt folosite tipurile de fante mobile (extensibile).

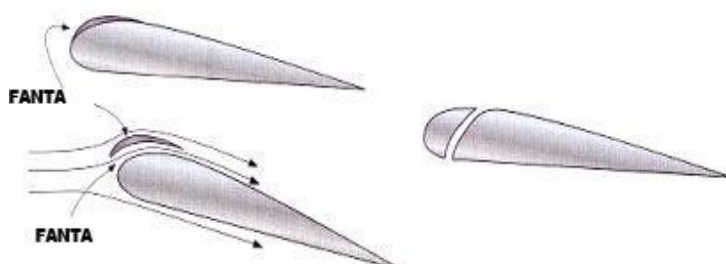


Fig 8.23. Tipuri de fantă de bord de atac

Spoilere (distrugătoare de portanță)

Majoritatea avioanelor de transport pasageri/marfă și planoarele au spoilere pe zonele superioare ale aripilor. Acestea sunt suprafețe de comandă retractabile care, atunci când sunt extinse, modifică curentul de aer de pe zona superioară a aripii, astfel scăzând portanța și crescând rezistența la înaintare.

Piloții folosesc spoilerele pentru a reduce viteza și/sau pentru a face panta de coborâre mai abruptă fără să crească viteza avionului.

La avioanele comerciale mari, piloții folosesc spoilerele pentru a controla înclinarea laterală a avionului în timpul zborului, la creșterea ratei de coborâre pe panta de aterizare și la aterizare după atingerea solului, pentru a anula portanța și pentru a duce toată greutatea pe roți, făcând astfel frânele roților mai eficiente.

8.6 Trimere

Rolul principal al trimereleor este de a anula efortul aerodinamic din timpul zborului de pe comenzi. Un avion este trimerat (echilibrat), nu urcă-coboară, nu se înclină stânga-dreapta sau nu are mișcări laterale ale botului (nu “trage” în niciuna din cele trei direcții), atunci când menține o atitudine de zbor constantă fără ca pilotul să fie nevoit să exercite vreo presiune continuă pe o suprafață de comandă.

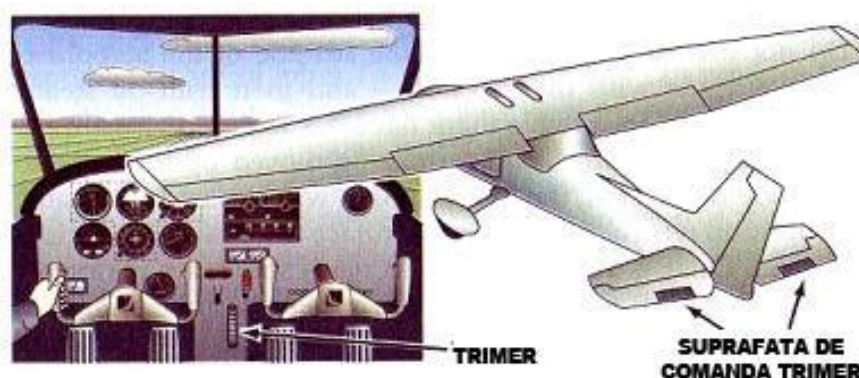


Fig 8.24. Trimere

Un avion trimerat corespunzător este mult mai plăcut de pilotat decât un avion netrimerat. Pilotul trebuie să depună efort numai pentru a manevra avionul și nu pentru a menține o atitudine sau o direcție de zbor. Funcția trimmerului este aceea de a reduce momentul la nivelul liniei punctelor de prindere al suprafeței de comandă la aproximativ zero pentru o anumită atitudine de zbor, astfel încât avionul să zboare singur și să mențină “cu mâinile jos”.

Aproape toate avioanele au un trimmer de profundor; multe avioane ușoare monomotoare și toate avioanele cu mai multe motoare au trimmer de direcție, și cele mai moderne avioane au un trimmer de eleron.

Trimerele pot diferi ca soluții constructive - de la simple benzi de metal care pot fi reglate la sol, sau resorturi care pot genera o forță de compensare pe comenzile din cabină, pentru a modifica poziția suprafețelor de comandă a trimereleor pe care pilotul le poate

manevra din cabina, de obicei printr-o rozetă sau pîrghie de reglaj, și care pot fi mecanice sau electrice. Benzile de metal pot fi găsite pe un eleron la unele tipuri de avioane și pot fi modificate la sol după un zbor-test, pentru a face ca aripile în timpul zborului să nu genereze o înclinare continuă și să nu necesite ca pilotul să țină manșa presată în permanență în partea inversă.

La majoritatea avioanelor ușoare, trimererele sunt acționate mecanic de o rozetă de reglaj care acționează în sens obișnuit (roțița către în față, avionul coboară botul și invers). De exemplu, dacă pilotul apasă înainte manșa pentru a menține o atitudine dorită, atunci, va mișca spre înainte comanda trimerului de la profundor treptat până când avionul își menține atitudinea dorită fără să mai fie nevoie de vreo presiune continuă pe manșă.

Dacă comanda trimerului este electrică, atunci comutatorul va fi acționat în sensul dorit atât cât este necesar pentru echilibrarea avionului după care el revine singur înspre poziția neutră .

Metoda de trimerare este aceea de a constata pe timpul zborului dacă avionul manifestă vreo tendință de cabraj-picaj, înclinare laterală sau mișcare laterală a botului cu aspect continuu, și apoi să efectuați operațiunile de echilibrare. În timp ce acționați trimerul, presiunea pe comanda din cabină scade treptat până când ajunge la zero.

Nu folosiți trimerul pentru a schimba atitudinea avionului întrucât nu acesta este rolul lui. Schimbați atitudinea cu ajutorul profundorului - și apoi efectuați reglajul cu trimerul de îndată ce zborul stabil a fost realizat.

Deși suprafața de comandă poate fi mutată de pilot pentru a manevra avionul, suprafața de comandă a trimerului va rămâne în aceeași poziție fixă față de aceasta până când pilotul decide să retrimereze avionul. Există o condiție la această operațiune - unele suprafețe de comandă folosite la echilibrarea zborului îndeplinesc o funcție dublă, atât ca trimer cât și de compensator aerodinamic pe măsură ce suprafața de comandă se mișcă. Poziția sa medie va fi reglată de pilot și va varia în jurul acestei poziții în mod automat pentru a servi celeilalte funcții ale sale, aceea de a echilibra suprafața de comandă. Acest lucru este tipic pentru o suprafața de compensare.

Avionul își va menține poziția după trimerare până când puterea motorului se schimbă, sau se modifică viteza avionului, sau se muta poziția centrului de gravitație. Atunci pilotul ar trebui să-l retrimereze. Aeronavele care au stabilizatorul orizontal și profundorul dintr-o singură bucată au de obicei trimerul de profundor încorporat astfel încât direcționarea mută întreaga suprafață.

8.7 Compensarea gravimetrică (masică)

La viteze ridicate unele suprafețe de comandă au tendința de a “vibra (flutura) din aripi” fenomen denumit flutter. Aceasta vibrație rezultă din schimbările în distribuția presiunii deasupra suprafeței pe măsură ce unghiul său de atac este schimbat.

Compensarea gravimetrică previne fenomenul de flutter.

Dacă o parte a structurii începe să vibreze (și suprafețele de comandă sunt de obicei susceptibile la așa ceva) atunci aceste oscilații pot atinge repede proporții periculoase. Pentru a evita această tendință de a oscila, proiectantul trebuie să schimbe distribuția

masei suprafeței.

Scopul compensării gravimetrice nu este să echilibreze suprafețele de comandă în sensul de a rămâne la același nivel, ci a schimba distribuția masei pe suprafața de comandă pentru a evita orice vibrații.

Compensatorul gravimetric este plasat înaintea liniei formate de punctele de prindere a suprafeței de comandă pentru a aduce CG al acesteia până la nivelul ei sau chiar puțin peste ea către în față. La compensatoarele aerodinamice de tipul "balamalei inserate" sau la cele care sunt prevazute cu prelungiri către în față la extremități, această masă poate fi ușor incorporată în acea parte în fața liniei de prindere, dar la altele masa trebuie plasată pe un braț care trebuie amplasat înaintea acestei linii de legătură. Distribuirea masei pe suprafețele de control este foarte importantă.

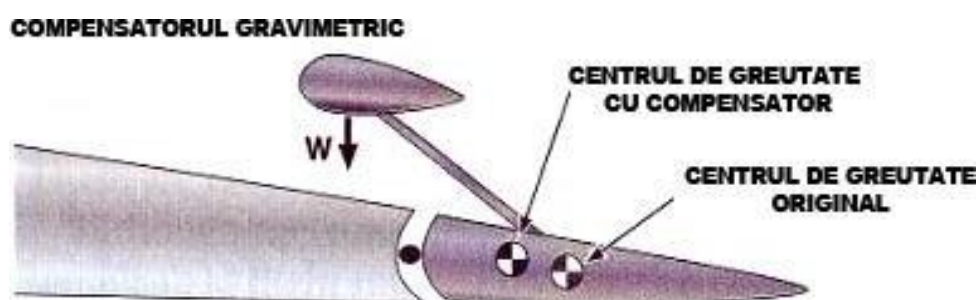


Fig 8.25. Compensatorul gravimetric

Plăcuța mobilă anti-echilibru

Datorită funcției lor combinate, stabilizatoarele integrale (stabilizator orizontal și profundor inclus) au o suprafață mult mai mare decât profunderoarele separate și astfel produc un efect mai "puternic" la acționarea comenzilor, adică mișcările mici pot produce forțe aerodinamice mari. Pentru a nu permite piloților efectuarea unor manevre ample în special la viteze mari, un stabilizator include adesea o plăcuță mobilă anti-compensare (echilibru).

O astfel de plăcuță mobilă anti-echilibru se mișcă în aceeași direcție cu bordul de fugă al stabilizatorului integral și generează o forță aerodinamică care face ca stabilizatorul să fie mai greu de mișcat de către pilot.

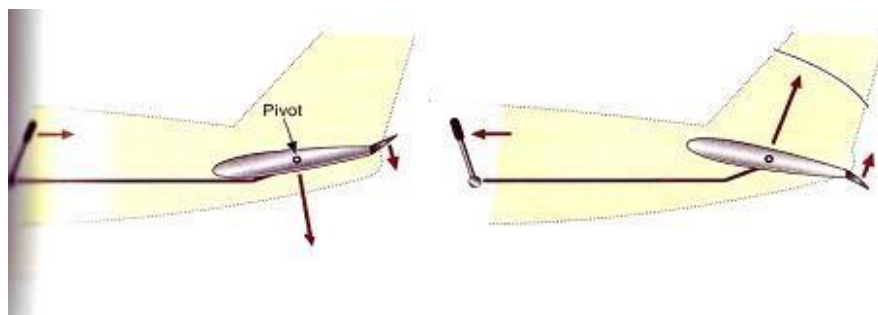


Fig 8.26. Plăcuța mobilă anti-echilibru

Mișcarea corectă a plăcuței mobile anti-echilibru poate fi verificată în inspecția de dinaintea zborului mișcând bordul de fugă al stabilizatorului integral și observând dacă plăcuța mobilă anti-echilibru se mișcă în aceeași direcție.

9. Zborul rectiliniu la orizontală

9.1 Generalități

În timpul zborului rectiliniu la orizontală avionul se află în echilibru.

Aceasta înseamnă că toate forțele care acționează asupra sa se află în echilibru și că nu există nici o forță rezultantă care să-i modifice această stare. Accelerarea reprezintă o creștere în viteză sau o schimbare în direcție, sau ambele. În zborul rectiliniu la orizontală, avionul nu este forțat să schimbe nici viteza nici direcția.

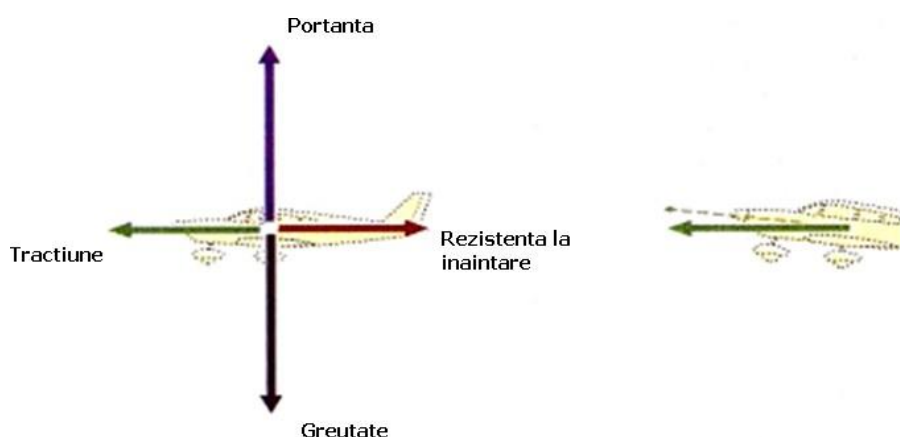


Fig 9.1. Echilibrul forțelor în zbor orizontal

Cele patru forțe principale care acționează asupra avionului sunt portanța, greutatea, tracțiunea și rezistența la înaintare.

Presupunem ca tracțiunea acționează în direcția zborului. Fiecare din cele patru forțe principale are propriul său punct de acțiune:

- Portanța prin centrul de presiune;
- Greutatea prin centrul de gravitație;
- Tracțiunea și rezistența la înaintare în direcții opuse, paralele cu direcția zborului, prin puncte care variază cu atitudinea și proiectarea avionului.

Presupunem că forța de tracțiune de la motor - elice acționează în direcția zborului, deși nu se va întâmpla așa întotdeauna. De exemplu, la un unghi de incidență mare și la viteză redusă avionul are o atitudine cu botul ridicat cu axa elicei înclinată vertical pe direcția orizontală a zborului. Această presupunere, că tracțiunea acționează în direcția zborului, simplifică discuția în mod considerabil.

În zbor rectiliniu la orizontală:

$$\text{Portanța} = \text{Greutate}$$

$$\text{Tracțiunea} = \text{Rezistența la înaintare}$$

Forțele portanță - greutate au valori mult mai mari decât forțele tracțiune- rezistență la înaintare.

9.2 Momentele de picaj-cabraj

Centrul de presiune (CP) și centrul de gravitație (CG) variază ca poziție - CP se schimbă cu unghiul de incidență, și CG cu arderea combustibilului și/sau mișcarea pasagerilor și a încărcăturii. Rezultatul este că această combinație portanță - greutate determină un cuplu care va cauza un moment de înclinare după axa transversală cu botul ridicat sau coborât, dacă portanța acționează în spatele sau în fața CG.

În mod asemănător, efectul cuplului tracțiune-rezistență la înaintare depinde de poziția liniei tracțiunii dacă se află sub linia rezistenței la înaintare (asa cum se întâmplă de obicei) sau invers.

Proiectarea obișnuită este cu CP în spatele CG, astfel încât cuplul portanță - greutate este cu vârful în jos, și linia de tracțiune, mai joasă decât linia rezistenței la înaintare astfel încât cuplul tracțiune-rezistență la înaintare, este cu vârful în sus. Orice pierdere de putere va slăbi cuplul tracțiune-rezistență la înaintare, și în consecință cuplul portanță-greutate cu vârful în jos va înclina avionul într-o coborâre, menținând astfel viteza de zbor - ca o măsură de siguranță.

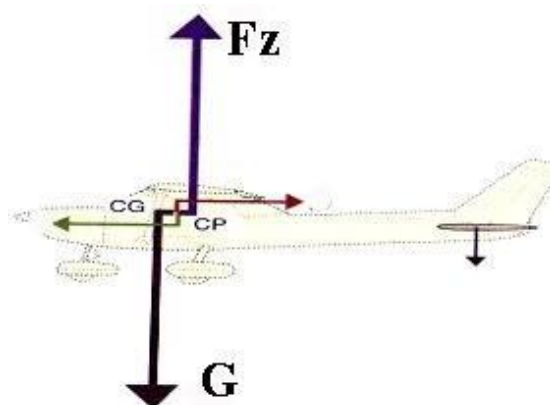


Fig 9.2.

Cuplul portanță-greutate și cuplul tracțiune-rezistență la înaintare ar trebui să se contracareze reciproc în zborul rectiliniu la orizontală astfel încat să nu existe nici un moment rezidual care tinde să încline avionul fie ascendent, fie descendent. Această situație ideală între cele patru forțe există rar, și astfel stabilizatorul orizontal al avionului/ profundorul este proiectat pentru a produce o forță de echilibru. Această forță poate fi în sus sau în jos, depinzând de relația care există în momentul respectiv între cuplul descendent portanță - greutate și cuplul ascendent tracțiune -rezistență la înaintare.

Dacă sunteți nevoit să exercitați o presiune constantă asupra manșei, astfel că profundorul să producă forța de echilibru necesară, atunci puteți anula aceasta presiune cu trimerul de profundor. Mențineți atitudinea dorită a avionului, și apoi acționați comanda trimerului de profundor pentru a anula presiunea de pe manșă.

9.3 Variția vitezei în zborul la orizontală

Pentru zborul la orizontală, portanța = greutate. Din formula portanței care acum ne este familiară:

$$F_z = C_z * \frac{1}{2} \rho V^2 * S$$

Putem vedea că dacă factorul de viteză V (viteza adevărată, TAS) este redus, atunci coeficientul de portanță C_z (unghiul de incidență) trebuie crescut pentru a menține echilibrul portanță = greutate.

V este viteza adevărată - viteza avionului relativă față de masa de aer prin care trece. TAS nu este indicată pe un instrument din cabină. Totuși ceea ce poate fi citit în cabina este viteza de aer indicată (IAS) - și aceasta depinde de presiunea dinamică $\frac{1}{2} \rho V^2$.

Trebuie să fim atenți să nu facem confuzie între TAS și IAS. Acolo unde vedeți V , gândiți-vă la viteza adevărată (TAS), și acolo unde vedeți formula $\frac{1}{2} \rho V^2$, gândiți-vă la presiunea dinamică și la viteza indicată (IAS).

Notă:

TAS determină distanța parcursă prin aer

IAS determină efectele aerodinamice - portanța și rezistența la înaintare.

9.4 Atitudinea avionului în zborul orizontal

Pentru a obține portanța necesară, la o viteză redusă este necesar un unghi de incidență ridicat (C_z mare) în timp ce la viteze mari este nevoie numai de un unghi de incidență mic (C_z mic).



Fig 9.3.

Din moment ce ne ocupăm de zborul orizontal, pilotul "vede" aceste unghiuri ca pe o atitudine de înclinare a avionului față de orizontul terestru - botul ridicat la viteze reduse și botul destul de drept la viteze mari.

9.5 Efectul greutateii în zborul orizontal

Într-un zbor normal, greutatea se reduce treptat pe măsură ce combustibilul este consumat. Dacă avionul urmează să zboare la orizontală, portanța produsă trebuie să scadă treptat pe măsură ce greutatea scade.

Dacă există o scădere bruscă a greutateii, să spunem că jumătate din numărul de parașutiști

sar, atunci pentru a menține un zbor rectiliniu orizontal trebuie să fie redusă portanța într-o cantitate corespunzătoare. C_z (unghiul de incidență) sau viteza trebuie redusă astfel ca portanța să fie mai mică.

Să presupunem că avionul zboară la un anumit unghi de incidență, să spunem acela pentru cel mai bun raport F_z / F_x - aproximativ 4° . Pentru a menține acest unghi de incidență care este cel mai eficient pe măsură ce greutatea se reduce, factorul de viteza V trebuie redus pentru a scădea portanța produsă astfel încât să echilibreze în continuare greutatea.

Astfel, dacă înălțimea și unghiul de incidență sunt menținute constante, atunci viteza va trebui redusă. Puterea motorului (forța de tracțiune) va fi ajustată pentru a echilibra rezistența la înaintare. Pentru un zbor foarte eficient (cel mai bun raport F_z / F_x) viteza de zbor va scădea odată cu scăderea greutății.

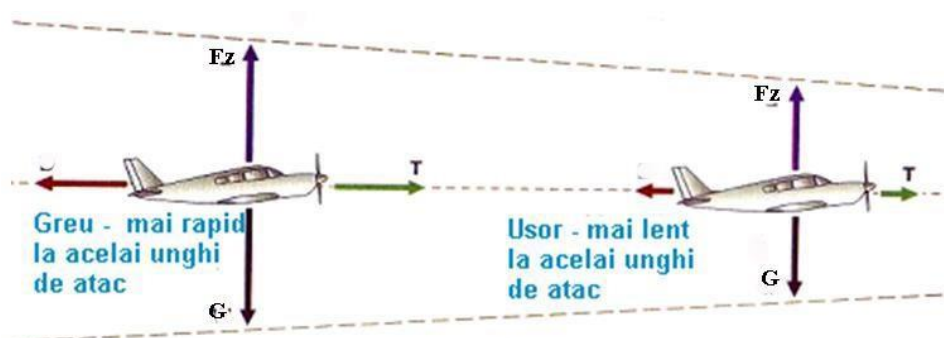


Fig 9.4.

Dacă puterea motorului este păstrată constantă și dacă vreți să mențineți înălțimea pe măsură ce greutatea scade, portanța trebuie scăzută prin reducerea unghiului de atac. De aceea viteza va crește până ce puterea produsă de motor - elice este egalată de puterea necesară pentru a învinge rezistența la înaintare.

Dacă vreți să țineți viteza constantă și să mențineți înălțimea, atunci pe măsură ce greutatea se reduce trebuie să reduceți portanța produsă, și faceți acest lucru scăzând C_z (unghiul de incidență). În zbor acest lucru înseamnă mai puțină rezistență la înaintare, și de aceea puterea necesară de la motor - elice este mai mică. Dacă puterea motorului nu este redusă pe măsură ce greutatea scade, viteza va avea tendința de a crește.

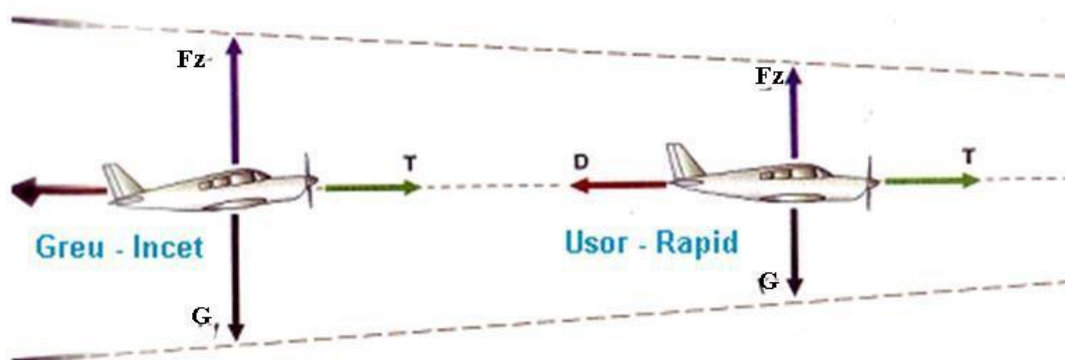


Fig 9.5.

Dacă intenționați să mențineți o viteză constantă, atunci veți ridica botul avionului puțin pentru a evita creșterea vitezei. Fără nici o reducere a puterii motorului, avionul va începe să urce și treptat un nou set de condiții de echilibru (balanța forțelor) se va stabili pentru o urcare constantă - întrerupând zborul orizontal.

O relație practică pe care să o rețineți este următoarea:

$$\text{Puterea motorului} + \text{Atitudinea avionului} = \text{Performanță bună (viteza sau rata de urcare)}$$

Dacă aveți un excedent de putere al motorului, atunci puteți modifica atitudinea avionului astfel ca înălțimea să rămână aceeași și viteza va crește; sau puteți să țineți atitudinea pentru aceeași viteză și să acceptați o creștere în rata de urcare.

Uneori greutatea crește în timpul zborului, de exemplu prin formarea de gheață pe avion. O greutate crescută va însemna că o portanță crescută este necesară pentru a menține zborul orizontal.

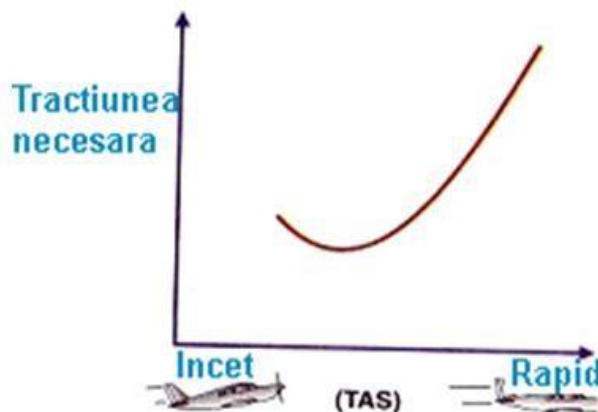
Givrajul înseamnă mai mult decât o adăugare de greutate. Dacă gheața se formează pe aripi, în special pe zona superioară lângă bordul de atac, va cauza o scădere drastică în calitățile de producere a portanței (C_z pentru un anumit unghi de incidență) a aripii. Va exista și o creștere semnificativă a rezistenței la înaintare. Avionul trebuie să fie pilotat la un unghi de incidență mai mare pentru a readuce C_z la valoarea sa inițială, și astfel viteza va scădea dacă nu se mărește puterea motorului.

Dacă gheața se formează pe palele elicei, le diminuează calitățile de producere a tracțiunii. Givrajul înseamnă performanță redusă, așa că evitați acest aspect pe cât posibil.

Givrajul aripilor influențează negativ curentul de aer din jurul lor, reducând capacitatea de portanță și poate împiedica desprinderea de sol la decolare.

9.6 Performanța în zborul orizontal

Tracțiunea necesară pentru zborul constant (neaccelerat) rectiliniu la orizontală este egală cu rezistența la înaintare ($T = F_x$) și astfel curba necesară a tracțiunii este identică cu



curba obișnuită a rezistenței la înaintare.

Fig 9.6.

Notați următoarele puncte de pe curba necesară a tracțiunii sau a rezistenței la înaintare:

- tracțiune mare este necesară la viteze mari și unghiuri de incidență scăzute pentru a depăși în special rezistența parazită.
- tracțiune minimă este necesară la o viteză minimă de creștere a rezistenței la înaintare (care reprezintă și valoarea optimă a raportului F_z/F_x , din moment ce $F_z = G$ în zborul rectiliniu orizontal și F_x este la valoarea sa minimă).
- tracțiune mare este necesară la viteze reduse și unghiuri de incidență ridicate pentru a depăși ceea ce reprezintă îndeosebi rezistența indusă (generată la producerea portanței).



Fig 9.7.

Combi-nația motor-elice este un generator de putere (mai bun decât un generator de tracțiune cum este un motor cu reacție).

Consumul de combustibil (în litri pe oră sau galoane pe oră) a unei combinații motor - elice este în funcție de puterea produsă.

În general puterea este definită ca fiind lucrul mecanic depus, sau viteza cu care o forță aplicată mută un corp.

De aceea, puterea necesară pentru zbor depinde de producerea:

- necesarului de tracțiune;
- viteza de zbor (viteza adevărată).

Putem analiza o curbă a puterii necesare plecând de la curba tracțiunii necesare multiplicând tracțiunea necesară la un punct pe curba valorii TAS la acel punct. Aceasta ne va oferi puterea necesară pentru a menține zborul orizontal la acea viteză.

Aceste grafice sunt ușor de înțeles dacă le luați pe rând. Dacă vreți să zburați la o anumită viteză (TAS), atunci prin citirea de la acea viteză(TAS) pe axa vitezei, curba de putere vă va spune care este puterea pe care combinația motor-elice trebuie să o furnizeze. Această putere va oferi suficientă tracțiune pentru a echilibra rezistența la înaintare și pentru a menține viteza necesară zborului rectiliniu la orizontală.

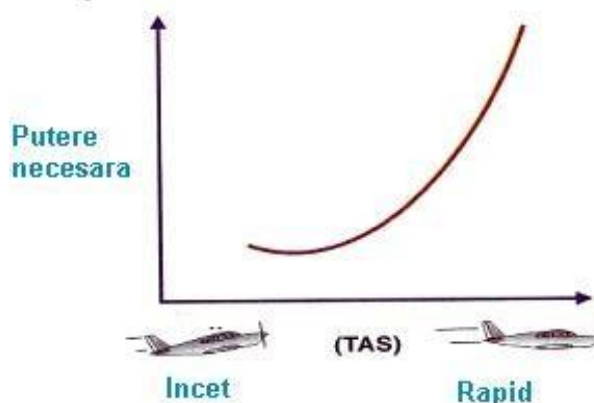


Fig 9.8.

În timpul zborului rectiliniu la orizontală veți alege atitudinea pentru viteza dorită (viteze diferite necesită unghiuri de incidență diferite) și să ajustați puterea pentru a menține acesta viteză.

Viteza maximă în zborul orizontal

Viteza maximă în zborul orizontal pentru un avion are loc atunci când puterea disponibilă de la motor-elice corespunde cu puterea necesară pentru a produce suficientă tracțiune pentru a echilibra rezistența la înaintare la viteză mare. De obicei, la viteze mai mari, puterea disponibilă este insuficientă.

Viteza minimă în zborul orizontal

La viteze scăzute (mai mici decât viteza pentru o rezistență la înaintare minimă), este necesară mai multă putere de la motor-elice pentru a oferi tracțiunea care să echilibreze rezistența la înaintare crescută (îndeosebi rezistența indusă).

Viteza minimă în zborul orizontal nu este determinată de obicei de capacitățile de putere ale motorului, ci de capacitățile aerodinamice ale avionului. Pe măsură ce viteza se reduce, este atins unghiul critic, manifestându-se o stare de instabilitate sau o dificultate de control, înaintea oricărei limitări a puterii motorului.

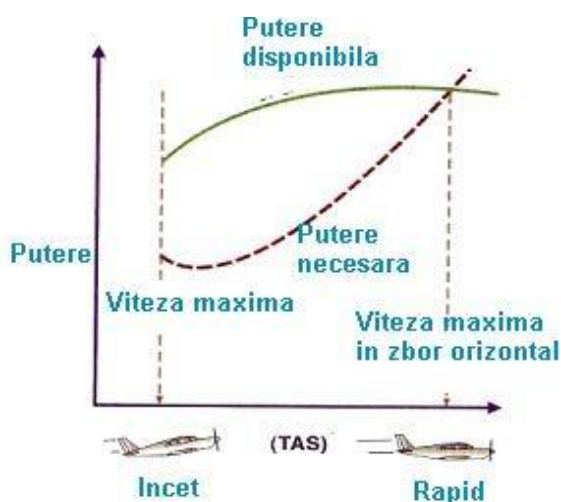


Fig 9.9.

Viteza pentru distanța maximă

Pentru avioanele cu elice raza maximă de acțiune în aer liniștit este obținută cu viteza adevărată (TAS) care permite:

- distanța maximă pentru un consum dat de combustibil; sau invers
- consum minim de combustibil pentru o distanță dată (adică, raportul dintre cel mai scăzut consum de combustibil / distanță).

Prin transformarea pe unități (rate) a consumului și a distanței, acest raport devine consum de combustibil pe unitate de timp / distanța pe unitate de timp, adică consumul de combustibili / TAS. Din moment ce consumul combustibilului depinde de putere, raportul devine putere / TAS, și raza de acțiune maximă va fi obținută la viteza(TAS) pentru care acest raport este cel mai mic. Aceasta are loc în punctul de intersecție a curbei puterii cu TAS unde tangenta de la origine întâlnește curba. La toate celelalte puncte, raportul putere/ TAS este mai mare.

Puterea este definită ca forța x viteza, astfel încât:

Puterea necesară = tracțiunea necesară x TAS = Rezistența la înaintare x TAS (din moment ce tracțiunea = rezistența la înaintare)

De aceea:

$$\text{Raportul Putere/ TAS} = \text{rezistența la înaintare} \times \text{TAS} / \text{TAS} = \text{rezistența la înaintare}$$

Raportul putere / TAS va avea o valoare minimă când rezistența la înaintare la momentul respectiv este minimă, adică o rază de acțiune maximă cu TAS este TAS pentru rezistența la înaintare totală minimă. Viteza pentru distanța maximă se obține la viteza adevărată(TAS) când rezistența la înaintare are valoarea cea mai mică și raportul F_z / F_x este cel mai mare.

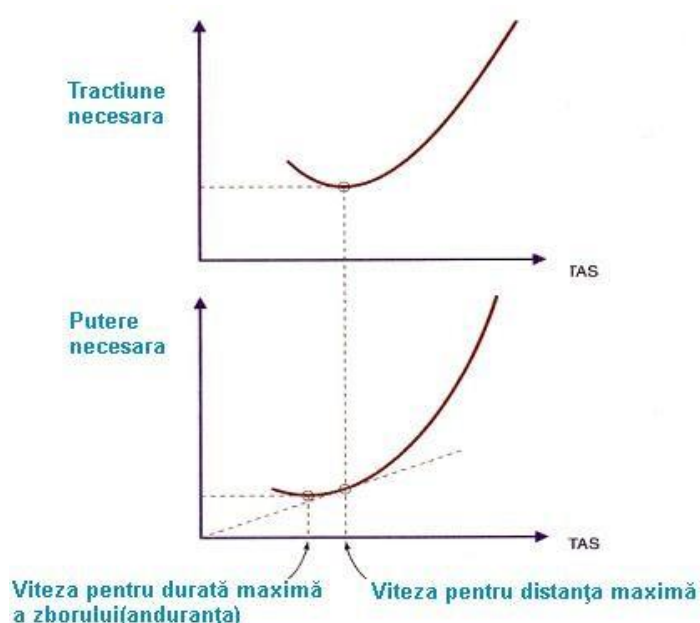


Fig 9.10.

Performanța este rezultatul combinației puterii motorului și atitudinii de zbor a avionului.

În timpul zborului nu apelati la aceste grafice. În schimb, reglați atât puterea și turajul motorului cât și atitudinea de înclinare a botului avionului pentru a atinge performanța dorită.

Puterea + Atitudinea avionului = Performanță

Pentru a rezuma, viteza pentru raza de acțiune maximă este arătată pe curba rezistenței la înaintare la punctul minim al acesteia.

Viteza pentru durata maximă a zborului (anduranța)

Durata maximă înseamnă fie:

- a. timpul maxim în zbor pentru o cantitate dată de combustibil; sau
- b. un timp dat în zbor pentru cantitatea minimă de combustibil.

Este recomandat să zburăți cu viteza de durată maximă când viteza față de sol nu este semnificativă, de exemplu atunci când apare:

- a. efectuarea unei zone de așteptare în apropierea aerodromului pentru eșalonare la aterizare; sau
- b. efectuarea unui zbor de supraveghere- cercetare într-o zonă specifică.

Din moment ce consumul de combustibil al unui ansamblu motor - elice depinde de setarea puterii, consumul minim de combustibil (și de aceea durată maximă a zborului) va avea loc atunci când este necesară puterea minimă.

Viteza pentru durata maximă de zbor reprezintă viteza adevărată (TAS) obținută cu o putere minimă a motorului.

Stabilitatea vitezei

Ecart mare al vitezei:

Având un ecart mare al vitezei peste viteza minimă de zbor, orice fluctuație minoră de viteză (datorită, să spunem unei rafale de vânt sau unei variații a elementelor de vânt) este corectată fără vreo acțiune a pilotului.

Aceasta se numește viteză stabilă (constantă).

O creștere a vitezei va crește rezistența la înaintare totală, așa cum se poate vedea din curba rezistenței la înaintare, în special datorită unei creșteri a rezistenței parazite. Aceasta creștere a rezistenței la înaintare nu este echilibrată de tracțiune așa ca avionul își reduce viteza.

O scădere a vitezei datorată unei rafale de vânt va scădea rezistența totală (în special datorită unei scăderi a rezistenței parazite) și tracțiunea, care acum depășește rezistența la înaintare, făcând ca avionul să revină înapoi la viteza inițială.

În condițiile unui zbor normal (peste viteza minimă) pilotul nu trebuie să fie prea activ cu maneta de gaz deoarece avionul are o viteză stabilă și orice modificare de moment a

acesteia, va tinde sa aducă viteza la valoarea inițială fără vreo acțiune a pilotului.



Fig 9.11.

Ecart mic al vitezei:

La viteze reduse spre unghiul de incidență critic este o cu totul altă problemă.

Dacă o rafală de vânt face ca viteza să scadă, rezistența la înaintare totală crește (ca urmare a creșterii rezistenței induse) și acum F_x depășește T , făcând ca avionului să-i scadă viteza sub valoarea vitezei inițiale dacă pilotul nu majorează puterea motorului.

Dacă o rafală face ca viteza să crească, rezistența la înaintare totală scade (ca urmare a unei scăderi a rezistenței induse) și acum F_x este mai mică decât T , făcând ca avionului să-i crească viteza peste viteza inițială dacă pilotul nu acționează prin reducerea vitezei.

În zborul cu viteză redusă (lângă unghiul critic) pilotul trebuie să fie activ cu maneta de gaz pentru a menține viteza dorită (ca exemplu la apropierea finală pentru aterizare pe o pistă scurtă). Tracțiunea necesară pentru zborul rectiliniu la orizontală, este egală cu rezistența la înaintare, și astfel curba este identică cu curba rezistenței la înaintare normale - într-un grafic al rezistenței la înaintare și al vitezei.

9.7 Zborul rectiliniu orizontal la altitudine

La orice altitudine, dacă avionul se află în zbor rectiliniu orizontal, portanța trebuie să echilibreze greutatea.

$$\text{Portanța} = C_z * \frac{1}{2} \rho V^2 * S$$

Pe măsură ce altitudinea crește, densitatea aerului (ρ) scade. O modalitate de a genera portanță necesară și de a compensa densitatea scăzută este ca pilotul să crească viteza adevarată V astfel ca valoarea lui $\frac{1}{2} \rho V^2$ să rămână aceeași ca mai înainte, adică scăderea în ρ cu altitudinea poate fi compensată cu o creștere în V (TAS) astfel că $\frac{1}{2} \rho V^2$ să rămână aceeași.

Termenul $\frac{1}{2} \rho V^2$ (presiunea dinamică) este relaționat cu viteza indicată (IAS) și pilotul îl poate citi în cabină pe indicatorul vitezei. Dacă $\frac{1}{2} \rho V^2$ rămâne la fel, viteza aerului indicată (IAS) rămâne aceeași.

Pentru a produce aceeași portanță la o altitudine diferită, continuați să zburați la aceeași viteză indicată (viteza adevărată va crește).



Fig 9.12.

La altitudini mai mari puterea maximă disponibilă de la elicea-motor va fi mai mică decât la nivelul mării.

10. Urcarea

10.1 Urcarea în șandelă și urcarea constantă

Pe măsură ce un avion urcă, acumulează energie potențială (energia de poziție, în acest caz datorată altitudinii). Un avion poate face acest lucru prin:

- urcare în șandelă;
- urcare constantă.

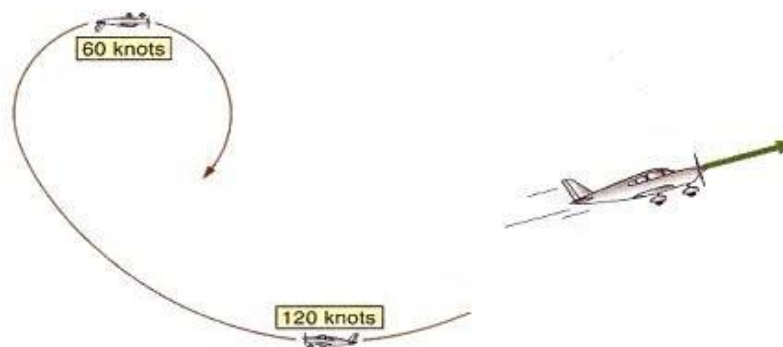


Fig 10.1. Urcarea în șandelă și urcarea constantă

Urcarea poate fi un câștig temporar în înălțime cu o pierdere în viteză, sau poate fi o urcare constantă de lungă durată.

Urcarea în șandelă.

O urcare în șandelă se produce prin transformarea energiei cinetice de mișcare ($1/2 mV^2$) în energia potențială (mgh), adică prin conversia unei viteze mari V într-o creștere în înălțime h . Șandela este doar un proces temporar, deoarece viteza nu poate fi scăzută sub viteza de zbor. Desigur, cu cât ecartul vitezei este mai mare și cu cât este mai mare nevoia unei creșteri rapide în altitudine, cu atât este mai mare valoarea și capacitatea de executare a șandelei. De exemplu, un avion de luptă cu reacție care este urmărit la o viteză ridicată poate lua rapid altitudine făcând o șandelă; sau un planor de acrobație poate transforma energia cinetică a unui picaj în energia potențială la capătul unei bucle executată în plan vertical (un immelman).

Urcarea constantă.

O urcare constantă transformă excedentul de energie de propulsie față de cea necesară pentru zborul rectiliniu orizontal în energie potențială. Energia de propulsie vine din energia combustibilului care este transformată în energie de propulsie prin motor și elice. În acest fel poate fi menținută o urcare constantă. Urcarea constantă este importantă pentru noi.

10.2 Forțele în urcare

Presupunem că, pentru urcarea normală constantă, forța de tracțiune acționează în direcția zborului, direct opusă forței de rezistență la înaintare. Forța portantă acționează perpendicular pe direcția zborului. Forța de greutate acționează vertical, dar acum notați că, în urcare greutatea are o componentă care acționează în direcția opusă zborului.

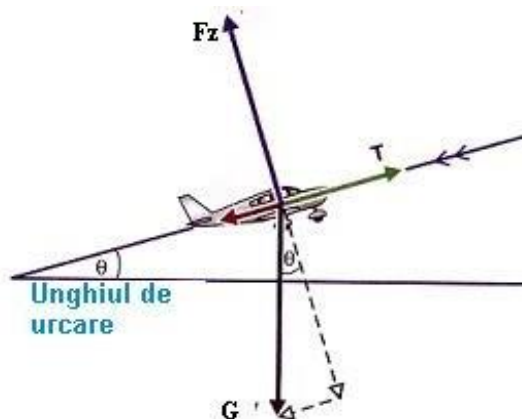


Fig 10.2. Forțele în urcare

Dacă mențineți o urcare constantă la o viteză a aerului indicată constantă, elicea-motor trebuie să ofere suficientă tracțiune pentru a:

- depăși forța de rezistență la înaintare;
- ajuta să ridice greutatea avionului cu o viteză verticală, cunoscută ca rata de urcare.

În urcarea constantă nu există nici o accelerare. Sistemul de forțe este în echilibru și prin urmare forța rezultantă care acționează asupra avionului este zero.

Un punct important este că, în timpul urcării, forța portantă (dezvoltată aerodinamic de aripa la 90° în direcția zborului) este sensibil mai mică decât greutatea. Echilibrul este posibil deoarece excedentul forței de tracțiune minus rezistența la înaintare are o componentă verticală pentru a ajuta să echilibreze forța de greutate.

Într-o urcare: tracțiunea (T) este mai mare decât rezistența la înaintare (F_x); portanța (F_z) este mai mică decât greutatea (G).

10.3 Unghiul de pantă la urcare (Gradientul de urcare)

Unghiul de pantă depinde direct de excedentul de tracțiune (excedentul de tracțiune față de rezistența la înaintare) și greutate. Un avion greu nu va urca la fel de bine ca atunci când este mai ușor. Cu cât greutatea este mai mare, cu atât este mai scăzută performanța de urcare.

Cu cât greutatea este mai scăzută (G) cu atât este mai mare unghiul de urcare. Un avion ușor poate urca mai abrupt decât unul greu. Tracțiunea este folosită pentru a depăși rezistența la înaintare. Dacă elicea-motor poate oferi o tracțiune în exces celei necesare pentru a echilibra rezistența la înaintare, atunci avionul este capabil să urce.

Cu cât tracțiunea(T) este mai mare, cu atât este mai mare unghiul de urcare. Cu cât rezistența la înaintare este mai mică (F_x), cu atât este mai mare unghiul de urcare. Pentru o bună rată de urcare, avionul ar trebui în general să fie ținut într-o configurație cu o rezistență la înaintare scăzută, de exemplu cu flapsurile escamotate. Acesta este un aspect foarte important pentru decolare. Flapsul la decolare scade rulajul pe sol pentru decolare, dar odată aflat în zbor unghiul de pantă (urcare) poate fi mai mic datorită rezistenței la înaintare mai mari cu flapsurile coborâte.

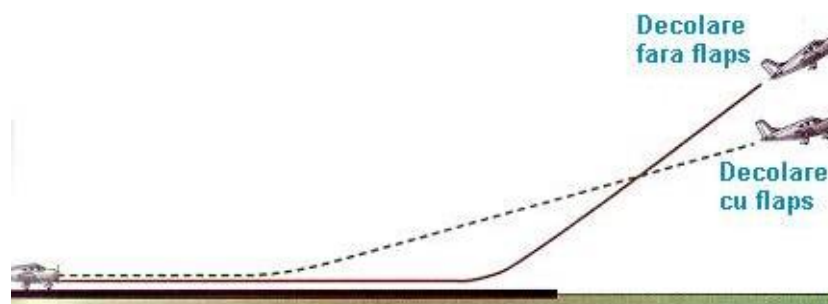


Fig 10.3. Unghiul de pantă la urcare

Din moment ce în mod normal pilotul nu poate modifica greutatea în mod semnificativ în timpul zborului, singurul mod de a îmbunătăți unghiul de urcare este de a se asigura că este “curat” (cu o rezistență la înaintare redusă), și să zboare la viteza care dă cel mai mare excedent de forță de tracțiune.

Viteza verticală se numește rată de urcare și este exprimată de obicei în unitatea de măsură pe minut sau pe secundă (ft/min sau m/s). O rată de urcare (RoC) de 500 ft/min înseamnă ca avionul va câștiga 500 ft în altitudine într-un minut.

Rata de urcare este arătată în cabină pe indicatorul vitezei verticale (VSI)- variometru.

Cu cât excedentul de putere este mai mare, cu atât este mai mare rata de urcare. Rata de urcare maximă are loc de obicei la o viteză corespunzătoare celui mai bun raport portanță/rezistență la înaintare, și are o valoare mai mare decât viteza pentru unghiul de urcare maxim.

Cea mai bună rată de urcare asigură câștigul de altitudine maxim în cea mai scurtă perioadă de timp.

10.4 Diferite viteze de urcare

Când luăm în discuție performanțele de urcare ale avionului, trebuie să vă gândiți atât la unghiul de pantă cât și la rată, și apoi să alegeți viteza de urcare care se potrivește cel mai bine situației.

Panta (unghiul) de urcare maximă este folosită pentru a evita obstacolele, deoarece dă cea mai mare înălțime în cea mai scurtă distanță orizontală.

Viteza de pantă maximă (V_x) este cea mai mică ca valoare din cele trei viteze de urcare.

Este de obicei folosită la o putere mare a motorului și doar pentru un timp suficient de a evita obstacolele.

Rata maximă de urcare este folosită pentru a atinge altitudinea de zbor dorită cât se poate de repede, deoarece asigură câștigul maxim de înălțime în cel mai scurt timp. Viteza pentru rata maximă (V_y) se află de obicei aproape de viteza pentru cel mai bun raport portanță / rezistență la înaintare.

Urcarea în zbor de croazieră (normală) este o urcare care permite o viteză ridicată (pentru a vă grăbi sosirea la destinație) cât și să permită avionului să câștige înălțime și să atingă altitudinea de croazieră fără prea multă întârziere.

Permite de asemenea și o mai bună răcire a motorului datorită vitezei mai mari, și o vizibilitate mai bună datorită atitudinii de înclinare (cabraj) mai scăzute.

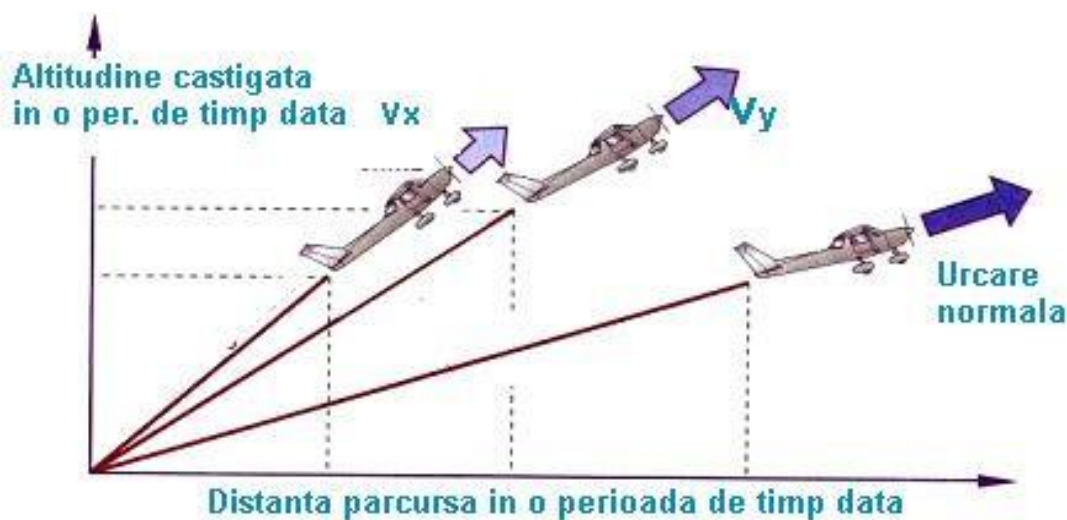


Fig10.4.

Uitați-vă în Manualul de zbor pentru vitezele de urcare pentru avionul dumneavoastră. Tipic, viteza de pantă maximă de urcare (V_x) este cu aproximativ 10 kt mai mică decât viteza de rată maximă de urcare (V_y).

10.5 Factorii care afectează performanța de urcare

Performanța în urcare, fie unghiul sau rata urcării, se va reduce când:

- puterea motorului este redusă;
- greutatea avionului este crescută;
- scăderea densității aerului datorită creșterii temperaturii;
- scăderea densității din cauza creșterii altitudinii;
- viteza este greșit selectată sau menținută de pilot (fie prea repede fie prea încet).

Temperatura

Temperatura înconjurătoare ridicată scade performanța de urcare. Dacă temperatura este ridicată, atunci densitatea aerului (ρ) este mai mică. Grupul elice-motor și celula avionului vor fi amândouă mai puțin eficiente, astfel încât capacitatea de performanță a avionului este mai mică într-o zi caldă decât într-o zi rece.

Altitudinea

Creșterea altitudinii scade performanțele de urcare. Puterea disponibilă de la elice-motor scade cu altitudinea, deși performanțele de la nivelul mării pot fi menținute la altitudini înalte cu o supraalimentare a motorului, mai devreme sau mai târziu puterea disponibilă începe să scadă. Performanțele de urcare, rata de urcare, și capacitatea unghiului de urcare, vor scădea, prin urmare, toate cu altitudinea.

Altitudinea la care performanța de urcare scade aproape de zero și o urcare constantă nu mai poate fi menținută este cunoscută ca plafon de zbor.

Plafonul practic de zbor este altitudinea la care rata de urcare constantă a scăzut la doar 100 ft/ min.

Plafonul teoretic de zbor (absolut) este altitudinea puțin mai înaltă la care rata de urcare constantă realizabilă la viteza de urcare este zero (și de aceea aproape imposibil de a mai urca).

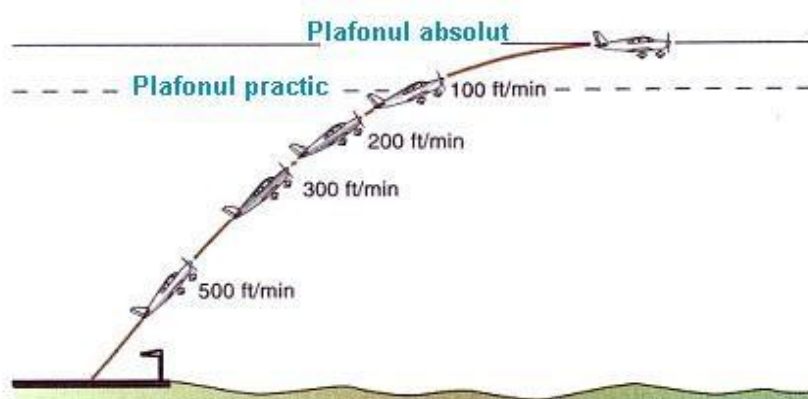


Fig. 10.5. Plafonul practic și plafonul absolut

Manualul de zbor al avionului conține în mod normal un tabel sau un grafic cu detaliile despre performanțele de urcare.

Performanța la urcare scade atunci când densitatea aerului scade (la altitudini mari și/sau la temperaturi mari ale aerului exterior).

Un zbor prea rapid

Dacă zburați cu viteze mai mari decât vitezele recomandate, să spunem la viteza unde tracțiunea = rezistența la înaintare, și puterea disponibilă = puterea necesară, atunci nu există nici un excedent de tracțiune care să vă dea un unghi de urcare, și nici un excedent de putere care să vă dea o rată de urcare. Avionul poate doar să mențină zborul orizontal.

La viteze mai mari, ar fi o deficiență de selectare a tracțiunii și a puterii, care determină ca avionul să aibă un unghi de coborâre și o rată de coborâre, mai degrabă decât o urcare.

MAXIMUM RATE OF CLIMB

CONDITIONS:
Flaps Up
Full Throttle

NOTE:
Mixture leaned above 3,000 feet for maximum rpm.

WEIGHT LBS	PRESS ALT FT	CLIMB SPEED KIAS	RATE OF CLIMB – FPM			
			-20°C	0°C	20°C	40°C
1,670	S.L.	67	835	765	700	630
	2,000	66	735	670	600	535
	4,000	65	635	570	505	445
	6,000	63	535	475	415	355
	8,000	62	440	380	320	265
	10,000	61	340	285	230	175
	12,000	60	245	190	135	85

Climbing IAS for best rate of climb decreases with altitude.

Rate of climb decreases with altitude increase.

Rate of climb decreases with temperature increase.

Fig 10.6.

Zborul cu viteze mici

Zborul cu viteze mai mici decât vitezele recomandate va determina un excedent de tracțiune și putere decât cel optim (datorită valorii rezistenței la înaintare ridicate și unghiurilor de atac mari pe care trebuie să le depășească) și performanța de zbor va fi scăzută. La viteza redusă grupul elice - motor își pierde din eficiență și produce mai puțină tracțiune. Avionul la viteză redusă are o rezistență la înaintare ridicată (îndeosebi rezistența indusă). În cele din urma avionul va ajunge la viteza limită dacă zboară prea încet.

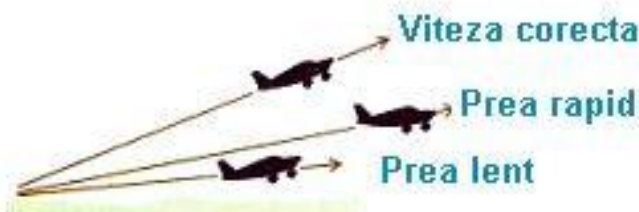


Fig 10.7.

Zborul în urcare este posibil în ecartul vitezei unde grupul elice-motor poate produce tracțiune suficientă pentru a genera un excedent al acesteia. La zborul cu viteză redusă puteți fi limitat de unghiul critic al vitezei limită.

10.6 Efectul vântului asupra performanțelor de urcare.

Efectul vântului laminar

Avionul zboară în masa de aer și caracteristicile acesteia au influență asupra lui. Rata de urcare nu va fi afectată de vântul laminar (constant). În mod similar, unghiul de urcare nu va fi afectat de vântul laminar.

Cu toate acestea, dacă ținem cont de unghiul de urcare (sau de panta de urcare) față de sol (panta de zbor) un vânt din față crește panta de urcare și un vânt din spate scade panta de urcare. Decolarea cu vânt de față are avantaje evidente în ceea ce privește evitarea obstacolelor de pe sol.

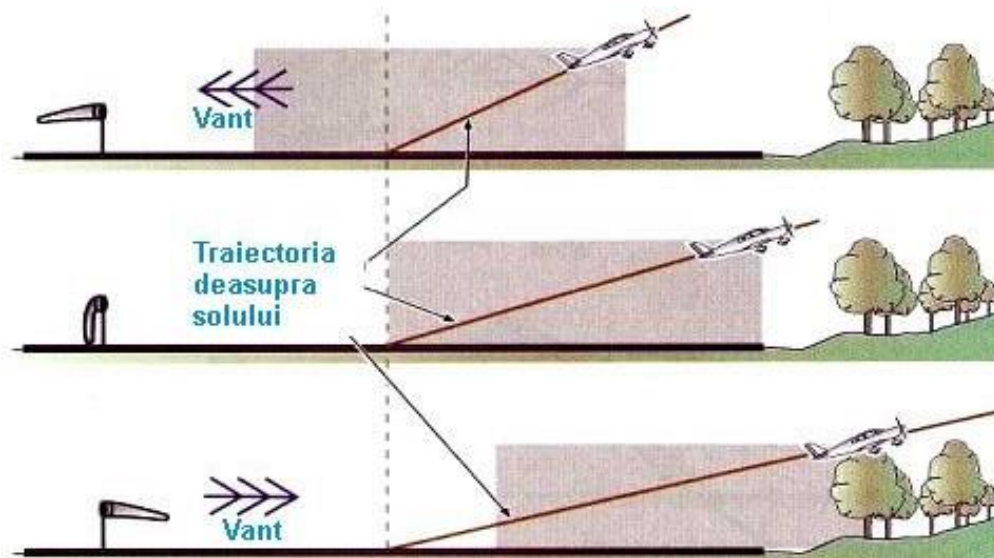


Fig 10.8. Vântul nu va influența rata de urcare, dar va influența unghiul de pantă față de sol.

Efectul vântului de forfecare

Vântul de forfecare este caracterizat de o schimbare în direcția vântului și/sau a vitezei pe o porțiune mică de spațiu. Vântul de forfecare este un vânt schimbător. Aceasta poate însemna afectarea vitezei pe măsură ce urcați sau coborâți la diferite altitudini. Poate însemna un vânt care își modifică direcția sau poate însemna un curent ascendent sau curent descendent prin care un avion trebuie să zboare. Vântul de forfecare este înțeles în general ca însemnând o schimbare de vânt într-o distanță scurtă sau o durată scurtă de timp.

Efectul ascendent (overshoot)- umflarea. Zborul într-un curent ascendent va crește rata de urcare și va crește unghiul de urcare relativ față de sol. Zborul în curent descendent va avea efectul opus.

Datorită propriei sale inerții (sau rezistență la schimbare), un avion care traversează o rafală de vânt din față va dori să își mențină viteza inițială relativă față de sol. Astfel efectul asupra avionului în zbor la o rafală de vânt din față va fi acela de creștere a vitezei aerului pentru o perioadă scurtă de timp.

Încercarea de a menține viteza de urcare corectă prin ridicarea botului avionului va duce la o performanță de urcare crescută.

În acest fel, performanța de urcare va crește când zburați într-o rafală de vânt frontal, la un vânt din spate aflat în scădere sau într-un curent ascendent. Avionul are tendința de a urca (“umfla”) cu masa de aer, sau de a merge deasupra traiectoriei de zbor inițiale, sau de a-i crește temporar viteza - de aici termenul efect de “umflare” (overshoot).

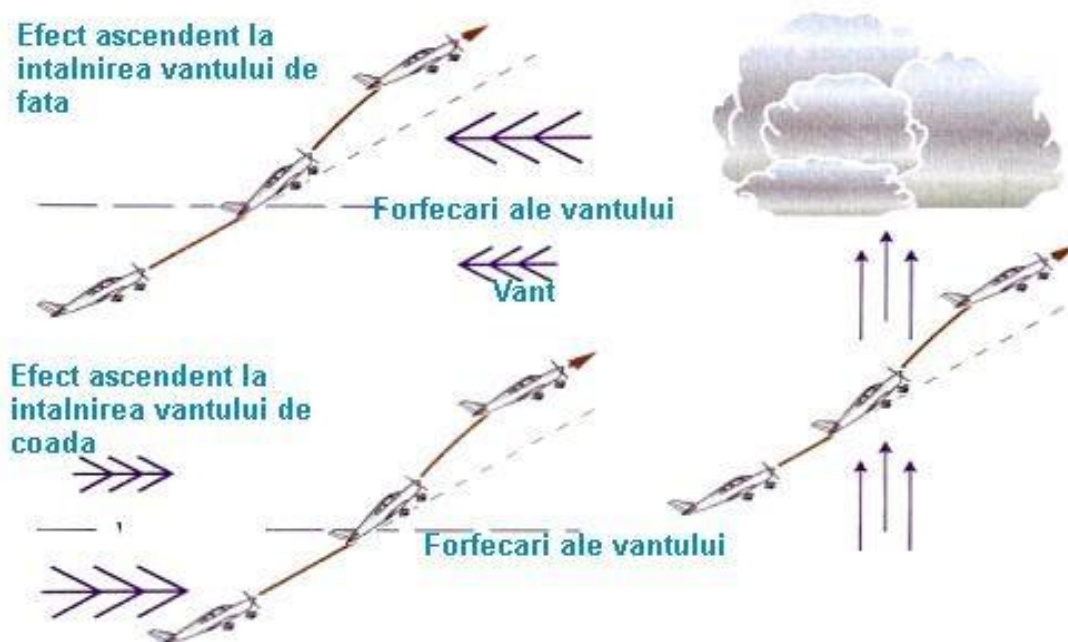


Fig 10.9. Efectul de “umflare”

Din nou, avantajele zborului cu vântul din față sunt evidente. Forța vântului crește de obicei pe măsură ce urcați de la sol, astfel că în mod normal un avion care decolează în vânt va urca într-un vânt frontal din ce în ce mai mare. Aceasta duce la o performanță de urcare crescută deasupra solului, adică o pantă de urcare mai abruptă deasupra obstacolelor de la sol.

Efectul descendent (undershoot)-înfundare. La traversarea unui curent descendent avionul va urca în mod normal într-o zonă cu vânt din spate în creștere. Datorită inerției sale, avionul va tinde temporar să își mențină viteza inițială față de sol, ducând la o scădere a vitezei aerului. Pentru a menține viteza de urcare propusă, pilotul ar trebui să coboare botul avionului. Performanța de urcare, atât rata cât și panta, va scădea.

Exact același efect de performanță de urcare scăzută va avea loc la zborul cu vânt din spate crescut, vânt din față aflat în scădere sau un curent descendent. Avionul va avea tendința de a cădea sub traiectoria de zbor inițială, sau să piardă din viteză, de unde și termenul de efect de “înfundare” (undershoot).

Un efect inițial de “umflare” (de exemplu, când zburați cu vânt frontal crescut care vine de la baza unui nor de furtună cumulonimbus) poate fi urmat de un efect sever de “înfundare” pe măsură ce zburați în curent descendent și apoi cu vânt din spate cu o intensificare rapidă. Tratați norii cumulonimbus cu mare precauție.

Evitați zborul în apropierea norilor cumulonimbus(Cb)

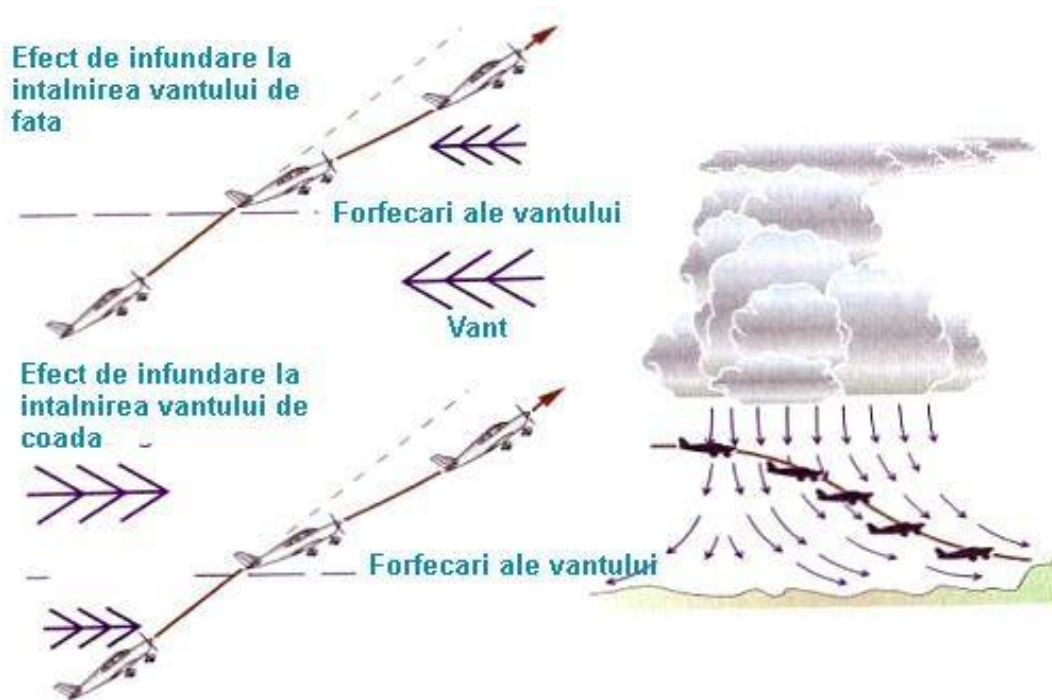


Fig 10.10. Efectul de înfundare

11. Coborârea

11.1 Zborul în coborâre

Dacă un avion coboară, fără ca elicea - motor să producă vreo forță de tracțiune, doar trei din cele patru forțe vor acționa asupra avionului:

- greutatea;
- portanța;
- rezistența la înaintare.

Într-o planare constantă aceste trei forțe se vor afla în echilibru deoarece forța rezultantă care acționează asupra avionului este zero.

Să presupunem că avionul se află în zbor constant rectiliniu orizontal și tracțiunea este redusă la zero.

Forța de rezistență la înaintare este acum neechilibrată și va acționa să scadă viteza avionului - dacă nu este începută o coborâre unde componenta forței de greutate care acționează în direcția pantei de zbor este insuficientă pentru a echilibra rezistența la înaintare. Acest efect permite avionului să-si mențină viteza, coborând și transformând energia potențială datorită altitudinii în energie cinetică (mișcare).

Descompunând forțele după direcția pantei de zbor rezultă că o componentă a forței de greutate acționează în lungul pantei de zbor în coborâre, echilibrând rezistența la înaintare și contribuind la viteza avionului.

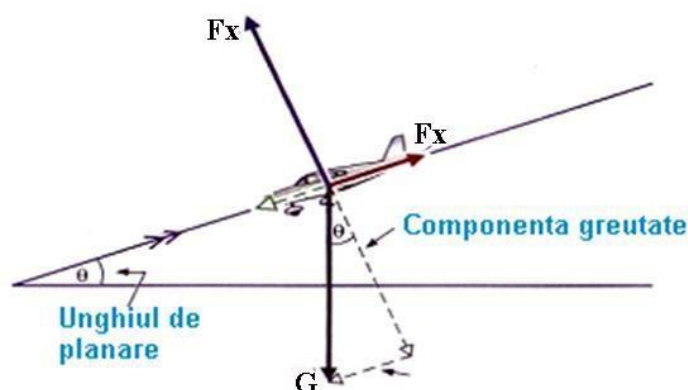


Fig 11.1. Zborul în coborâre fără tracțiune

Descompunând forțele vertical, greutatea este acum echilibrată de forța totală (rezultantă dintre portanță și rezistența la înaintare).

Notăți că, cu cât forța de rezistență la înaintare este mai mare, cu atât panta este mai abruptă. Cea mai puțin abruptă pantă (optimă) este obținută când, pentru portanța necesară, rezistența la înaintare este cea mai mică, adică la cel mai bun raport portanță/rezistența la înaintare.

Dacă raportul F_z/F_x este ridicat, unghiul de coborâre este mai mic, și avionul va plana pe o distanță mai mare.

Dacă raportul F_z/F_x este scăzut, având o rezistență la înaintare mare care este produsă pentru o portanță necesară, atunci avionul va avea un unghi de coborâre accentuat, și prin urmare nu va plana foarte mult.

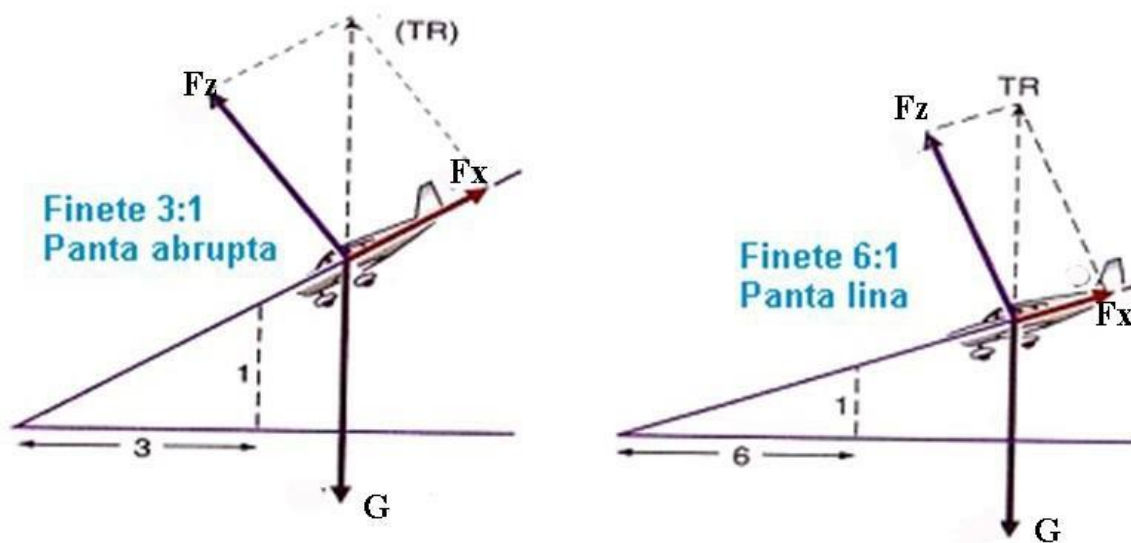


Fig 11.2.

Două situații pot fi notate aici:

- un avion eficient din punct de vedere aerodinamic este unul care poate fi pilotat la un raport portanță/rezistență la înaintare crescut. Are capacitatea de a plana mai departe pentru aceeași pierdere de înălțime decât un avion care este pilotat cu un raport F_z/F_x scăzut.
- același avion va plana cel mai departe cu o pantă constantă când este pilotat la unghiul de incidență (și viteza) care îi dă cel mai bun raport F_z/F_x . Acest unghi de incidență este de obicei aproximativ 4° .

Deoarece nu puteți citi unghiul de incidență în cabină, zborul cu o pantă sau viteză de coborâre recomandate (În Manualul de zbor) vă asigură ca avionul se află undeva lângă acest unghi de incidență care este cel mai eficient.

11.2 Factorii care afectează unghiul de planare

Viteza avionului

Dacă avionul este pilotat la un unghi de incidență mai mic (și prin urmare mai rapid), raportul F_z/F_x va fi mai mic și avionul nu va plana la fel de departe - se va îndrepta spre pământ mai repede și la un unghi mai abrupt.

Dacă avionul este pilotat la un unghi de incidență mai mare și la o viteză redusă decât aceea pentru cel mai bun raport F_z/F_x , acest raport va fi mai mic și prin urmare unghiul optim de planare nu va fi atins. Acest aspect poate fi înșelător pentru pilot - atitudinea botului poate fi destul de ridicată, dar avionul coboară abrupt.

Viteza greșit menținută la zborul planat (prea rapidă sau prea încetă) face panta mai abruptă.

Dacă planăți avionul la viteza recomandată și se pare că nu veți atinge punctul dorit, nu ridicați botul avionului pentru a crește distanța de planare. O atitudine mai ridicată a botului poate crea impresia unei pante mai lungi, dar de fapt vă va scădea distanța de planare.

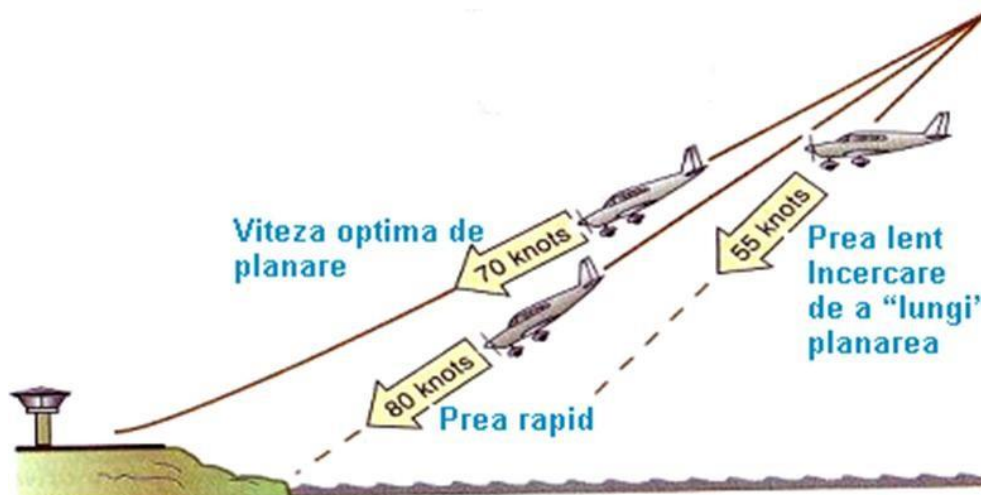


Fig 11.3. Panta de coborâre funcție de viteza

Folosirea flapsurilor

Orice utilizare a flapsurilor va crește rezistența la înaintare mai mult decât portanța și prin urmare raportul F_z/F_x este mai mic. Aceasta dă o pantă mai abruptă (crește unghiul de planare). Folosirea flapsurilor pe o poziție mai mică crește semnificativ portanța, cu o mică creștere a rezistenței la înaintare - de aici numele flapsuri de portanță care este dat uneori flapsurilor scoase la trepte inferioare.

Folosirea flapsurilor pe trepte mai mari dau creșteri mari ale rezistenței la înaintare cu doar puțină creștere a portanței - de aici numele flapsuri de frână pentru setările flapsurilor pe poziții mai mari. Acestea vor da o pantă mult mai abruptă și atitudinea scăzută a botului avionului care este necesară cu scoaterea flapsurilor oferă pilotului o vizibilitate mult mai bună.

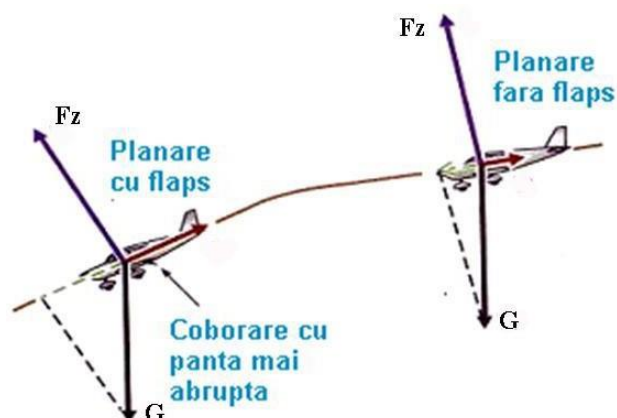


Fig 11.4. Creșterea pantei la scoaterea flapsului

Greutatea

Dacă greutatea este mai mică, avionul va avea o viteză mai mică la orice unghi de incidență comparat cu situația când este mai greu.

La unghiul de incidență pentru cel mai bun raport F_z/F_x viteza va fi mai mică dar unghiul de pantă va fi același. Aceasta înseamnă și că rata de coborâre a avionului atunci când este mai ușor este mai mică.

Viteza pe panta recomandată este în funcție de greutatea maximă (din Manualul de zbor). Variația în greutate pentru majoritatea avioanelor de antrenament nu este suficient de mare încât să afecteze semnificativ panta dacă viteza pe panta recomandată este folosită tot timpul - deși, teoretic, o viteză pe pantă ceva mai scăzută poate fi folosită atunci când avionul este mai ușor.

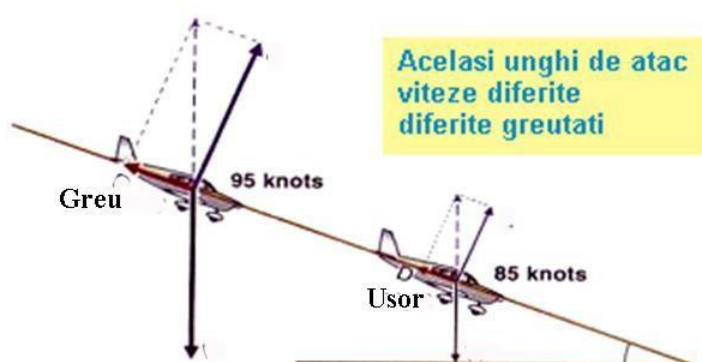


Fig 11.5. Viteza pe pantă funcție de greutate

Viteza de coborâre recomandată în Manualul de Zbor al aeronavei este stabilă pentru toate greutatețile normale ale avionului dumneavoastră de antrenament .

11.3 Distanța de planare față de sol

Vântul din față reduce distanța de planare față de sol, deși nu afectează distanța de planare prin aer, și nici nu afectează rata de coborâre.

Unghiul de planare este unghiul față de fileurile masei de aer și nu este afectat de vânt.

Unghiul de pantă este unghiul traiectoriei avionului față de sol și este afectat de vânt.

Vântul din spate crește distanța de planare față de sol (deși nu afectează distanța de planare față de masa de aer sau rata de coborâre).

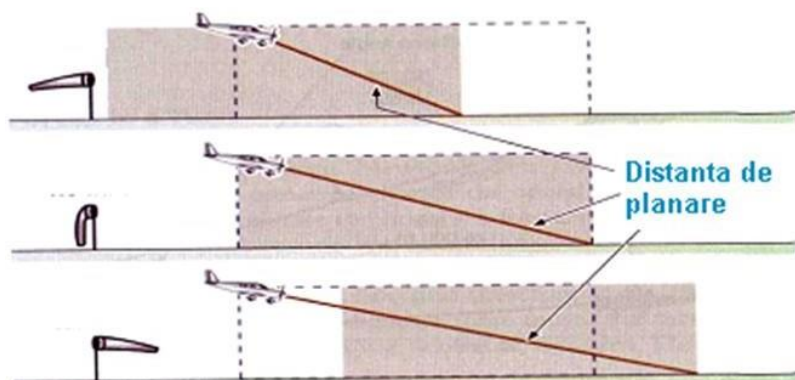


Fig 11.6. Distanța de planare sub influența vântului

Vântul de față reduce distanța de planare față de sol.

Vântul de spate o mărește.

Vântul nu afectează rata de coborâre.

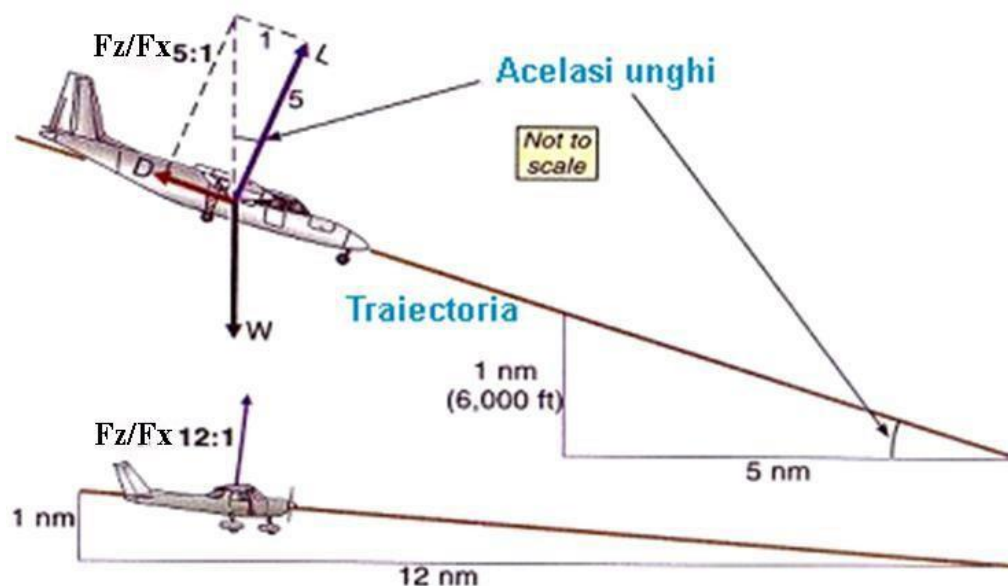


Fig 11.7.

Distanța de planare în curentul de aer laminar

Dacă consultați figurile 11.2. și 11.3. ale forțelor care acționează pe pantă veți vedea că, pentru cel mai bun raport F_z/F_x , distanța de planare este cea mai mare. - dacă raportul F_z/F_x este 5:1, avionul va plana pe o distanță față de sol de cinci ori mai mare decât înălțimea pierdută. Dacă vă aflați la o înălțime de o milă nautică (aproximativ 6,000 ft), veți zbura planat aprox. 5 mile nautice. Dacă vă aflați la aproximativ 12.000 ft (2 nm), veți zbura planat aproximativ 10 mile nautice.

Un avion cu un raport de 12:1 va zbura planat de 12 ori mai mult pe orizontală în curentul laminar decât înălțimea pe care o coboară. Vezi fig.11.7.

11.4 Controlul coborârii cu motorul în funcțiune

Puterea motorului uniformizează coborârea

Dacă ansamblul elice-motor produce tracțiune, atunci forța de tracțiune va ajuta să se depășească parțial forța de rezistență la înaintare. Rezultatul este acela că avionul va avea un unghi de coborâre mai puțin accentuat și o rată de coborâre mai mică decât la planarea cu motorul oprit. Desigur, cu o putere suficientă, unghiul de coborâre poate fi zero, adică avionul va zbura orizontal. Cu cât mai multă putere, avionul poate urca. Vezi fig.11-8.

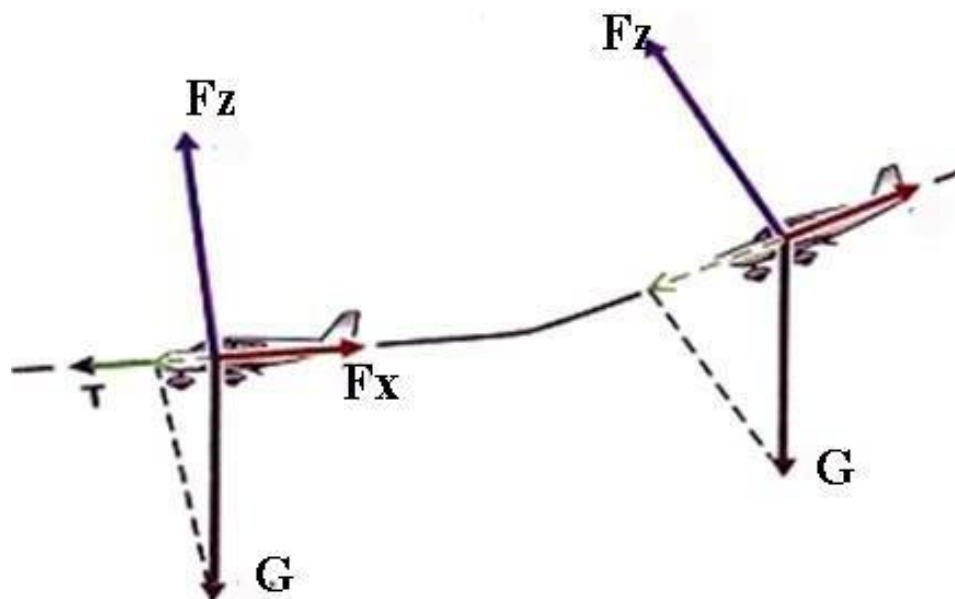


Fig 11.8.

Flapsurile accentuează coborârea.

Dacă zburăți sub panta dorită, procedura corectă este de a mări puterea motorului și de a ridica botul avionului (doar ridicarea botului înrăutățește situația pentru că accentuează coborârea). Orice schimbare de putere va necesita niște ajustări minore la atitudinea botului avionului pentru ca viteza dorită să fie menținută.

Dacă zburati peste panta dorită, există două lucruri pe care le puteți face:

- să reduceți tracțiunea, și/ sau
- să creșteți rezistența la înaintare prin scoaterea flapsurilor, sau prin coborârea trenului de aterizare. De obicei când scoateți flapsurile, este necesară o atitudine mai scăzută a botului avionului.

11.4 Efectul de sol

Se poate observa că în timpul zborurilor acrobatice, la trecerile făcute la *rasul solului* sau la aterizare în perioada *filării*, avionul 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 Rezistența indusă). Astfel, datorită vitezei induse în spatele aripii curentul de aer este deflecat în jos, dând naștere unui unghi de incidență indus, care la rândul său, micșorând incidența reală, deplasează poziția lui spre înapoi și crează rezistența indusă. Dacă avionul zboară la înălțime mică, 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.

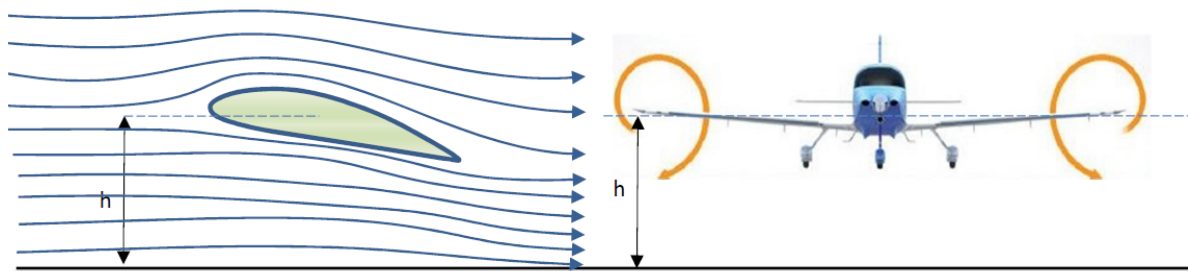


Fig 11.9. Efectul de sol

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 avioane 1-2m.). 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, avioanele cu aripă mediană vor avea o comportare mai bună decât cele cu aripa sus, finețea lor fiind oricum îmbunătățită.

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

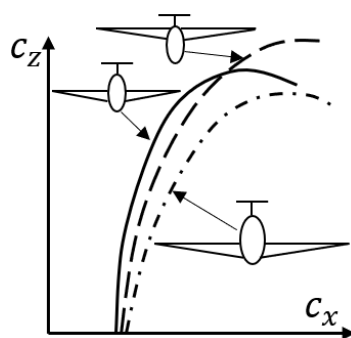


Fig 11.10. Variația polarei în funcție de montarea aripii

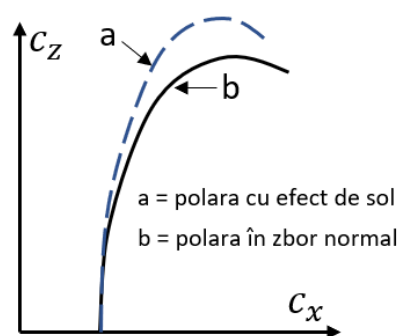


Fig 11.11. Modificarea polarei la apariția efectului de sol
a = polara cu efect de sol
b = polara în zbor normal

12. Virajul

12.1 Forțele într-un viraj

Un corp aflat în mișcare are tendința de a continua să se miște într-o linie dreaptă la o viteză constantă (din prima lege a lui Newton despre mișcare).

Pentru a schimba această stare - fie să schimbați viteza fie să schimbați direcția, adică să accelerați mișcarea corpului - o forță trebuie să fie exercitată pe corp (a doua lege despre mișcare a lui Newton).

Un corp care urmează să se deplaseze pe o traiectorie curbă are o tendință naturală de a-și menține traiectoria în linie dreaptă, și prin urmare traiectoria va fi tangentă la linia curbă. Pentru a-l menține pe traiectoria curbă, o forță trebuie să acționeze încetinuut asupra corpului forțându-l spre centrul virajului. Acesta se numește forță centripetă.

Dacă ridicați o piatră legată de o sfoară, mâna dumneavoastră oferă o forță de "ridicare" egală și opusă greutateii pietrei. Dacă învârtiți piatra în cerc, mâna vă oferă nu numai forța verticală pentru a echilibra greutatea dar și o forță centripetă pentru a menține piatra în viraj. Forța totală exercitată prin sfoară este mai mare și veți simți această creștere.

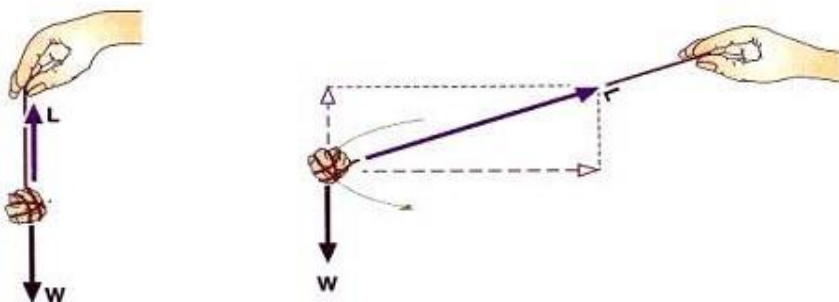


Fig 12.1.

Pentru a efectua un viraj cu un avion, este nevoie de o forță orientată spre centrul virajului. Acest lucru poate fi făcut înclinând avionul și prin înclinarea forței de portanță astfel încât aceasta să aibă o componentă laterală.

În zborul rectiliniu orizontal, forța de portanță de la aripi echilibrează greutatea avionului. Dacă doriți să virăți avionul, aripile trebuie să ofere o forță verticală pentru a echilibra greutatea (dacă nu cumva vreți să coborâți) plus o forță centripetă spre centrul virajului pentru continuarea lui.

Forța portantă într-un viraj la orizontală va fi mai mare decât forța portantă când zburăți rectiliniu orizontal. Pentru a majora această forță portantă la aceeași viteză a avionului, unghiul de incidență al suprafeței portante trebuie crescut prin tragerea spre înapoi a manșei.

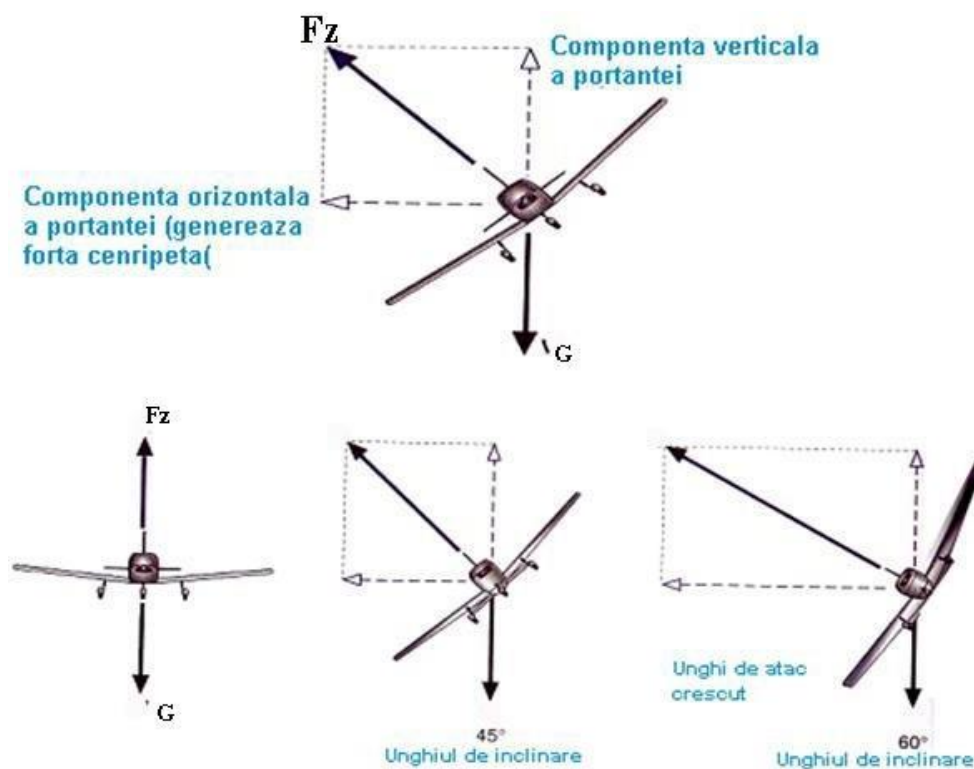


Fig 12.2.

Cu cât virajul la orizontală este mai înclinat, cu atât forța portantă necesară este mai mare.

Virați avionul folosind eleroanele (pentru a selecta unghiul de viraj) și profundorul (pentru a crește unghiul de incidență și pentru a mări portanța).

Folosiți eleroanele pentru a menține unghiul de viraj dorit și profundorul pentru a menține altitudinea dorită.

Direcția este folosită pentru a controla mișcarea laterală a botului avionului în timp ce intră și iese din viraj, și pentru a menține echilibrul în timpul virajului.

Stabilitatea proiectată la un avion se opune virajului, și acționarea direcției cu o cantitate mică (direcție în stanga, viraj la stanga și invers) ajută să aducă coada avionului pe traiectoria virajului adică direcția este folosită pentru a echilibra virajul.

Veți resimți efectul forțelor în viraj ca o creștere în forța exercitată asupra voastră de către scaun; se simte ca o creștere aparentă a greutății voastre, care va fi cu atât mai mare cu cât înclinarea în viraj crește.



Fig 12.3.

12.2 Factorul de sarcină într-un viraj

În zborul rectiliniu orizontal, aripa produce o forță portantă egală cu greutatea ($F_z = G$). Se spune că factorul de încărcare este 1. Experimentați o forță de la scaun egală cu greutatea voastră normală, și o simțiți ca 1 g.

Într-un viraj cu înclinarea de 60° , aripile produc a forță portantă egală cu dublul greutateii, $F_z = 2 G$. Aceasta înseamnă că sarcina pe aripi este dublă în comparație cu zborul rectiliniu orizontal, adică fiecare metru pătrat al aripii trebuie să producă de două ori mai multă portanță într-un viraj cu o înclinare de 60° . Experimentați o forță de la scaun egală cu de două ori greutatea dumneavoastră. Acesta este 2g și factorul de sarcină este 2.

Factorul de sarcină este raportul forței portante produsă de aripi comparate cu forța de greutate a avionului.

Factorul de sarcină = Portanța / Greutate = Sarcina pe aripă într-o evoluție/Sarcina pe aripă în zbor rectiliniu orizontal

La o înclinare în viraj peste 60° , forța portantă generată de aripi trebuie să crească foarte mult astfel încât componenta sa verticală să poată echilibra greutatea astfel avionul va pierde din înălțime.

Portanța crescută de la aripi înseamnă o sarcină crescută a aripii și un factor de sarcină crescut. Putem arăta acest lucru într-o curbă a factorului de sarcină în funcție de unghiul de înclinare în viraj.

Notă:

Într-un viraj cu o înclinare de 30° veți avea 1.15 g-factor de sarcină. Aripile vor produce cu 15% mai multă portanță decât în zborul rectiliniu orizontal, și vă veți simți cu 15 % mai greu.

La un viraj cu înclinare de 60° , factorul de sarcină este 2. Aripile trebuie să producă o forță portantă dublă pentru a fi egală cu greutatea pentru ca avionul să mențină înălțimea. Forța - g este 2g, și vă veți simți de două ori mai greu.

La o înclinare a virajului de 70° , factorul de sarcina este 3.

La o înclinare a virajului de 80° , factorul de sarcina este 6. Aripa trebuie să producă de 6 ori mai multă portanță decât în zborul rectiliniu orizontal pentru ca avionul să fie capabil de a efectua un viraj cu o înclinare de 80° fără să piardă înălțime - acesta necesită calități foarte bune la un avion.

Într-un viraj cu o înclinare de 90° , forța portantă este orizontală, și deși are o mărime infinită, nu are o componentă verticală pentru a echilibra greutatea. De aceea înălțimea nu poate fi menținută.

Factorul de sarcină crește odată cu mărirea unghiului de înclinare în viraj.

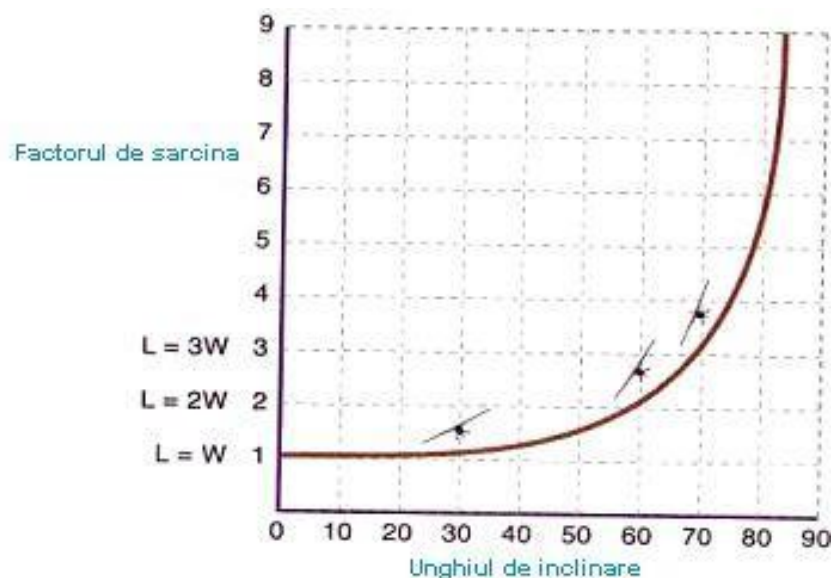


Fig 12.4. Factorul de sarcină funcție de înclinare

12.3 Tracțiunea în viraj

Într-un viraj, creșterea portanței pe aripi este necesară pentru a menține înălțimea. Aceasta se obține prin tragerea spre înapoi a manșei pentru a crește unghiul de incidență.

Cu cât unghiul de înclinare în viraj este mai mare, cu atât este necesar un unghi de incidență mai mare și implicit o forță spre înapoi crescută a manșei. Așa cum am văzut când am discutat despre rezistența la înaintare, o creștere a unghiului de atac va duce la o creștere a rezistenței induse. Dacă într-un viraj orizontal trebuie menținută o viteză a avionului constantă, trebuie majorată tracțiunea pentru a echilibra creșterea rezistenței la înaintare în viraj.

Dacă nu se majorează tracțiunea, viteza se va reduce într-un viraj orizontal. Viteza poate fi menținută permițând avionului să piardă înălțime, adică să schimbe energia potențială cu energie cinetică.

Într-un viraj, este necesară majorarea tracțiunii pentru menținerea înălțimii și vitezei.

12.4 Viteza limită într-un viraj

Într-un viraj, unghiul de incidență trebuie să fie mai mare decât la aceeași viteză în zborul rectiliniu orizontal. Aceasta înseamnă că unghiul de incidență critic va fi atins la o viteză mai mare într-un viraj - cu cât unghiul de incidență este mai accentuat, cu atât este mai mare viteza la care unghiul de incidență critic este atins.

La o înclinare în viraj de 30° , viteza limită crește cu 7% peste viteza limită din zborul rectiliniu orizontal.

La o înclinare a virajului de 45° , viteza limită crește cu 19 %. La o înclinare a virajului de 60° , viteza limită crește cu 41%. La o înclinare a virajului de 75° , viteza limită crește cu 100%

Dacă avionul dumneavoastră atinge viteza limită la 50 kt în zborul rectiliniu orizontal, atunci la un viraj cu înclinare de 60° viteza limită va fi de (141% la 50 kt) - 71 kt - având o creștere semnificativă. În viraje accentuate, veți simți efectul vitezei limită la viteze mai ridicate.

Unghiul de incidență critic la un viraj orizontal se manifestă la viteze mai mari (funcție de mărimea înclinării) decât la zborul orizontal rectiliniu.

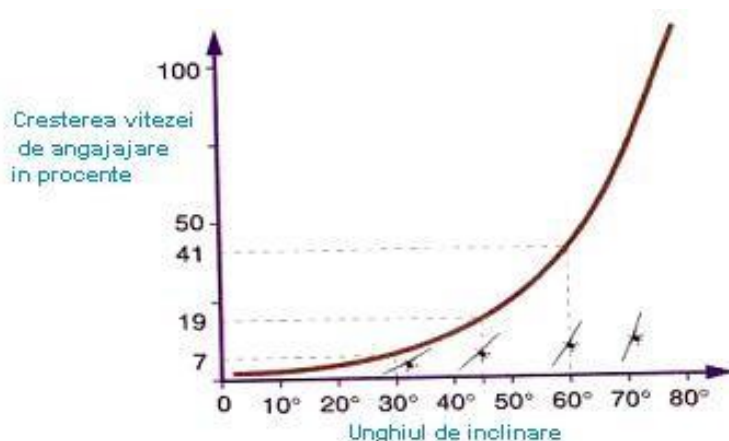


Fig 12.5.

12.5 Supraînclinarea / Subînclinarea în timpul virajului

12.5.1. Supraînclinarea în viraje la orizontală și în urcare

Pentru un viraj orizontal, înclinarea avionului se realizează cu eleroanele. De îndată ce avionul începe să vireze, aripa exterioară se deplasează mai repede decât aripa interioară și astfel generează mai multă portanță (și rezistență la înaintare). Tendința este ca unghiul de înclinare să crească.

Pentru a depăși tendința de supraînclinare într-un viraj orizontal, de îndată ce ați atins înclinarea în viraj dorită, reveniți cu mașna pentru a stopa continuarea înclinării avionului.

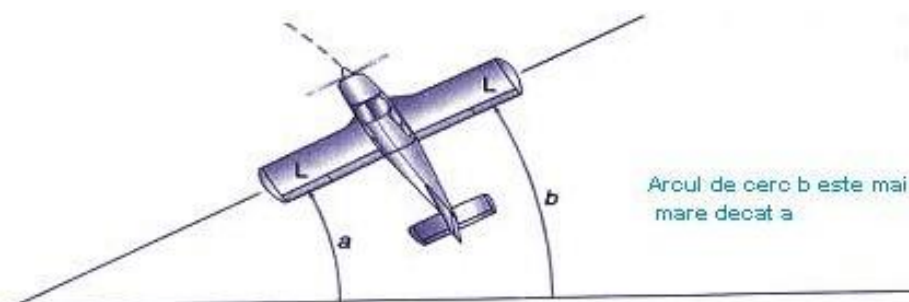


Fig 12.6.

La un viraj în urcare, aripa exterioară se deplasează mai repede și produce mai multă portanță decât aripa interioară.

Trebuie luat în considerare și un al doilea efect: acela că, pe măsură ce aripile interioare și cele exterioare urcă, aripa exterioară se deplasează pe o distanță orizontală mai mare pe exteriorul virajului.

Unghiul de incidență al aripii din exteriorul virajului este mai mare decât cel pentru aripa din interiorul virajului și astfel portanța produsă de aripa exterioară într-un viraj în urcare va fi mai mare. În timp ce vă aflați într-un viraj în urcare, este posibil să fiți nevoit să opriți continuarea înclinării pentru a evita ca virajul să devină prea accentuat - nu este nevoie să planificați acest lucru, doar să fiți atent la ce se întâmplă și să mențineți unghiul de înclinare dorit cu eleroanele.

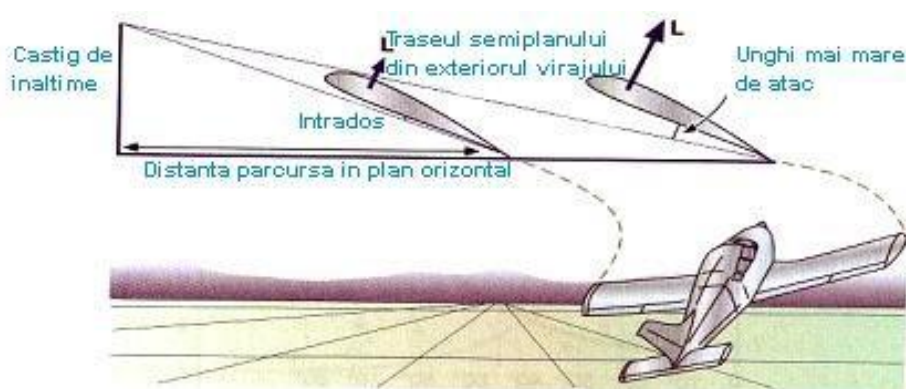


Fig 12.7.

Subînclinarea / Supraînclinarea în timpul virajului în coborâre

Într-un viraj în coborâre, aripa exterioară se deplasează mai repede și va produce mai multă portanță decât aripa interioară, dar, datorită coborârii, aripa interioară parcurge o distanță orizontală mai mică pentru aceeași pierdere de înălțime prin comparație cu aripa exterioară și astfel are un unghi de incidență mai mare. Prin urmare, aripa interioară are tendința de a produce mai multă portanță - și cele două efecte se pot anula.

Într-un viraj în coborâre, este posibil să mențineți sau nu înclinarea, în funcție de avion. Din nou, nu este nevoie să planificați acest lucru, doar să mențineți unghiul de înclinare dorit cu eleroanele.

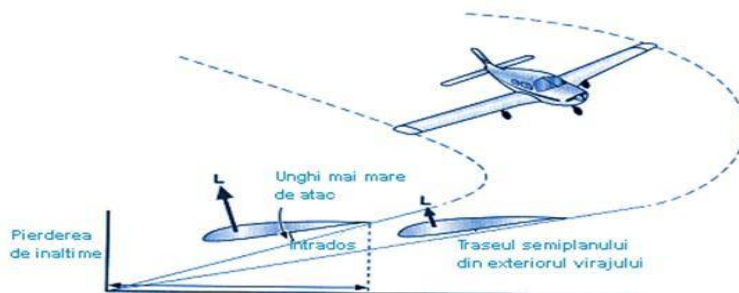


Fig 12.8.

12.6 Echilibrarea virajului

Pilotul înclină avionul folosind eleroanele, și exercită o presiune spre înapoi asupra manșei, folosind profundorul pentru a crește unghiul de incidență. Stabilitatea naturală a avionului îl va face să își întoarcă botul înspre interiorul virajului, datorită efectului de alunecare în lateral pe suprafețele fuselajului în spatele centrului de gravitație.

Există un efect care tinde să întoarcă botul avionului în sens opus virajului - cunoscut ca rezistență (la înaintare) a eleronului. Când eleronul exterior coboară în zona de mare presiune de sub aripă, generează nu numai creșterea portanței (pentru a înclina avionul prin creșterea unghiului de atac al aripii ascendente), dar și creșterea rezistenței induse.

Această creștere a rezistenței la înaintare pe aripa ascendentă face ca botul avionului să vireze în direcția opusă virajului - și acest lucru nu este nici confortabil nici eficient. Se spune că avionul alunecă în interiorul virajului - viraj glisat. Direcția va fi pe partea interioară a virajului. Vă veți simți ca și cum alunecați în jos spre partea joasă a avionului.

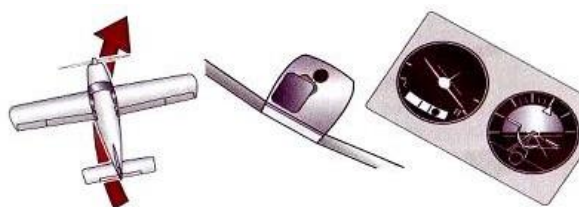


Fig 12.9. Viraj glisat

Dacă împingeți direcția înapoi la centru cu piciorul adecvat, botul avionului (și coada) este virat astfel că axa longitudinală a avionului este tangențială cu virajul. Direcția va fi la centru și întoarcerea va fi echilibrată - viraj echilibrat. Vă veți simți confortabil pe scaun și nu ca și cum alunecați în jos în interiorul virajului.

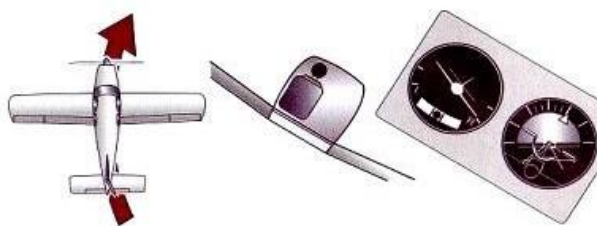


Fig 12.10. Corectarea virajului glisat

Dacă coada tinde să derapeze spre exteriorul virajului, direcția (și dumneavoastră) veți fi aruncați spre exterior - viraj derapat. Dacă bila de semnalizare se află pe stânga, folosiți direcție stânga pentru a o muta înapoi la centru.

Bila de semnalizare “fuge” de picior și vine după manșa.

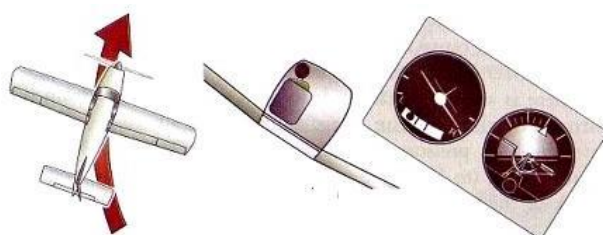


Fig 12.11. Viraj derapat

Virajul cu unghi de înclinare constant

Un avion într-un viraj cu o înclinare de 30° se va deplasa de-a lungul diferitelor traiectorii circulare în funcție de viteza avionului. La viteză redusă virajul este mai strâns (raza virajului este mai mică) decât la o viteză ridicată.

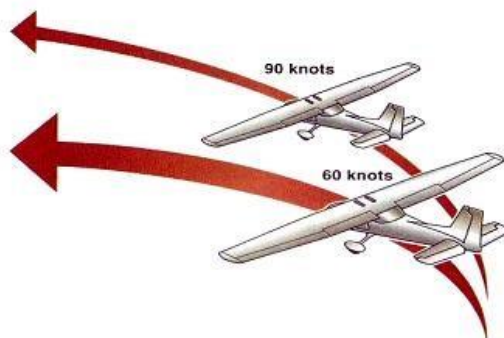


Fig 12.12.

Virajul cu o rază constantă

Pentru a efectua un viraj cu aceeași rază la o viteză mai mare este necesar un unghi de înclinare mai mare.

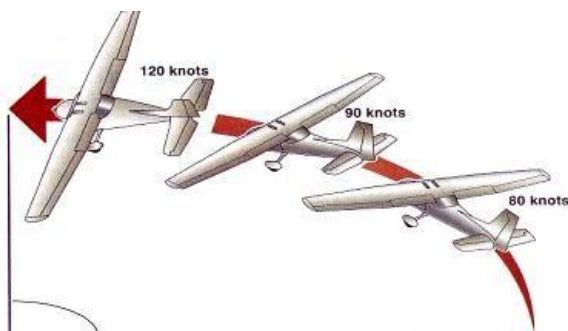


Fig 12.13.

Virajul la viteză constantă

La o viteză constantă, cu cât unghiul de înclinare este mai mare, cu atât virajul este mai strâns (și cu atât este mai mică raza virajului) și mai mare rata virajului (în grade pe secundă).

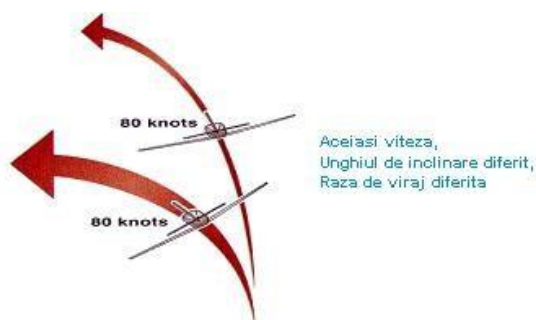


Fig 12.14.

Virajul cu o rată constantă

Rata virajului unui avion în grade pe secundă este importantă. Zborul instrumental se execută de obicei cu viraje cu rată - 1 (sau rata standard) de 3° grade pe secundă. Aceasta înseamnă că avionul va vira:

- 180° în 1 minut;
- 360° în 2 minute.

Un viraj cu rata 1 la o viteză mai mare necesită un unghi de înclinare mai mare.

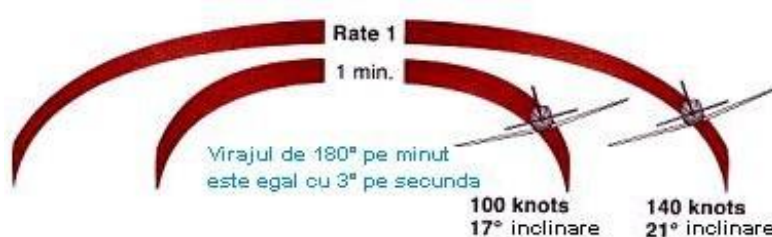


Fig 12.15.

O modalitate ușoară pentru a estima unghiul de înclinare (în grade) necesară pentru un viraj cu rata 1 este: $1/10$ din viteza în noduri(kt), plus 7° .

De exemplu, unghiul de înclinare necesar pentru un viraj cu rata 1 la 120 kt este $120 / 10 = 12$, plus $7^\circ = 19^\circ$ de înclinare.

Dacă indicatorul vitezei aerului (ASI) este gradat în mile statute (SM) pe oră (mph) formula este modificată la: $1/10$ din viteza în mph, plus 5° .

De exemplu, unghiul de înclinare necesar pentru un viraj cu rata 1 la 120 mph este $120 / 10 = 12$, plus $5^\circ = 17^\circ$ de înclinare.

Un viraj cu rata 2 este de 6° pe secundă.

13. Viteza limită

13.1 Atingerea vitezei limită

Curentul de aer din jurul unei suprafețe portante variază pe măsură ce unghiul de incidență crește. Pentru majoritatea condițiilor de zbor această curgere este o curgere laminară unde se aplică teorema lui Bernoulli - viteza crescută a curentului de aer rezultă într-o presiune statică scăzută. Viteza de curgere crescută a curentului de aer (îndeosebi peste zona superioară a aripilor) duce la presiune statică scăzută - astfel este generată forța portantă. Rezistența la înaintare este de asemenea prezentă.

Portanța, sau coeficientul de portanță, al suprafeței portante crește când crește și unghiul de incidență - dar numai până la un anumit unghi denumit unghi critic.

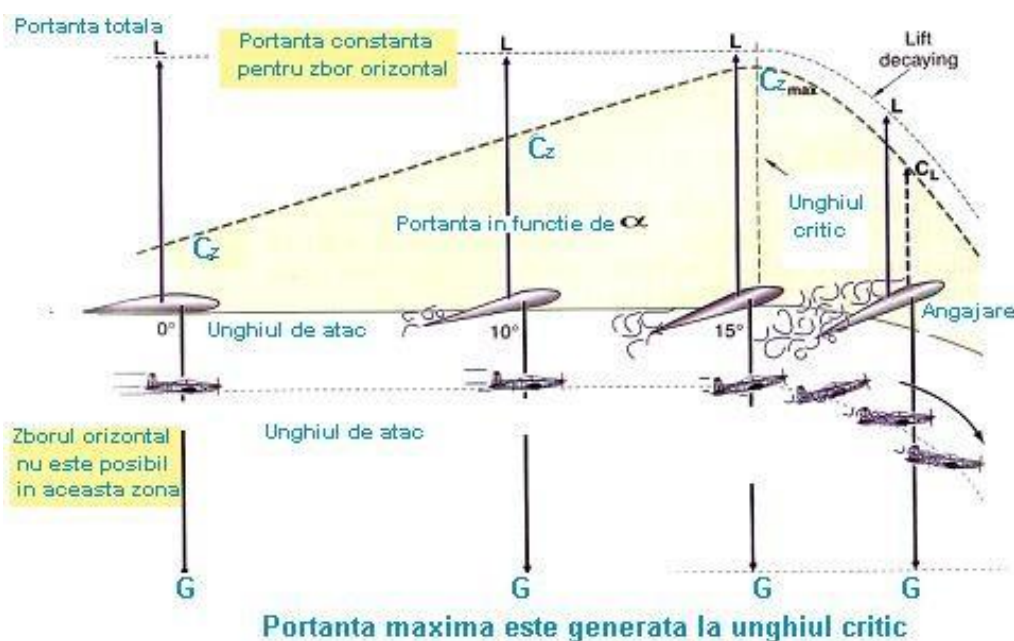


Fig 13.1.

În mod ideal curentul de aer din jurul unei suprafețe portante este laminar. În realitate curentul laminar se separă la un punct de suprafața portantă și devine turbulent.

La unghiuri de incidență scăzute acest punct de separare se află spre capătul (bordul de fugă) aripii și turbulența nu este semnificativă.

La unghiuri de incidență mai ridicate punctul de separare se mută înainte. Pe măsură ce unghiul de incidență este crescut și unghiul critic este atins, punctul de separare se va mișca brusc înainte, generind o mare creștere a turbulenței de deasupra aripilor.

Formarea presiunilor statice scăzute pe zona superioară a aripii (generatorul principal al forței portante) este diminuată de o "rupere" a curentului laminar. Curentul turbulent nu generează formarea zonelor de presiune statică scăzută.

Capacitatea de portanță a aripii (coeficientul de portanță, C_z) scade considerabil dincolo de acest unghi de incidență critic ca rezultat al scăderii curgerii laminare.

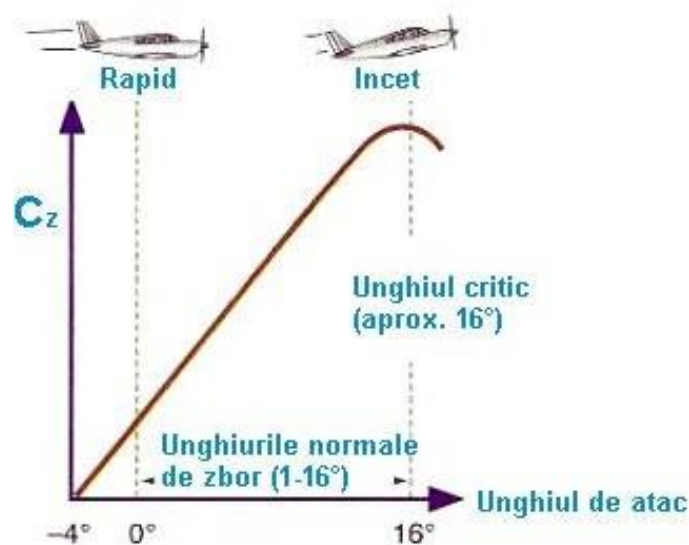


Fig 13.2. Unghiul de incidență critic

Viteza la care are loc o modificare semnificativă a curgerii laminare în turbulență deasupra unei aripi se numește viteza limită a suprafeței portante.

Unghiul critic sau unghiul vitezei limită este acolo unde C_z atinge valoarea maximă și peste care C_z scade în mod evident.

Dincolo de unghiul vitezei limită, centrul de presiune (care a înaintat treptat pe măsură ce unghiul de incidență crește) se va muta brusc înapoi și va avea loc o creștere rapidă a rezistenței la înaintare.

Viteza limită are loc la unghiul de incidență critic.

13.2 Recunoașterea vitezei limită

În apropierea unghiului de atac al vitezei limită, curentul de aer laminar se rupe, divizându-se deasupra diferitelor părți ale aripii și aerul turbulent zboară înapoi deasupra cozii avionului. Fuselajul și comenzile avionului vor resimți niște “vibrații” produse de curentul de aer, acest fenomen fiind cunoscut ca “trepidajul” dinaintea vitezei limită sau “bătaia comenzilor”. Acestea sunt semnele de avertizare a atingerii iminente a vitezei limită.

La atingerea vitezei limită, scăderea portanței va face ca avionul să se înfunde. Mișcarea înapoi a centrului de presiune (CP) va face ca botul avionului să coboare.



Curgerea turbulentă peste ampenaj

Fig 13.3.

Pentru majoritatea avioanelor de antrenament, unghiul de incidență al vitezei limită este de aproximativ $15^\circ - 16^\circ$. C_z maxim are loc la unghiul de incidență al vitezei limită, dar dincolo de el C_z scade.

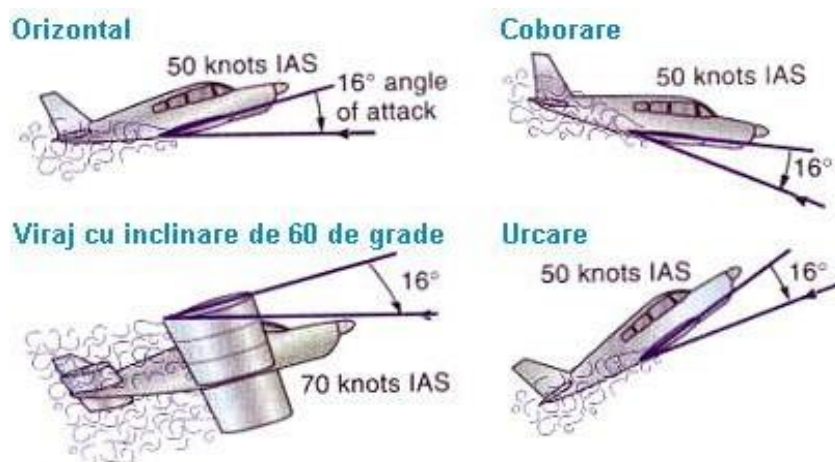


Fig 13.4.

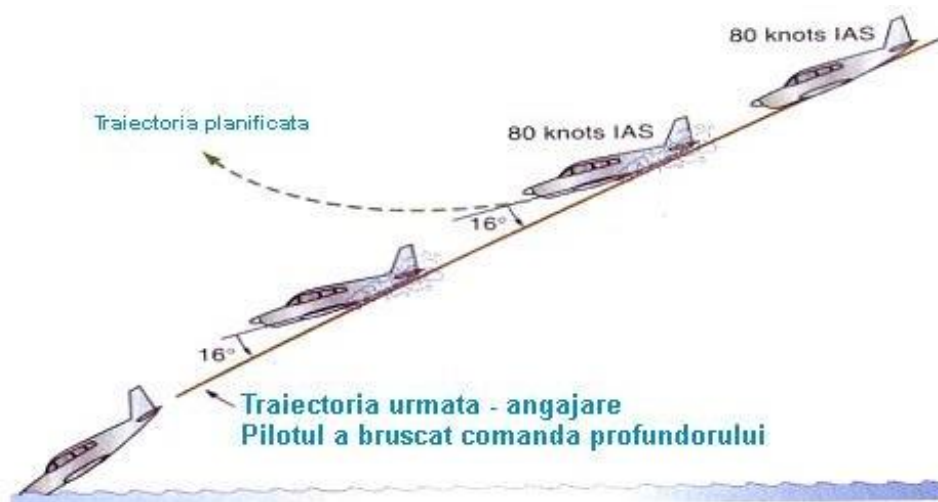


Fig 13.5. Revenirea de la viteza limită

Pentru a reveni la zborul normal din faza de zbor corespunzătoare vitezei limită, unghiul de incidență trebuie redus. Acest lucru este realizat prin mișcarea rapidă (nu bruscată) a manșei spre înainte pentru a stopa efectul vitezei limită pe aripi. Dacă viteza avionului este scăzută, așa cum se întâmplă de obicei, trebuie de asemenea majorată puterea motorului la maximum pentru a crește viteza cât se poate de repede. Revenirea din zona vitezei limită trebuie începută la primul indiciu de manifestare al acesteia.

Când recunoașteți simptomele caracteristice vitezei limită pe timpul zborului, micșorați unghiul de incidență și coborâți botul avionului.

Unghiul critic și viteza limită

Formula portanței este:

$$\text{Portanța} = C_z * \frac{1}{2} \rho V^2 * S$$

Dintre factorii care determină valoarea forței portante, pilotul poate doar să schimbe imediat unghiul de incidență (C_z) și viteza indicată a avionului ($1/2 \rho V^2$). Le puteți schimba modificând atitudinea și/ sau puterea motorului.

Pentru o suprafață portantă dată:

- viteza limită are loc la un anumit unghi de incidență.
- când suprafața portantă ajunge la acest unghi de incidență critic - avionul va ajunge la viteza limită.

Nu contează care este viteza avionului; dacă unghiul critic pentru o anumite suprafață portantă este de 16° , va atinge viteza limită la 16° - indiferent de viteza avionului.

O suprafață portantă specifică va atinge viteza limită la un anumit unghi de incidență, dar viteza limită poate avea loc de exemplu la:

- 50 kt în zbor rectiliniu orizontal pentru un avion la greutatea maximă;
- 45 kt în zbor rectiliniu orizontal atunci când este ușor;
- 54 kt la un viraj cu o înclinare de 30°
- 70 kt într-un viraj cu o înclinare de 60° ; și
- 80 kt dacă efectuați o ieșire de 3 g dintr-un zbor în picaj.

De asemenea, viteza indicată (IAS) la care avionul ajunge la viteza limită în zborul rectiliniu orizontal este aproximativ aceeași la toate altitudinile.

Viteza limită depinde direct de unghiul de incidență și nu de viteza aerului. Există totuși o oarecare legătură între unghiul de incidență și viteza indicată.

Această relație precisă depinde de:

- a. portanța produsă de suprafața portantă;
- b. greutate;
- c. factorul de sarcină;
- d. unghiul de înclinare al virajului;
- e. puterea motorului;
- f. setarea flapsurilor (care schimbă forma suprafeței portante și prin urmare C_z).

13.3 Factorii care influențează viteza limită

Valoarea rădăcinii pătrate a portanței

Am menționat faptul că legile rădăcinii pătrate sunt comune. Principiile implicate în producerea portanței nu reprezintă o excepție:

$$\text{Portanța} = C_z * \frac{1}{2} \rho V^2 * S$$

Viteza indicată (IAS) este direct proporțională cu viteza adevărată (TAS sau V) și poate fi scrisă ca:

$$\text{IAS} = k \times \text{TAS sau IAS} = k \times V,$$

unde k este o constantă la o altitudine anumită și a cărei valoare depinde de raportul dintre

densitatea aerului(ρ) la nivelul mării și densitatea aerului la altitudinea de zbor a avionului.

Portanța este în funcție de $C_z \times (IAS)^2$

La unghiul de incidență critic, coeficientul de portanță atinge valoarea maximă, scrisă ca $C_{z_{max}}$, și relația la viteza limită va fi:

Portanța la viteza limită este în funcție de $C_{z_{max}} \times (\text{viteza limită indicată})^2$

Din moment ce $C_{z_{max}}$ va fi constant pentru o anumită suprafață portantă, relația poate fi simplificată mai departe la:

Portanța la viteza limită este în funcție de (viteza limită indicată)²

Cu alte cuvinte, rădăcina pătrată a vitezei limită indicate depinde de portanța pe care aripa trebuie să o producă. Apoi, luând rădăcina pătrată a fiecărei părți din această relație, putem spune:

Viteza limită indicată(IAS) depinde de rădăcina pătrată a portanței.

Aceasta înseamnă ca:

Orice necesitate de producere a unui plus de portanță (precum greutatea în plus sau factor de sarcină g într-o manevră precum virajul) va genera o creștere a vitezei limită indicate.

Viteza de care depinde performanța avionului, și viteza pe care pilotul o poate citi în cabină, este viteza indicată (IAS). La unghiul de incidență critic:

Viteza limită depinde de rădăcina pătrată a portanței necesare și portanța necesară depinde de greutate și de factorul de sarcină.

Dacă portanța necesară este crescută cu 44% de 1,44 ori mai mult decât portanța inițială, atunci viteza limită va crește cu rădăcina pătrată de 1,44, adică de 1,2 ori mai mult decât viteza limită inițială în zborul rectiliniu orizontal - o creștere de 20%. O viteză limită în zbor rectiliniu orizontal de 50 kt ar deveni 60 kt (o creștere de 20%) dacă, pentru vreun motiv, o creștere de 44% a portanței este necesară.

O portanță crescută este necesară pentru a efectua un viraj la orizontală cu înclinare mare, sau pentru ieșirea din zborul în picaj accentuat sau, oricând există un factor de sarcină crescut. O altă denumire pentru factorul de sarcină sau forțele - g este sarcina (încărcătura) dinamică.

Unghiul de incidență critic rămâne neschimbat dar viteza limită crește oricând sarcina dinamică sau factorul de sarcină crește.

Acum, desigur, nu puteți sta în cabina și să calculați diferite rădăcini pătrate- dar trebuie să știți următorul lucru:

Viteza limită crește când factorul de sarcină crește. Dacă simțiți forțele - g atunci viteza limită este crescută.

Estimarea vitezei limită când apare efectul unui factor de suprasarcină g

Dacă factorul de sarcină este mai mare de 1, atunci viteza limită va fi crescută. Când

faceți manevre în timpul zborului nu aveți timp pentru calcule precise, dar trebuie să știți că viteza limită va fi crescută destul de semnificativ în anumite ocazii.

La o suprasarcină de 4g (dincolo de limită majorității avioanelor de antrenament), viteza limită este dublată, adică crește cu un factor egal cu rădăcina pătrată a lui 4, care este 2.

La o suprasarcină de 2g (să zicem într-un viraj la 60°), viteza limită este crescută cu un factor egal cu rădăcina pătrată a lui 2, adică 1.41, ceea ce reprezintă o creștere de 41%. Acest lucru este ilustrat pe graficul de mai jos.

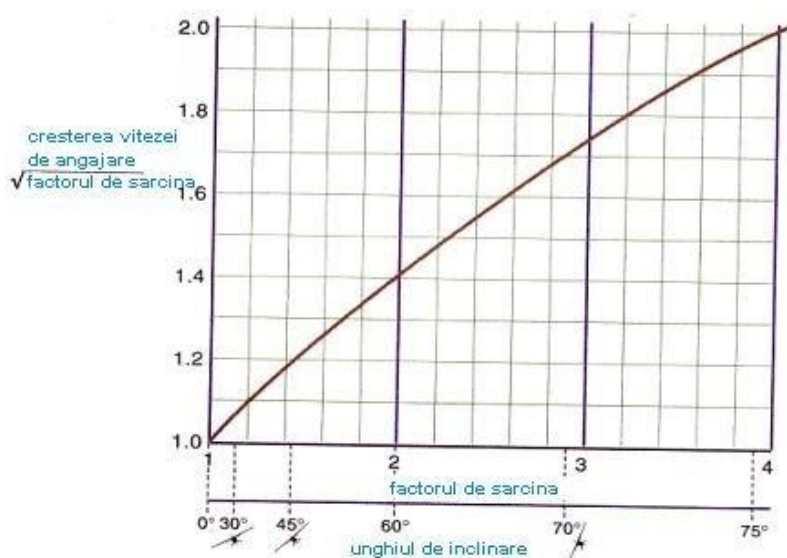


Fig 13.6.

O portanță crescută este necesară într-un viraj (pentru că forța de portanță este oblică și totuși o componentă verticală egală cu greutatea trebuie să fie produsă în continuare), portanța într-un viraj trebuie să depășească greutatea, și de aceea factorul de sarcină este mai mare de 1.

Cu cât un viraj este mai înclinat, cu atât factorul de sarcină este mai mare (forțele - g) și valoarea vitezei limită este mai ridicată. Este folositor și practic de știut creșterea în procente a vitezei limită la zborul rectiliniu orizontal la câteva unghiuri de înclinare a virajului.

Într-un viraj cu o înclinare de 30° , viteza limită crește cu 7%. Într-un viraj cu o înclinare de 30° , portanța trebuie crescută de la 100% la 115% față de valoarea celei de la zborul rectiliniu orizontal, adică de 1.15 ori mai mare decât valoarea inițială. De aceea viteza limită va crește de 1.07 ori (rădăcina pătrată a lui 1.15), adică o creștere de 7%. Viteza limită de 50 kt în zborul rectiliniu orizontal devine 54 kt într-un viraj înclinat la 30° .

Într-un viraj cu o înclinare de 45° , viteza limită crește cu 19%. Într-un viraj cu o înclinare de 45° , portanța este de 1.41 ori mai mare decât portanța în zborul rectiliniu orizontal. Factorul de sarcină este de 1.41. De aceea viteza limită va crește de 1.19 ori mai mult decât valoarea inițială (rădăcina pătrată a lui 1.41). O viteza limită de 50 kt în zborul rectiliniu orizontal devine 60 kt într-un viraj orizontal cu înclinare de 45° .

Într-un viraj cu o înclinare de 60° , viteza limită crește cu 41%. Într-un viraj cu o înclinare de 60° , portanța trebuie dublată pentru a menține altitudinea. Factorul de sarcină este 2.

De aceea viteza limită va crește de 1.41 ori față de valoare inițială (rădăcina pătrată a lui 2). O viteza limită de 50 kt din zborul rectiliniu orizontal devine 71 kt într-un viraj cu o înclinare de 60° .

Factorul de sarcină

De câte ori forța de portanță a aripilor este crescută, factorul de sarcină crește și viteza limită crește. Acest lucru va avea loc în viraje, la ieșirea din picaje accentuate, la rafale de vânt și în turbulențe.

Viteza limită crește odată cu creșterea factorului de sarcină, la aceeași greutate.

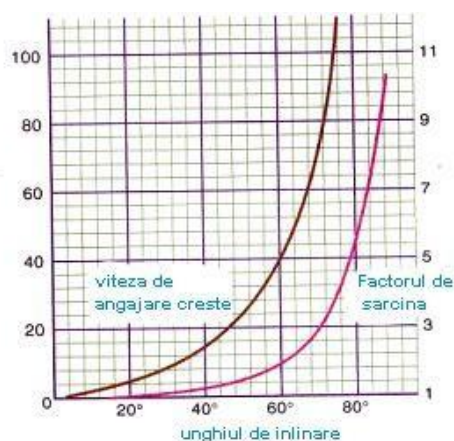


Fig 13.7.

Greutatea

În zborul rectiliniu orizontal, portanța generată trebuie să fie suficient de mare pentru a echilibra greutatea. Un avion greu are nevoie de o forță portantă mare.

Am observat mai devreme faptul că viteza limită variază cu rădăcina pătrată a portanței. Dacă greutatea scade 20% la doar 0.8 din valoarea sa inițială, atunci viteza limită va scădea (rădăcina pătrată a lui 0.8) = de 0.9 ori din valoarea sa inițială ($9 \times 9 = 81$, deci rădăcina pătrată a lui 80 este aproape de 9, și rădăcina pătrată a lui 0.8 este aproape de 0.9).

Dacă viteza limită la greutatea maximă (să zicem 2.000 kg) a fost menționată în Manualul de zbor ca fiind 50 kt, atunci la 1.600 kg (20 % mai puțin, și numai 80% din greutatea maximă), viteza limită este de numai 90% din viteza limită inițială (o scădere de 10%) adică 45 kt.

În mod asemănător, o creștere în greutate va da o creștere a vitezei limită.



Fig 13.8.

Valoarea vitezei limită crește cu greutatea, unghiul de incidență critic rămânând același.

Manualul de zbor al aeronavei menționează valoarea vitezei limită cu motorul oprit la greutatea maximă permisă de la decolare (MTOW).

Altitudinea

Viteza limită este o funcție a lui C_{zmax} (care apare la unghiul de incidență critic) și viteza indicată a avionului (care este determinată de $\frac{1}{2} \rho V^2$).

O variație în altitudine nu va afecta C_{zmax} și astfel unghiul de incidență critic va fi atins (la zbor rectiliniu orizontal) la aceeași viteză limită indicată.

Puterea motorului

Cu motorul pornit suflul elicei adaugă energia cinetică (a mișcării) la curentul de aer. Separarea curentului de aer de zona superioară a aripii este întârziată, și astfel viteza limită are loc la o viteză indicată mai scăzută.

Pe măsură ce avionul cu motorul funcționând se apropie de unghiul de incidență critic, atitudinea cu botul ridicat permite tracțiunii să aibă o componentă verticală care se va opune parțial greutății. De aceea, aripile sunt puțin "descărcate" și este nevoie de mai puțină portanță de la ele. Mai puțină portanță înseamnă o viteză limită scăzută.

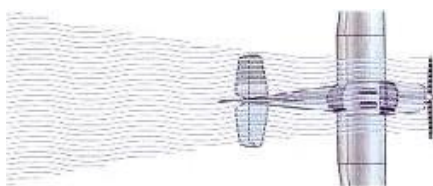


Fig 13.9.

Pe măsură ce avionul cu motorul funcționând se apropie de viteza limită, elicea va genera un curent de aer cu o viteză mai mare peste coada avionului. Direcția și profunzimea vor rămâne eficiente, dar eleroanele, nefiind afectate de curentul elicei, vor deveni mai puțin eficiente.

Dacă curentul elicei generează producerea de portanță pe părțile interioare ale aripii, atunci pe suprafețele exterioare ale aripii este posibil să apară mai devreme fenomenele specifice vitezei limită. Orice producere inegală de portanță pe suprafețele exterioare ale celor două aripi va duce la o înclinare rapidă.

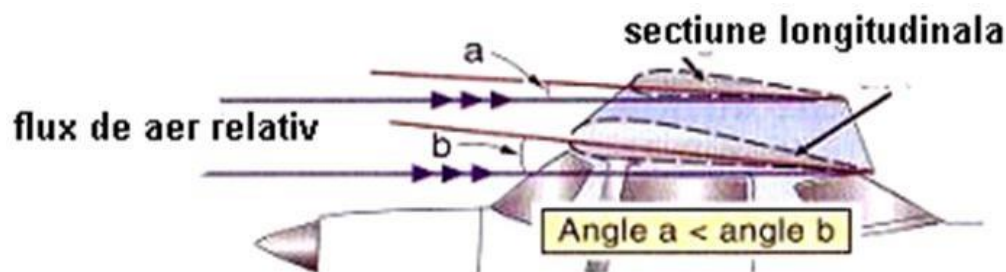
Torsiunea aripii

Dacă are loc o pierdere de portanță inegală pe suprafețele exterioare ale aripii lângă vârfurile acestora, pentru că una din ele ajunge mai devreme la viteza limită, atunci are loc un moment puternic de rotire (înclinare) datorat momentului creat de lungimea brațului dintre suprafețele exterioare ale aripii până la centrul de gravitație. De asemenea, este afectat în eficiența eleroanelor.

Este de preferat atingerea vitezei limită la baza aripii -permițând să fie resimțite trepidațiile caracteristice angajării (datorată curentului de aer turbulent de la încastrarea aripii) în timp ce vârful aripii produce în continuare portanța și eleroanele pot fi în

continuare eficiente. O pierdere inegală de portanță la încastrarea aripii, dacă o aripă ajunge la viteza limită înaintea celeilalte, nu are un moment de rotire la fel de puternic.

Aripa poate avea constructiv o torsiune - un unghi de incidență mai scăzut (și prin urmare un unghi de incidență scăzut) la vârful aripii comparativ cu baza aripii. Acest lucru înseamnă ca zona de la baza aripii va ajunge la unghiul de incidență critic înaintea vârfului



Proiectat pentru a produce angajarea la baza planului înainte de a se produce la capatul de plan aripii.

Fig 13.10.

Apariția vitezei limită mai întâi la baza aripii poate fi obținută de proiectant prin mai multe modalități. De exemplu, plăci mici de metal pot fi plasate la bordul de atac pe partea de jos pentru a facilita apariția timpurie a vitezei limită la baza aripii.

Gheața, chiciura și alte contaminări ale aripii

Formarea givrajului are două efecte:

- Gheața pe aripi (îndeosebi jumătatea din față a zonei superioare unde este generată cea mai multă portanță) va cauza o "rupere" prematură a curentului de aer laminar la unghiuri de incidență sub valoarea unghiului de atac critic normal. De aceea, viteza limită va avea loc la valori de viteze mai ridicate.
- Givrajul mărește greutatea, și astfel viteza limită va fi crescută.

Oricat de puțină gheață ar fi, chiar dacă avionul este numai brumat, trebuie îndepărtată de pe aripă înaintea zborului.

Givrajul indiferent de amploarea lui cât și alte forme de contaminare ale aripii cresc valoarea vitezei limită.

Flapsurile

Scoaterea flapsurilor dă o nouă formă suprafeței portante cu un C_{zmax} crescut adică o suprafață portantă "nouă" care are o capacitate de portanță mai mare și poate duce aceeași încărcătură la o viteză mai mică. Viteza poate scădea la o valoare mai mică înainte de atingerea lui C_{zmax} și înainte de apariția fenomenelor asociate vitezei limită pe aripi.

Micșorarea valorii vitezelor limită este marele avantaj al flapsurilor. Asigură un zbor sigur la viteze mai mici - foarte folositoare pentru decolări, aterizări (pe piste mai scurte) și la zboruri de cautare la viteze reduse. Scoaterea flapsurilor de la bordul de fugă permite

atitudini ale avionului cu botul mai jos. Nu numai că vizibilitatea din cabină este crescută, dar unghiul de incidență critic va fi de asemenea atins la o atitudine scăzută a botului avionului.

Viteza limită cu flapsurile scoase poate fi însoțită de o înclinare a aripilor. Folosiți direcția pentru a preveni mișcările laterale în plus ale botului avionului, nu eleroanele. Din cauza creșterii rezistenței la înaintare cu flapsurile scoase, orice scădere a vitezei în special cu motorul oprit, poate fi destul de rapidă, pilotul fiind avertizat cu puțin timp în avans despre o iminentă apariție a vitezei limită.

La viteza limită cu flapsurile scoase, turbulența deasupra cozii avionului poate cauza un control slab al profundorului - cunoscut ca "umbrirea" profundorului. Unele avioane de antrenament au o coadă în T cu stabilizatorul orizontal amplasat sus pe stabilizatorul vertical pentru a reduce "umbrirea" profundorului la viteza limită.

Scoaterea flapsurilor scade valoarea vitezei limită.

Folosiți direcția pentru a corecta înclinările reduse ale aripilor.

13.4 Dispozitive de avertizare a vitezei limită

Majoritatea avioanelor sunt echipate cu un dispozitiv ca un pinten la bordul de atac al aripilor sub forma unei placuțe acționată de curentul de aer care stabilește un contact electric aprinzând un bec cu lumină roșie și/sau un sistem acustic pentru a avertiza pilotul asupra apariției iminente a vitezei limită. Un astfel de mecanism este secundar față de avertizările aerodinamice despre apariția simptomelor caracteristice vitezei limită pe care trebuie să învățați să le recunoașteți, precum scăderea vitezei, efectul forțelor - g sau factorul de sarcină, și comenzile din cabină mai puțin eficiente.

Influența vântului:

- vântul de față va micșora distanța de planare, măbind unghiul de planare (θ);
- vântul de spate va mări distanța de planare, micșorând unghiul de planare.

Se poate calcula cu relația:

$$D \text{ (la } V_n) = H \times K_n \pm v \times t \text{ (exprimată în metri);}$$

Unde t = timpul de planare cu valoarea egală cu raportul dintre înălțime (H) și viteza descendentă (w), ambele utilizând același sistem de unități (m sau km).

Influența greutateii:

Diferențele de greutate ale aceluși aeronave nu modifică finețea aeronavei (K) și deci nici unghiul de planare sau distanța de planare pentru vânt nul.

Mărimea greutateii va influența viteza descendentă (w), prin mărirea vitezei de planare la același unghi de incidență și în final timpul de planare. Și aici se face prezentă influența vântului, astfel distanța de planare cu vânt la mărirea greutateii (timpul va scădea), factorul ($\pm v \times t$) se va micșora, iar distanța de planare se va apropia de cea fără vânt; dacă greutatea se micșorează, distanța de planare va fi influențată în mai mare măsură de

vânt.

13.5 Vria

Vria este o evoluție care apare datorită unei erori de pilotaj sau la comanda pilotului.

În timpul vriei, aeronava execută simultan două rotații:

- a. o rotație în jurul axei longitudinale a aeronavei;
- b. o rotație în jurul axei verticale.

Traectoria descrisă pe timpul vriei, este o spirală verticală .

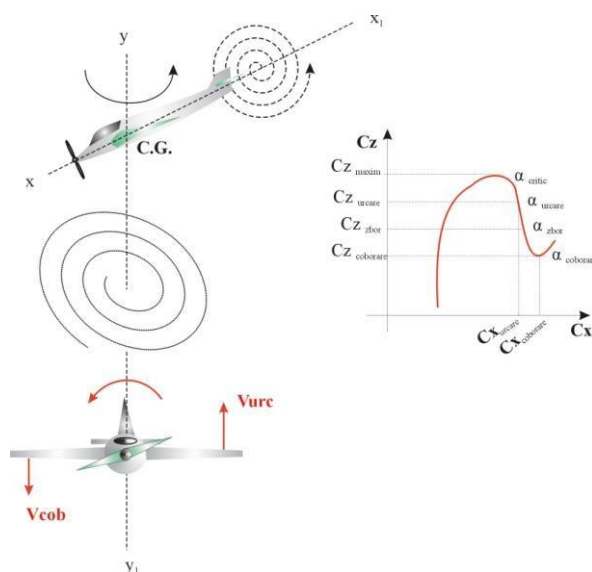


Fig 13.11. Vria

Cauza care duce la angajarea aeronavei în vrie este pierderea stabilității transversale datorită depășirii incidenței critice ($\alpha_{cob.} > \alpha_{urc.}$); în acest mod se modifică rezistența la înaintare pe cele două aripi, astfel $F_{xcob.} > F_{xurc.}$. Apare moment de rotație pe axul vertical, aeronava se înclină pe o parte și face viraj pe aceeași parte.

Clasificarea vriei:

- a. după poziția inițială a aeronavei:
 - vrie normală;
 - vrie rasturnată.
- b. după poziția axului longitudinal al aeronavei față de orizontală:
 - vrie verticală;
 - vrie plată.

Caracteristicile vriei verticale:

- raza spiralei este de $\frac{1}{2}$ din anvergura;
- viteza de rotație este mai mică față de viteza de rotație la vrie plată; pierderea de înălțime la un tur complet de vrie este de aproximativ 100 m;
- tendința manșei - are tendința să se deplaseze către în față sau chiar poate

rămâne pe punctul neutru.

Caracteristicile vriei plate:

- raza spiralei este mult mai mică;
- viteza de rotație este mare;
- pierderea de înălțime la un tur complet este mai mare, putând ajunge la cca.1000m;
- tendința manșei - apasă puternic asupra pilotului.

Angajarea aeronavei în vrie normală(pozitivă)

Pentru angajarea în vrie, se trage de manșa până când aeronava depășește unghiul de incidență critic, apoi se strică echilibrul transversal acționând palonierul în direcția în care se dorește să se facă vria și datorită acțiunilor, aeronava se va înclina în partea în care s-a acționat palonierul, intrând în vrie pe stanga sau dreapta.

Scoaterea aeronavei din vrie normală(pozitivă)

Pentru scoaterea din vrie, este necesar sa se oprească mai întâi mișcarea de rotație în jurul axului vertical și numai după aceea profundorul va avea eficacitate, putând să oprim și mișcarea de rotație în jurul axului longitudinal.

Forțele mari de inerție care apar datorate rotației în jurul axei verticale, dau un moment de „cabraj” mare care nu poate fi anulat prin acțiunea profundorului. Întâi se va acționa palonierul în partea opusă rotației, manșa va rămâne pe loc sau se va împinge foarte ușor în față. După încetarea rotației în jurul axei verticale ($y-y_1$), se eliberează palonierul și se împinge energic de manșă până când incidența devine mai mică decât valoarea incidentei critice. Aici aeronava fiind stabilă transversal, rotația în plan orizontal (axa $x-x_1$) va înceta de la sine, aeronava revenind într-un picaj pronunțat.

Factori de influența:

Scoaterea aeronavei din vrie, este influențată de:

- tracțiunea elicei - când elicea este deplasată superior față de axul longitudinal al avionului, pentru scoaterea din vrie se „bagă” motorul în plin. Ca urmare va apare un moment de picaj și avionul iese din vrie.
- $M_{picaj} = F_z \times a$; unde a este distanța dintre axul elicei și axul longitudinal al avionului.
- momentul giroscopic al elicei; la vria care se execută pe același sens de rotație cu cel al elicei, momentul giroscopic al elicei va ajuta la scoaterea avionului din vrie; la vria care se execută cu rotirea în sensul invers al sensului de rotire al elicei, momentul giroscopic al acesteia va ridica avionul de bot și va duce la îngreunarea scoaterii din vrie a avionului.
- „Umbrirea” suprafețelor de comandă (funcție de forma ampenajului); la această evoluție, viteza avionului este apropiată de viteza verticală, iar în spatele ampenajului orizontal va apare un curent turbionar și ca urmare a acțiunii acestuia direcția nu va mai fi eficientă.

Folosirea greșită a eleroanelor

Încercarea de a ridica aripa coborâtă cu eleronul opus, poate avea efectul invers când avionul se află în zona vitezei limită mai ales atunci când comanda dată este amplă și bruscă. Dacă, pe măsură ce eleronul coboară, unghiul de incidență al vitezei limită este depășit, în loc ca aripa să se ridice, ea poate coborî brusc, rezultând o intrare în vrie. Aceasta este tehnica de intrare într-o vrie pentru unele avioane.

La unele avioane, folosirea greșită a eleroanelor poate cauza intrarea în vrie. Într-o vrie aeronava se comportă ca un giroscop. Așadar, distribuția masei va avea un efect considerabil asupra formei pe care o va lua vrie și cât de ușor se va putea ieși din această evoluție.



Fig. 13.12 Inducerea vriei prin acționarea inversă a eleronului

Spirala

Spirala este evoluția care se face în scopul de a câștiga sau pierde înălțime utilizând în acest scop o arie degajată.

Spirala în coborâre se deosebește de vrie prin faptul că incidența este mai mică decât incidența critică, fiind o combinație între zborul planat și viraj.

Forțele care acționează asupra aeronavei în spirală:

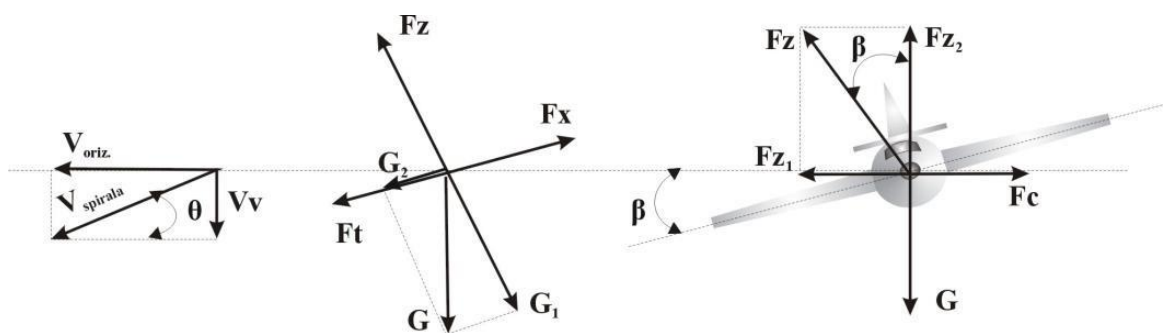


Fig 13.13

Ecuatii de echilibru:

$$Fz2 = G1; Fz1 = Fc;$$

$$F_x = G_2 + F_t;$$

$$F_{z2} = F_z \cos\beta; F_{z1} = F_z \sin\beta; G_1 = G \cos\theta; G_2 = G \sin\theta.$$

$$F_z \cos\beta = G \cos\theta; F_t \sin\beta = F_c;$$

$$G \sin\theta + F_t = F_x. V_v = V_{\text{spirală}} \times \sin\theta;$$

$$V_{\text{voriz.}} = V_{\text{spirală}} \times \cos\theta.$$

Concluzie: cu cât unghiul de planare este mai mare, cu atât raza spiralei va fi mai mică.

13.6 Fazele aterizării

Aterizarea este evoluția prin care o aeronavă ia contact cu suprafața de aterizare și rulează sau alunecă până la oprire.

Profilul aterizării este dat de traiectoria descrisă de C.G. al aeronavei în evoluție.

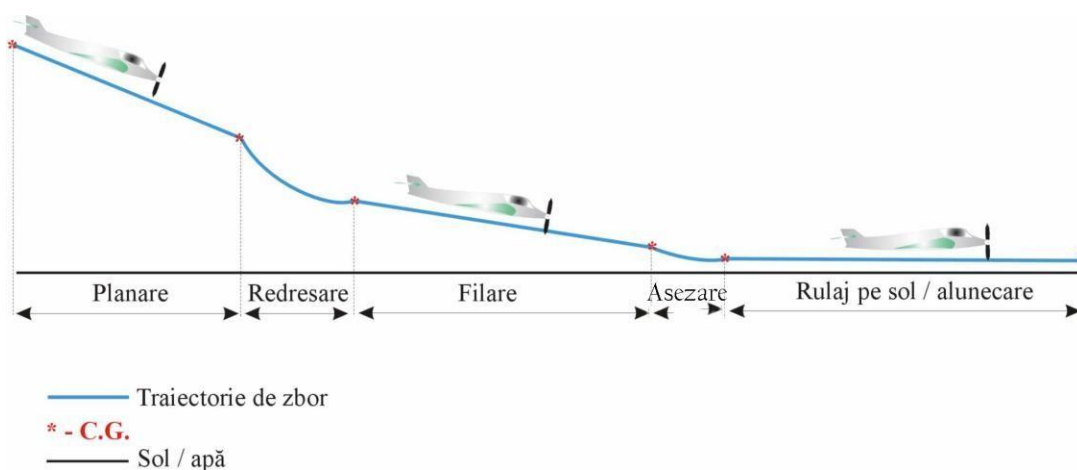


Fig 13.14.

Redresarea este porțiunea curbilinie în care traiectoria aeronavei trece de la cea înclinată pe orizontală în vederea planării în palier deasupra solului sau apei.

Filarea (frânare în zbor orizontal) sau palierul aeronavei deasupra solului sau apei necesară pentru reducerea vitezei înaintea contactului cu solul sau apa.

Rularea aeronavei (alunecarea) - deplasarea aeronavei până în momentul opririi.

Forțele care acționează asupra aeronavei și ecuația de echilibru.

Planarea

- tren scos; flaps scos.

Ecuația de echilibru: $F_x = G_1$ și $F_z = G_2$; $G_1 = G \sin\theta$; planare:

$$G_2 = G \cos\theta \text{ planare};$$

Finețea trebuie să fie minimă

C_z planare aproximativ egal cu 50 - 70% din C_z maxim.

Redresarea

Este necesar ca aeronava să aibă o anumită rezervă de viteză și de înălțime, care va varia în funcție de unghiul de planare.

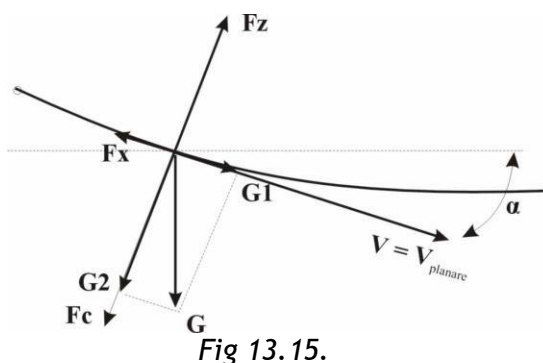
Ecuția de echilibru:

$$F_z = G_2 + F_c; \quad F_x = G_1$$

$$G_1 = G \sin\theta; \quad G_2 = G \cos\theta$$

În cazul redresării aeronava frânează sub acțiunea forței de rezistență aerodinamică egală cu greutatea împărțită la finețe. De aceea se va mări unghiul de incidență pentru ca portanța să rămână egală cu greutatea. Această creștere are loc până când se atinge valoarea maximă a coeficientului de portanță; ca urmare a acestei acțiuni, aeronava „cade” pe sol. Viteza corespunzătoare acestei „căderi” va fi chiar viteza de aterizare.

$$C_z \text{ redresare} = (0,7 \div 0,9) \times C_z \text{ maxim}$$



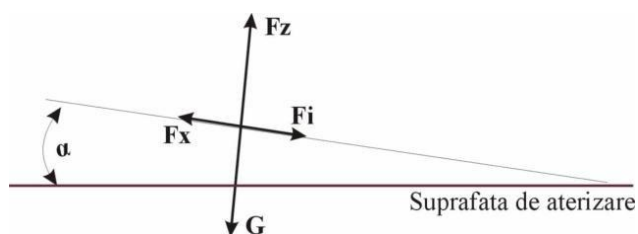
Filarea

Ecuția de echilibru $F_z \approx G$

$$F_x = F_i$$

În timpul filării viteza scade, când aeronava ia contact cu solul sau apa botul este foarte ridicat.

Fig 13.16



Rulajul

Ecuția de echilibru:

$$G = F_z + N \text{ unde } N = N_1 + N_2$$

$$F_x = F_i + F_f \text{ unde } F_f = F_{f1} + F_{f2}$$

Viteza de aterizare

Valoarea vitezei în momentul inițial al „căderii” pe sol diferă de cea din momentul în care aeronava ia contact cu suprafața de aterizare. Pentru momentul inițial al „căderii” pe suprafață se menține încă egalitatea între portanță și greutatea aeronavei.

În mod aproximativ se poate arăta ca viteza aeronavei în momentul atingerii suprafeței de aterizare de la $H = 0,3$ m, reprezintă circa 0,94% din valoarea Vitezei de aterizare.

Pentru calculul vitezei de aterizare, se pot folosi formulele simplificate:

$$V_{\text{aterizare}} = 12 \sqrt{\frac{G}{S}} \quad - \text{ pentru aripi fără voleturi}$$

Și

$$V_{\text{aterizare}} = 10 \sqrt{\frac{G}{S}} \quad - \text{ pentru aripi cu voleturi}$$

Încărcarea pe aripă influențează direct viteza de aterizare. Dacă G/S crește va rezulta și o creștere a Vitezei de aterizare.

Dupa aterizare, se poate micșora distanța de rulare prin folosirea parașutelor de frânare, sau a frânelor pentru roți, etc.

Comenzile la sol

Controlul direcțional se face prin folosirea: direcției, manevrabilitatea roții de bot (care poate fi conectată la paloniere), turația motorului și frâne. Curentul de aer din jurul direcției îi crește eficiența. În timpul rulajului pe sol nu întoarceți prea brusc, îndeosebi când se rulează cu o viteză mai mare - un CG ridicat, un ecartament mic, sau un efect nefavorabil al vântului (vânt tare în partea virajului) toate se pot combina pentru a va amplifica mișcarea de rotire, făcând să coboare vârful aripii exterioare până la lovirea solului. Orice vânt va avea tendința de a învârti avionul cu botul în vânt - așa că aveți grijă când rulați pe pistă cu vânt lateral și vânt din spate.

Viteza este controlată prin putere (turația al motorului) și de frâne, majorarea puterii cu maneta de gaz este folosită de obicei pentru a accelera avionul și atunci când acesta este în mișcare, puterea poate fi redusă pentru micșorarea vitezei de rulaj. Rezistența aerului, fricțiunea solului și frânele roților vor încetini avionul. Este o dovadă de maiestrie aviatică să nu folosiți puterea motorului împotriva frânelor. O frânare dură, în special la un avion cu bechie (roată în spate), poate face ca acesta să coboare botul până la lovirea solului cu elicea. Frânarea unui astfel de avion îl poate destabiliza direcțional - CG (datorită inerției) va încerca să se mute înaintea roților principale pe care sunt aplicate frânele. La un avion cu roată de bot (teren de aterizare triciclu), frânarea nu va face ca avionul să vireze.

Efectul vântului lateral.

Un vânt lateral va avea tendința de a ridica aripa aflată în vânt, în special dacă, constructiv are un unghi diedru mare. Aripile pot fi ținute la același nivel cu eleroanele (manșa în partea vântului). Va exista și o tendință a avionului de a întoarce botul înspre vânt.

Efectul vantului din spate.

Rulajul pe sol cu viteză mare și vânt de spate nu se recomandă, fiind chiar periculos.

De asemenea va scădea stabilitatea direcțională, vântul acționând mai întâi pe suprafețele mari ale cozii. O întoarcere, odată începută, poate fi dificil de controlat. La vânt din spate puternic, instructorul dumneavoastră de zbor va poate sfătui să țineți manșa înainte - aceasta coboară profundorul și evită crearea unei forțe portante de către vântul din spate pe coada avionului.

Rulajul

Următoarele informații de baza despre rulaj sunt valabile atât pentru avioanele cu roata de bot, cât și pentru cele cu bechie.

Rulajul este mișcarea controlată a avionului pe sol efectuată datorită forței de tracțiune generată de grupul moto-propulsor. Din momentul în care avionul începe să se miște, între platformă și pistă, pilotul trebuie să înțeleagă foarte bine procedurile de rulaj și să fie experimentat în executarea lor.

Luarea la cunoștință despre alte aeronave care decolează, aterizează sau efectuează manevra de taxi și considerația pentru dreptul la prioritate a celorlalți sunt esențiale pentru siguranță.

În timpul rulajului pilotul trebuie să se uite afară, atât în lateral cât și în față. Pilotul trebuie să observe întreaga zonă din jurul avionului pentru a se asigura că evită toate obstacolele și celelalte aeronave.

Oricând există dubii asupra posibilității de a ocoli un obstacol, pilotul ar trebui să oprească avionul și să pună pe cineva să verifice dacă distanța este suficientă pentru a efectua manevra. Este posibil să fie necesar ca avionul să fie mutat de personalul de la sol.

Este dificil de stabilit o regulă pentru o singură viteză pentru a efectua rulajul în siguranță. Ceea ce în anumite împrejurări este rezonabil și prudent în alte condiții ar putea fi imprudent și dezastruos.

Cele mai importante cerințe pentru a efectua rulajul în siguranță sunt controlul pozitiv, abilitatea de a recunoaște posibilele pericole în timp util pentru a le evita și abilitatea de a opri sau întoarce unde și când se dorește, fără a folosi mai mult decât este necesar frânele. Piloții trebuie să execute manevrele la viteze mici pe căi de rulare aglomerate sau ocupate.

În mod normal viteza trebuie să fie adaptată astfel încât deplasarea avionului să fie dependentă de acționarea manetei de gaz, adică suficient de mică încât atunci când aceasta este redusă avionul se oprește prompt.

Când există marcaje pe mijlocul căii de rulare, acestea ar trebui urmărite, cu excepția cazurilor în care este necesar să se ocolească avioane sau obstacole.

În timpul rulajului este bine să încetiniți înainte de a începe un viraj. Virajele rapide, cu viteze mari suprasolicite trenul de aterizare și pot provoca schimbări de direcție ce nu mai pot fi controlate sau chiar capotări. Acestea sunt mai probabile când se virează de pe o traiectorie cu vânt de spate către o traiectorie în care există vânt de față. Când vântul suflă moderat sau puternic, piloții vor observa tendința avionului de a se orienta către vânt

când acesta este lateral.

Când se rulează la viteze corespunzătoare în condiții fără vânt, eleroanele și profundorul nu au efect asupra controlului direcției de deplasare a avionului. Suprafețele de control nu ar trebui considerate direcționale și ar trebui ținute în poziția neutră.

Menținerea direcției de deplasare se realizează prin acționarea palonierelor care acționează asupra direcției și a frânelor. Pentru a întoarce avionul pe sol, pilotul trebuie să acționeze asupra direcției în partea dorită de întoarcere și să folosească puterea motorului sau frânele atât cât este necesar pentru a controla viteza de manevră.

Palonierele trebuie acționate în direcția de întoarcere până aproape în momentul în care aeronava ajunge în punctul în care întoarcerea este terminată. Apoi se încetează acționarea palonierului din direcția respectivă sau se acționează celalalt palonier cât este nevoie.

Pentru a mișca aeronava de pe loc este nevoie de mai multă putere furnizată de motor, decât cea necesară pentru a începe un viraj sau pentru a menține deplasarea într-o direcție dată.

Când se folosește putere suplimentară, maneta de gaze trebuie imediat redusă când aeronava începe să se miște, pentru a preveni accelerația în exces.

Când se începe pentru prima dată procedura de taxi, frânele trebuie testate pentru o mai bună operare, de îndată ce avionul este pus în mișcare. Pentru aceasta se acționează maneta de gaze pentru a începe rulajul, apoi aceasta se reduce și se acționează simultan frânele. Dacă acțiunea frânelor nu este satisfăcătoare se oprește motorul imediat.

Prezența vântului de față de la moderat la puternic și/sau fluxul puternic de aer produs de elice fac necesară acționarea profundorului pentru a menține controlul asupra poziției avionului în timpul rulajului.

În cazul avioanelor cu roata de bot profundorul trebuie ținut în poziția neutră, în timp ce în cazul avioanelor cu bechie manșa trebuie ținută trasă pentru a ține bechia avionului pe sol.

Rulajul cu vânt de coadă va necesita mai puțină putere după ce mișcarea începe, deoarece vântul va împinge avionul în față. (Fig 14.1.).

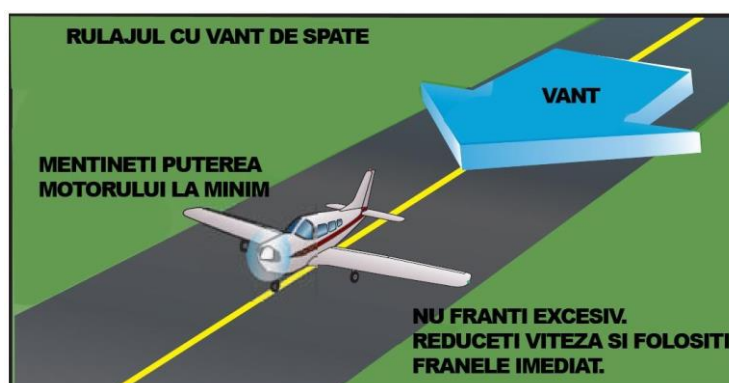


Fig 14.1. Rulajul cu vânt de spate

Pentru a evita folosirea excesivă a frânelor când se rulează cu vânt de spate se menține

puterea motorului la minim. Pentru a controla viteza este de preferat să se acționeze frânele ocazional.

În afara cazurilor în care se execută viraje bine definite la viteze mici, maneta de gaze ar trebui să fie ținută la relanti înainte să se acționeze frânele. Este o eroare comună a elevilor să ruleze folosind o turație care necesită controlarea vitezei aeronavei pe sol cu ajutorul frânelor.

Acesta este echivalentul aeronautic al conducerii unui autovehicul acționând simultan atât pedala de accelerație cât și cea de frână.

Când se rulează cu vânt din lateral-față, aripa din vânt va tinde să fie ridicată dacă manșa nu va fi ținută în acea direcție (eleronul din vânt ridicat) (Fig 14.2.).

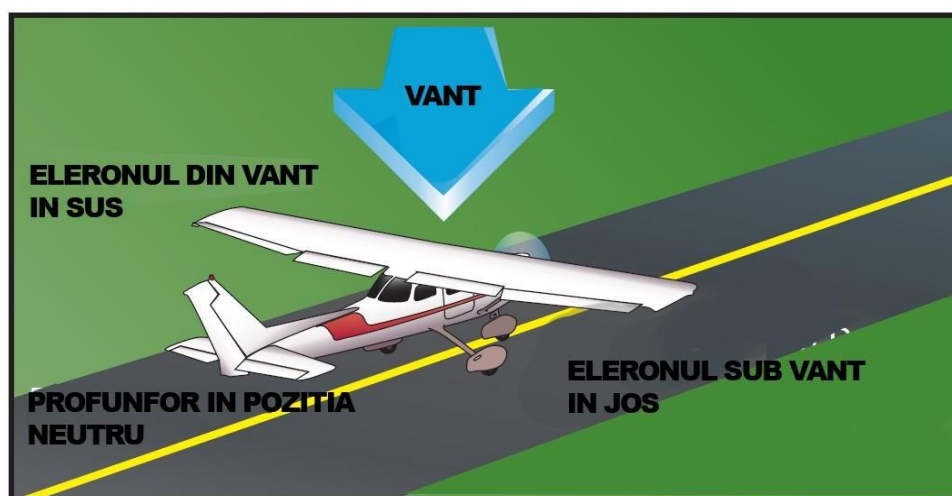


Fig 14.2. Rulajul cu vânt lateral-față

Ținând eleronul din vânt ridicat se reduce vizibil efectul vântului asupra aripii. Aceasta comandă va cauza de asemenea coborârea eleronului celeilalte aripi.

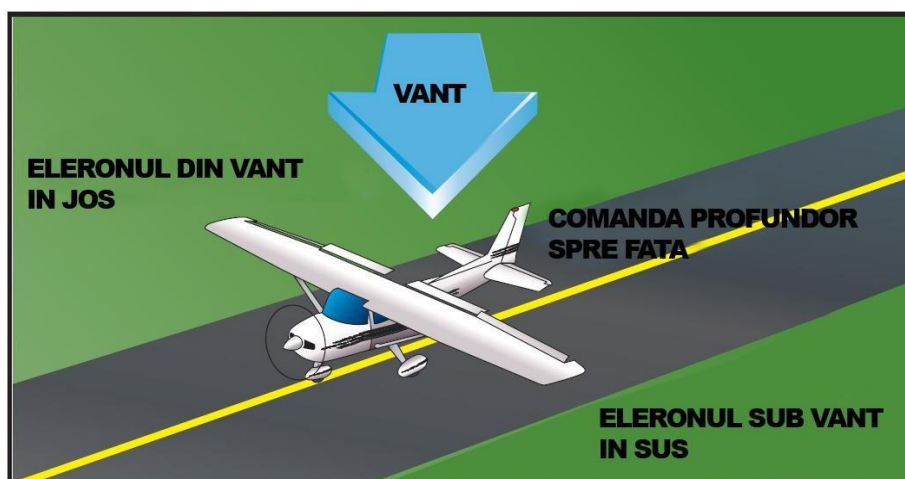


Fig 14.3. Rulajul cu vânt lateral-spate

Când se rulează cu vânt din lateral-spate, profundorul trebuie ținut în jos prin acționarea manșei în față, iar eleronul din vânt trebuie ținut tot brațat în jos (Fig 14.3.).

Din moment ce vântul acționează asupra avionului din spate, aceste poziții ale

suprafețelor de comandă reduc tendința vântului de a ajunge sub coada avionului și de a produce capotarea acestuia.

Aplicarea acestor corecții când vântul are componentă laterală ajută la micșorarea tendinței avionului de a se orienta către vânt și fac ca acesta să fie mai ușor de controlat.

În mod normal toate virajele trebuie începute prin acționarea palonierului pentru a direcționa roata de bot. Pentru a strânge virajul după ce a fost acționat palonierul la maxim se acționează frâna cât este necesar. Când se oprește avionul este recomandat ca roata de bot să rămână în poziție dreaptă pentru a ușura plecarea avionului de pe loc.

În timpul rulajului cu vânt lateral, chiar și avioanele cu roată de bot au tendința de a se orienta cu botul către vânt. În orice caz, această tendință este mai mică decât la avioanele cu bechie (Fig 14.4.).

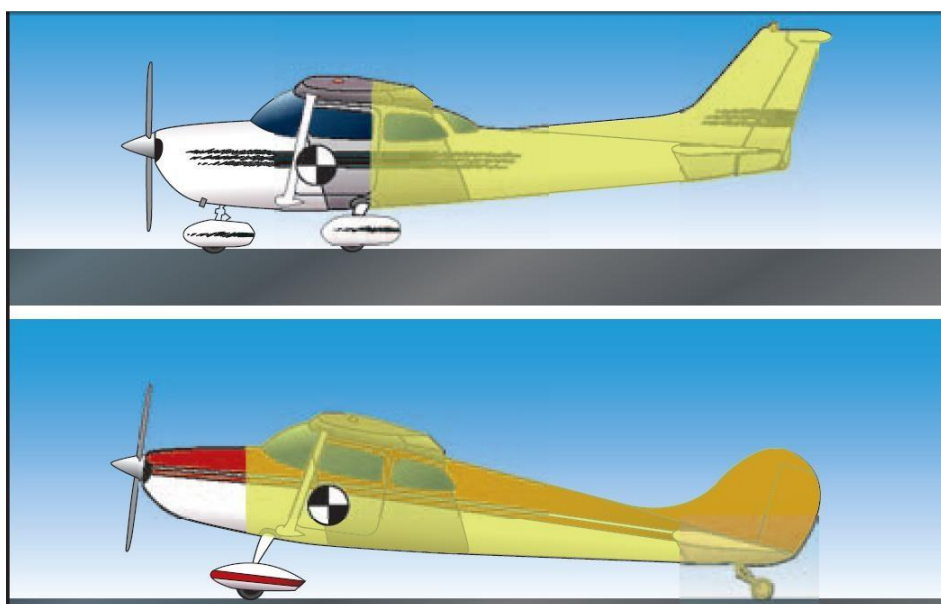


Fig 14.4. Influența vântului lateral în rulaj

În timpul rulajului de după aterizare avionul trebuie să încetinească gradat până la viteza normală de rulaj, înainte de a vira pentru ieșirea de pe pista de aterizare. În cazul efectuării virajului la unghiuri și viteze mari pot avea loc capotarea și distrugerile ale avionului.

Pentru a acorda atenție maximă controlului aeronavei în timpul rulajului de după aterizare, verificarea de după aterizare trebuie efectuată doar după ce aeronava a fost oprită în afara pistei.

Au existat numeroase cazuri în care pilotul, din greșeală, a acționat maneta greșită și a băgat trenul de aterizare în loc de flaps datorită atenției distribuite greșit în timpul mișcării avionului.

În orice caz, această procedură poate fi modificată dacă producătorul recomandă ca după aterizare anumite manevre trebuie executate în timpul rulajului de după aterizare. De exemplu, când se execută aterizările pe teren scurt, este posibil ca producătorul să recomande retragerea flapsului în timpul rulajului de după aterizare pentru a îmbunătăți frânarea. În această situație pilotul trebuie să facă o bună identificare a manetei de flaps

și să o acționeze.

În afara cazului în care parcare se efectuează în zone supravegheate, special destinate parcării, pilotul trebuie să aleagă o locație în care avionul să nu fie pe direcția fluxului de aer produs de elicele altor avioane. De câte ori este posibil, aeronava trebuie parcată cu botul în vânt. După oprirea în locul dorit, avionului trebuie să i se permită să ruleze suficient pentru a îndrepta roata de bot sau bechia.

În final pilotul trebuie să respecte check-listul de oprire al motorului indicat în manualul producătorului.

Unele din cele mai importante acțiuni includ:

- acționarea frânelor de parcare
- reducerea manetei de gaze la relanti
- încercarea magnetourilor și apoi tăierea lor
- oprirea stației radio
- oprirea întrerupătorului general
- blocarea comenzilor

Un zbor nu este niciodată terminat înainte ca motorul să fie oprit și aeronava asigurată. Pilotul trebuie să considere toate aceste lucruri menționate mai sus, ca o parte esențială din orice zbor.



14. BIBLIOGRAFIE

1. Aeroclubul României - Principiile zborului 2007
2. FAA Airplane Flying Handbook 06 / 2004
3. Oxford ATPL Book
4. Aeroclubul Romaniei - Manual de pregatire teoretică pentru licența de pilot privat PPL(A) 2011