



A E R O C L U B U L R O M Â N I E I
MANUAL DE PREGĂTIRE TEORETICĂ PENTRU LICENȚA DE PILOT PRIVAT
PPL(A)

PRINCIPIILE ZBORULUI

BUCUREȘTI 2011

Pagină lăsată goală

Lista de evidență a amendamentelor

[illegible]

Pagină lăsată goală

CUPRINS

1.	Atmosfera	9
1.1	Introducere.....	9
1.2	Compozitie si structura	9
1.3	Presiunea atmosferica.....	12
1.4	Atmosfera standard internationala	15
2.	Fortele care actioneaza asupra unui avion	17
2.1	Distributia celor patru forte	17
2.2	Portanta	18
2.3	Fora de rezistenta la inaintare	20
2.4	Raportul Portanta (F_z) / Rezistenta la inaintare(F_x)	21
2.5	Zborul la orizontala rectiliniu si uniform	22
2.6	Tractiunea.....	23
2.7	Greutatea.....	24
3.	Fora portanta pe un profil aerodinamic	27
3.1	Distributia presiunii si curentul de aer din jurul unui profil aerodinamic	27
3.2	Curentul de aer din jurul unui avion.....	28
3.3	Curgerea curentului	28
3.4	Profilul aerodinamic si principiul lui Bernoulli	30
3.5	Portanta pe o aripa standard	42
4.	Fora de rezistenta la inaintare	47
4.1	Introducere.....	47
4.2	Fora totala de rezistenta la inaintare	48
4.3	Rezistenta indusa	53
4.4	Reducerea rezistentei induse	55
4.5	Fora de rezistenta totala la inaintare	59
4.6	Rezistenta la inaintare pe un profil aerodinamic	61
5.	Raportul Portanta - Rezistenta la inaintare	63
5.1	Introducere.....	63
5.2	Zborul la orizontala rectiliniu si uniform	65



6.	Elicea avionului	69
6.1	Caracteristici constructive.....	69
6.2	Principiul de functionare al elicei	70
6.3	Variatia tractiunii disponibile si a puterii disponibile a elicei cu inaltimea.....	73
6.4	Clasificarea elicelor	75
6.5	Miscarea elicei	76
6.6	Elicele cu pas variabil si reglatoarele de turatie constanta	79
6.7	Efectele produse de elice la decolare	80
7.	Echilibrul avionului	83
7.1	Generalitati	83
7.2	Echilibrul longitudinal.....	84
7.3	Echilibrul transversal	84
7.4	Echilibru de directie	86
7.5	Stabilitatea avionului.....	87
7.5.1	Stabilitatea longitudinala.....	88
7.5.2	Stabilitatea transversala	91
7.5.3	Stabilitatea in directie	93
7.5.4	Stabilitate statica	93
7.5.5	Stabilitatea dinamica	94
7.6	Maneabilitatea avionului	94
8.	Comenzile aeronavei	97
8.1	Generalitati	97
8.2	Profundorul	97
8.3	Eleroanele.....	98
8.4	Directia.....	99
8.5	Flapsurile	100
8.6	Trimere	109
8.7	Compensarea gravimetrica (masica)	110
9	Zborul la orizontala rectiliniu si uniform	113
9.1	Generalitati	113
9.2	Momentele de picaj-cabraj	114
9.3	Variatia vitezei in zborul la orizontala	115
9.4	Atitudinea avionului in zborul orizontal	115
9.5	Efectul greutatii in zborul orizontal	116
9.6	Performanta in zborul orizontal.....	118
9.7	Zborul rectiliniu orizontal la altitudine	124



10. Urcarea	125
10.1 Urcarea in sandela si urcarea constanta	125
10.2 Fortele in urcare	126
10.3 Unghiul de panta la urcare (Gradientul de urcare)	127
10.4 Diferite viteze de urcare	128
10.5 Factorii care afecteaza performanta de urcare	129
10.6 Efectul vantului asupra performatelor de urcare.	132
11. Coborarea	135
11.1 Zborul in coborare	135
11.2 Factorii care afecteaza unghiul de planare	137
11.3 Distanta de planare fata de sol	139
11.4 Controlul coborarii cu motorul in functiune	140
12. Virajul	143
12.1 Fortele intr-un viraj	143
12.2 Factorul de sarcina intr-un viraj	145
12.3 Tractiunea in viraj	147
12.4 Viteza limita intr-un viraj	147
12.5 Suprainclinarea / Subinclinarea in timpul virajului	148
12.6 Echilibrarea virajului	150
13. Viteza limita	154
13.1 Atingerea vitezei limita	154
13.2 Recunoasterea vitezei limita	156
13.3 Factorii care influenteaza viteza limita	158
13.4 Dispozitive de avertizare a vitezei limita	165
13.5 Vria	165
13.6 Fazele aterizarii	168
14. Comenzile la sol	172
BIBLIOGRAFIE	178

Pagină lăsată goală

Aerodinamica este stiinta (ramura a mecanicii fluidelor), care se ocupa cu studiul miscarii aerului, precum si cu studiul miscarii corpurilor in aer.

Consecinta a inventarii vehiculelor aeriene, s-au dezvoltat diferite ramuri ale aerodinamicii:

- aerodinamica teoretica, bazata pe aplicatii matematice, care trateaza cele mai generale legi si fenomene fizice aerodinamice;
- aerodinamica experimentală, care studiaza fenomenele prin intermediul unor experimente;
- aerodinamica aplicata, care foloseste cunostintele din celelalte doua ramuri ale aerodinamicii, in constructiile aeronautice.

CAPITOLUL 1.

1. Atmosfera

1.1 Introducere

Atmosfera este invelisul gazos al globului pamantesc, cunoscut sub denumirea de aer.

Aerul este un amestec de gaze continand in plus vapori de apa, particule microscopice, fum, praf, micrometeoriti, saruri, bacterii, etc. (acestea pot atinge 4% din atmosfera).

1.2 Compozitie si structura

Studiind aerul uscat s-a constatat ca procentajul gazelor componente ale atmosferei este urmatorul: 78,9% azot; 20,95% oxigen; 0,93% argon; 0,03% bioxid de carbon. Restul de cateva sutimi il formeaza gazele rare cum ar fi: hidrogenul, heliul, radonul, neonul, criptonul, xenonul, metanul, ozonul.

Cu toate ca aceste gaze au greutate specifice diferite, din cauza miscarilor atmosferei nu se pot stratifica in raport cu densitatea lor asa ca pana la altitudini de cca. 70 km compozitia aerului este aproape omogena.

Stratificare verticala

Inaltimea maxima a atmosferei este de 2500 km, dar in mod practic se considera ca fiind extinsa pana la 800 km.

La aceasta înălțime aerul este extrem de rarefiat, elementele (moleculele) găsindu-se, nu în stare moleculară, ci în stare atomică.

Zonele atmosferei

Zonele atmosferei au fost determinate în urma studiului făcut privind variația temperaturii cu înălțimea. Aceste zone sunt:

- troposferă;
- stratosferă;
- mezosferă;
- termosferă.

Troposferă (zona în care au loc toate fenomenele obișnuite din natură: ploaie, fulgere, trăsnete etc.) se află cuprinsă ca înălțime între 5-8 km la pol și 15-18 km la ecuator.

Tropopauza separă troposferă de straturile următoare, stratosferă, prezentând un salt brusc de temperatură.

Temperaturile medii sunt de -45°C la pol și de -80°C la ecuator.

Această zonă este caracterizată prin existența unor vânturi puternice de natură termică și prezintă unele discontinuități datorate unor curenți foarte puternici numiți curenți jet.

Convențional, tropopauza are o altitudine de 11 km și temperatura standard de $-56,5^{\circ}\text{C}$.

Stratosferă se întinde până la 35-50 km.

Temperatura, la început, are un mers staționar ca apoi să crească mult datorită ozonului care absoarbe razele ultraviolete.

Stratul de ozon se află între 20-30 km înălțime, având o grosime de câțiva metri.

Stratosferă este mai groasă la poli și mai subțire la ecuator.

Vizibilitatea este foarte bună, conținutul de vapori de apă fiind foarte redus.

Vânturile, deși sunt foarte puternice, au un caracter laminar. Până la 25 km predomină vânturile de vest, iar deasupra cele de est.

Stratopauza este o zonă de tranziție între stratosferă și mezosferă aflată la altitudinea de aproximativ 50 km fiind caracterizată printr-un maxim de temperatură.

Mezosferă este caracterizată prin scăderea temperaturii cu înălțimea, atingând -70°C între 80-85 km altitudine.

Termosferă este caracterizată prin creșterea continuă a temperaturii ajungându-se temperaturi de peste 1000°C .

Ionosferă. Aici aerul este puternic ionizat (electrizat). Acest fenomen are loc datorită bombardării moleculelor gazelor rarefiate de către raze cosmice (straturile ionizate reflectă undele electromagnetice către pământ).

Exosferă este caracterizată prin aceea că aerul nu se mai găsește în stare moleculară (ci atomică) datorită bombardării moleculelor cu raze cosmice. Aici vom întâlni ziua temperaturi de aprox. $+2500^{\circ}\text{C}$, iar noaptea aproape de -273°C .

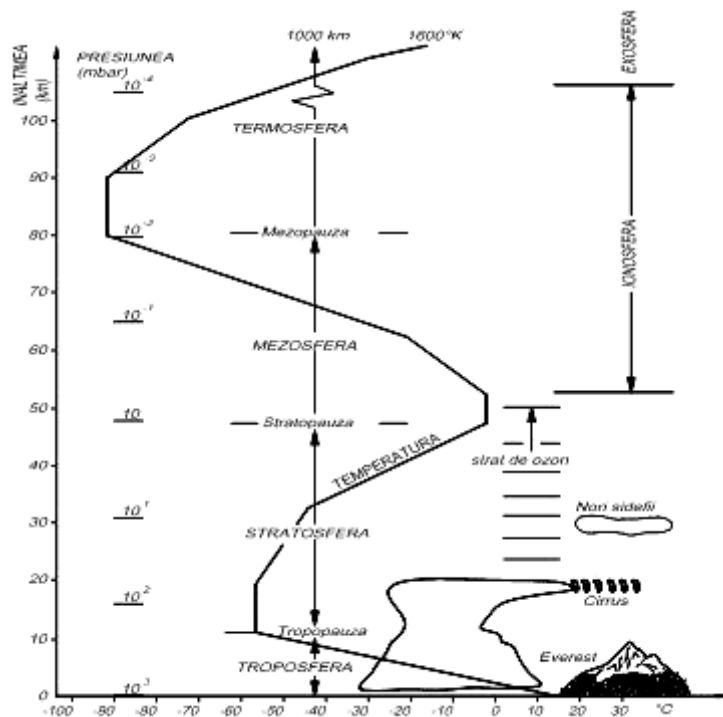


Fig 1.1. Zonele atmosferei

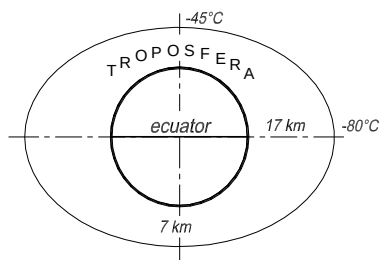


Fig 1.2. Troposfera

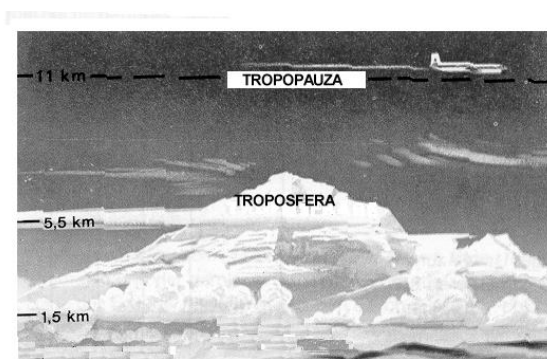


Fig 1.3. Factorii atmosferici

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

Cei 3 factori sunt: presiunea, temperatura și umiditatea.

În afara de acestea, 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).

1.3 Presiunea atmosferică

Presiunea atmosferică, densitatea și temperatura aerului

Datorită greutății proprii aerul exercită asupra corpurilor o forță ce poartă denumirea de presiune.

Prin presiune se înțelege apăsarea exercitată de o coloană de aer având suprafața bazei de 1cm^2 și înălțimea egală cu înălțimea atmosferei.

Toricelli, prin experiența sa, dovedește existența presiunii atmosferice.

Unitățile de măsură pentru măsurarea presiunii atmosferice sunt milimetrul coloană de mercur (mmHg) și hectopascalul (hPa).

În anul 1986, Organizația Meteorologică Mondială a stabilit ca în onoarea savantului francez Blaise Pascal (1623 - 1662) să se introducă unitatea de măsură a presiunii numită "Hectopascal", înlocuind vechea unitate de măsură, milibarul: ($1\text{hPa} = 1\text{mb}$).

Pentru măsurători se folosește mercurul deoarece are o densitate mare și necesită coloane relativ scurte.

$$760\text{ mmHg} = 1033,6\text{ g/cm}^2;$$

$$1\text{ g/cm}^2 = 1\text{ dyna};$$

$$1\text{ mmHg} = 1,33\text{ hPa}.$$

Pentru un calcul rapid se ia $1\text{mmHg} = 4/3\text{hPa}$ și, respectiv, $1\text{hPa} = 3/4\text{mmHg}$.

Măsurarea presiunii se face cu ajutorul:

- a) barometrului cu mercur sau cu capsula aneroidă;
- b) barografului (aparat înregistrator).

Funcționarea acestor aparate se analizează la capitolul "Instrumente de bord".

Pentru efectuarea măsurătorilor se face reducerea presiunii la 0°C , prin calcul sau tabele.

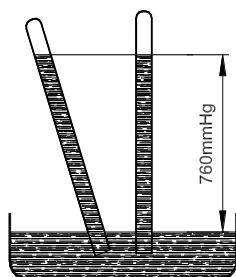


Fig 1.4. Experienta lui Toricelli

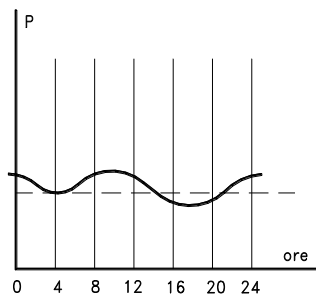


Fig 1.5. Variatia diurna a presiunii

Variatiile presiunii atmosferice

a) variatia diurna reprezinta doua maxime si doua minime pentru 24 de ore astfel:

- maxime in jurul orelor 10 si 24 si
- minime in jurul orelor 04 si 16.

Aceste variatii diurne pot atinge un hectopascal (milibar) in zonele temperate si catva milibari in cele tropicale.

b) in afara variatiilor diurne exista si variatii sezoniere; astfel pe continent presiunea prezinta un maxim iarna si un minim vara, iar pe oceane maximul este vara si minimul este iarna.

c) variatiile accidentale sunt mai importante deoarece sunt legate de caracterul timpului.

Acestea sunt produse de perturbatiile atmosferice si pot atinge 10 mb intr-un timp scurt.

Variatia presiunii cu inaltimea

Presiunea atmosferica scade in altitudine datorita:

- scaderii densitatii aerului in inaltime;
- scurtarii coloanei de aer odata cu cresterea inaltimii.

Savantul Laplace a stabilit legea variatiei presiunii cu altitudinea. Aceasta este o functie logaritmica complexa. Pentru a usura calculele a fost introdusa treapta barica. Aceasta reprezinta distanta pe verticala, in metri, pentru care se inregistreaza o descrestere a presiunii atmosferice cu 1 milibar.

Treapta barica se calculeaza pe intervale pe care se poate aproxima o scadere liniara a valorii presiunii dupa cum urmeaza:

- la nivelul marii scade cu 1mb pentru 8,4 m sau cu 1 mmHg pentru fiecare 11,2 m;
- la 5000 m presiunea scade cu 1 mb la fiecare 16 m;
- la 11000 m presiunea scade cu 1 mb la fiecare 32 m.

Presiunea barometrică

Presiunea barometrică este forța exercitată pe unitatea de suprafață (1 cm^2), de către activitatea moleculelor componente, pe o coloană de aer a cărei înălțime este egală cu grosimea atmosferei de deasupra suprafeței respective. Când aerul este în repaus relativ, mișcarea moleculelor este întâmplătoare și presiunea se exercită uniform în toate direcțiile. Această presiune se numește presiunea statică sau barometrică.

Dacă aerul ar fi în mișcare ar trebui să exercite o presiune suplimentară pe o suprafață opusă direcției vântului (mișcării aerului), aceasta este denumită presiune dinamică.

Marimile ce definesc vântul

Datorită fluidității sale aerul poate avea mișcări orizontale, verticale sau înclinate.

Mișcarea orizontală a aerului se numește vânt.

Mișcările verticale și înclinate se numesc curenți.

Vântul este provocat de diferența de presiune (pe orizontală) de la loc la loc. Aceste diferențe pe orizontală există atât la nivelul solului cât și la înălțime. Cauza principală a acestor diferențe o constituie încălzirea inegală a suprafeței terestre deci și a maselor de aer din vecinătatea acestora.

Astfel spre zonele mai încălzite (unde presiunea este mai mică) se îndreaptă aerul mai rece (cu o presiune mai mare).

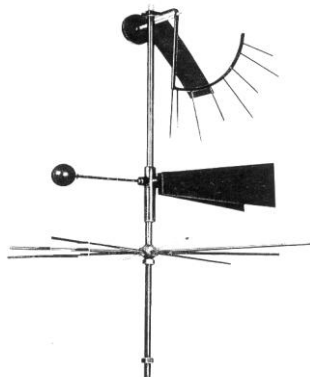


Fig 1.6. Girueta

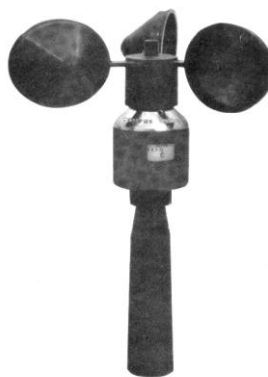


Fig 1.7. Anemometrul cu cupe

Marimile ce definesc vântul sunt direcția și intensitatea (forța).

Prin direcție, în meteorologie se înțelege direcția de unde "suflă" (vine) vântul. Ea se indică prin grade sexagesimale cu următoarea corespondență: N = 360° (0°); S = 180° ; E = 90° ; W = 270° .

Viteza vântului se exprimă în următoarele unități de măsură: m/s; km/h; mile marine/h (= nod (1 milă marină = 1852m)).

Transformarea din km/h în m/s se face înmulțind m/s cu 3,6 sau, aproximativ, înmulțind m/s cu 4 și scăzând din produs cifra zecilor.

Direcția vântului este indicată la sol de giruete (vezi Fig 1.6), iar în înălțime cu ajutorul baloanelor sau a radiosondelor.

Pe aerodrom, pentru măsurarea direcției vântului, se mai folosește maneca de vânt și T-ul mobil.

Pentru măsurarea intensității vântului se folosesc anemometrele cu cupe sau cu palete, sau anemografele.

Distribuția presiunii atmosferice pe suprafața globului este indicată pe hărțile meteorologice cu ajutorul izobarelor.

Izobarele sunt liniile care unesc punctele cu aceeași presiune atmosferică.

Hărțile izobarice pot fi anuale, lunare, zilnice, etc.

1.4 Atmosfera standard internațională

(ISA=International Standard Atmosphere)

În atmosfera reală, presiunea, densitatea, temperatura și umiditatea variază de la un loc la altul, în altitudine și în timp. Așadar, a fost necesar crearea unui model de atmosferă cu valori standard, la care să se raporteze măsurarea performanțelor aeronavelor și după care să se realizeze calibrarea instrumentelor.

Cel mai răspândit și utilizat model de atmosferă este „ICAO ISA” din 1964.

Atmosfera standard internațională (ICAO ISA):

- la nivelul mediu al mării (MSL) avem: temperatura $T = +15^{\circ}\text{C}$
presiunea $P = 1013.25 \text{ mb (hPa)}$
densitatea $\rho = 1225 \text{ g/m}^3$
- de la -5Km până la 11Km (36.090ft) temperatura scade cu $0,65^{\circ}\text{C}/100\text{m}$ ($1,98^{\circ}\text{C}/1000\text{ft}$)
- de la 11Km până la 20Km (65.617ft) temperatura rămâne constantă la $-56,5^{\circ}\text{C}$
- de la 20Km până la 32Km temperatura crește cu $0,1^{\circ}\text{C}/100\text{m}$ ($0,3^{\circ}\text{C} / 1000\text{ft}$)

Atmosfera reală diferă de ISA în mai multe feluri. Presiunea la nivelul mării variază de la o zi la alta și chiar de la o oră la alta, temperatura fluctuează de asemenea între limite largi la diferite niveluri.

Valoarea cu care atmosfera reală diferă față de ISA se numește *deviația ISA* (poate fi + sau -).

De exemplu: dacă temperatura observată este cu 6°C mai mare decât este data de ISA, atunci deviația ISA (ISA deviation) = +6

Pagină lasată goală

CAPITOLUL 2.

2. Fortele care actioneaza asupra unui avion

2.1 Distributia celor patru forte

Cele patru forte principale, prezentate in figura nr.2.1., care actioneaza asupra avionului sunt portanta, greutatea, tractiunea si rezistenta la inaintare.

Fiecare din cele patru forte principale are propriul sau punct de actiune, astfel:

- a) portanta prin centrul de presiune;
- b) greutatea prin centrul de greutate;
- c) tractiunea si rezistenta la inaintare in directii opuse, paralele cu directia zborului, prin puncte care variaza cu atitudinea si proiectarea avionului.

Sistemul de axe folosit in aerodinamica este sistemul de axe-viteze, prezentat in figura nr. 2.2., sistem de axe drept, avand directia si sensul axei O_x paralela cu directia vitezei curentului de aer cu sensul pozitiv catre in spate, axa O_z fiind situata in planul vertical cu sensul pozitiv catre in sus si axa O_y situata in plan orizontal.

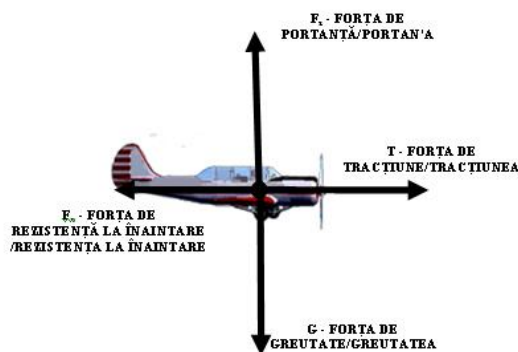


Fig 2.1. Fortele care actioneaza asupra avionului in zbor rectiliniu si uniform

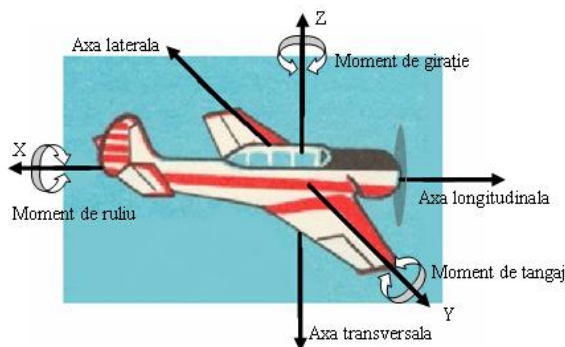


Fig 2.2. Sistemul de axe-viteze

Gravitatia este fenomenul care genereaza forta descendenta care atrage toate corpurile vertical spre centrul pamantului. Denumirea data fortei

gravitazionale 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 aplicare 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 franghie atașată de centrul său de greutate, avionul s-ar echilibra.

Portanța este rezultanta forței aerodinamice totale și este perpendiculară pe viteza relativă dintre curentul de aer și avion.

Rezistența la înaintare este rezultanta 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 forță 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.

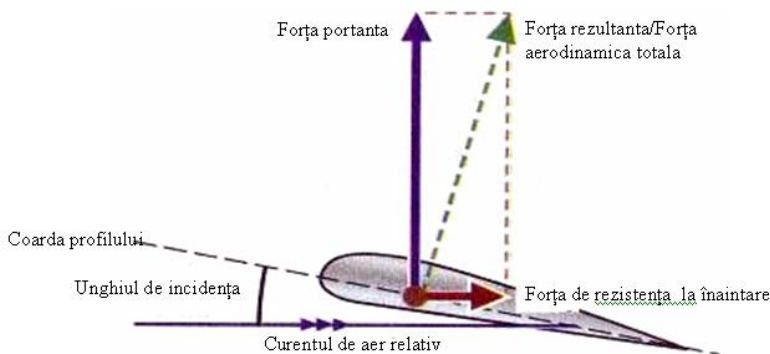


Fig 2.3. Forța aerodinamică totală

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

- a) forma aripii;
- b) unghiul de atac;
- c) densitatea aerului (ρ);
- d) viteza curentului de aer liber (V^2);
- e) suprafața aripii (S).

Portanta (si rezistenta la inaintare) produsa de o aripa urmeaza legi naturale. Putem simplifica intelegerea acestui efect natural descriindu-l intr-o formula relativ simpla (una din putinele pe care trebuie sa le retineti).

Viteza curentului de aer si densitatea (ρ) se combina in expresia pentru presiunea dinamica ($\frac{1}{2} \rho V^2$).

Punand toate acestea laolalta cu suprafata (S), obtinem:

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

Folosim “un factor” pentru a ne referi la celelalte variabile, indeosebi forma aripii si unghiul de atac (de exemplu, profilul pe care aripa il prezinta curentului de aer). Acestui factor ii este dat numele mai tehnic de *coeficient de portanta* (C_z) care este de fapt “capacitatea de ridicare” a aripii la un anumit unghi de atac. Prin urmare:

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

Pentru o aripa data, unghiul de atac este factorul de control cel mai important in distribuirea presiunii statice in jurul aripii. Acesta determina valoarea fortei de portanta care este generata. Valoarea efectiva a lui C_z va diferi asadar in functie de unghiul de atac, conform figurii nr. 2.4.

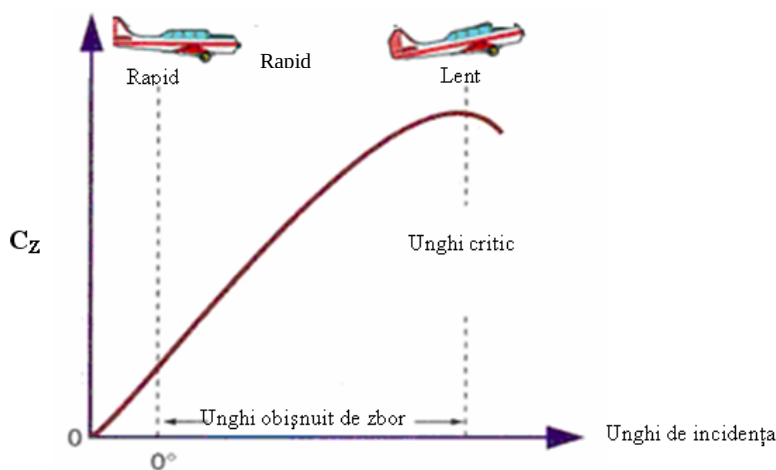


Fig 2.4. Diagrama coeficientului de portanta functie de unghiul de atac

La unghiuri de atac mai ridicate curba portantei incepe sa coboare, pana la unghiul de atac corespunzator vitezei limita dupa care are loc o scadere semnificativa a C_z si a capacitatii aripii de a produce portanta. Aceasta are loc atunci cand curentul de aer este incapabil sa ramana liniar peste zona de extrados a aripii, se separa si se imparte in turbioane (ruperea fileurilor de aer/deslipirea stratului limita). Aceasta reprezinta viteza limita a suprafetei portante. Notati ca C_z maxim (coeficientul maxim de portanta al aripii) are loc exact inaintea vitezei limita.

La unghiul de incidenta critic centrul de presiune se afla la cel mai indepartat punct catre in fata. Dincolo de unghiul de incidenta critic centrul de presiune se deplaseaza catre inapoi

2.3 Forta de rezistenta la inaintare

In timpul zborului asupra avionului actioneaza forta portanta(F_z) forta de rezistenta la inaintare(F_x) ,fora de tractiune T si forta de greutate(G).

F_x este termenul aeronautic care defineste rezistenta aerului ce se manifesta asupra unui avion in timp ce se misca relativ prin aer, adica se opune miscarii si actioneaza paralel si in aceeasi directie a curentului de aer relativ.

Principalul scop al grupului motopropulsor este de a invinge rezistenta la inaintare. Cu cat rezistenta la inaintare este mai scazuta, cu atat este nevoie de mai putina tractiune pentru a o echilibra. Avantajele unei cerinte de tractiune mai redusa sunt evidente: motoare mai mici (sau probabil mai putine ca numar), consumuri de combustibil mai scazute, mai putina solicitare a motorului si pe structurile asociate, si costuri de operare mai scazute.

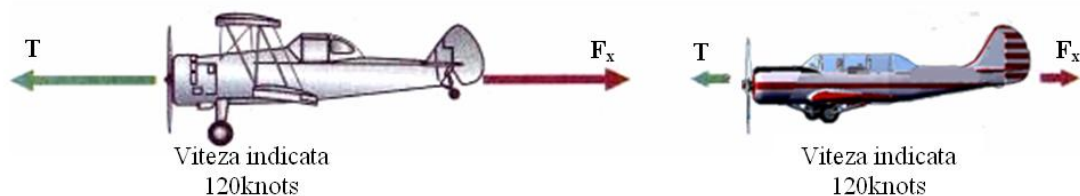


Fig 2.5. Variatia fortei de rezistenta la inaintare cu forta de tractiune

Fora de rezistenta la inaintare totala este suma totala a diferitelor forte de franare care actioneaza asupra avionului. Un mod convenabil de a studia aceste franari diferite este de a le separa in doua grupuri de baza:

- acele forte de franare asociate cu producerea de forta portanta, cunoscute ca *rezistenta la inaintare indusa* (efect tip Vortex-turbioane care se formeaza la bordul de fuga al aripii si indeosebi la varfurile aripii).
- acele forte de franare care nu sunt direct asociate cu cresterea portantei– cunoscute ca *rezistenta la inaintare parazita*, care include rezistenta de forma, rezistenta de frecare si rezistenta de interferenta (influenta unei componente aerodinamice asupra altei componente). Rezistenta de forma si rezistenta de frecare sunt uneori clasificate impreuna sub denumirea de rezistenta de profil

2.4 Raportul Portanta (F_z) / Rezistența la înaintare (F_x)

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

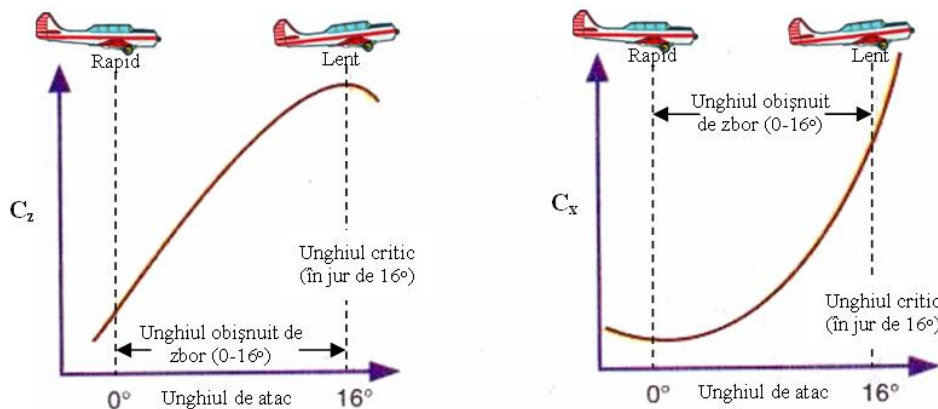


Fig 2.6. Diagrama forței de portanță și a forței de rezistență la înaintare

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 turbulente, sau vorticități, generează o mare creștere a rezistenței la înaintare.

Intr-un fel, portanța este beneficiul pe care îl obțineți de la un profil aerodinamic și rezistența la înaintare este pretul 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 , adică finetea aerodinamică maximă pentru profilul respectiv.

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

- portanță: $F_z = C_z \frac{1}{2} \rho V^2 S$;
- rezistență la înaintare: $F_x = C_x \frac{1}{2} \rho V^2 S$

Putem realiza o curba pentru finetea aerodinamica functie de unghiul de incidenta.

Unghiul de incidenta care ofera cel mai bun raport portanta/rezistenta la inaintare este cel mai eficient unghi de incidenta.

La majoritatea aeronavelor nu aveti un instrument pentru a indica unghiul de incidenta, dar puteti citi viteza, valoarea ei este in functie de unghiul de incidenta. Unghiurile de incidenta mari in zborul constant sunt asociate cu viteze indicate mai mici (si invers).

Unghiul de incidenta (si viteza indicata) pentru cel mai bun raport portanta/rezistenta la inaintare ofera portanta necesara (pentru a echilibra greutatea) pentru o rezistenta la inaintare minima. La oricare alt unghi de incidenta pentru a obtine aceeasi portanta rezistenta la inaintare este mai mare.

2.5 Zborul la orizontala cu o greutate constanta

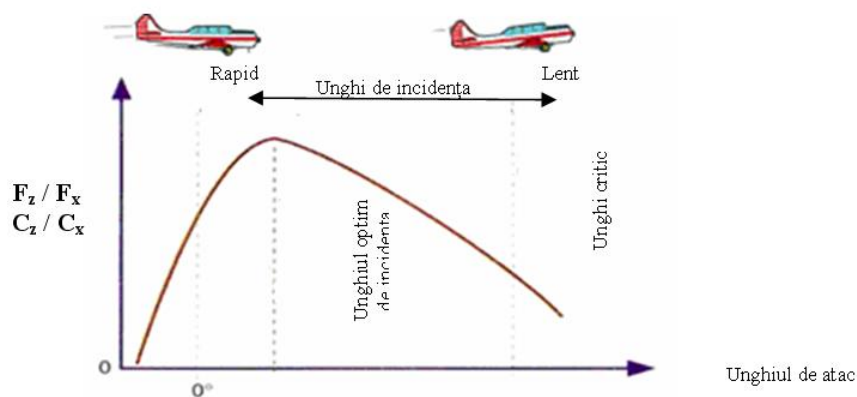


Fig 2.7. Diagrama portanta/rezistenta la inaintare functie de unghiul de atac

In zborul rectiliniu si uniform la orizontala:

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

C_z este o functie a unghiului de atac, si $\frac{1}{2}\rho V^2$ este in raport cu viteza indicata pe care o vedeti pe indicatorul vitezei. (V este viteza fata de fileurile de aer reala sau viteza adevarata, pe care nu o puteti citi direct in cabina).

De aceea, in zborul rectiliniu la orizontala, unghiurile de atac ridicate permit viteze mai reduse, si unghiuri de atac scazute permit viteze mai mari, astfel:

- daca unghiul de atac este marit, portanta necesara poate fi generata la o viteza redusa;
- daca unghiul de atac este redus, aceeaasi portanta necesara va fi generata la o viteza mai mare.

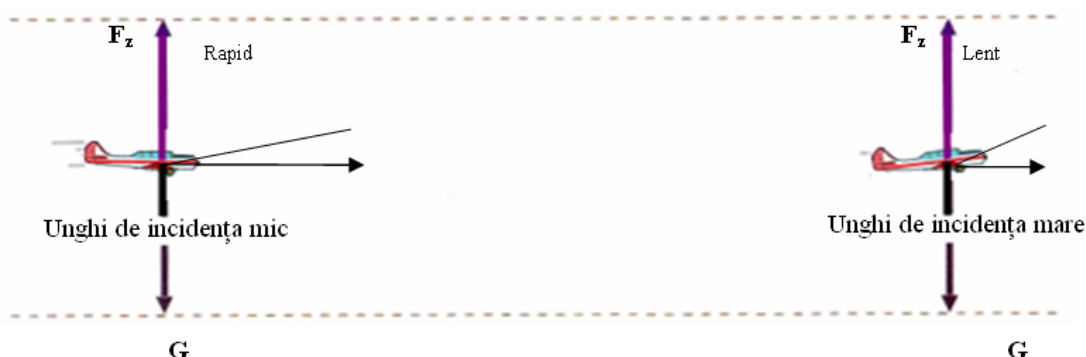


Fig 2.8. Variația unghiului de incidență cu viteza la greutate constantă

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 aceiași termeni ca oricare altă suprafață portanță, cum ar fi o aripă.

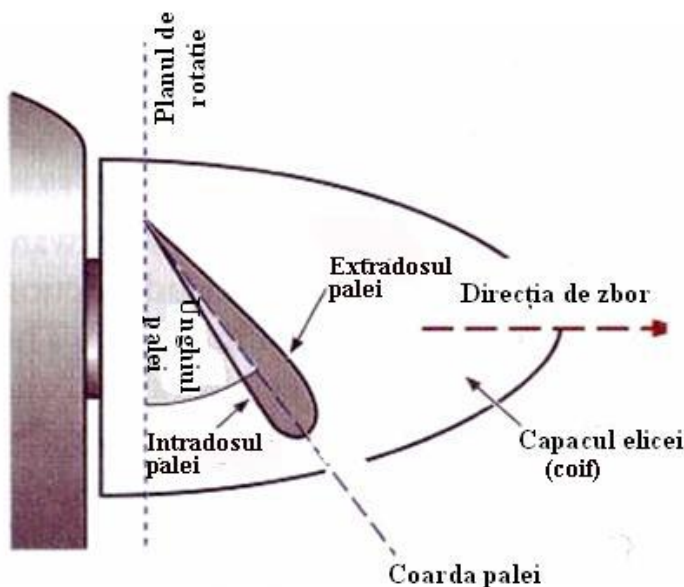


Fig 2.9. Aerodinamica elicei

Unghiul pe care linia de coarda 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 pala mare la rădăcina palei lângă ax, devenind treptat mai mic spre vârful elicei. Partea curbă a palei se numește extradusul palei și latura mai plată se numește intradusul palei.

2.7 Greutatea

Gravitația este forța descendentă care atrage toate corpurile vertical spre centrul pământului. Denumirea datei forței gravitaționale este greutatea și pentru scopul nostru în acest studiu despre principiile de zbor reprezintă greutatea totală a avionului încărcat. Aceasta greutate poate fi considerată ca acționează ca o forță singulară prin centrul de gravitație (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 franghie atașată de centrul său de gravitație, avionul s-ar echilibra.

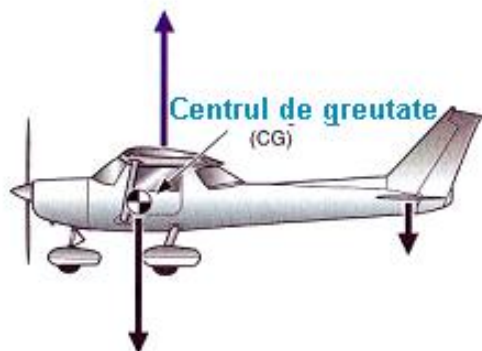


Fig 2.10. Centrul de greutate

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 țări structurale a componentelor care formează avionul și cerințele operationale 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 măsura ce greutatea se schimbă deoarece combustibilul este consumat sau dacă parasutistii sar. Este normal ca greutatea completă să scadă pe măsura ce zborul progresează.

Ambele aspecte, greutatea și echilibrul, trebuie luate în considerare de pilot înainte de zbor. 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.

$$\text{Încărcătura aripilor} = \text{Greutatea avionului} / \text{Suprafața aripilor}$$

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?

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

Pagină lăsată goală

CAPITOLUL 3.**3. Forta portanta pe un profil aerodinamic****3.1 Distributia presiunii si curentul de aer din jurul unui profil aerodinamic**

Un profil aerodinamic este o suprafata proiectata pentru a ajuta ridicarea, controlul si propulsia unui avion folosind curentul de aer. Cateva profile aerodinamice cunoscute sunt aripa, stabilizatorul orizontal, stabilizatorul vertical si palele elicei.

Suprafetele de control precum eleroanele, profundearele si directiile fac parte din diferite profile aerodinamice. Le puteti misca pentru a modifica forma profilului aerodinamic si fortele generate de curentul de aer asupra ei. Acest aspect va da posibilitatea de a manevra avionul si de a-l controla in timpul zborului.

Forma aripii poate fi de asemenea schimbata prin ridicarea / coborarea flapsurilor pentru a oferi caracteristici de viteza redusa mai bune in cazul decolarii si aterizarii.

Producerea fortei portante de catre un profil aerodinamic este explicata de principiul lui Bernoulli ('viteza de zbor ridicata da o presiune statica redusa') – cunoscut si ca "efectul Venturi". Daniel Bernoulli (1700 – 1782) a fost un om de stiinta elvetian care a descoperit acest efect.

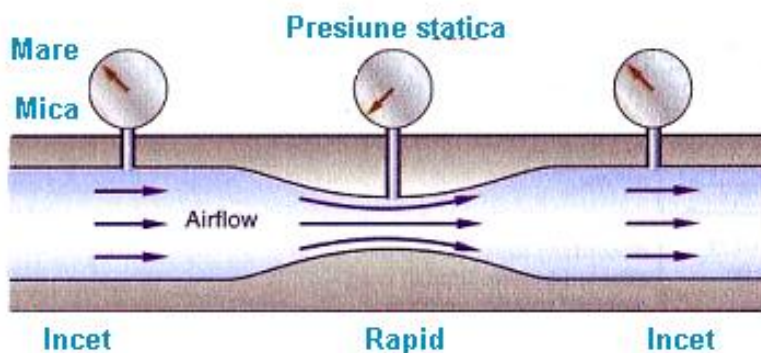


Fig 3.1. Efectul Venturi

La nivelul Licentei de pilot privat (PPL) ne preocupam indeosebi de avioanele care zboara la viteze pina la 200 kt (noduri) . 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

Modelul 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 da aceleași răspunsuri.

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

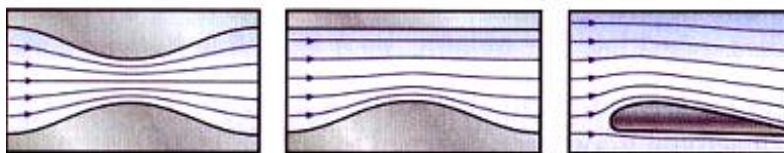


Fig 3.2. Modelul curentului de aer

De asemenea mai sunt implicați și alți factori în afara 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 imediată 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 laminara este acel spectru in care liniile de curent sunt paralele. La oricare punct fix pe linia de curent, fiecare molecula de aer va avea aceeasi viteza si presiune statica precum moleculele precedente cand au trecut pe la acel punct. Aceste valori ale vitezei si presiunii se pot schimba de la un punct la altul de-a lungul liniei de curent. O reducere in viteza curgerii curentului este indicata de o spatiere mai larga a liniilor de curent, in vreme ce viteza crescuta este indicata de spatierea scazuta a liniilor de curent.

Orice molecule care urmeaza o linie de curent vor avea aceleasi viteze si presiuni ca moleculele precedente.

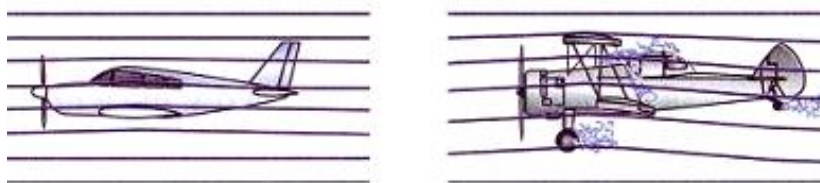


Fig 3.4. Curgerea curentului de aer de-a lungul aeronavei

Curgerea turbulentă

In curgerea turbulentă, moleculele aflate in succesiune nu urmeaza un model de curgere in linie. Moleculele aflate in succesiune se pot deplasa pe o traiectorie destul de diferita de moleculele precedente. Aceasta curgere turbulentă este o trasatura nedorita in majoritatea fazelor de zbor, si de aceea aripile trebuie sa fie in permanenta curate.

Curgerea liniara constanta este de dorit in majoritatea fazelor de zbor, si curgerea turbulentă este mai bine sa fie evitata. Punctul in care stratul limita se separa de zona profilului aerodinamic, determinind curentul de aer sa se separe si sa devina turbulent, este cunoscut ca *punct de separatie*.

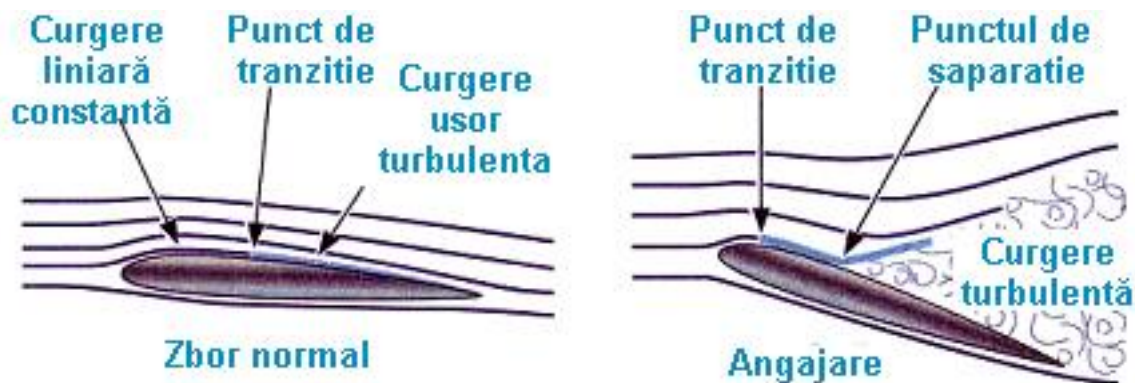


Fig 3.5. Curgerea liniara si curgerea turbulenta a aerului de-a lungul profilului

3.4 Profilul aerodinamic si principiul lui Bernoulli

Un fluid in miscare constanta are da:

- energie de presiune statica;
- energie de presiune dinamica (energie cinetica datorata miscarii).

Aerul este un fluid, si daca il presupunem ca fiind incompresibil, se comporta ca un asa-zis fluid "ideal".

Daniel Bernoulli a aratat ca pentru un fluid ideal, energia totala intr-o curgere liniara constanta ramane constanta.

De aceea:

Energia de presiune(statica)+energia cinetica(dinamica) = energia totala constanta

Energia se poate schimba de la o forma la alta, dar continutul energiei totale va ramane acelasi. Daca energia de presiune scade (presiune statica scazuta) atunci energia cinetica trebuie sa creasca (o mai mare viteza de zbor), adica un efect Venturi.

Presiunea statica la orice punct intr-un fluid actioneaza egal in toate directiile. Presiunea statica a atmosferei este exercitata in toate punctele asupra mainii dumneavoastra.

Suma dintre presiunea statica si presiune dinamina este constanta in orice loc al unui tub de curent

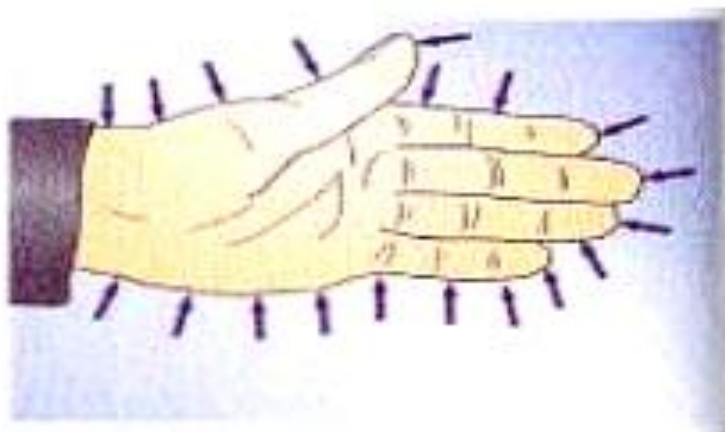


Fig 3.6. Presiunea statica

Energia de miscare se numeste energie cinetica si este exprimata ca:

$$\text{Energia cinetica} = \frac{1}{2} \times \text{masa (m)} \times \text{viteza la patrat (V}^2\text{)}$$

Energia cinetica a unei portiuni de aer in miscare relativa fata de un obiect ii permite sa exercite o forta asupra obiectului. Acesta forta, cand este calculata pe unitatea suprafetei, se numeste presiune dinamica si este exprimata ca:

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

Presiunea dinamica implica densitatea aerului (ρ) care este masa pe unitatea de volum (mai degraba decat doar masa care este folosita in formula pentru energia cinetica). Presiunea dinamica este o cantitate mai folositoare decat energia cinetica cand discutati aerodinamica.

Daca ridicati mana in vant puternic sau scoateti mana pe fereastra unei masini aflate in miscare, atunci presiunea vantului sau presiunea miscarii este simtita din cauza aerului care va loveste mana si zboara in jurul ei. Aceasta presiune se numeste presiune dinamica, adica, presiune datorata miscarii relative intre mana dumneavoastra si aer. Cat de puternica este aceasta presiune dinamica depinde de doua lucruri:

Viteza corpului fata de curentul relativ de aer – cu cat masina merge mai repede sau cu cat vantul sufla mai tare, atunci cu atat este mai mare presiunea dinamica pe care o simtiti pe mana dumneavoastra. Acest lucru se intampla pentru ca mai multe molecule va lovesc mana pe unitatea de timp (secunda).



Fig 3.7.

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



Fig 3.8.

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

$$\text{Presiune statică} + \text{presiune dinamică} = \text{presiune totală constantă}$$

$$P + \left(\frac{1}{2} \times \rho \times V^2\right) = P_T$$

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

Trebuie să existe presiune dinamică pentru ca un profil aerodinamic să producă forța 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 partile unui avion contribuie atat la crearea portantei cat si la crearea rezistentei la inaintare , dar aripa (suprafata portanta) este cea care este proiectata special sa ofere forta portanta pentru a sprijini intregul avion.

Un studiu al variatiei presiunii statice si al vitezei in jurul unui profil aerodinamic, folosind principiul lui Bernoulli, este cel mai usor mod non-matematic de a intelege producerea portantei si a rezistentei la inaintare.

O farfurie plata subtire intr-un curent de aer la unghi de atac zero (aliniat curentului de aer) nu genereaza nici o schimbare a curentului de aer si in consecinta nu genereaza nici o reactie (fora). Unghiul de atac este unghiul la care farfuria este prezentata curentului de aer.

Daca unghiul de atac este modificat, farfuria plata genereaza o reactie care tinde atat sa o ridice cat si sa o traga inapoi – acelasi efect pe care il simtiti cu mana afara pe fereastra unei masini. Cantitatea reactiei depinde de viteza si de unghiul de atac intre farfuria plata si curentul de aer relativ.

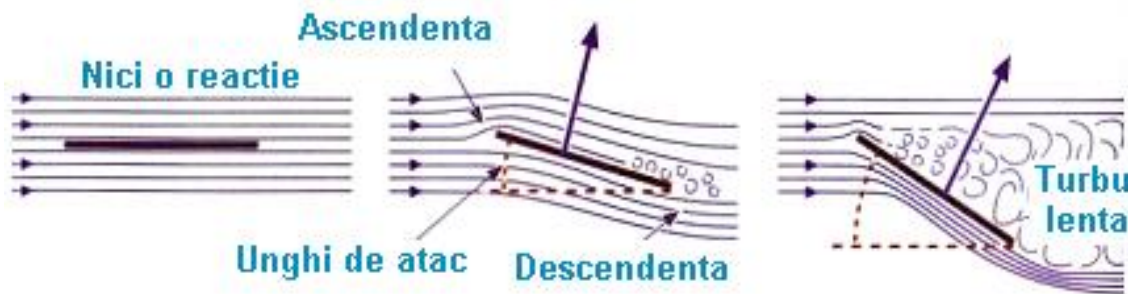


Fig 3.9. Curgerea in jurul placii plane

Din cauza unghiului de atac, curentul de aer in linie dreapta este deranjat. O usoara ascendenta este creata in fata farfuriei facind ca aerul sa pluteasca , aproape ca si cum ar exista o aspiratie invizibila deasupra farfuriei. Aerul, pe masura ce trece prin zona farfuriei , creste in viteza. Cresterea vitezei genereaza o scadere a presiunii statice (principiul lui Bernoulli).

Presiunea statica deasupra farfuriei este mai scazuta decat presiunea statica de sub farfurie, generand o reactie ascendenta neta. Dupa ce trece de farfurie, se formeaza un curent descendent al jetului de aer.

Reactia totala asupra farfuriei datorata faptului ca acesta derajeaza curentul de aer are doua componente- una la unghiuri drepte fata de curentul de aer relativ cunoscuta ca portanta, si una paralela cu acest curent de aer relativ, si care se opune miscarii relative, cunoscuta ca rezistenta la inaintare.



Fig 3.10. Formarea portantei

Formele suprafetelor portante

Majoritatea avioanelor nu au forme de farfurii plate pentru aripi. O farfurie plata nu este o suprafata portanta ideala dintr-un numar de motive – rupe curentul de aer liniar, generind vartejuri (turbulente), cu o mare crestere a rezistentei la inaintare. Este de asemenea dificil de construit o aripa subtire, plata.

Un profil aerodinamic curbat nu numai ca genereaza mai multa portanta si mai putina rezistenta la inaintare in comparatie cu o farfurie plata, este si mai usor de construit in termeni de forta structurala.

Un profil aerodinamic poate avea multe forme cu sectiuni transversale. Proiectantii de avioane aleg forma care are cele mai bune caracteristici aerodinamice pentru scopurile lor. Desi majoritatea profilelor aerodinamice de viteza redusa sunt asemanatoare ca forma, fiecare sectiune (sectiune transversala) este proiectata sa ofere anumite caracteristici aerodinamice specifice.

Discutia noastra se va desfasura numai in termeni generali care pot fi aplicati de obicei majoritatii profilelor aerodinamice.

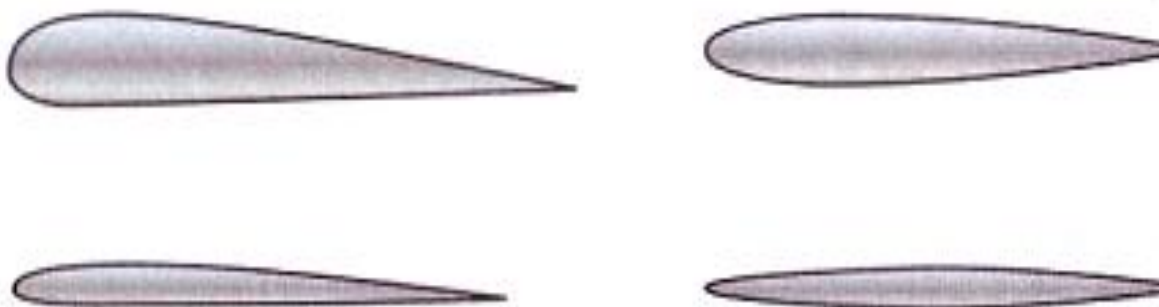


Fig 3.11. Profiluri aerodinamice

Curbura aripii

Curbura aripii reprezintă linia curbă a profilului aerodinamic.



Fig 3.12. Curbura aripii

Cresterea 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 atac (din moment ce o viteză mai mare înseamnă presiune statică mai scăzută).



Fig 3.13.

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 coarda spre înapoi de la bordul de atac al aripii.

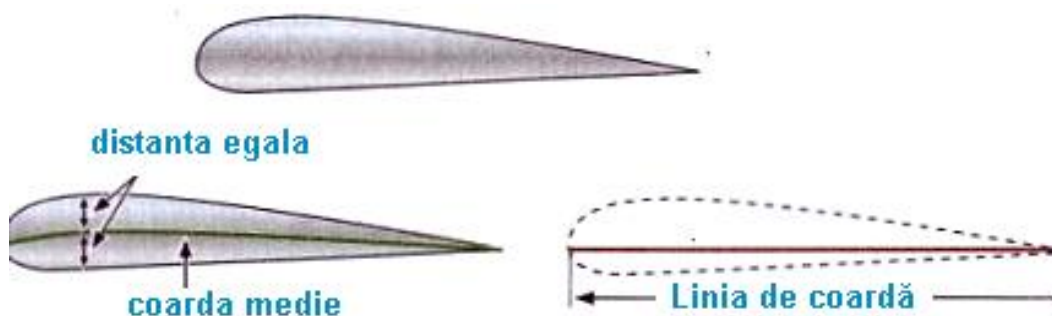


Fig 3.14.

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.

Coarda medie ofera o poza a curburii medii a profilului aerodinamic.
Linia de coarda este linia dreapta care uneste bordul de atac si bordul de fuga al aripii.

Un alt mod de a spune acest lucru este:

Linia de coarda este linia dreapta care uneste capetele liniei de curbura medii. Lungimea acesteia se numeste *coarda*.

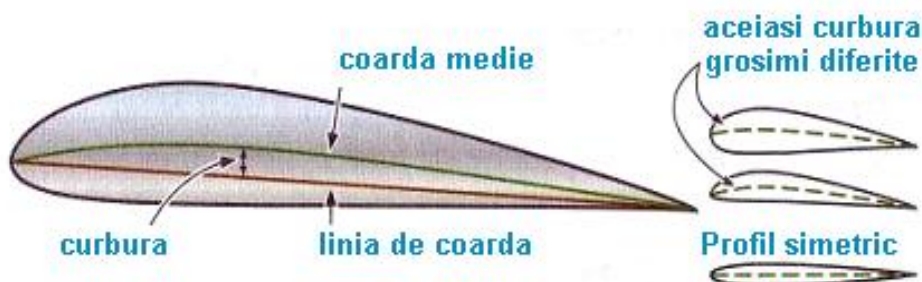


Fig 3.15.

Curbura este distanta dintre coarda medie si coarda.

Forma corzii medii este extrem de importanta in determinarea caracteristicilor sectiunii profilului aerodinamic. Valoarea si pozitia curburii maxime relative la linia de coarda a profilului aerodinamic ajuta la definirea formei corzii medii si sunt de obicei exprimate ca un procentaj din coarda.

Notati ca o aripa foarte curbata poate fi groasa sau subtire si ca un profil aerodinamic simetric are o curbura zero.

Grosimea unui profil aerodinamic este cea mai mare distanta dintre zonele superioare(extradosul) si cele inferioare(intradosul) aripii.



Fig 3.16. Grosimea profilului

O aripa groasa cu un extrados bine curbat este ideala pentru producerea unei forte portante mari la viteze reduse. Avioanele cu decolari si aterizari scurte (STOL), care sunt proiectate pentru decolari si aterizari pe suprafete scurte si pe terenuri de zbor nepregatite, sunt cele mai probail de a avea aripi bine curbate si groase, de exemplu de Havilland Canada Dash 7, Beaver si Twin Otter, Pilatus Porter , seria Maule Rocket si Antonov-2.

De asemenea, asa cum am mentionat mai devreme, o aripa groasa este mai usor de construit decat o aripa subtire pentru ca exista mai mult loc pentru

partile structurale precum traversele (nervurile). O aripa groasa este de asemenea avantajoasa cand vine vorba de instalarea rezervoarelor de combustibil.



Fig 3.17. O aripa tipica de viteza redusa, bine curbata

La unghiuri de atac pozitive mici obisnuite in zborul normal, presiunea statica peste marea parte a varfului profilului aerodinamic (bordul de atac al aripii) este usor redusa prin comparatie cu presiunea statica normala a curentului de aer liber care se afla destul de departe de suprafata portanta. Presiunea statica de pe intradosul profilului aerodinamic este usor mai mare decat aceea de pe extradossul ei.

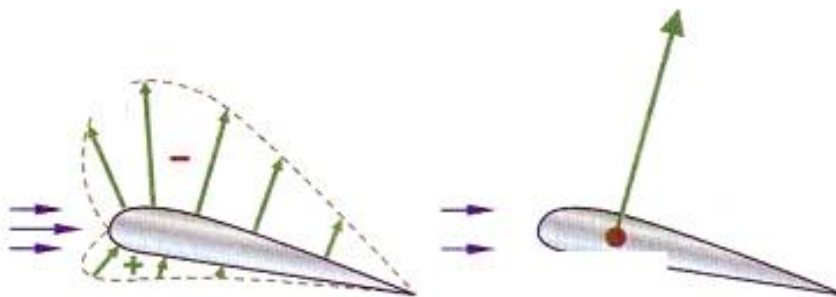


Fig 3.18. Presiunea pe intrados si extradoss

Aceasta diferenta de presiune este originea fortei de reactie totala exercitata asupra profilului aerodinamic, cea mai mare contributie venind din zona extradossului. In acelasi mod in care greutatea totala poate fi considerata ca actioneaza printr-un punct numit centru de greutate(CG), reactia totala a fortelor aerodinamice asupra profilului aerodinamic pot fi considerate ca actioneaza prin centrul de presiune(CP).

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

Portanța este rezultanta reacției totale perpendiculară pe curentul de aer relativ.

Rezistența la înaintare este rezultanta reacției 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.

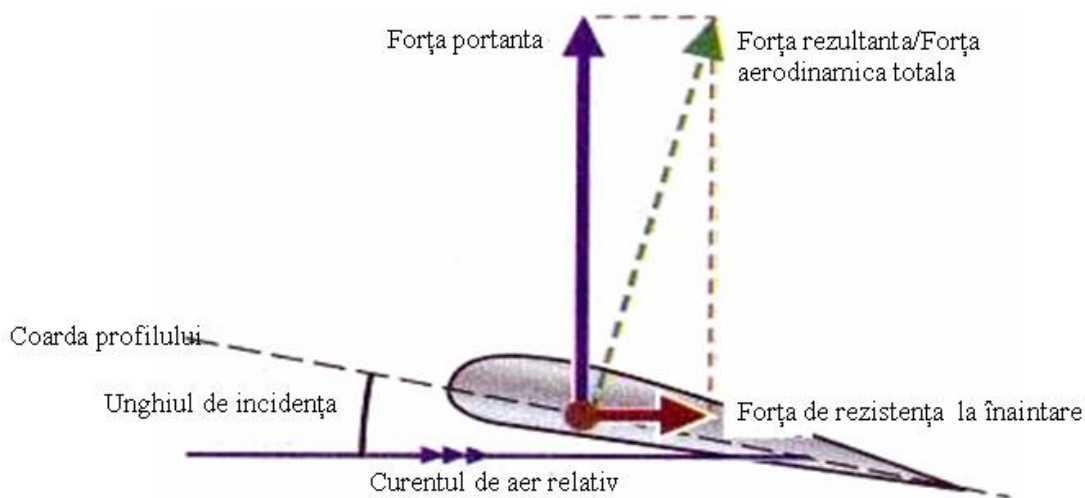


Fig 3.19. Forța de rezistență la înaintare

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

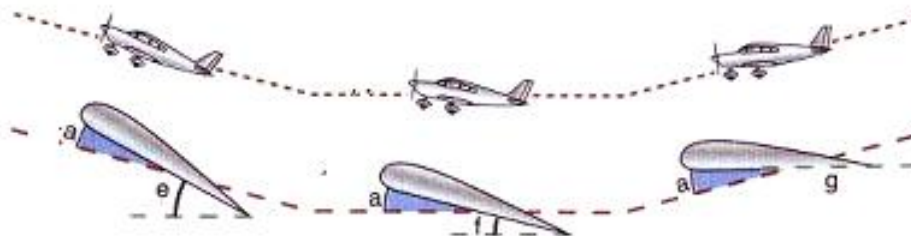


Fig 3.20.

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

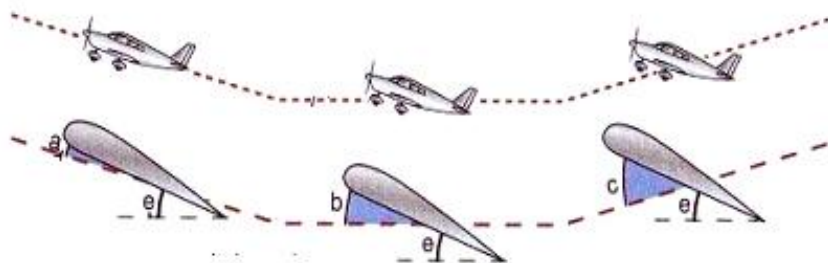


Fig 3.21.

Nu confundati unghiul de atac (relativ la curentul de aer indepartat) cu unghiul de calaj, unghiul la care aripa este fixata de avion si axa longitudinală a acestuia. Unghiul de calaj este fix, dar unghiul de atac se schimba in zbor.

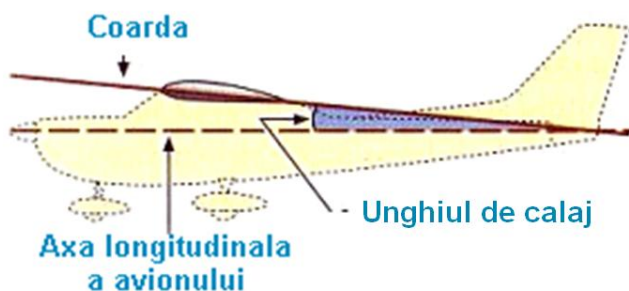


Fig 3.22.

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 atac determină distribuția vitezei 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 suprafața pentru a indica o presiune statică mai mare decât cea a curentului de aer liber. În alte

partii este posibil să vedeti “ – ” 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 fuga.

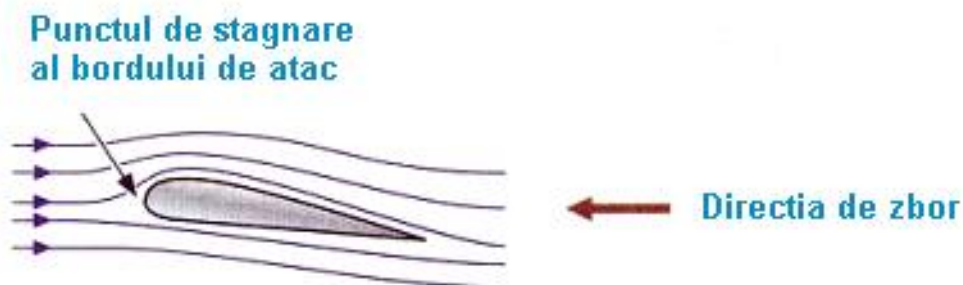


Fig 3.24.

La punctul de stagnare al bordului de atac curentul de aer se împarte pentru a trece peste și pe sub secțiunea portantă. Unghiul de atac pozitiv cauzează o viteză crescută asupra extradosului 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 conturată în mod lin va produce o schimbare lină a distribuției presiunii.

Influența unghiului de atac în distribuția presiunii

Este interesant de urmărit distribuția presiunii în jurul unei anume suprafețe portante dat fiind că unghiul de atac 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 atac mai mari. Pe măsura 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 atac.

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

La un unghi de atac negativ mic, aproximativ -4° pentru aceasta suprafața portantă, reducerile de presiune sunt aproximativ egale și de aceea nu rezulta nici o forță portantă.

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

Depășind unghiul de atac corespunzător vitezei limită, curgerea liniară pe extradadosul aripii este redusă, cu o slabire 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.

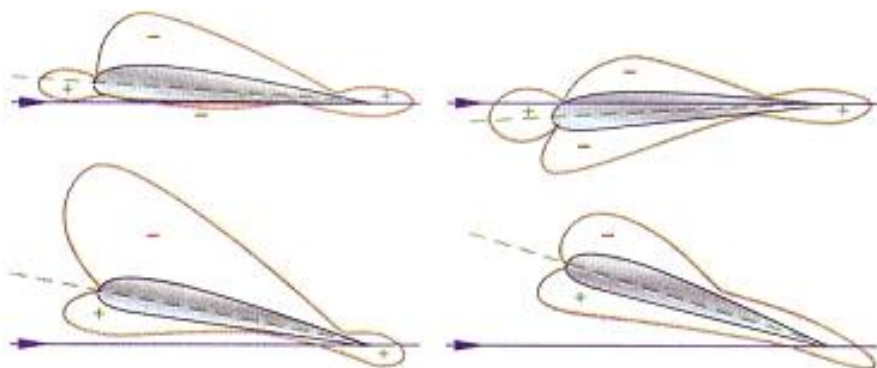


Fig 3.25. Distribuția presiunii în funcție de unghiul de atac

Centrul de presiune

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

Pe măsura ce unghiul de atac este crescut în zbor normal au loc două lucruri importante:

- a) 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.
- b) La viteze de zbor normale (aproximativ 4° unghi de atac), centrul de presiune se află înapoi de centrul aripii. Pe măsura ce unghiul de atac 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 atac critic (aproximativ 16° unghi de atac), curentul liniar deasupra extradadosului aripii se rupe, și presiunile statice scăzute pe zona de

extrados nu se mai formează. Rezultanta (îndeosebi componenta de portanță) este redusă și centrul de presiune se mută înapoi de-a lungul corzii.



Fig 3.26. Variația vitezei cu modificarea unghiului de atac

3.5 Portanță pe o aripă standard

Forța portanță 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 portanță, care este perpendiculară pe curentul de aer relativ și traiectoria de zbor a avionului.

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

- Forma aripii;
- Unghiul de atac;
- 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 reținem).

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

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

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

Folosim “un factor” pentru a ne referi la celelalte variabile, îndeosebi forma aripii și unghiul de atac (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 atac.

$$\text{Prin urmare: } \text{Portanta}(L) = C_{\text{portanta}} \times \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S$$

$$\text{Portanta}(L) = C_z \times \frac{1}{2} \rho V^2 S$$

Din moment ce forma aripii este fixata de proiectant, orice schimbari a C_z trebuie sa se datoreze schimbarilor unghiului de atac. Daca C_z (coeficientul portantei) este mare la un anumit unghi de atac, atunci aceeași forta portanta pentru a contracara greutatea poate fi generata la o viteza mai mica. Inter-relatia dintre unghiul de atac, implicit coeficientul de portanta si viteza este importanta pentru pilot.

Folosind formula: $L = C_z \times \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S$ si masurind F_z , V , ρ si S , putem calcula C_z si dezvolta graficul curbei lui C_z functie de unghiul de atac, cunoscut ca si curba portantei.

Pentru o aripa data, unghiul de atac este factorul de control cel mai important in distribuirea presiunii statice in jurul aripii. Acesta determina valoarea fortei portante care este generata. Valoarea efectiva a lui C_z va diferi asadar in functie de unghiul de atac.

Fiecare forma a suprafetei portante isi are propria curba a portantei care isi relationeaza C_z cu unghiul de atac. Vom considera o aripa cu o coarda medie ca aceea care apartine unui avion tipic de antrenament cum ar fi un Piper PA28.

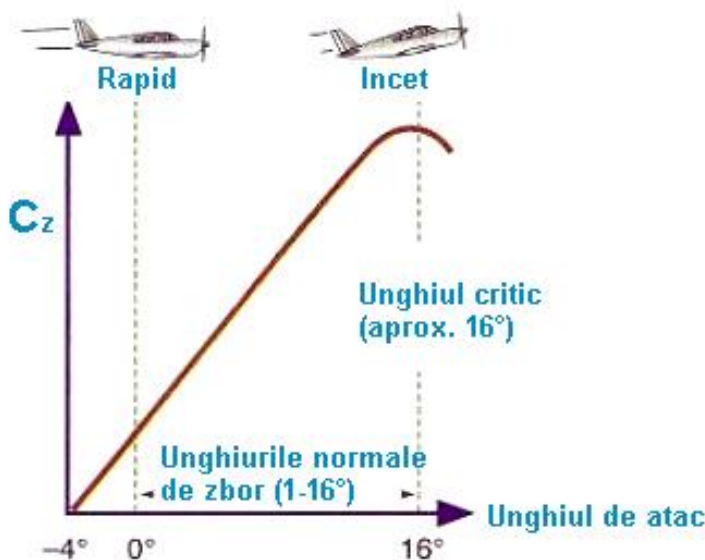


Fig 2.37. Curba portantei

La zero grade unghi de atac, suprafata portanta creeaza aceeași forta portanta si are un C_z pozitiv.

La aproximativ - 4 grade unghi de atac portanta este zero si $C_z = 0$. Avionul este rar pilotat la unghiul de atac cu portanta zero, care are loc intr-o urcare verticala sau picaj vertical.

Pe măsura ce unghiul de atac crește, C_z crește proporțional până la 12° sau 13° unghi de atac.

La unghiuri de atac mai ridicate curba portantei începe să coboare, până la unghiul de atac 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. Notati 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 atac poziția centrului de presiune este de aproximativ 40% din coarda față de bordul de atac, și se mută mai departe în față la aproximativ 20% pe măsura ce unghiul de atac este mărit prin zona de zbor normal (de la aproximativ 4° până la 16° aproape de unghiul critic corespunzător vitezei limită).

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

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

Pe măsura ce valoarea forței portante și poziția centrului de presiune se schimbă, va avea loc un moment diferit de rotație în planul de coborîre al avionului. Efectul (momentul) de rotație generat de forța portantă depinde atât de mărimea (mărimea) sa cât și de distanța dintre centrul de presiune și centrul de greutate. Puteti 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. Puteti face acest lucru prin mișcarea înainte și înapoi a manșei, care controlează profundorul.

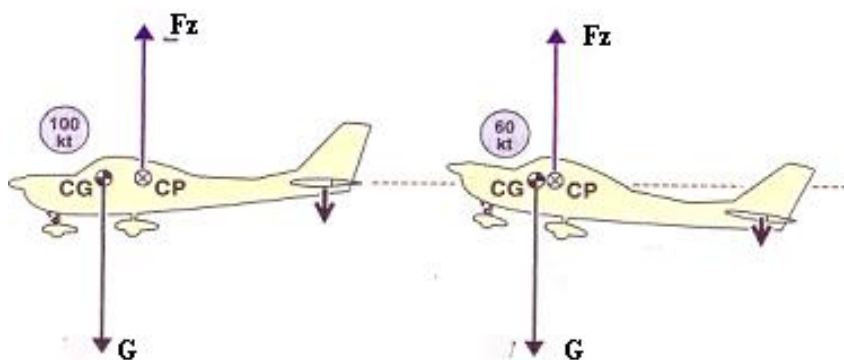


Fig 2.38.

Portanta pe un profil simetric

Suprafete portante simetrice tipice sunt directia si unele stabilizatoare orizontale. Coarda medie a unei suprafete portante simetrice este o linie dreapta datorita curburii identice pe extradusul si intradosul aripii. De aceea linia de coarda si linia de curbura medie sunt identice.

Graficul portantei pentru o suprafata portanta simetrica va avea ca rezultat un $C_{Portanta} = 0$ (si portanta zero) la un unghi de atac de 0 grade.

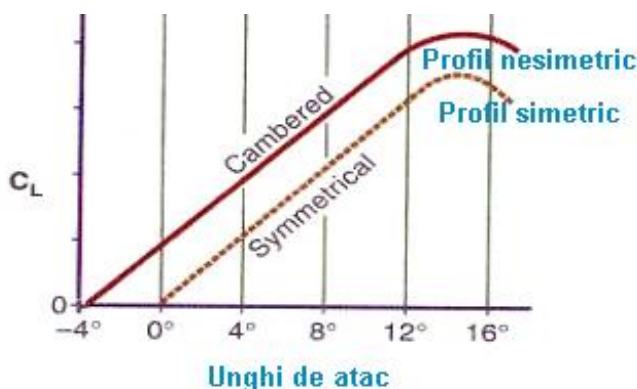


Fig 2.39. Portanta pe profilul nesimetric si pe profilul simetric

Aripa intr-un curent de aer laminar

O aripa cu o curbura joasa permite aerului sa retina curentul laminar deasupra unei mai mari zone a suprafetei. Locatia grosimii maxime este de obicei de 50% spre inapoi.

O aripa intr-un curent laminar produce aceeasi portanta in gama vitezei de croaziera cu o rezistenta la inaintare mai mica, prin comparatie cu o aripa mai groasa. Aripile de curent laminar se gasesc la unele avioane de mare viteza cum ar fi Mustang WW II de lupta, la unele avioane de antrenament precum seriile Piper Cherokee/ Warrior si la avioane de inalta acrobatie de tip Extra 300.

Exista unele dezavantaje ale unei aripi de curent laminar. Comportamentul in apropierea zonei de viteza limita nu este la fel de bun ca al unei suprafete portante normale. Valoarea mai scazuta a lui C_{Lmax} inseamna ca viteza limita are valori mai mari.

Pentru a produce portanta necesara (pentru a echilibra greutatea) unghiul de atac critic (aproximativ $15 - 16^\circ$) este atins la o viteza a aerului indicata mai mare decat la o aripa bine curbata. C_{Lmax} pentru suprafata portanta are loc langa unghiul critic, dar reprezinta o valoare mai scazuta decat C_{Lmax} pentru o suprafata portanta bine curbata.

Pagina lasată goală

CAPITOLUL 4.**4. Forta de rezistentă 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 frinare.

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 (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.

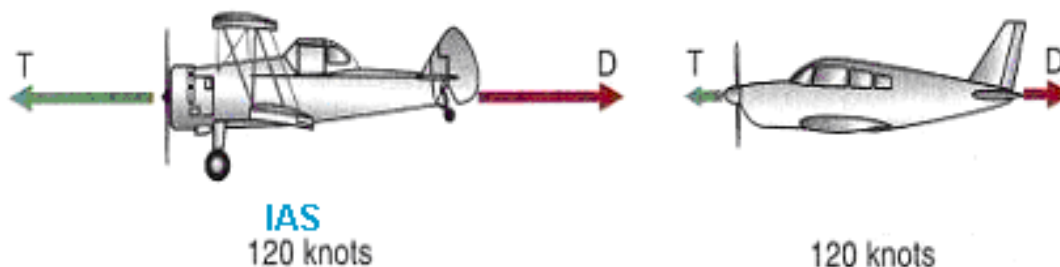


Fig 4.1. Tracțiunea (T) și rezistența la înaintare (D)

4.2 Forta totala de rezistenta la inaintare

Rezistenta la inaintare totala este suma tuturor fortelor aerodinamice care actioneaza paralel cu, si opus, directiei de zbor. Forta de rezistenta la inaintare totala este rezistenta totala la miscarea avionului prin aer. Notati ca “opus directiei de zbor” este echivalent cu “in aceeaasi directie cu a curentului de aer relativ”

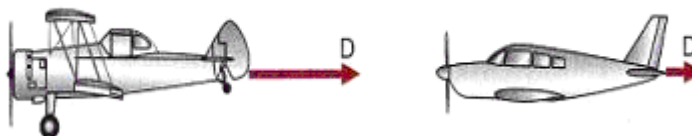


Fig 4.2. Forta de rezistenta la inaintare

Forta de rezistenta la inaintare totala este suma totala a diferitelor forte de franare care actioneaza asupra avionului. Un mod convenabil de a studia aceste franari diferite este de a le separa in doua grupuri de baza:

Acele forte de franare asociate cu producerea de forta portanta, cunoscute ca *rezistenta la inaintare indusa* (efect tip Vortex-turbioane care se formeaza la bordul de fuga al aripilor si indeosebi la varfurile aripilor).

Acele forte de franare care nu sunt direct asociate cu cresterea portantei—cunoscute ca *rezistenta la inaintare parazita*, care include rezistenta de forma, rezistenta de frecare si rezistenta de interferenta (influenta unei componente aerodinamice asupra altei componente). Rezistenta de forma si rezistenta de frecare sunt uneori clasificate impreuna sub denumirea de rezistenta de profil.

Rezistenta la inaintare parazita

Rezistenta la inaintare parazita cuprinde rezistenta de frecare, rezistenta de forma si rezistenta de interferenta.

Rezistenta de frecare.

Fortele de frecare intre un obiect si aerul prin care acesta se misca produc rezistenta de frecare a suprafetei. Valoarea rezistentei de frecare a suprafetei depinde de:

Marimea suprafatei avionului. Intreaga suprafata a avionului genereaza o rezistenta de frecare pe masura ce se deplaseaza prin aer.

Daca stratul de curent de aer de separatie de langa suprafata este laminar sau turbulent. Un strat de separatie turbulent se amesteca mai mult cu aerul din jurul lui, generind o rezistenta la inaintare mai mare.

Rugozitatea suprafeței (inclusiv givrajul) va crește rezistența de frecare a suprafeței. Tranzitia de la un strat de separație laminar la unul turbulent poate avea loc chiar imediat la punctul de rugozitate. 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 de grosimea a suprafeței portante mărește rezistența de frecare a suprafeței aripilor.

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

Rezistența de formă.

Când curentul de aer se separă efectiv de suprafață, se formează turbioane (virtejuri) și curentul laminar este deranjat. Sîjalul 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 farfurie plată în două atitudini diferite relativ la curentul de aer. La unghi de atac zero rezistența la înaintare este numai rezistența de frecare pe suprafața ei. Când farfuria plată este perpendiculară pe curentul de aer, rezistența la înaintare este în întregime rezistența de formă.

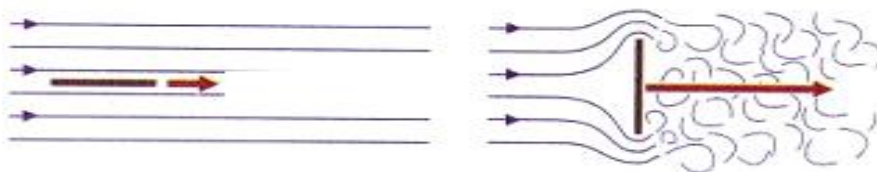


Fig 4.3. Rezistența de formă

În sîjalul din spatele corpului (care poate fi o suprafață portantă sau chiar un întreg avion) se formează turbioane, mărimea sîjalului fiind un indicator al valorii rezistenței de formă. Aceasta 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.

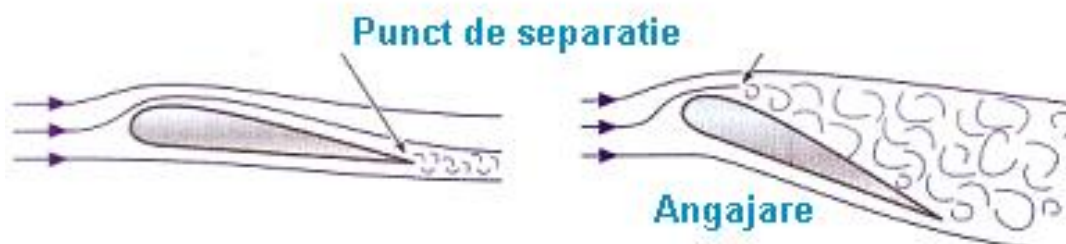


Fig 4.4. Producerea angajarii

Un caz spectaculos de separare a curentului de aer se produce cand un profil se afla la un unghi de atac foarte mare. In acest caz se creeaza un gradient de presiune pe extradosul profilului prea mare pentru a permite stratului limita sa adere la suprafata profilului si separarea se poate produce destul de inaintat spre bordul de atac.

Presiunea statica scazuta ("absorbția") necesara pe extradosul suprafatei pentru producerea portantei este pierduta si apare viteza limita. Pentru a micșora rezistenta de forma trebuie sa intarziem separarea stratului de separatie de suprafata.

Laminaritatea formelor reduce rezistenta de forma scazind curbura suprafetelor, intarziind aparitia stratului de separatie si astfel reducind vorteurile.

Proiectantul poate alege un profil aerodinamic cu un "coeficient de finete" diferit (grosime/ coarda) pentru a dobandi o laminaritate mai buna. Laminaritatea altor parti ale celulei poate fi obtinuta prin adaugarea carenajelor.

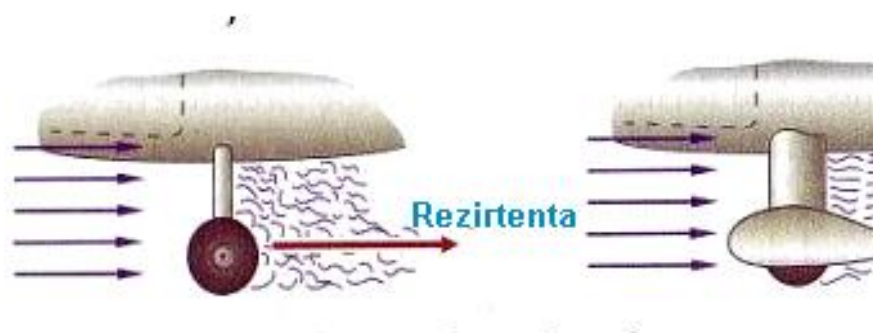


Fig 4.5. Reducerea rezistentei de forma prin aplicarea carenajului

Laminaritatea formelor poate fi ineficienta daca se permite formarea de gheata pe ele.

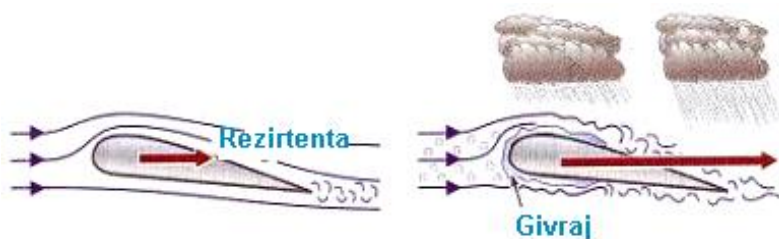


Fig 4.6. Marirea rezistentei de forma prin givraj

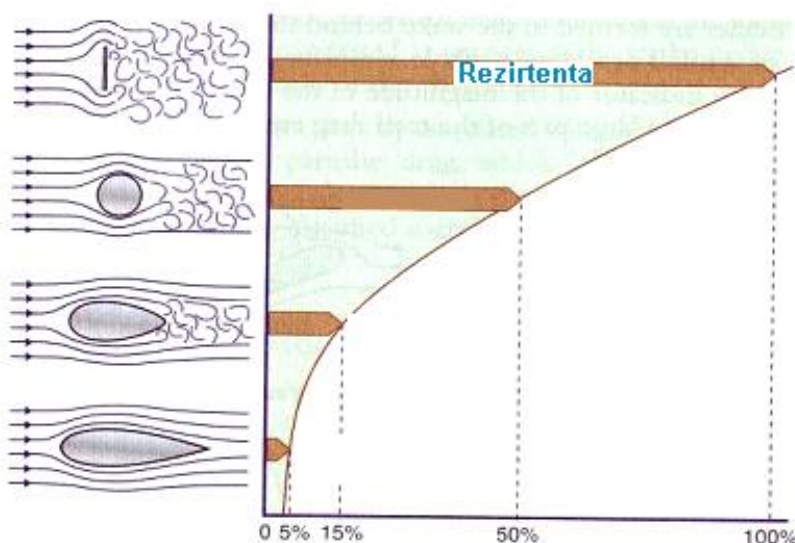


Fig 4.7. Rezistenta pentru diferite forme

Rezistenta datorata interferentelor.

Daca consideram avionul ca un intreg, rezistenta totala este mai mare decat doar suma rezistentei la inaintare de pe partile individuale ale avionului. Aceasta se datoreaza "interferentelor" curentului de aer la imbinarea diferitelor suprafete, cum ar fi imbinarea aripa/ fuselaj, imbinarea ampenajului vertical si orizontal/ fuselaj si imbinarea aripa/ capotele motorului.

Aceast curent de aer cu interferente creeaza o rezistenta in plus, pe care o numim rezistenta datorata interferentelor. Deoarece nu este direct asociata cu producerea portantei, este o rezistenta parazita. Curentul de aer de la diferitele suprafete ale avionului se intalnesc si formeaza un siaj in spatele avionului. Turbulenta aditionala care are loc in siaj cauzeaza o diferenta de presiune mai mare intre suprafetele din fata si cele din spate ale avionului marind rezistenta la inaintare.

Folosirea garniturilor, carenajelor si finisarea adecvata a formelor pot ajuta la reducerea acestei rezistente de interferenta. Un carenaj este parte a suprafetei

externe a unui avion adaugat pentru a imbunatati curgerea laminara, reducind astfel vorteurile si scazind rezistenta la inaintare.

Rezistenta parazita si viteza aerului

La o viteza de aer zero nu exista nici un fel de miscare relativa intre avion si aer, prin urmare nu exista nici o rezistenta parazita. Atunci cind viteza aerului creste frecarea cu suprafetele externe, rezistenta de forma si rezistenta de interferenta (care impreuna formeaza rezistenta parazita) cresc toate.

Viteza aerului are un efect puternic asupra rezistentei parazite. Dublarea vitezei aerului maresc de patru ori rezistenta parazita ($2 - \text{la patrat}$, adica $2 \times 2 = 4$). Triplarea vitezei aerului maresc de 9 ori rezistenta parazita. Matematic numim aceasta o ridicare la patrat, rezistenta parazita variind ca V^2 - la patrat.

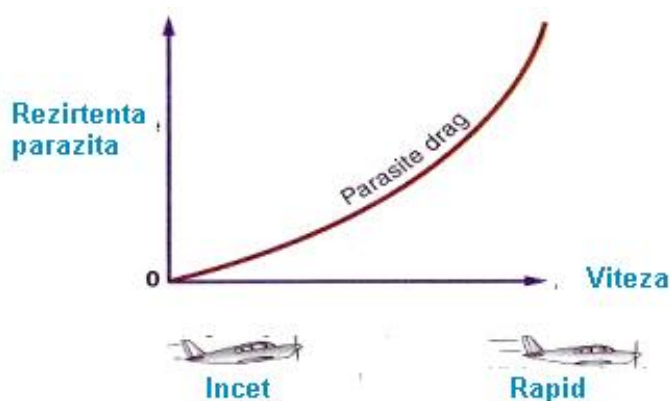


Fig 4.8. Rezistenta parazita

Rezistenta parazita este cea mai mare la viteze ridicate si este practic nesemnificativa la viteze scazute. Un avion care zboara la o viteza imediat deasupra vitezei limita poate avea doar 25% din rezistenta totala datorita rezistentei parazite.

La o viteza mare rezistenta totala se poate datora aproape in intregime rezistentei parazite (practic fara rezistenta indusa). Existenta rezistentei parazite la viteze ridicate de zbor arata necesitatea unei "curatenii aerodinamice" pentru a obtine performante de viteza mare.

Interesant, cam jumatate din rezistenta parazita asupra unor avioane se datoreaza aripilor. Orice reducere a frecarilor cu suprafetele externe, rezistenta de forma si rezistenta de interferenta de la aripi poate avea un efect semnificativ in reducerea rezistentei parazite totale.

4.3 Rezistența indusă

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

Pentru a produce portanță pozitivă, presiunea statică de pe extradosul aripii va fi mai mică decât cea de pe intradosul aripii. Pe măsură ce curentul de aer se deplasează către înspate, 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 în exterior dinspre fuselaj pe partea superioară a aripii.

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

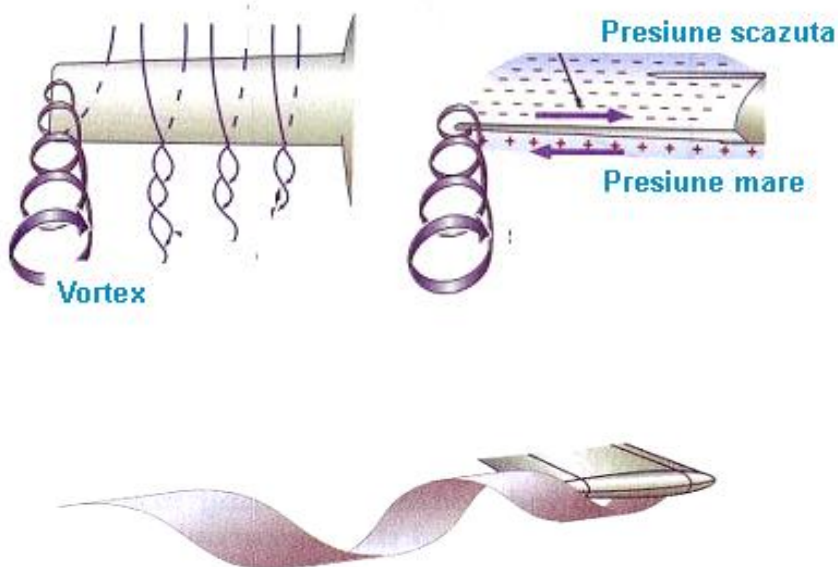


Fig 4.9. Fenomenul de vortex

Când aripile produc o valoare ridicată a coeficientului de portanță (necesar în diverse evoluții unui avion, sau la viteza redusă și unghiuri de atac ridicate, așa cum se întâmplă în faza de apropiere de sol), diferența de presiune dintre intradosul și extradosul aripii este mult crescută. În aceste situații rezultă vortururi foarte puternice la varfurile aripilor.

Uneori, în aerul umed, scăderea presiunii în mijlocul acestor vortici va cauza condensul umezelii așa ca vorturile mai mici, care se rasucesc 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 varfurile ascuțite de la bordul de fuga al flapsurilor. (Aceste vorturi de la varfurile aripii reprezintă un fenomen diferit față de urmele de vapori de mare altitudine cauzate de condensarea gazelor evacuate de motoarelor cu reacție, așa ca nu le confundăm.)

Cauzele care generează rezistența indusă

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

Curentul de aer de sub aripă se rotește în jurul varfurilor aripii și formează un vortice mare care se rasucește la fiecare varf de aripă. Curentul ascendent în vortice se află în afara anvergurii aripii, dar curentul descendent se află în spatele bordului de fuga 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 fuga 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 că acțiunea curentului de aer asupra unei aripii 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 imediată apropiere a bordului de fuga 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.

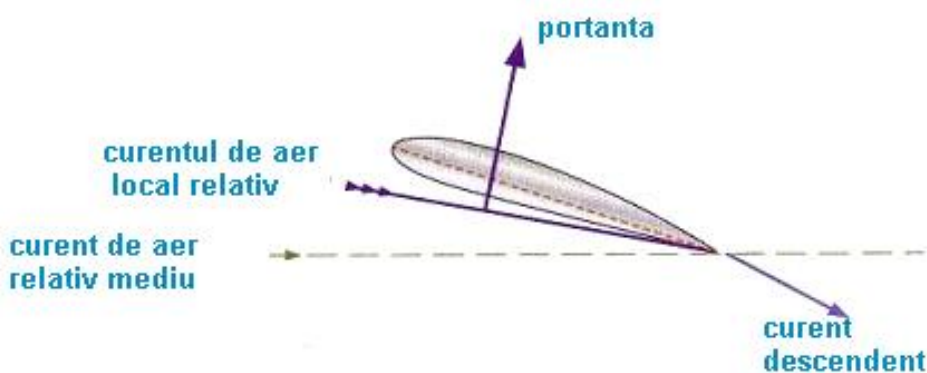


Fig 4.11.

Cand luam in considerare efectul general al portantei si rezistentei la inaintare asupra unui avion, trebuie sa raportam aceste efecte fata de directia de zbor, mai exact la curentul de aer liber indepartat aflat la distanta fata de influenta curentilor de aer locali din jurul diverselor parti ale avionului.

In concluzie:

Portanta unei aripi este perpendiculara pe curentul de aer relativ indepartat;

Rezistenta la inaintare a unei aripi (sau a oricarei parti a avionului) este paralela cu curentul de aer relativ indepartat.

De aceea, forta portanta produsa de o aripa perpendiculara curentului de aer local va avea o componenta paralela curentului de aer relativ indepartat. Aceasta componenta a fortei portante care se afla in directia rezistentei la inaintare este consecinta nedorita, dar inevitabila, a producerii portantei. Este cunoscuta ca *rezistenta indusa*.

Nota:

Rezistenta indusa este diferita de rezistenta parazita (care rezulta din frecarea cu suprafetele exterioare, rezistenta de forma si rezistenta de interferenta). Rezistenta indusa este datorata cresterii portantei. O aripa va avea atat rezistenta indusa cat si rezistenta parazita.

4.4 Reducerea rezistentei induse

Aripi cu alungire ridicata

Ludwig Prandtl (1875- 1953), un pionier in studiul aerodinamicii, a descoperit ca rezistenta indusa ar putea fi redusa printr-o aripa lunga si ingusta (o aripa cu o alungire ridicata).

Prin comparatie cu o aripa scurta si groasa (alungire scazuta) a aceleiasi suprafete, o aripa lunga, ingusta cu o alungire ridicata (si de aceea cu varfuri ale aripii mai mici) are vartejuri mai slabe la varfurile aripii, un curent descendent indus mai mic si de aceea o rezistenta indusa mai scazuta. Din pacate, o aripa cu o alungire ridicata (lunga si ingusta) este mai dificil de construit din punct de vedere structural, si genereaza si putin mai multa rezistenta parazita.



Fig 4.12.

Un alt mod de a exprima proportia dimensiunilor este:

$$\begin{aligned}\text{Alungirea aripii} &= \text{Anvergura aripii} / \text{Coarda aripii} \\ &= \text{Anvergura aripii} \times \text{Coarda aripii} / \text{Coarda aripii}^2 \\ &= \text{Suprafata aripii} / \text{Coarda aripii}^2\end{aligned}$$

Aripile trapezoidale

O aripa trapezoidală are vartejuri mai slabe la varfurile aripii (pentru ca varful aripii este mai mic) si de aceea rezistenta indusa este mai scazuta.

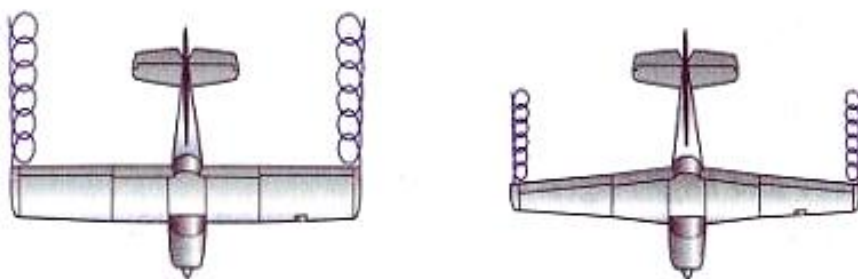


Fig 4.13.

Torsiunea aripii

Cu cat unghiul de atac este mai mare, cu atat sunt mai mari diferentele de presiune dintre zona superioara si zona inferioara a aripii. Daca aripa este construita cu o rasucire interioara (torsiune), unghiul de atac la varfurile aripii

este mai mic decât unghiul de atac 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 portanță va fi generată lângă varfurile aripii.

Diferențele de presiune mai mici dintre zona superioară și cea inferioară de lângă vârful aripii nu numai că duc la o portanță redusă acolo, dar și la mai puțină scurgere a curentului de aer în jurul vârfului aripii, o formare redusă de vortici la varfurile aripii și o rezistență indusă mai scăzută.

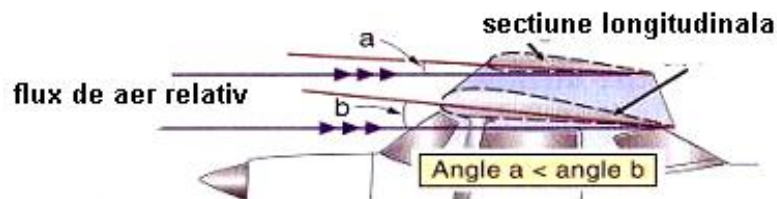


Fig 4.14.

Modificarea vârfului aripii

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

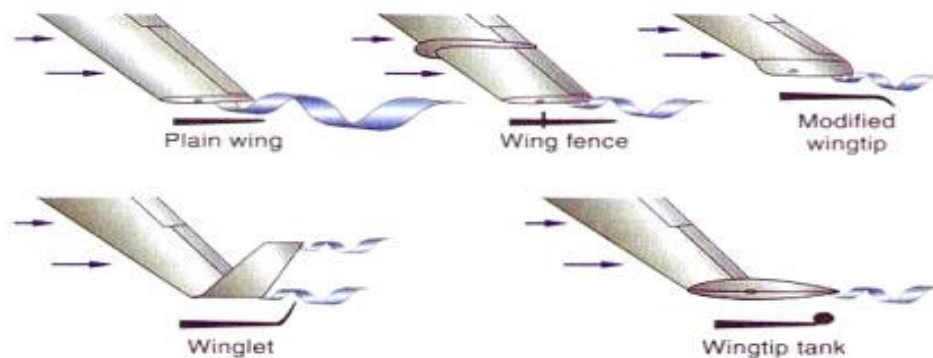


Fig 4.15.

Condițiile de zbor care favorizează rezistența indusă

Viteze scăzute și unghiuri de atac mari

În zborul rectiliniu la orizontală, la o greutate dată, portanța trebuie să rămână constantă (pentru a echilibra greutatea) pe măsura ce viteza se schimbă. Pe măsura ce viteza se reduce, pilotul mărește unghiul de atac (și coeficientul de

portanta) pentru a obtine aceeași portanță – de aceea unghiurile de atac ridicate sunt asociate cu viteze scăzute.

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

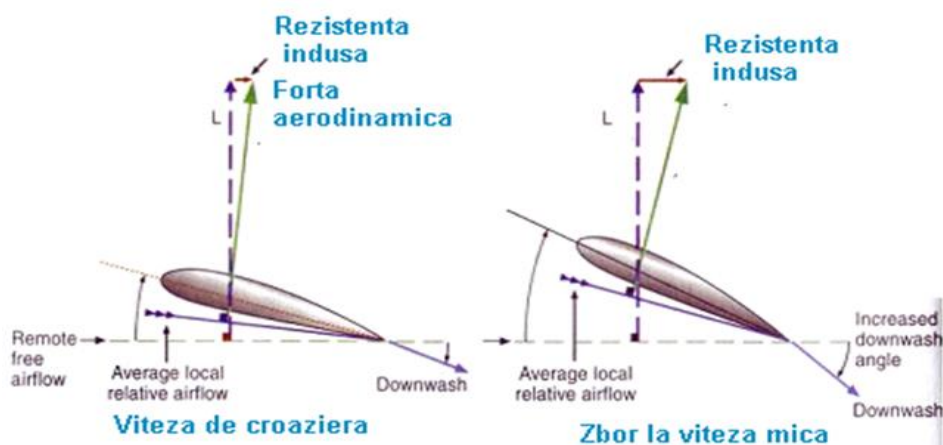


Fig 4.16.

Curentul descendent mai mare face ca acest curent de aer local resimțit de aripă să fie înclinat descendent chiar mai mult, forța portanță 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.

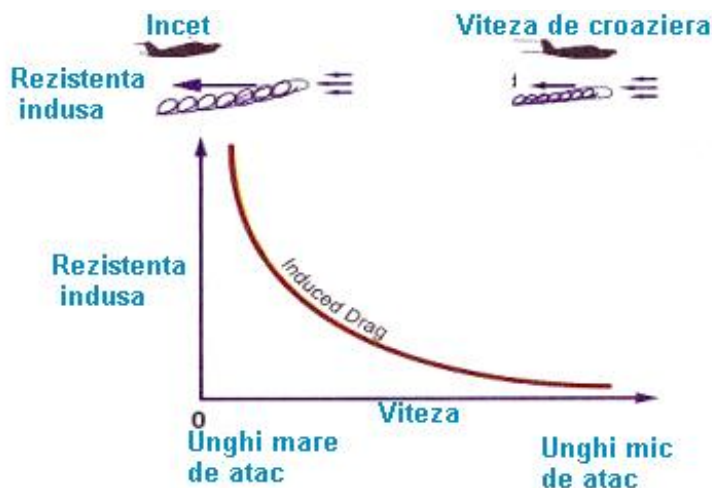


Fig 4.17.

Apropierea de unghiul de atac al vitezei limita (critic)

La viteza limita in zbor orizontal, rezistenta indusa ar putea fi 75% din rezistenta totala (rezistenta parazita reprezentind restul), in schimb la o viteza ridicata in zborul la orizontala, rezistenta indusa poate fi doar 1% din rezistenta totala.

Un avion greu necesita o forta portanta mai mare pentru a zbura rectiliniu la orizontala decat un avion usor. Un avion care efectueaza diverse evolutii necesita o forta portanta mai mare decat atunci cand zboara rectiliniu la orizontala. De exemplu, intr-un viraj cu inclinare de 60° , aripile trebuie sa genereze de doua ori mai mult forta portanta decat in zborul rectiliniu la orizontala. In conditii de zbor cu portanta ridicata, diferenta de presiune dintre extrados si intrados creste, si are ca rezultat vartejuri mai puternice la varful aripii.

In zborul la orizontala la greutati mari,este nevoie de mai multa portanta necesara pentru a echilibra greutatea mai mare, si in timpul manevrelor, sa spunem intr-un viraj cu inclinare mare,este nevoie de un excedent de portanta peste valoarea fortei greutatii pentru a asigura forta necesara in viraj sau centripeta.

Cresterea fortei portante genereaza o crestere a rezistentei induse

4.5 Rezistenta la inaintare totala

Rezistenta la inaintare totala este suma tuturor fortelor de franare. In anumite situatii putem vorbi de rezistenta totala asupra unui avion, in vreme ce in alte situatii este nevoie sa ne referim doar la rezistenta totala asupra unei suprafete portante cand luam in considerare numai aerodinamica acelei suprafete portante izolate. Trebuie sa stiti cu certitudine daca intregul avion este discutat sau numai aripile.



Fig 4.18.

Asa cum am vazut, rezistenta totala are doua componente:

- a) rezistenta parazita;
- b) rezistenta indusa.

Daca combinam graficele fiecareia dintre aceste rezistente asa cum variaza ele cu viteza aerului,rezulta un grafic care ilustreaza variatia rezistentei totale cu viteza aerului pentru un avion dat in zbor la orizontala, la o anume greutate, configuratie si altitudine.

Aceasta curba (Fig 4.19.) rezistenta la inaintare functie de viteza aerului (unghiul de atac) este o relatie extrem de importanta. Este un sumar a ceea ce trebuie sa stim despre rezistenta la inaintare. Daca intelegeti mesajul continut in acesta curba, atunci va aflati pe drumul cel bun spre intelegerea rezistentei la inaintare si a importantei ei in zbor.

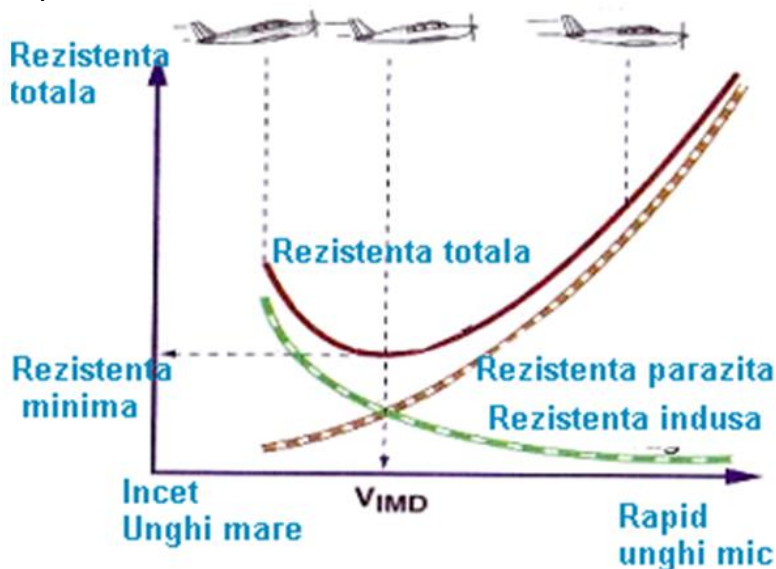


Fig 4.19.

Rezistenta parazita creste cu viteza. Rezistenta indusa scade pe masura ce viteza creste. Graficul arata cum rezistenta indusa este predominanta la viteza scazuta, in timp ce la viteza crescuta rezistenta parazita predomina.

Rezistenta totala este cea mai mica in punctul in care rezistenta parazita si rezistenta indusa sunt egale. Multe aspecte ale performantelor avionului au legatura cu aceasta viteza la o rezistenta minima la inaintare.

In zborul rectiliniu la orizontala, portanta este egala cu greutatea, de aceea la punctul de rezistenta la inaintare minim aripa va produce acea portanta necesara pentru a echilibra greutatea, dar cu o valoare a rezistentei la inaintare minima posibila.



Fig 4.20.

Tractiunea este folosita pentru a echilibra rezistenta la inaintare pentru a obtine un zbor rectiliniu la orizontala constant.

Fig 4.20. demonstreaza ca o tractiune ridicata va fi necesara atat la viteze foarte ridicate cat si foarte scazute, si o tractiune mai mica la viteze intermediare.

Viteza limita in zborul orizontal in conditiile particulare mentionate in grafic este indicata de o crestere brusca a rezistentei la inaintare in acel moment, acest lucru fiind dat de cresterea rapida a rezistentei induse cand viteza aerului scade.

Curba rezistentei totale pentru un avion este un factor important in multe aspecte ale performatelor zborului, precum aterizarea, decolarea, urcarea, planarea, manevrabilitate, capacitatea unei zbor de distanta max. si capacitatea unui zbor de timp max.. Prin combinarea rezistentei induse (de la vartejurile de la varfurile aripii, un produs colateral al producerii de portanta) si rezistenta parazita (diferenta de rezistenta la inaintare), obtinem curba rezistentei totale.

4.6 Rezistenta la inaintare pe un profil aerodinamic

La viteze mici rezistenta totala pe un profil aerodinamic este mare (datorita rezistentei induse) si la viteze mari rezistenta totala este mare (datorita rezistentei parazite). O formula (asemanatoare cu cea pentru portanta) poate fi dezvoltata pentru rezistenta la inaintare produsa pe un profil aerodinamic.

Rezistenta la inaintare (F_x) = $C_x \times \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S$

In formula pentru rezistenta la inaintare(F_x):

- coeficientul rezistentei la inaintare (C_x) reprezinta forma si unghiul de atac
- ρ este densitatea aerului
- V este viteza (viteza adevarata a avionului)(viteza indicata a avionului = $\frac{1}{2} \rho V^2$)
- S este suprafata

O curba a rezistentei la inaintare pentru un profil aerodinamic arata relatia dintre C_x si unghiul de atac. Aceasta poate fi folosita pentru comparatia cu curba de portanta(C_z in functie de unghiul de atac). Notati ca la unghiuri de atac mari in apropierea unghiului critic, coeficientul de rezistenta la inaintare pentru un profil aerodinamic este mare si joaca un rol important in formula:

Rezistența la înaintare (F_x) = $C_x \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S$

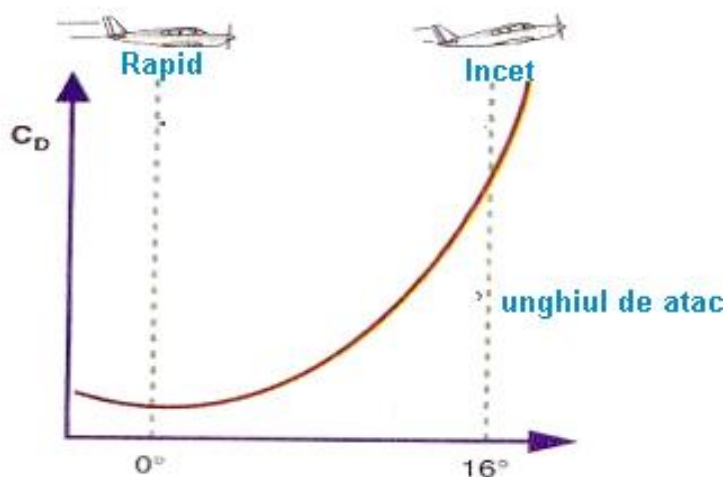


Fig 4.21.

La unghiuri de atac 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 atac (și ale vitezei aerului). Între aceste extremități există un unghi de atac (și o viteză de aer) unde forța de rezistență la înaintare este minimă. C_x minim pentru un profil aerodinamic tipic are loc la un unghi de atac pozitiv mic.

CAPITOLUL 5.

5. Raportul Portanta - Rezistența la înaintare

5.1 Introducere

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

Am discutat deja curba de portanță (C_L în funcție de unghiul de atac) și curba rezistenței la înaintare (C_D în funcție de unghiul de atac).

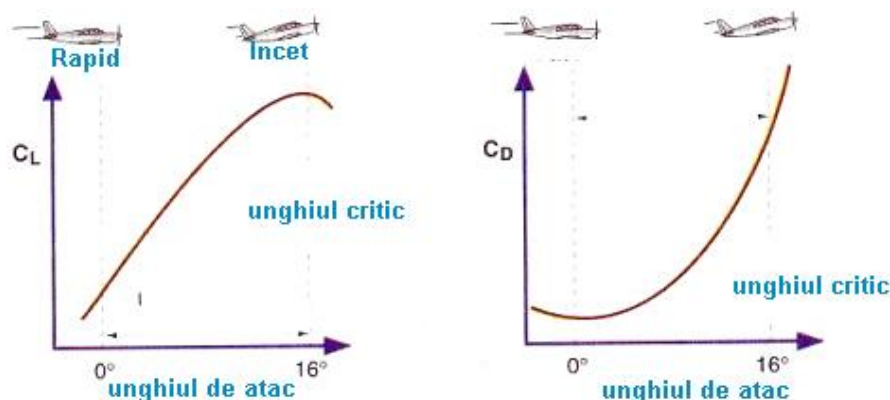


Fig 5.1.

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

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

Variația raportului F_z/F_x cu unghiul de atac. Într-un fel, portanța este beneficiul pe care îl obținem de la un profil aerodinamic și rezistența la înaintare este pretul pe care îl plătim pentru aceasta. Pentru o portanță dată este de dorit

sa aveti cantitatea minima de rezistenta la inaintare, adica cel mai bun raport F_z/F_x .

Daca doriti sa obtineti 120 unitati de portanta si costul este de 10 unitati de rezistenta la inaintare de la un profil aerodinamic, atunci, $F_z/F_x = 120/10 = 12$, adica portanta este de 10 ori mai mare decat rezistenta la inaintare . Daca 120 unitati de portanta vin cu 20 unitati de rezistenta la inaintare de la suprafata portanta, atunci raportul portanta/ rezistenta = $120/20 = 6$, si aripa nu este nici pe departe la fel de eficienta.

Un profil aerodinamic are cea mai mare capacitate de portanta (C_z) la un unghi de atac mare, exact inaintea unghiului de atac critic, in acest caz aproximativ 16 grade. Din nefericire, langa unghiul de atac critic, suprafata portanta genereaza multa rezistenta indusa.

Rezistenta minima are loc la unghi de atac destul de mic, in acest caz aproximativ 0° unghi de atac. Din nefericire, la unghiuri de atac scazute, capacitatea de portanta a aripii este scazuta.

Nici una din aceste situatii (unghi de atac ridicat sau unghi de atac scazut) nu este intr-adevar satisfacatoare, deoarece raportul portantei cu rezistenta la aceste unghiuri de atac extreme este scazut. Ceea ce este necesar este cea mai mare capacitate de portanta in comparatie cu rezistenta la inaintare la acelasi unghi de atac, adica unghiul de atac care da cel mai bun raport portanta / rezistenta, pentru o aripa cu o curbura normala are loc la aproximativ 4° unghi de atac.

Pentru a afla raportul portanta /rezistenta la inaintare putem imparti cele doua ecuatii:

$$\frac{\text{Portanta}}{\text{Rezistenta}} = \frac{C_z \times \frac{1}{2} \rho \times V^2 \times S}{C_x \times \frac{1}{2} \rho \times V^2 \times S} = \frac{C_z}{C_x}$$

Pentru fiecare unghi de atac putem calcula raportul F_z/F_x impartind C_z cu C_x (si acestea sunt obtinute din graficele curbelor portantei si rezistentei).

Putem realiza o curba pentru F_z/F_x functie de unghiul de atac. F_z/F_x care rezulta functie de curba unghiului de atac arata ca L/D creste rapid pana la aproximativ 4° unghi de atac, unde portanta este cuprinsa intre 10 pana la 15 ori mai mare decat rezistenta la inaintare, in functie de profilul aerodinamic folosit.

La unghiuri de atac mai mari de aproximativ 4°, raportul F_z/F_x scade constant. Desi C_z continua sa creasca, C_x creste mai repede. La unghiul de atac criticde raportul F_z/F_x pentru aceasta suprafata portanta este aproximativ 5.

Curba din graficul de mai jos arata clar unghiul de atac specific la care raportul F_z/F_x este maxim, si acest unghi de atac se afla acolo unde suprafata portanta este cea mai eficienta – ofera portanta necesara pentru cea mai mica rezistenta la inaintare.

Unghiul de atac care ofera cel mai bun raport portanta / rezistenta este *cel mai eficient unghi de atac*.

La majoritatea aeronavelor nu aveti un instrument pentru a indica unghiul de atac, dar puteti citi viteza, valoarea ei este in functie de unghiul de atac.

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

Unghiul de atac (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 atac rezistența la înaintare este mai mare pentru a obține aceeași portanță.

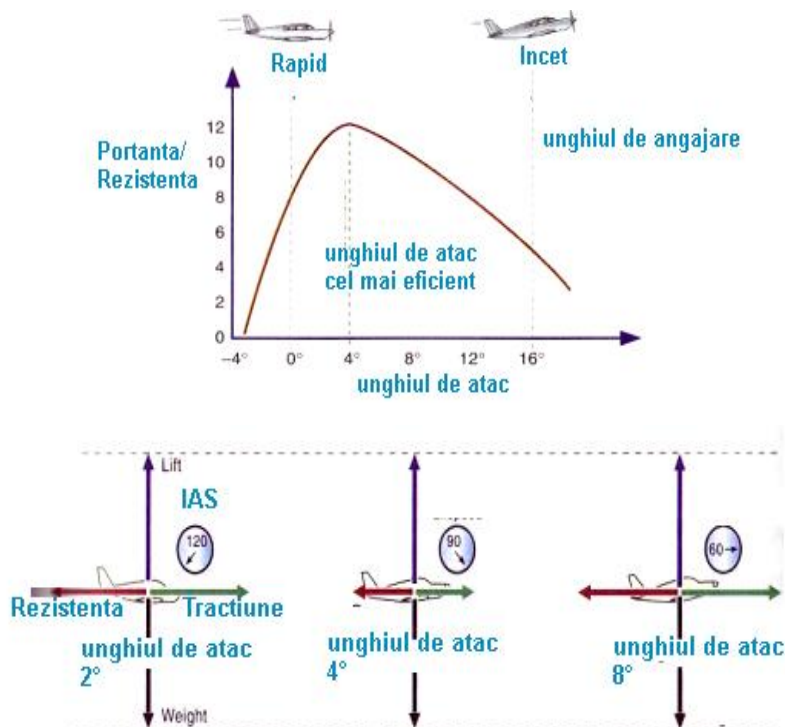


Fig 5.2. Relațiile între portanță, rezistență la înaintare și unghiul de atac

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 raza maximă de planare fără motor.

5.2 Zborul la orizontală cu o greutate constantă

În zborul rectiliniu la orizontală:

$$\text{Portanță} = \text{Greutatea} = C_z \times \frac{1}{2} \rho \times V^2 \times S$$

$C_{portanta}$ este o functie a unghiului de atac, si $\frac{1}{2} \rho V^2$ este in raport cu viteza indicata (IAS - Indicated Air Speed) pe care o vedeti pe indicatorul vitezei. (V este viteza fata de fileurile de aer reala sau TAS(viteza adevarata), pe care nu o puteti citi direct in cabina).

Portanta = Greutate= o functie a (unghiului de atac x IAS x S)

Daca unghiul de atac este marit, portanta necesara poate fi generata la o viteza redusa

Daca unghiul de atac este redus, aceeasi portanta necesara va fi generata la o viteza mai mare.

De aceea, in zborul rectiliniu la orizontala, unghiurile de atac ridicate permit viteze mai reduse, si unghiuri de atac scazute permit viteze mai mari.



Fig 5.3.

Micsorarea greutatii

Pe masura ce zborul continua si combustibilul este consumat, greutatea generala a avionului scade. O greutatea scazuta necesita mai putina portanta pentru a o echilibra. Putem reduce portanta produsa zburind la un unghi de atac mai mic, ceea ce va duce la o crestere a vitezei (numai daca nu reducem puterea motorului).

Notati ca relatia exacta intre unghiul de atac si viteza indicata se schimba daca se schimba greutatea. La greutate mai mica, aceeasi IAS are loc la un unghi de atac ceva mai mic.



Fig 5.4.

Sa presupunem ca vreti sa zburati la acelasi unghi de atac (sa spunem cel mai eficient pentru cel mai bun raport F_z/F_x la aproximativ 4°). Pe masura ce greutatea scade, ar trebui sa reducati treptat viteza indicata, astfel incat sa fie generata mai putina portanta.

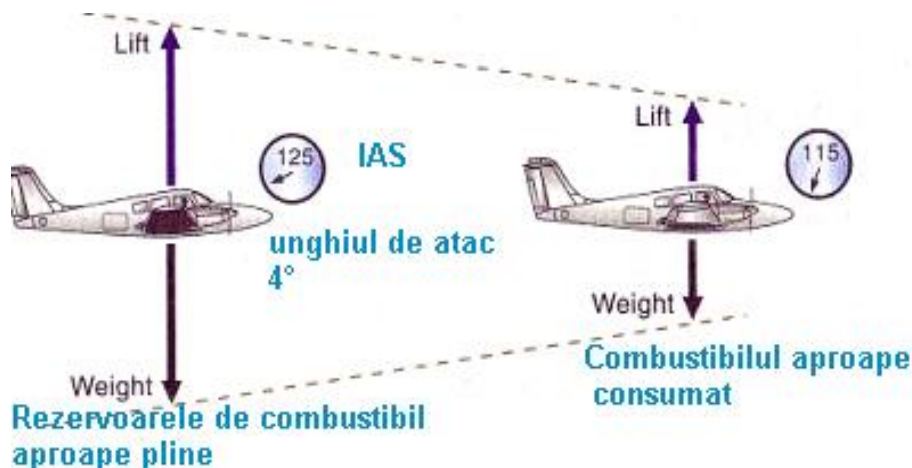


Fig 5.5.

Schimbarea altitudinilor de zbor

Sa presupunem ca zburati rectiliniu la orizontala la o altitudine mai mare, dar la aceeaasi greutate si de aceea cu aceleasi cerinte de portanta. Relatia dintre unghiul de atac si IAS va fi aceeaasi ca mai inainte.

La un anumit unghi de atac, viteza indicata (o masura a valorii presiunii dinamice $1/2 \rho \times V^2$ si indicata in noduri- kt) va fi aceeaasi. Deoarece la altitudini mai mari densitatea aerului ρ este mai mica, pentru a pastra aceeaasi valoare a lui $1/2 \rho V^2$, valoarea lui V (viteza adevarata-TAS) trebuie sa fie mai mare.



Fig 5.6.



Atunci cind zburati la altitudini mai mari, aceeași viteză indicată (IAS) 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.

Relația dintre IAS și TAS va fi discutată mai detaliat în *Indicatorul vitezei de aer* în Capitolul 25. Indicatorul vitezei de aer 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 mari **S**, atunci am obține aceeași portanță la o viteză mai mică. Schimbarea lui **S** schimbă forma suprafeței portante.

CAPITOLUL 6.

6. Elicea avionului

6.1 Caracteristici constructive

Elicea avionului un transformator de energie; transforma energia mecanica de rotatie in lucru mecanic de deplasare a avionului.

In general este alcatuita din butuc si pale:

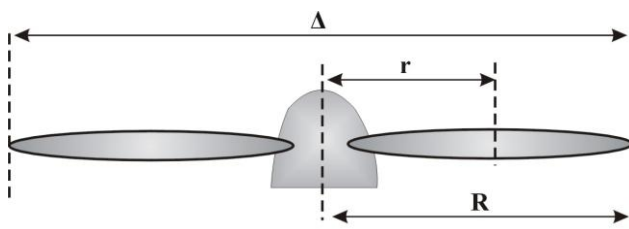


Fig 6.1.

Caracteristici geometrice:

Diametrul elicii (Δ) – diametru descris de varful palelor;

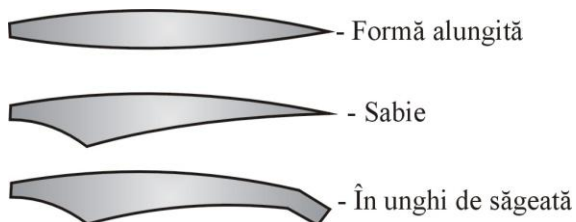


Fig 6.2. Forma in plan a palei

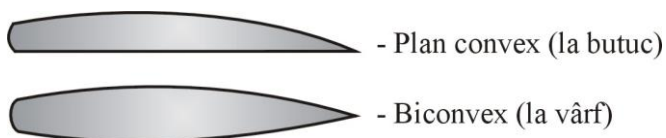


Fig 6.3. Profilul sectiunii palei

Grosimea profilului secțiunii



Fig 6.4.

Unghiul de așezare al secțiunii prin pală (β)

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

$\beta_{\text{butuc}} > \beta_{\text{pală}}$

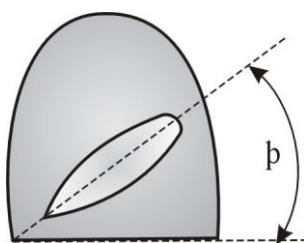


Fig 6.5.

6.2 Principiul de funcționare al elicei

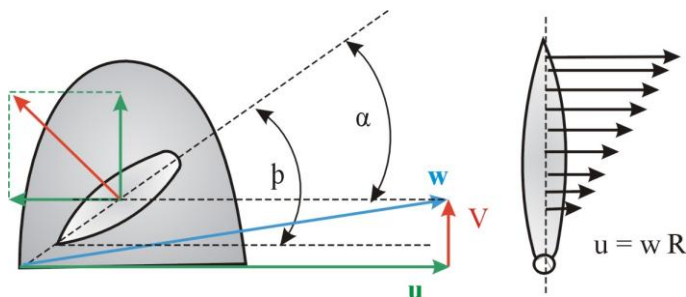


Fig 6.6.

u = viteza tangentială de rotație;

w = viteza rezultantă a acționării;

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:

$$\begin{array}{l} u_b = \omega r_b \\ u_v = \omega r_v \\ \alpha_b < \alpha_v \end{array} \quad \Rightarrow \text{este necesar ca } \alpha_b < \alpha_v$$

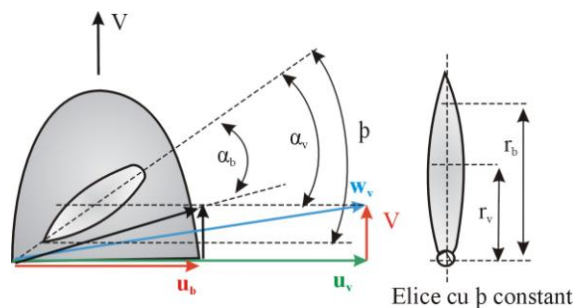


Fig 6.7.

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

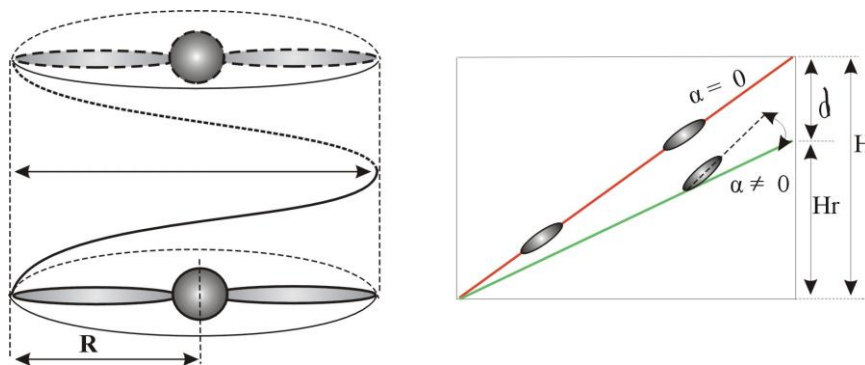


Fig 6.8.

H = pas geometric;

Hr = pas real;

δ = alunecare;

n = turatia elicei;

$H_r = H - \delta$; $H = 2 \pi R \tan \alpha$; $H = V / n$ (V = viteza și n = turatia).

Variatia fortei de tractiune disponibila a elicei:

Atunci cand turatia elicei este constanta, iar V variaza:
tractiunea disponibila pe care poate sa o realizeze elicea avionului la un anumit regim de functionare al motorului.

Daca $n = \text{constant}$, iar V creste, rezulta ca α scade iar $F_{z \text{ disponibil}}$ scade.

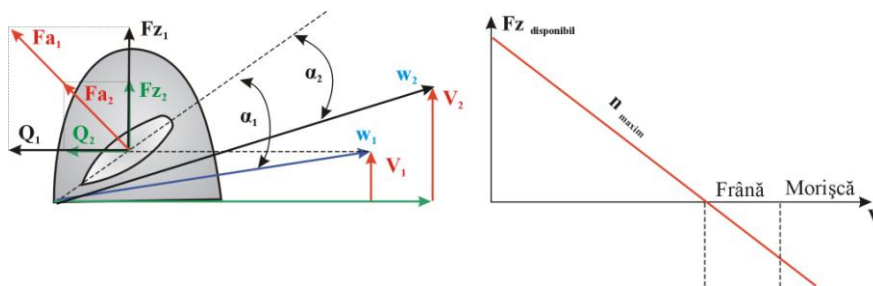


Fig 6.9.

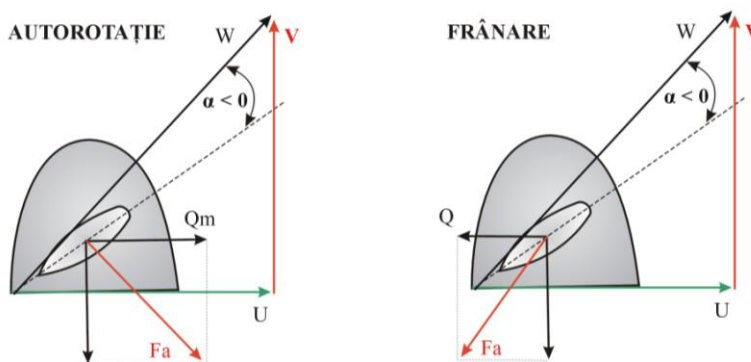


Fig 6.10.

Autorotatia: se produce la anumite viteze de zbor si scaderea de putere este insotita de o puternica tractiune negativa. Q_m = forta ce accelereaza rotatia elicei.

Variaza forta de tractiune disponibila si incidenta, atunci cand viteza de zbor este constanta, iar turatia (n) variaza.

W = viteza de inaintare a avionului;

U = viteza tangentiala de rotatie;

V = viteza de zbor.

Daca turatia creste, U creste ($U = n Q_2$), si incidenta creste ($\alpha = \alpha_2$).
In cazul vitezei constante vom avea incidenta marita si $F_{disp.}$ va creste.

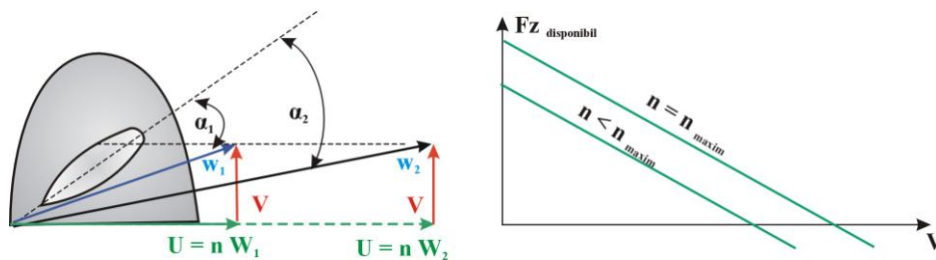


Fig 6.11.

6.3 Variatia tractiunii disponibile si a puterii disponibile a elicei cu inaltimea

Puterea pe care poate sa o realizeze elicea avionului la un anumit regim de functionare al motorului, se numeste *putere disponibilă*.

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

Graficul de variatie al puterii disponibile cu viteza.

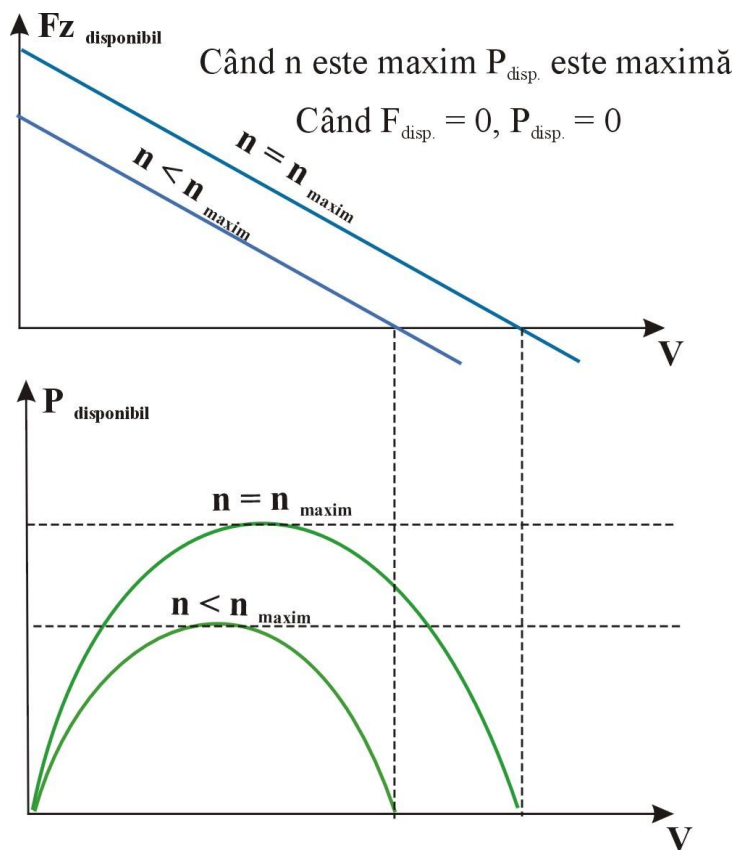


Fig 6.12.

Graficul de variație a puterii motorului cu înălțimea.

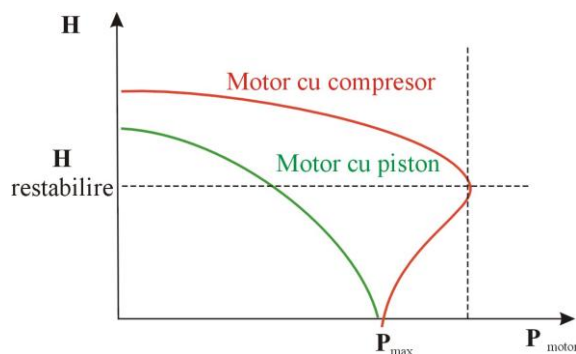


Fig 6.13.

Pentru motorul cu piston, fara compresor, puterea motorului este maxima la sol. Pe masura ce înălțimea (H) crește puterea motorului scade. La o anumita înălțime de zbor puterea motorului va fi 0.

Pentru motorul cu piston cu compresor, puterea motorului crește până la o anumita înălțime (înălțimea de restabilire – $H_{restabilire}$ –), după care puterea motorului scade cu creșterea înălțimii.

Motorul cu piston cu compresor zboara la o înălțime (H) mai mare decât motoarele fara compresor.

$H_{restabilire}$ este avantajoasa pentru zbor, deoarece aici puterea motorului este maxima.

Graficul de variație al puterii disponibile cu viteza.

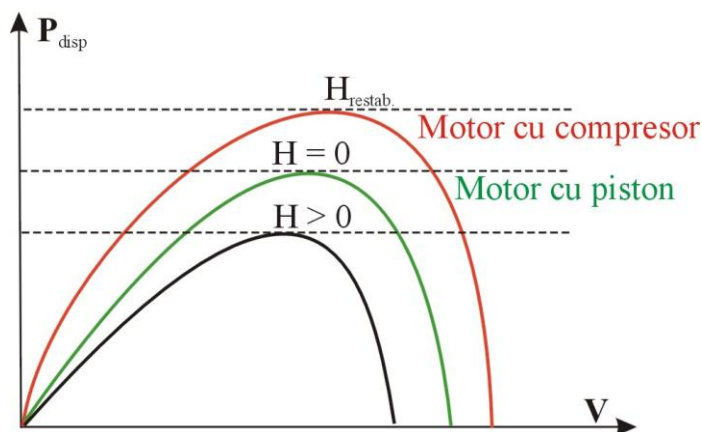


Fig 6.14.

Momentul reactiv si momentul motor al elicei

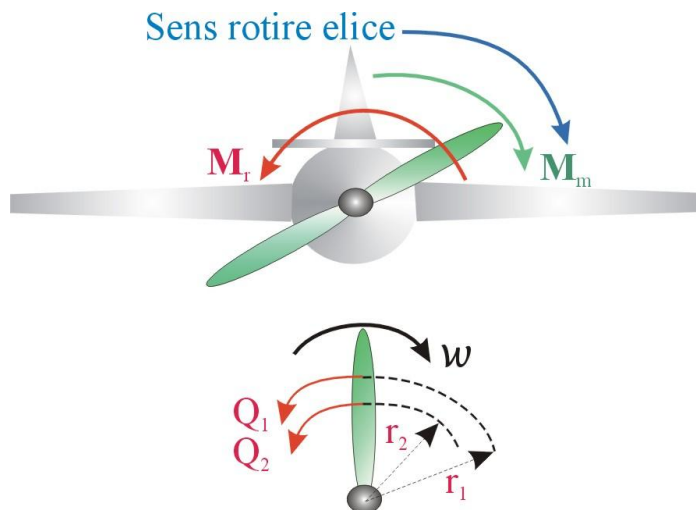


Fig 6.15.

M_m = moment motor; - actiunea motorului asupra elicei.

M_r = moment reactiv; - opus M_m .

$M_m = M_r$ - la o turatie constanta;

$M_m = 716,2 P/n$ (Kgfm);

$M_1 = Q_1 \times r_1$;

$M_2 = Q_2 \times r_2$.

Datorita momentului reactiv, avionul are tendinta de a se inclina.

6.4 Clasificarea elicelor

- a) dupa numarul de pale.
- b) dupa sensul actionarii:
 - elice tractiva: amplasata in fata avionului;
 - elice propulsive: amplasata in spatele avionului.
- c) dupa modul de fixare a palelor:
 - elice cu pas fix;
 - elice cu pas variabil (automat sau comandat).
- d) dupa materialul folosit la constructie:
 - cu pale din lemn;
 - cu pale din dural (cele mai folosite);
 - cu pale din mase plastice;
 - cu pale din otel.

Elici speciale:

- coaxiale: se afla pe acelasi ax, se rotesc in sensuri opuse, elicea a doua inlatura momentul reactiv al primei elici.
- reversibile: sunt elici la care palele pot fi puse la un unghi negativ (franeaza avionul la aterizare).
- elici cu posibilitatea punerii in pas drapel (la unghi de 90° , au cea mai mica rezistenta la inaintare).

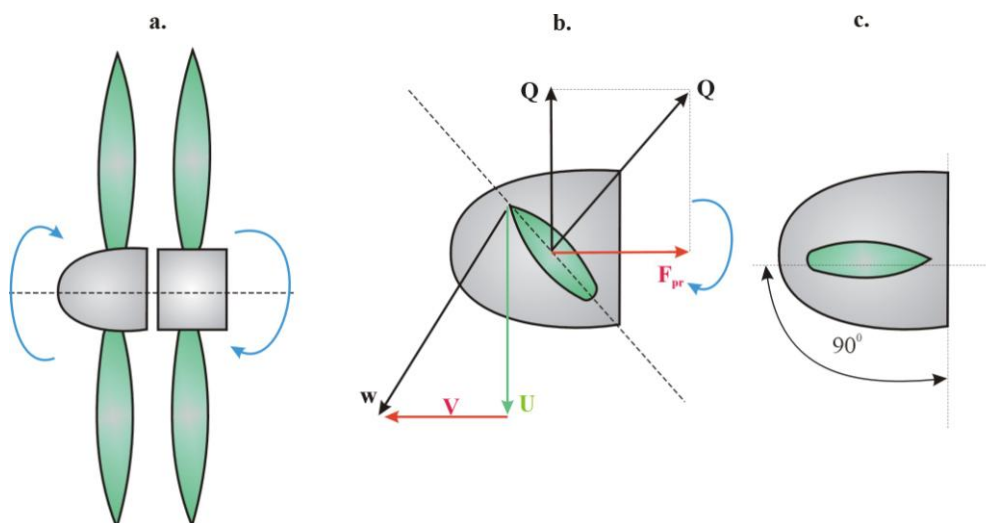


Fig 6.16.

6.5 Miscarea elicei

Viteza de rotatie. Daca avionul stationeaza, miscarea sectiunii elicei este pur rotativa. Cu cat sectiunea se afla mai departe pe pala, cu atat este mai rapida viteza de rotatie. De asemenea, cu cat turajul elicei este mai mare, cu atat este mai rapida viteza de rotatie a sectiunii.

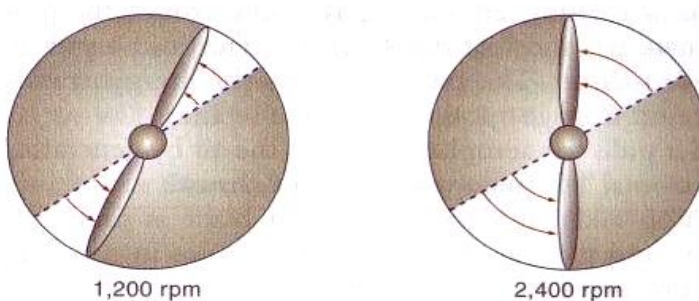


Fig 6.17. Viteza sectiunii elicei depinde de raza elicei si turaj

Viteza de înaintare. Pe măsura 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 pala* sau *unghi de înaintare*.

Miscarea 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.

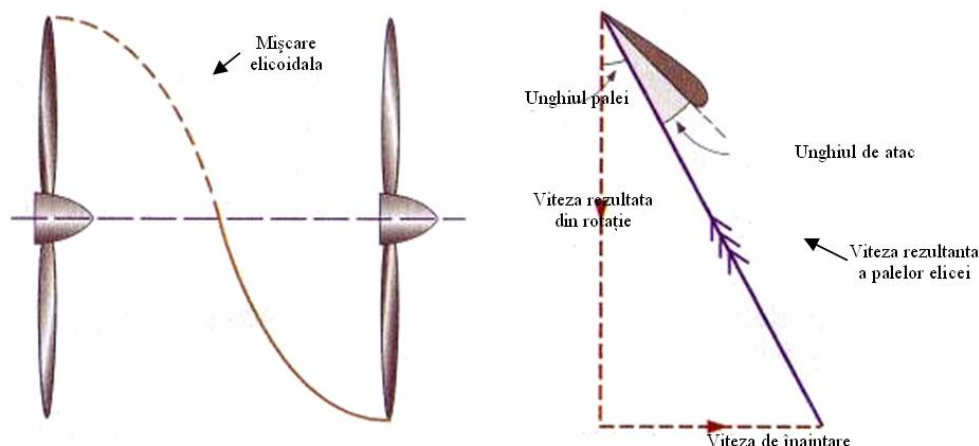


Fig 6.18. Miscarea elicoidală a elicei

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 atac*.

Notati că *unghiul de atac 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 atac ar fi diferit în toate punctele.

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

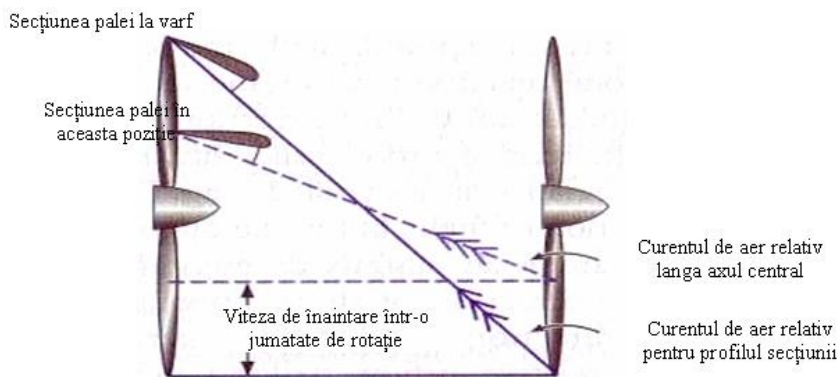


Fig 6.19. Curgerea reală a curenților de aer pe pala

La fel ca și la celelalte suprafețe portante, există acel unghi de atac 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 turatie recomandate.

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

Varful 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 varfului. Cea mai importantă tracțiune este produsă la aproximativ 75% din raza varfului. Astfel, când unghiul de pala al elicei este dat ca o caracteristică a ei, de obicei se referă la poziția de 75%.

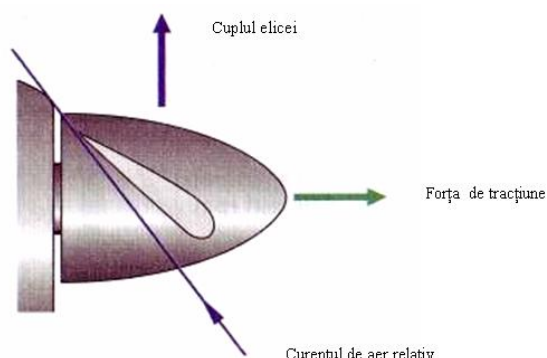


Fig 6.20. Forțe care acționează pe o pala

Cuplul elicei este rezistentă 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.

Nota:

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 mare pentru viteze mai mari.

Prin urmare a fost dezvoltată elicea la viteză 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 atac să fie optim. Acesta este *pasul mic*. Pe măsura ce viteză de înaintare crește, unghiul palei trebuie să crească, pentru ca unghiul de atac 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 viteză 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 atac și la o eficiență maximă pe toată raza de acțiune.

O elice cu pas variabil (viteză constantă) operează la cel mai eficient unghi de atac 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 mari viteză 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, pală își va modifica automat unghiul de atac 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 pală își va mări unghiul de atac pentru a preveni supraturarea elicei și a motorului.

Alte două avantaje ale unor elice cu pas variabil sunt:

- a) 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.
- b) 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 măsura 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 atac ar exista între ampenajul vertical și curentul de aer produs de elice), generând o forță portanță aerodinamică care împinge coada la dreapta și virează botul avionului la stnga.

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

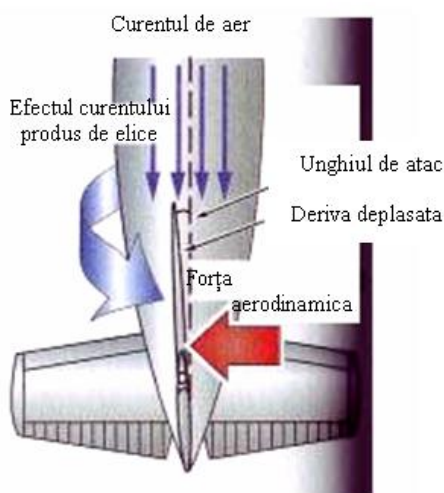


Fig 6.21. Sistemul de compensare a ampenajului vertical

Reactia cuplului elicei

Daca elicea se roteste in sens trigonometric (cand este vazuta din spate) reactia cuplului va avea tendinta de a roti avionul in sensul acelor de ceasornic si sa il roteasca spre dreapta. Acest efect este cel mai pronuntat in conditii de putere crescuta si turaj ridicat al elicei, asa cum se intampla in timpul decolarii. La sol aceasta rotatie este resimtita de roata dreapta, care va trebui sa suporte mai mult efort decat roata stanga. Aceasta va creste frictiunea fortei de rotatie pe roata dreapta, avand tendinta de a o incetini, si in consecinta avionul va avea tendinta de a vira la dreapta. Notati ca acest efect vireaza avionul in directie inversa ca efectul curentului elicei. Daca elicea se roteste in celalalt sens, ca la unele avioane mai vechi, atunci aceasta miscare laterala va avea efect invers.

Efectul giroscopic.

Deoarece un corp care se roteste tinde sa se opuna oricarei incercari de a-i schimba planul de rotatie, orice interventie de schimbare asupra sa, va genera o *miscare de precesie giroscopica*.

Miscarea de precesie giroscopica modifica directia fortei rezultate cu 90° in directia de rotatie – acest fenomen fiind numit *efect giroscopic*.

Cand cuplul din partea de jos a elicei are efect asupra avionului atunci cind ridica roata de bot la decolare, efectul giroscopic da nastere unei forte similare actionand la 90° in directia rotatiei elicei. Aceasta va fi ca o forta de inaintare care actioneaza pe partea dreapta a planului de rotatie al elicei, facand ca avionul sa vireze. Directia de virare depinde de directia rotatiei elicei.

Cantitatea de efect giroscopic depinde de masa elicei, de modul in care masa este distribuita de-a lungul palelor si de cat de repede se roteste elicea (toate acestea fiind combinate intr-o cantitate fizica numita *moment de inertie*).



Va depinde de asemenea si de cat de repede incercati sa schimbati planul de rotatie.

Efectul curentului in spirala al elicei

Curentul in spirala al elicei in sens trigonometric (de la elicea care se roteste in sens trigonometric) loveste ampenajul vertical in partea stanga. Aceasta tinde sa vireze botul avionului la stanga.

Balansarea datorata cuplului

Motorul roteste elicea in sens trigonometric privind din cabina (la avioanele moderne) – cuplul elicei.

Reactia cuplului incearca sa raseasca motorul si celula avionului in sens opus – in sensul acelor de ceasornic.

Forta descendenta apasa roata dreapta puternic pe pista.

Franarea cu solul diferentiata care rezulta pe rotile principale produce “furatura” spre dreapta.

Balansarea datorata precesiei giroscopice

Ridicarea rotii de bot la decolare genereaza anumite forte. Rotatia rapida a elicei urmeaza principiul giro-precesiei. Efectul are loc la 90 grade in directia de rotatie. In consecinta, botul avionului vireaza la stanga.

CAPITOLUL 7.

7. Echilibrul avionului

7.1 Generalitati

Centrul de greutate al avionului este punctul de aplicatie al rezultantei tuturor fortelor de greutate ale partilor componente ale unui avion.

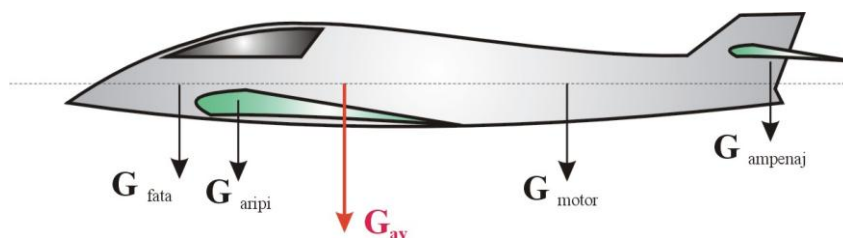


Fig 7.1.

Pozitia C.G. este bine determinat in functie de evolutia avionului si are posibilitati limitate de deplasare.

Un avion se afla in *echilibru*, atunci cand suma tuturor fortelor care actioneaza asupra lui este zero si suma momentelor este zero.

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

Fig 7.2.

Felul echilibrului:

- longitudinal;
- transversal;
- de directie.

7.2 Echilibrul longitudinal

Un avion se afla in *echilibru longitudinal* atunci cand centrul de greutate al avionului se afla in miscare rectilinie su uniforma, iar avionul nu se roteste in jurul axei transversale.

In acest caz, suma fortelor egala cu 0, iar suma momentelor transversale este egala cu 0.

Factori de influenta

Oricare forta care actioneaza cu un moment ca forta pe axa transversala, poate influenta echilibrul longitudinal.

- decalarea elicei; - de regula este decalata in sus.

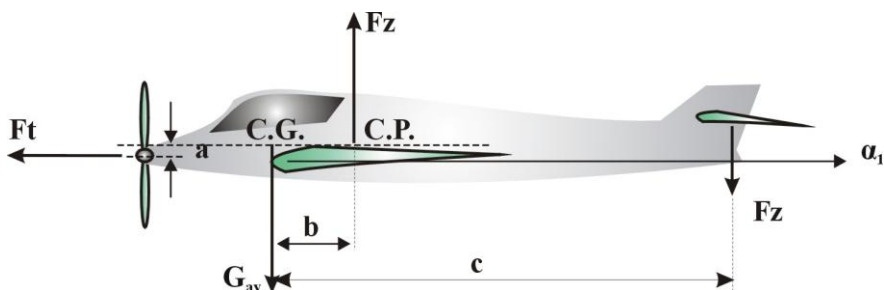


Fig 7.3.

Fz comunica avionului un cuplu de picaj, adica tinde sa scoata avionul din echilibrul longitudinal, micșorand unghiul de incidenta, (avionul „pica” de bot).

$$Fz = a + Fz \times b = Fz_{\alpha_0} \times c$$

- unghiul de calaj al stabilizatorului.
- deflectarea curentului de aer in spatele aripilor.

Ultimii doi factori sunt si conditiile pentru care un avion se va afla in echilibru longitudinal.

7.3 Echilibrul transversal

Un avion se afla in echilibrul transversal atunci cand centrul de greutate se afla in miscare rectilinie si uniforma, iar avionul nu se roteste in jurul axului longitudinal.

Suma fortelor este egala cu 0 iar suma momentelor longitudinale este egala cu 0.

Factori de influență

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

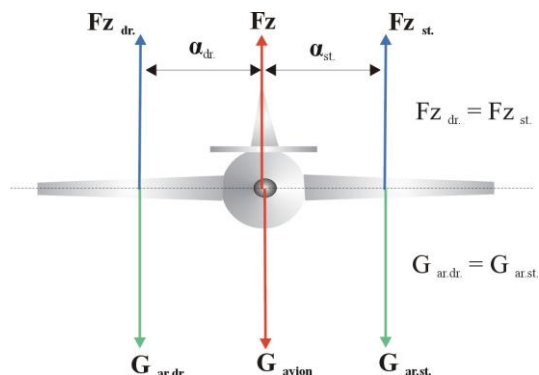


Fig 7.4.

Datorită simetrie geometrice și a maselor, portanța aripilor din dreapta este egală cu portanța aripilor 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.

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

- b) momentul reactiv al elicei.
Se compensează prin deplasarea manșei spre dreapta.

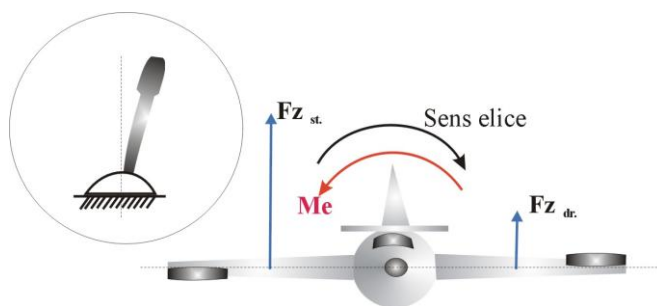


Fig 7.5.

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.

- c) răsucirea fileurilor de aer, în spatele elicei

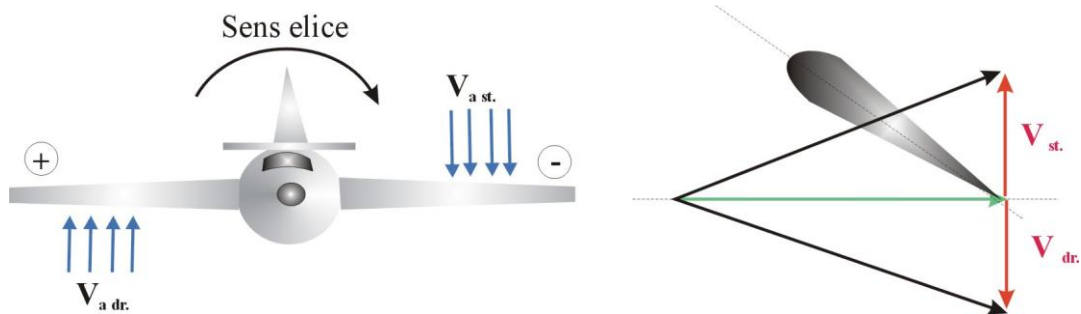


Fig 7.6.

7.4 Echilibru de directie

Un avion se afla in *echilibru de directie* atunci cand centrul de greutate se afla in miscare rectilinie si uniforma, iar avionul nu se roteste in jurul axei de directie.

Suma factorilor este egala cu 0, iar suma momentelor de directie este egala cu 0.

Factori de influenta

a) simetria geometrica si a maselor; - echilibrul de directie in cazul in care motorul nu functioneaza.

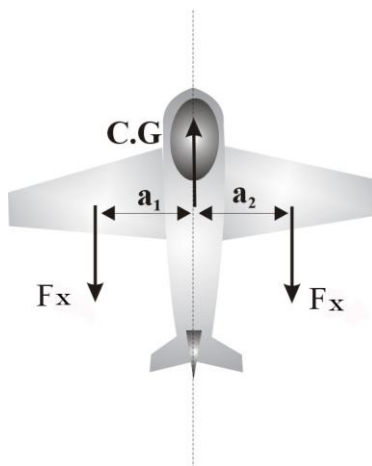


Fig 7.7.

In cazul in care motorul nu functioneaza, echilibrul de directie poate fi asigurat cu ajutorul simetriei geometrice si al simetriei maselor avionului, rezistenta aripii din stanga este egala cu rezistenta aripii din dreapta.

Punctele de aplicatie ale fortelor de rezistenta ale aripiei se gasesc la o distanta egala fata de axul longitudinal, astfel ca avionul nu manifesta o tendinta de rotatie.

Conditia de echilibru: $F_{x_{st}} \times a_1 = F_{x_{dr}} \times a_2$

b) rasucirea fileurilor de aer in spatele elicei.

Asimetria geometrica creata datorita bracarilor diferite a eleroanelor determina asimetria fortelor de rezistenta la inaintare stanga si dreapta. Rezulta un moment de giratie pe partea eleronului bracad in jos.

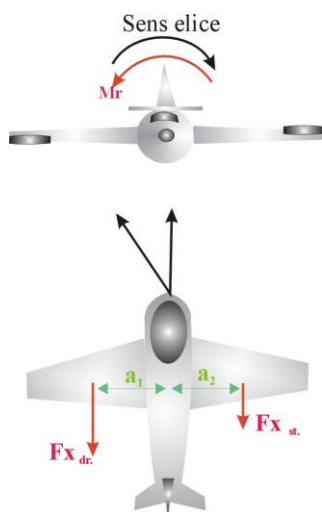


Fig 7.8.

$F_{x_{st}} < F_{x_{dr}} \Rightarrow M_{st} < M_{dr} \Rightarrow$ avionul va tinde sa faca viraj stanga.

c) tendinta avionului de a se roti poate fi influentata prin manevrarea palonierului in directia opusa tendintei de rotire a avionului. La avioanele de constructie moderna echilibrul de directie poate fi realizat automat, fara a fi necesara interventia pilotului.

7.5 Stabilitatea avionului

Stabilitatea avionului este proprietatea avionului de a reveni singur, fara interventia pilotului, la punctul initial de zbor, dupa incetarea actiunii unei forte perturbatoare externe, care a modificat pozitia avionului.

Aceasta poate fi:

- longitudinala;
- transversala;
- de directie (giratie).

Stabilitatea transversala impreuna cu stabilitatea de directie formeaza stabilitatea laterala.

Stabilitatea este inversul manevrabilitatii.

7.5.1 Stabilitatea longitudinala

Stabilitatea longitudinala este proprietatea avionului de a-si refaca singur, fara interventia pilotului, echilibrul longitudinal, dupa incetarea actiunii unor factori perturbatori externi, care au stricat echilibrul longitudinal.

Factori de influenta:

Prin *centrajul avionului* se intelege distanta pe orizontala dintre centrul de greutate al avionului si bordul de atac al aripii echivalente, exprimat in procente din coarda medie aerodinamica.

Aripa echivalenta a unei aripi date, este o aripa facuta de forma in plan dreptunghiular care are aceasi anvergura, suprafata si aceleasi caracteristici aerodinamice cu aripa data.

Coarda medie aerodinamica (CMA) – coarda aripii echivalente.

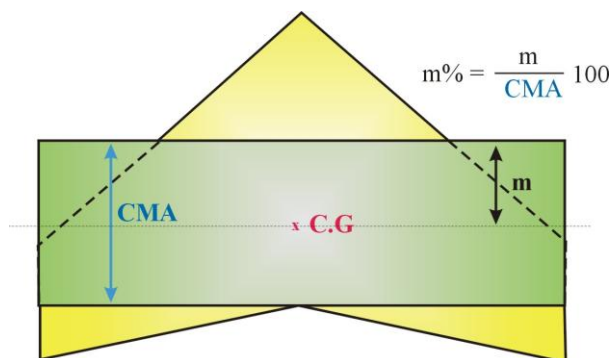


Fig 7.9.

Pentru intelegerea sensului stabilitatii longitudinale a avionului, se poate studia stabilitatea aripii.

Comportarea aripii libere intr-un curent de aer.

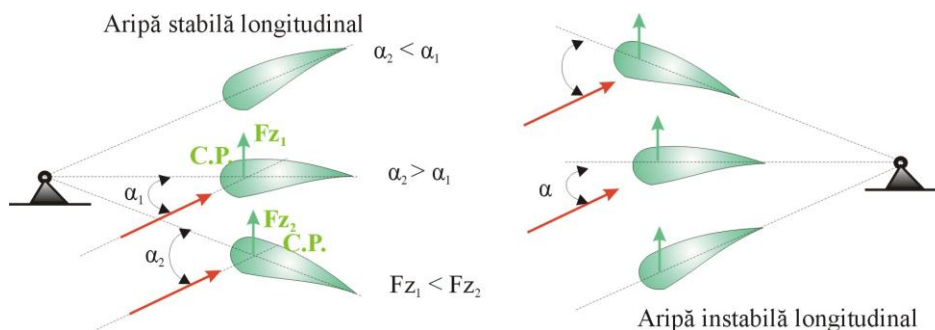


Fig 7.10.

Dacă axul de rotație al aripii se afla în fața 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 afla 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 aripa și stabilizator, ci aproape de bordul de atac al aripii.

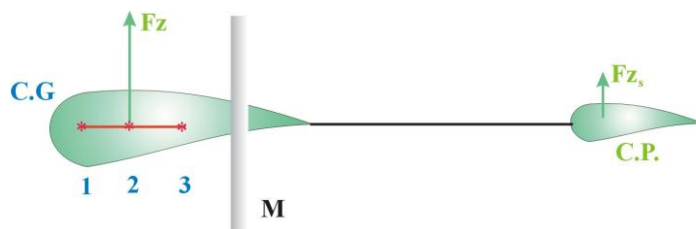


Fig 7.11.

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

Pozițiile particulare ale centrului

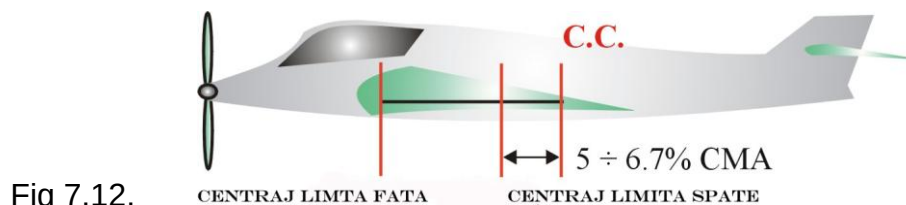


Fig 7.12.

Centrajul limita fata – este centrajul minim pentru care efortul pe carte pilotul îl aplica mansei 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 $40 \div 45\%$ 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 intră 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 limita spate – mai mic decât CC cu $5 \div 10\%$;

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

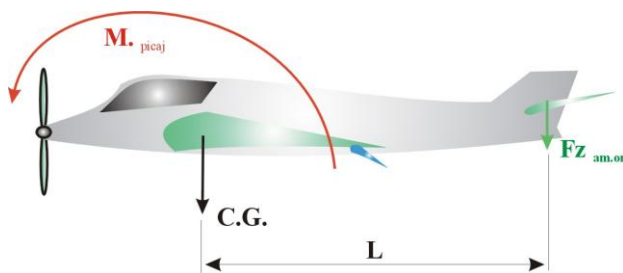


Fig 7.13.

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

Cu cât C.G. se află mai în spate cu atât stabilitatea longitudinală a avionului va scădea, iar dacă C.G. trece în spatele centrului de greutate 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 transversala

Stabilitatea transversala este proprietatea avionului de a reveni la pozitia initiala fara interventia pilotului, dupa incetarea actiunii unei forte perturbatoare externe, care determina inclinarea avionului pe aripa (a fost stricat echilibrul transversal).

Factori de influenta:

unghiul de incidenta al aripii avionului

- avionul are stabilitate buna atunci cand unghiul de incidenta este mai mic.
- in cazul incidente critice si supercritice avionul este instabil.

Daca $\alpha < \alpha_{critic}$, rezulta ca avionul este stabil transversal, iar acest lucru cuprinde doua etape:

Etape 1 – in care genereaza momente de franare in timpul inclinarii avionului pe o aripa, adica in timpul rotirii in jurul axei longitudinale. Diferenta de portanta da un moment care poate roti avionul in jurul axei longitudinale, numit moment de franare. Apare atunci cind avionul se roteste in jurul axei longitudinale. Dupa incetarea rotatiei (datorita incetarii actiunii momentului de franare) avionul ramane intr-o pozitie inclinata.

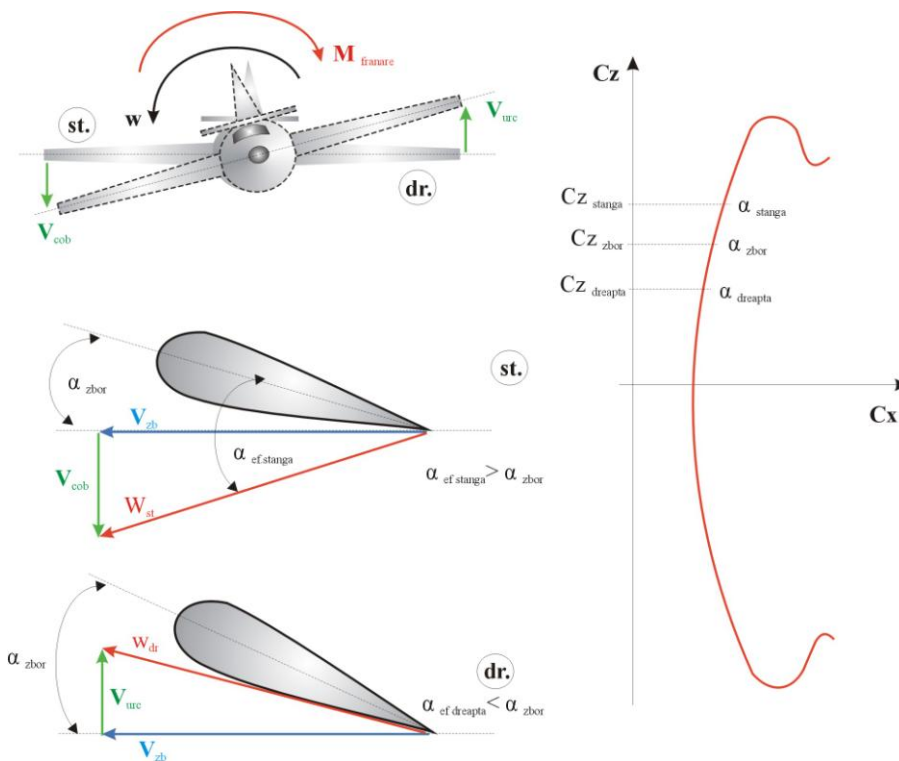


Fig 7.14.

Etapa II – în care generează momentele stabilizatoare – oricare înclinare este însoțită de alunecarea avionului, deci va apărea 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.

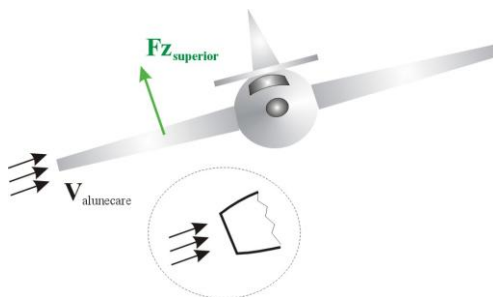


Fig 7.15.

Dacă $\alpha > \alpha_{critic}$, va rezulta ca avionul este instabil transversal. Aripa poate intra în autorotație (avionul intră în vîrtej). Comanda transversală se inversează; manșa acționată dreapta va rezulta o rotație a avionului spre stînga.

În acest caz apare un moment care are același sens cu viteza de rotație. Acest moment nu mai frânează ci va accelera rotația aripii.

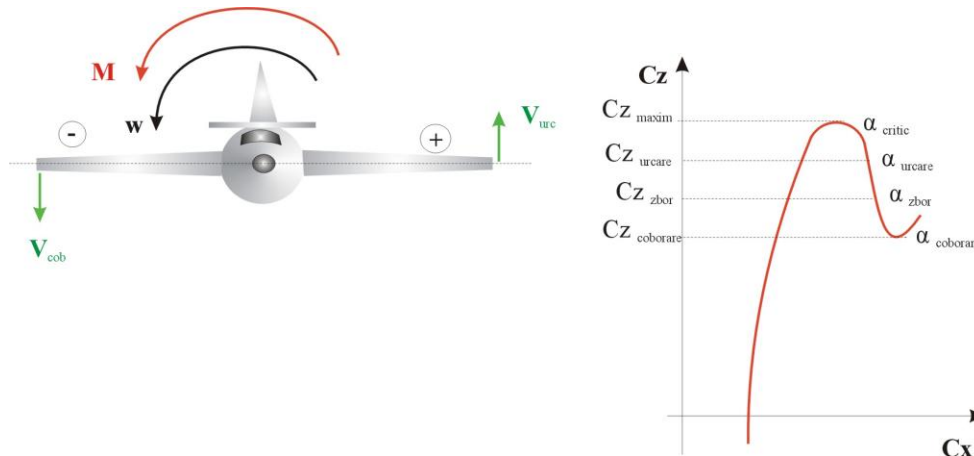


Fig 7.16.

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

$\Delta +$ = mărește stabilitatea transversală;

Δ - = 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:

- a) suprafața derivei – cu cât suprafața derivei este mai mare cu atât stabilitatea de direcție este mai bună.
- b) lungimea fuselajului – cu cât lungimea fuselajului este mai mare cu atât stabilitatea de direcție va fi mai bună.
- c) viteza de zbor – la viteza mare, stabilitatea de direcție mai bună.
- d) centrul – prin micșorarea centrului stabilitatea de direcție a avionului se îmbunătățește datorită departării 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).

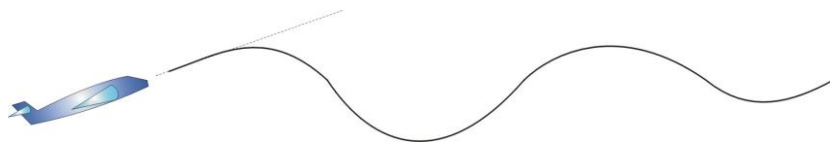


Fig 7.17.

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.

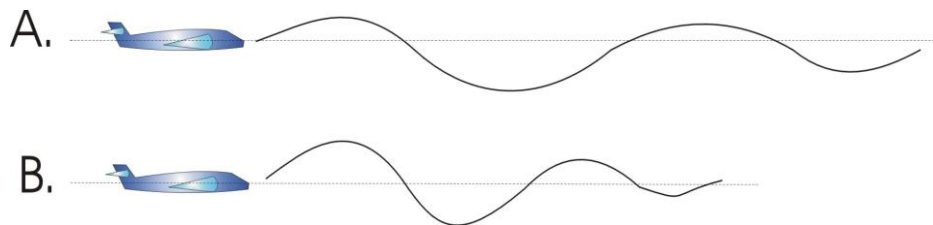


Fig 7.18. A. Avion stabil static și instabil dinamic.

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:

- a) longitudinală,
- b) transversală și manevrabilitate laterală,
- c) de direcție.

Maneabilitatea longitudinală

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

Gradul manevrabil longitudinal – modificarea incidenței (α) de zbor la brăcarea profundorului cu un grad.

Factori de influență:

- a) centrul avionului – prin micșorarea centrului, manevrabilitatea longitudinală se înrăutățește datorită îmbunătățirii stabilității longitudinale și invers, prin mărirea centrului manevrabilitatea longitudinală se va îmbunătăți.
- b) suprafața profundorului – prin mărirea suprafeței profundorului manevrabilitatea longitudinală se îmbunătățește datorită creșterii forțelor aerodinamice care scot avionul din echilibrul longitudinal.
- c) repartizarea maselor în lungul axei longitudinale a avionului – cu cât masele sunt mai departate 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 manevrabilitatea este mai bună, deoarece momentele de inerție care apar sunt mici.

- d) viteza de zbor – la o reducere mare a vitezei de zbor, ajungand pana la asa zisa „pierdere de viteza”, avionul devine nemaneabil. Daca viteza de zbor creste va creste si manevabilitatea avionului. Efortul la mansa variaza in functie de viteza de zbor.

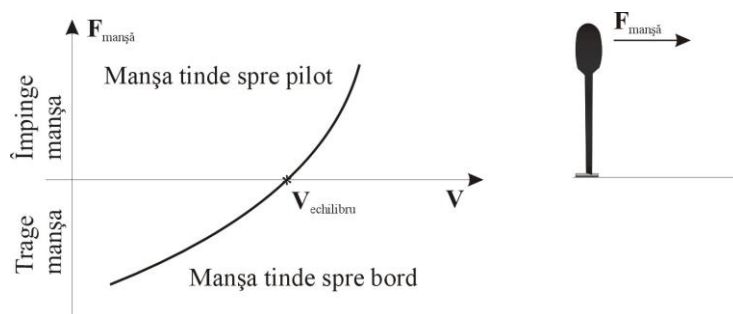


Fig 7.19.

La viteza de echilibru, efortul pe mansa va fi egal cu zero, adica avionul poate zbura la aceasta viteza cu mansa libera.

Manevabilitatea transversala

Manevabilitatea transversala este proprietatea avionului de a se inclina usor pe aripa la bracarea eleroanelor.

Factori de influenta:

- suprafata eleroanelor – cu cat suprafata eleroanelor este mai mare, cu atat manevabilitatea transversala este mai buna.
- anvergura aripii – bracarea diferentiata a eleroanelor permite manevabilitate buna atunci cand anvergura este mare.
- repartizarea maselor in lungul axei transversale – masele departate de C.G. al avionului sau momente de inertie mari inrautatesc manevabilitatea.
- incidenta de zbor – daca $\alpha > \alpha_{critic}$, rezulta inversarea comenzilor transversale.

Manevabilitatea de directie

Factori de influenta:

- suprafata directiei – prin marirea suprafetei directie, manevabilitatea de directie se imbunatateste datorita cresterii fortelor aerodinamice care produc momente de rotire in jurul axei verticale.

$S_{deriva} > S_{directie} \rightarrow \text{creste stabilitatea}$
 $S_{deriva} < S_{directie} \rightarrow \text{creste manevabilitatea}$
- centrajul avionului – la micsorarea centrajului manevabilitatea de directie se inrautatesc din cauza cresterii stabilitatii de directie.



- c) repartizarea maselor in lungul axelor longitudinale si transversale – cu cat aceste mase sunt mai apropiate de C.G. al avionului cu atat fortele de inertie vor fi mai mici.
- d) viteza de zbor – la viteza mare de zbor, maneabilitatea de directie a avionului creste.

Maneabilitatea laterala

Maneabilitatea laterala este o imbinare intre maneabilitatea transversala si maneabilitatea de directie.

Aceasta imbinare se caracterizeaza prin aceea ca la inclinarea mansei de catre pilot intr-o parte, avionul se inclina si in acelasi timp se intoarce singur inspre partea aripii inclinate. Fenomenul se datoreaza alunecarii care ia nastere si care face sa apara forte aerodinamice pe ampenajul vertical, care dau momente de rotatie.

Orice inclinare pe aripa este insotita de modificarea directiei si invers la o bracare a directiei avionul se va inclina in acelasi timp pe partea virajului.

CAPITOLUL 8.

8. Comenzile aeronavei

8.1 Generalitati

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

Momentele (fortele de rotatie) necesare pentru indeplinirea acestui aspect sunt generate prin schimbarea elementelor curentului de aer din jurul suprafetelor portante, modificandu-le forma sau schimbandu-le pozitia.

Suprafetele de comanda pe care pilotul le poate misca sunt de obicei suprafete mobile in apropierea capetelor suprafetelor portante astfel incat sa aiba o parghie cat mai mare fata de centrul de gravitatie pentru a crea un moment al bratului cat mai mare si o eficacitate mare a comenzilor.

De obicei exista trei tipuri de sisteme de comanda principale si trei tipuri de suprafete de control astfel:

- a) profundorul pentru control longitudinal ascendent-descendent, realizat prin miscarea inainte si inapoi a mansei;
- b) eleroanele pentru controlul inclinarii laterale, realizat prin miscarea mansei in lateral;
- c) directia pentru controlul directiona in virajul unghiular realizat de miscarea palonierelor (doua pedale interconectate).

8.2 Profundorul

Pilotul controleaza profundorul prin miscarea inainte si inapoi a mansei – miscarea inainte duce profundorul in jos, ceea ce are ca efect impingerea avionului cu botul in jos, si miscarea inapoi a mansei misca profundorul in sus, ceea ce are efectul de a trage in sus botul avionului. Aceste miscari va vor deveni logice si instinctive.

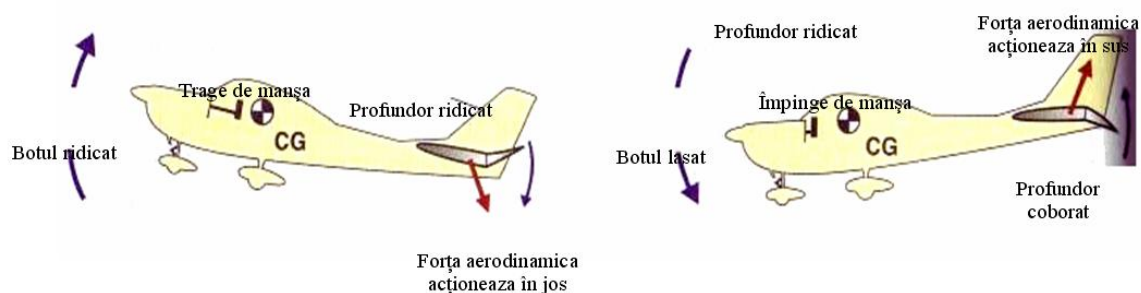


Fig 8.1. Profundorul

8.3 Eleroanele

Eleroanele sunt de obicei pozitionate la capetele bordului de fuga 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.

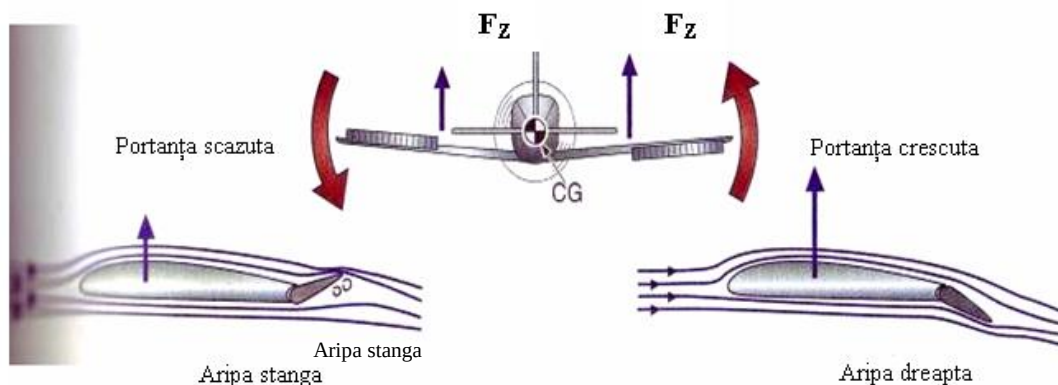


Fig 8.2. Eleroanele

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 rotație depinde de momentul brațului (în funcție de distanța dintre CG și eleron) și de valoarea diferitelor forțe portante. Notati că, pentru ca o aripă să se ridice, eleronul său va fi deviat în sens descendent. Invers, pentru ca o aripă să coboare, eleronul său va fi deviat în sens ascendent.

8.4 Directia

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.

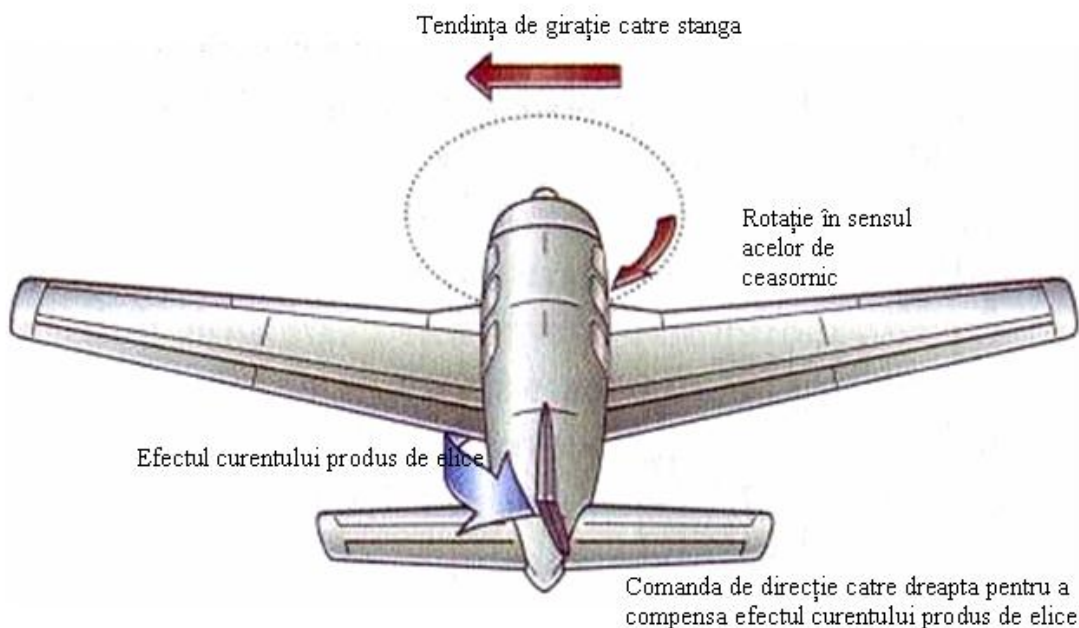


Fig 8.3. Directia

Dacă curentul de aer al elicei care acționează asupra stabilizatorului vertical și direcției se schimbă, atunci bracărea 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.

Placuta fixă de compensare

Unele avioane mai vechi au o placută de metal flexibil (duraluminiu care poate fi reglată la sol) fixă amplasată la bordul de fuga al suprafeței de comandă.

Dacă se constată că avionul în zbor, are tendința de a zbura înclinat, se modifică poziția acestei placute de la eleron în sensul necesar anulării acestui

efect nedorit. Aceasta modificare ar putea fi facuta doar la sol si eficienta sa poate fi stabilita doar prin testarea in timpul zborului.

8.5 Flapsurile

Intr-o anumita faza de zbor precum decolarea si aterizarea este de dorit sa aveti o aripa care are o capacitate de portanta crescuta (un coeficient crescut de portanta), care sa permita viteze mai reduse de zbor.



Fig 8.4. Flapsurile

Scopul principal al flapsurilor este acela de a oferi o portanta necesara la o viteza a aerului scazuta. In alte momente este convenabil sa aveti o rezistenta la inaintare crescuta pentru a incetini avionul sau a-i creste rata de coborare.

Metodele care fac acest lucru sunt nominalizate ca fiind *cresterea portantei* si *cresterea rezistentei la inaintare*.

Producerea de mai multa portanta de la o aripa are beneficii evidente. Intr-un zbor rectiliniu la orizontala greutatea este echilibrata de portanta:

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

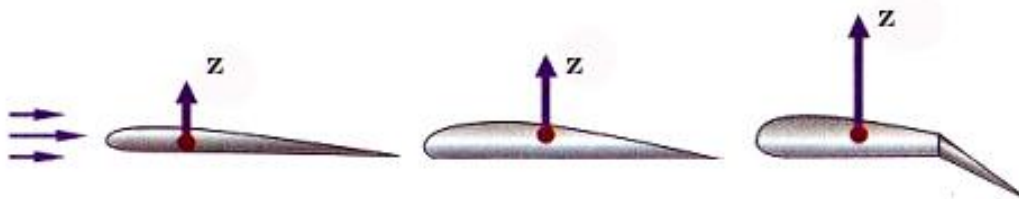


Fig 8.5. Cresterea portantei

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

Când $C_{z\text{ maxim}}$ este atins lângă unghiul de atac 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.

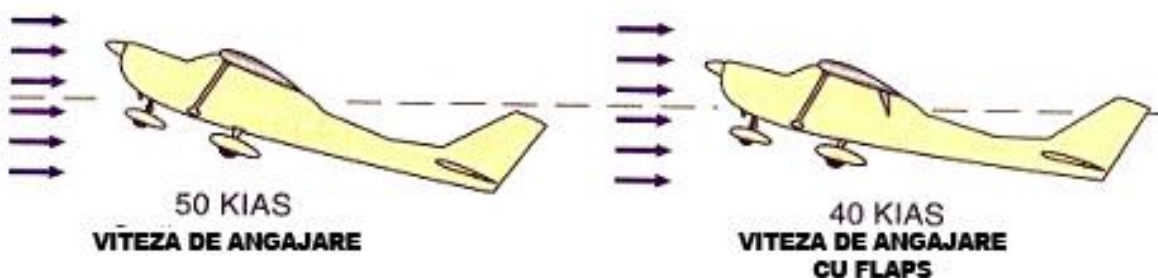


Fig 8.6. Viteza de angajare scade la utilizarea flapsului

Cresterea lui $C_{z\text{ maxim}}$ cu dispozitive de hipersustentatie(înalta portanta)

Există două tipuri principale de dispozitive de hipersustentatie care sunt capabile să crească $C_{z\text{ maxim}}$:

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

Comenzile flapsurilor în cabina

Flapsurile ariilor sunt controlate din cabina 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 aratăată pe un indicator din cabina; sau
- un levier sau maner mecanic, care permite ca flapsul să fie selectat pe anumite poziții, aceasta fiind marcată pe un indicator la baza manerului.

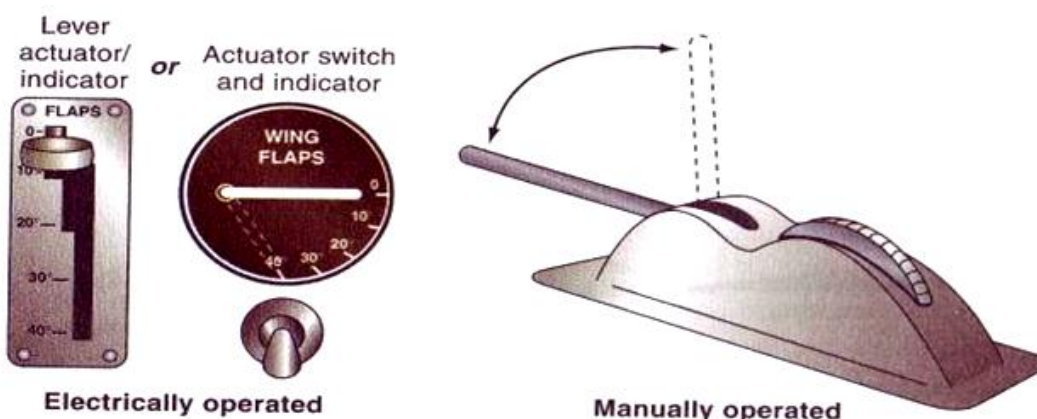


Fig 8.7. Comanda electrica si comanda manuala a flapsului

Cand levierul flapsului este folosit, suprafetele de comanda de pe ambele aripi se misca identic. Este bine sa controlati atent flapsurile in timpul inspectiei externe de dinaintea zborului sa va asigurati ca sunt atasate in siguranta, ca se extind in aceeaasi masura si ca suprafetele lor (si ale aripii) nu sunt avariate.

Flapsurile de la bordul de fuga al aripii

Flapsurile modifica curbura suprafetei portante. O suprafata portanta proiectata pentru a oferi o portanta mare are o linie de curbura mare (linia echidistanta intre suprafata superioara si cea inferioara) – si cu cat linia de curbura este mai mare, cu atat este mai mare capacitatea de portanta a aripii.

Printr-o *aripa de portanta mare* intelegem o aripa care poate produce portanta necesara la o viteza a aerului cit mai scazuta.

Majoritatea suprafetelor portante de mare viteza au o linie de curbura mica care este destul de dreapta si abia indoita. Daca bordul de fuga sau bordul de atac pot fi rabatate descendente, atunci rezulta o sectiune a suprafetei portante arcuite mult mai mare – ceea ce inseamna ca poate produce portanta necesara la o viteza a aerului mai redusa, adica a devenit o aripa de portanta mare.

In principiu toate avioanele au flapsuri la bordul de fuga al aripii. Avioanele mai mari, in special cele cu aripi in sageata, au si flapsuri la bordul de atac. Acestea au o functie asemanatoare cu flapsurile de la bordul de fuga in sensul ca cresc curbura aripii, si astfel ii cresc eficienta in producerea portantei.

Efectele flapsurilor

Cresterea curburii aripii va produce cresterea portantei (mai multa portanta la aceeaasi viteza a aerului sau aceeaasi portanta la o viteza a aerului mai scazuta).

Efectul initial la coborirea flapsurilor este de a genera o portanta crescuta. Daca pilotul nu coboara botul avionului pentru a scadea unghiul de atac, avionul va efectua o urcare de scurta durata si neplacuta – o “umflatura”. Este doar de

scurta durata pentru ca in urmatorul moment cresterea rezistentei la inaintare reduce viteza avionului si prin urmare forta portanta scade.

Coborarea flapsului mareste valoarea portantei.

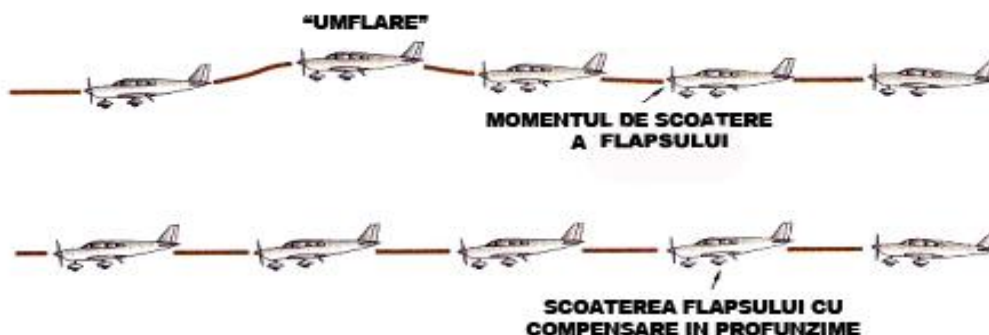


Fig 8.8. Scoaterea flapsului

Atitudinea avionului (inclinarii fata de axa transversala)

Din cauza cresterii curburii aripilor datorata coboririi flapsurilor la bordul de fuga , centrul de presiune se muta catre in spate pe masura ce flapsurile sunt coborate mai mult, modificand astfel cuplul portanta – greutate. Cuplul tractiune – rezistenta la inaintare poate fi de asemenea modificat datorita schimbarii rezistentei la inaintare. Efectul de picaj-cabraj rezultat va fi diferit de la un tip de avion la altul in functie de cuplul care predomina: portanta-greutate,botul avionului in jos(picaj) sau tractiune-rezistenta la inaintare ,cabraj.

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

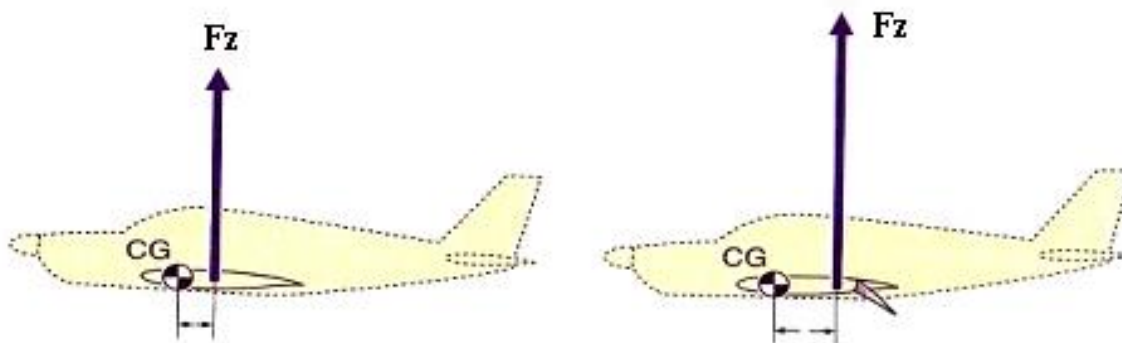


Fig 8.9. Momentul indus de scoaterea flapsului

Micsorarea raportului portanta/rezistenta la inaintare

Cand flapsurile sunt coborate portanta creste, dar la fel se intampla si cu rezistenta la inaintare. Cand avem in vedere ca majorarea unghiurilor de atac ofera cel mai bun raport portanta/ rezistenta, cresterea rezistentei la inaintare este proportional mult mai mare decat cresterea portantei, adica raportul F_z / F_x este cu atat mai mic cu cat flapsul este mai mult coborat.

Ca rezultat al unei proportii F_z / F_x mai scazute, avionul nu va plana la fel de departe cu flaps scos ca atunci cand acesta ar fi complet escamotat, si nici nu va avea o rata de urcare mai mare. De asemenea, va necesita mai mult combustibil pentru a se deplasa pe aceeasi distanta – daca alegeti sa zburati cu flapsul scos.

Flapsul coborat scade valoarea raportului portanta/rezistenta la inaintare(F_z / F_x)

Rezistenta la inaintare crescuta

Pe masura ce flapsul este coborat(scos),rezistenta la inaintare, ca si portanta, creste. In prima faza a coborarii flapsului, portanta creste destul de mult cu o oarecare crestere a rezistentei la inaintare. In fazele urmatoare ale scoaterii flapsului, cresterea rezistentei la inaintare este mult mai mare.

Cand flapsurile sunt scoase, din cauza ca rezistenta la inaintare creste, viteza va incepe sa scada daca nu este marita puterea motorului sau daca rata de coborare nu este crescuta – sau ambele.

Coborarea flapsurilor creste rezistenta la inaintare.

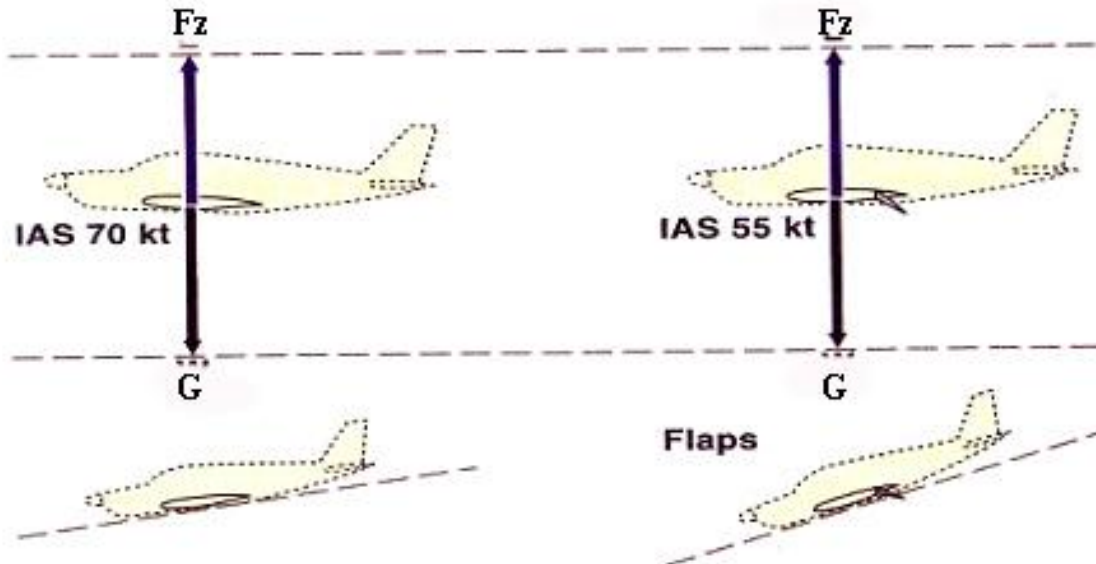


Fig 8.10. Cresterea rezistentei la inaintare prin scoaterea flapsului

Unghi de atac critic scazut

Unghiul de atac este masurat comparativ cu linia corzii aripii “fara flapsuri scoase”. Aceasta inseamna ca exista o linie de referinta constanta in comparatie cu care sa masurati unghiul de atac in toate etapele zborului.

Flapsurile de la bordul de fuga nu se extind de-a lungul intregii aripi, ci de obicei doar de-a lungul portiunii de langa fuselaj. Flapsurile sunt coborate simultan si simetric pe ambele laturi ale avionului.

Cu flapsurile coborate, unghiul critic de atac este mai mic decat unghiul critic de atac atunci cand aripa este cu flapsurile escamotate. Veti observa in acest caz ca avionul va avea o atitudine cu botul mai coborat la o viteza scazuta cu flapsurile coborate decat atunci cand are flapsurile escamotate.

Nu confundati unghiul de atac cu atitudinea caci ele reprezinta doua lucruri diferite. Atitudinea avionului nu are nici o legatura cu unghiul de atac in timp ce avionul efectueaza diferite manevre in zbor. Atitudinea este unghiul avionului fata de orizontala si unghiul de atac este unghiul fata de curentul de aer.

Coborarea flapsului scade valoarea unghiului de atac critic.



Fig 8.11.

Flapsurile la decolare

Coborand partial flapsurile la pozitia de decolare recomandata (specificata in Manualul de Zbor) puteti obtine un plus de portanta fiind un avantaj fata de o rezistenta la inaintare scazuta. Cresterea coeficientului de portanta (C_z) inseamna ca valoarea necesara a portantei poate fi obtinuta la o viteza mai scazuta si ca valoarea vitezei limita este micșorata. Acest lucru permite avionului sa zboare la o viteza mai mica si ca rulajul pentru decolare sa fie scurtat, desi rezistenta la inaintare este intr-o usoara crestere.

Panta de urcare cu si fara flaps va diferi de la un avion la altul, iar pentru un avion anume va diferi in functie de cantitatea de flaps selectata.

Daca scoateti flapsul la un unghi mai mare decat este recomandat pentru decolare, atunci veti obtine o rezistenta la inaintare crescuta cu o foarte mica imbunatatire a portantei. Aceasta rezistenta la inaintare foarte crescuta la extinderile mai mari ale flapsului va scadea rata de accelerare in timpul rulajului pe sol la decolare si va diminua performanta la urcare.

Managementul flapsurilor la decolare

Alegeti o setare adecvata a flapsurilor pentru decolare, asigurati-va ca va puteti incadra in limita distantei disponibile de rulaj pentru decolare (TORA-este mentionata in AIP la capitolul date despre aerodrom si nu aveti obstacole pe directia de decolare,incadrindu-va in limitele pantei de urcare prescrise de TODA (distanța disponibilă la decolare pînă la atingerea înălțimii de 50ft-din AIP).In zbor,pe panta de urcare înainte de escamotarea flapsului asigurati-va ca aveti înălțimea recomandata in Manualul de Zbor,cat si viteza corespunzatoare noii configuratii Daca flapsurile sunt retrase la o viteza prea mica, aripa cu flapsul escamotat (sau aripa cu mai puțin flaps daca le retrageti in etape) produce mai puțină portanță, si daca este insuficienta pentru a sustine avionul, il va face sa piarda din înălțime(sa se infunde)putand ajunge chiar la viteza limita.

Pe masura ce escamotati flapsul avionul va tinde sa se "infunde" din cauza reducerii portantei pe care o produce aripa. Pentru a contracara aceasta infundare, trebuie sa ridicati botul avionului si sa mariti unghiul de atac. Daca nu ridicati botul avionului pentru a compensa pierderea de portanță pe masura ce flapsul intra, avionul se va infunda pana ce va acumula suficienta viteza pentru a compensa portanța redusa.

Cand retrageti flapsul, reducerea de curbura la capatul aripii muta centrul de presiune catre înainte si exista si o modificare a rezistentei la înaintare. Exista de obicei o tendinta ca botul avionului sa se incline, caz in care este necesara retrimerarea lui. Daca mariti puterea motorului inspre o viteza mai mare de urcare sau de zbor, va mai fi necesara o retrimerare(echilibrare) pe masura ce viteza creste.

Pentru a obtine aceeasi portanță in situatia in care zburati fara a folosi flapsurile, atitudinea avionului trebuie sa fie cu botul mai sus. Prin ridicarea usoara a botului pe masura ce flapsurile sunt retrase, C_z generat ramane aproximativ acelasi, si astfel avionul nu pierde din înălțime. Chiar daca portanța este aceeasi, C_x va fi redus datorita retragerii flapsurilor, si aceasta reducere a rezistentei la înaintare permite avionului sa-si majoreze viteza.

Flapsurile pe timpul aterizarii

Coborarea flapsurilor pentru aterizare permite aripii, datorita cresterii C_z , sa genereze portanță necesara la o viteza mai redusa si prin urmare face posibila o viteza de apropiere mai redusa. Viteza limita(critica) este scazuta semnificativ datorita cresterii coeficientului de portanță(C_z) si de asemenea viteza de aterizare, care trebuie sa fie cel puțin $1,3 V_{Limita}$ în configuratia apropierii pentru aterizare (30%mai mare decat viteza limita).

Exista unele aspecte care trebuie luate in considerare înainte de a scoate flapsurile:

- a) Viteza – asigurati-va ca nu scoateti flapsul la o viteza prea mare – Manualul de Zbor specifica viteza maxima de extensie a flapsului (V_{FE});
- b) "Umflatura" – pe masura ce flapsul este scos, C_z va creste si avionul va avea tendinta de a fi "umflat" daca nu este contracarat cu o atitudine cu botul mai jos.

- c) Atitudinea de cabraj-picaj – cand coborati flapsul exista de obicei o tendinta ca botul avionului sa se incline. Ar trebui sa va stabiliti si sa mentineti atitudinea dorita, si apoi sa echilibrati zborul pe panta de aterizare cu ajutorul mansei si palonierelor. Notati de asemenea ca datorita cresterii rezistentei la inaintare (cu flapsurile coborate) avionul va necesita setari de putere mai multe pentru a mentine viteza si altitudinea sau pentru a mentine o rata de coborare sigura. Daca doriti un unghi de coborare mai abrupt(unghi de panta mare, scurtarea acesteia), atunci coborarea mai mult a flapsurilor (si nefolosirea puterii motorului) va asigura acest lucru.

Scoaterea flapsurilor creste vizibilitatea pilotului

Cu flapsurile de la bordul de fuga al aripii scoase, atitudinea avionului va fi cu botul mai jos. Aceasta imbunatateste vizibilitatea pentru pilot – care este in special importanta in timpul apropierei de sol si a aterizarii.

Uneori este nevoie de un *zbor precaut*. Acesta este un zbor cu viteza redusa, de exemplu, cand vreti sa supravegheati activitatea de pe pista si din jurul ei, sau cand vreti sa aterizati atunci cand este vizibilitate redusa (care ar trebui evitata). Coborarea partiala a flapsurilor permite un zbor cu viteza mai mica, apropiata de zona vitezei limita si vizibilitate crescuta din cabina.

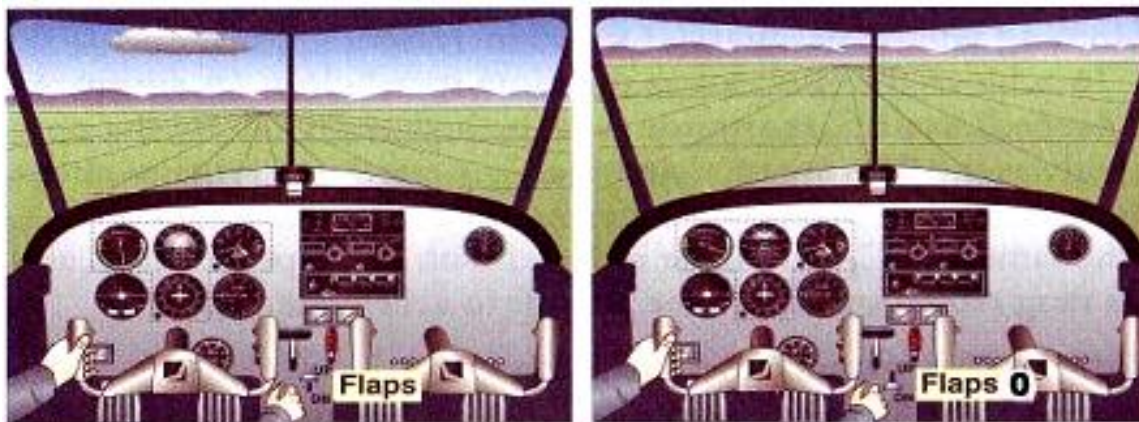


Fig 8.12.

Tipuri de flapsuri amplasate la bordul de fuga al aripii

Exista diferite tipuri de flapsuri care pot fi gasite pe avioanele usoare.

Ele includ:

Flapsuri simple

Flapsuri incastrate in profilul aripii

Flapsuri cu fanta, care permit trecerea curentului de aer cu o viteza marita de dedesubtul aripii si deasupra suprafetei superioare a flapsului, intirziind astfel pierderea de viteza.

Flapsuri culisante Fowler, care se misca atat inapoi cat si in jos, crescind astfel suprafata aripii si curbura.

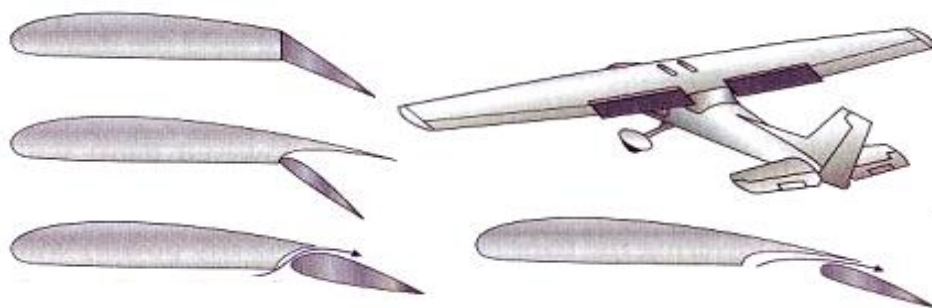


Fig 8.13.

Dispozitive la bordul de atac al aripii.

La unghiuri de atac ridicate curentul de aer se indeparteaza (sau se separa) de zona superioara a aripilor si devine turbulent. Aceasta duce la o situatie de pierdere de viteza care reduce mult capacitatea de portanta a aripii.

Unele avioane au dispozitive la bordul de atac care fac ca fileurile de aer cu o presiune ridicata de dedesubtul aripiei sa treaca printr-un spatiu ingustat, deasupra zonei superioare a aripiei, intirziind astfel separarea fileurilor de aer si pierderea in viteza si permitind avionului sa zboare la un unghi de atac mai mare si o viteza redusa. Acest lucru poate fi realizat cu un volet la bordul de atac care formeaza partea superioara a bordului de atac al aripiei in zbor normal, dar care pot fi extinse inainte si/ sau in jos pentru a forma o fanta.

Unele aripi au *fante fixe* care sunt construite efectiv pe bordul de atac al aripiei dar acest tip este mai putin folosit deoarece acestea dau o rezistenta la inaintare ridicata la viteze de zbor normal. La un avion performant acest lucru ar fi inacceptabil si astfel sunt folosite tipurile de *fante mobile* (extensibile).

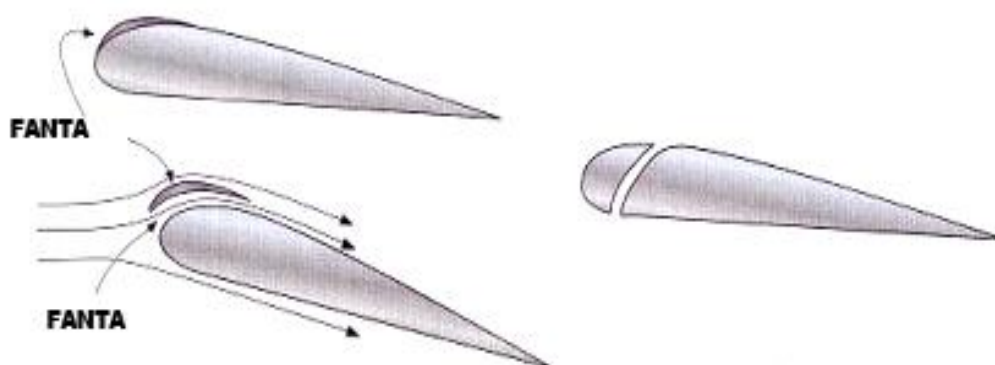


Fig 8.14.

Spoilere(distrugatoare de portanta)

Majoritatea avioanelor de transport cu reactie moderne si planoarele au spoilere pe zonele superioare ale aripilor . Acestea sunt suprafete de comanda rabatabile care,atunci cand sunt extinse, modifica curentul de aer de pe zona superioara a aripii, astfel scazind portanta si crescand rezistenta la inaintare.

Pilotii folosesc spoilerele pentru a reduce viteza si/sau pentru a face panta de coborare mai abrupta fara sa creasca viteza avionului.

La avioanele cu reactie mari, pilotii folosesc spoilerele pentru a controla inclinarea laterala a avionului in timpul zborului, si la aterizare dupa atingerea solului, pentru a anula portanta si pentru a duce toata greutatea pe roti, facind astfel franele rotii mai eficiente.

8.6 Trimere

Un avion este *trimerat (echilibrat)*, nu urca-coboara,nu se inclina stinga-dreapta sau nu are miscari laterale ale botului(nu “trage” in niciuna din cele trei directii), atunci cand mentine o atitudine de zbor constanta fara ca pilotul sa fie nevoit sa exercite vreo presiune continua pe o suprafata de comanda.

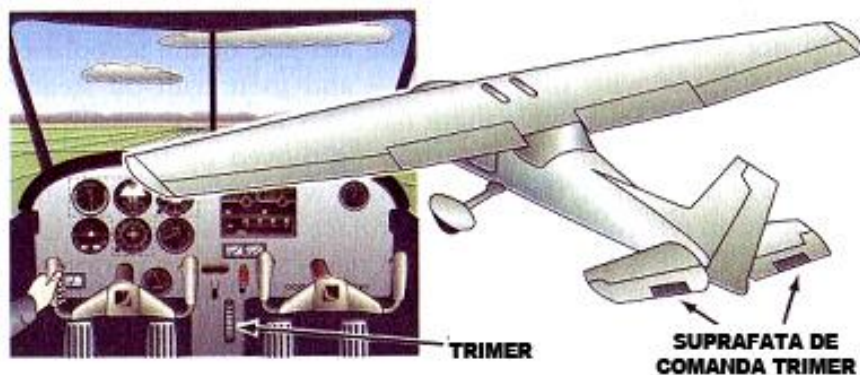


Fig 8.16. Trimere

Un avion trimerat corespunzator este mult mai placut de pilotat decat un avion netrimerat. Pilotul trebuie sa depuna efort numai pentru a manevra avionul si nu pentru a mentine o atitudine sau o directie de zbor. Functia trimerului este aceea de a reduce momentul la nivelul liniei punctelor de prindere al suprafetei de comanda la aproximativ zero pentru o anume atitudine de zbor, astfel incat avionul sa zboare singur si a va mentine “cu mainile jos”.

Aproape toate avioanele au un trimer de profundor; multe avioane usoare monomotoare si toate avioanele cu mai multe motoare au trimer de directie, si cele mai moderne avioane au un trimer de eleron.

Trimerele pot diferi ca solutii constructive – de la simple benzi de metal care pot fi reglate la sol, sau resorturi care pot genera o forta de compensare pe

comenzile din cabina, pentru a modifica pozitia suprafetelor de comanda a trimerelor pe care pilotul le poate manevra din cabina, de obicei printr-o rozeta sau pîrghie de reglaj, si care pot fi mecanice sau electrice. Benzile de metal pot fi gasite pe un eleron la unele tipuri de avioane si pot fi modificate dupa un zbor-test pentru a face ca aripile in timpul zborului sa nu genereze o inclinare continua si sa nu necesite ca pilotul sa tina mîna presata in permanenta in partea inversa.

La majoritatea avioanelor usoare, trimerele sunt actionate mecanic de o rozeta de reglaj care actioneaza in sens obisnuit (rotita catre in fata, avionul coboara botul si invers). De exemplu, daca pilotul apasa inainte mîna pentru a mentine o atitudine dorita, atunci, va misca spre inainte comanda trimerului de la profundor treptat pana cand avionul isi mentine atitudinea dorita fara sa mai fie nevoie de vreo presiune continua pe mîna.

Daca comanda trimerului este electrica, atunci comutatorul va fi actionat in sensul dorit atit cit este necesar pentru echilibrarea avionului dupa care el revine singur inspre pozitia neutra .

Metoda de trimereare este aceea de a constata pe timpul zborului daca avionul manifesta vreo tendinta de cabraj-picaj, inclinare laterala sau miscare laterala a botului cu aspect continuu, si apoi sa efectuati operatiunile de echilibrare. In timp ce actionati trimerul, presiunea pe comanda din cabina scade treptat pana cand ajunge la zero.

Nu folositi trimerul pentru a schimba atitudinea avionului intrucit nu acesta este rolul lui. Schimbati atitudinea cu ajutorul profundorului – si apoi efectuati reglajul cu trimerul de indata ce zborul stabil a fost realizat.

Desi suprafata de comanda poate fi mutata de pilot pentru a manevra avionul, suprafata de comanda a trimerului va ramane in aceeasi pozitie fixa fata de aceasta pana cand pilotul decide sa retrimereze avionul. Exista o conditie la aceasta operatiune – unele suprafete de comanda folosite la echilibrarea zborului indeplinesc o functie dubla, atat ca trimer cit si de compensator aerodinamic pe masura ce suprafata de comanda se misca. Pozitia sa medie va fi reglata de pilot si va varia in jurul acestei pozitii in mod automat pentru a servi celeilalte functii ale sale, aceea de a echilibra suprafata de comanda. Acest lucru este tipic pentru o suprafata de compensare.

Avionul isi va mentine pozitia dupa trimereare pana cand puterea motorului se schimba, sau se modifica viteza avionului, sau se muta pozitia centrului de gravitatie. Atunci pilotul ar trebui sa-l retrimereze. Aeronavele care au stabilizatorul orizontal si profundorul dintr-o singura bucata au de obicei trimerul de profundor incorporat astfel incat directionarea muta intreaga suprafata.

8.7 Compensarea gravimetrica (masica)

La viteze ridicate unele suprafete de comanda au tendinta de a “vibra(flutura) din aripi” fenomen denumit *flutter*. Aceasta vibratie rezulta din

schimbarile in distribuirea presiunii deasupra suprafetei pe masura ce unghiul sau de atac este schimbat.

Compensarea gravimetrica previne fenomenul de flutter.

Daca o parte a structurii incepe sa vibreze (si suprafetele de comanda sunt de obicei susceptibile la asa ceva) atunci aceste oscilatii pot atinge repede proportii periculoase. Pentru a evita aceasta tendinta de a oscila, proiectantul trebuie sa schimbe distributia masei suprafetei.

Scopul *compensarii gravimetrice* nu este sa echilibreze suprafetele de comanda in sensul de a ramane la acelasi nivel, ci a schimba distributia masei pe suprafata de comanda pentru a evita orice vibratii.

Compensatorul gravimetric este plasat inaintea liniei formate de punctele de prindere a suprafetei de comanda pentru a aduce CG al acesteia pana la nivelul ei sau chiar putin peste ea catre in fata. La compensatoarele aerodinamice de tipul "balamalei inserate" sau la cele care sunt prevazute cu prelungiri catre in fata la extremitati, aceasta masa poate fi usor incorporata in acea parte in fata liniei de prindere, dar la altele masa trebuie plasata pe un brat care trebuie amplasat inaintea acestei linii de legatura. Distribuirea masei pe suprafetele de control este foarte importanta.

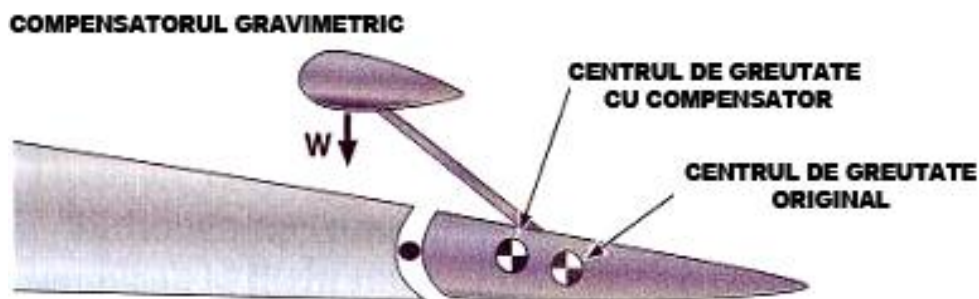


Fig 8.17. Compensatorul gravimetric

Placuta mobila anti-echilibru

Datorita functiei lor combinate, stabilizatoarele integrale (stabilizator orizontal si profund inclus) au o suprafata mult mai mare decat numai profundoarele separat si astfel produc un efect mai "puternic" la actionarea comenzilor, adica miscarile mici pot produce forte aerodinamice mari. Pentru a nu permite pilotilor efectuarea unor manevre ample in special la viteze mari, un stabilizator include adesea o placuta mobila anti-compensare(echilibru).

O astfel de placuta mobila anti-echilibru se misca in aceeasi directie cu bordul de fuga al stabilizatorului integral si genereaza o forta aerodinamica care face sa fie mai greu de miscat de catre pilot.

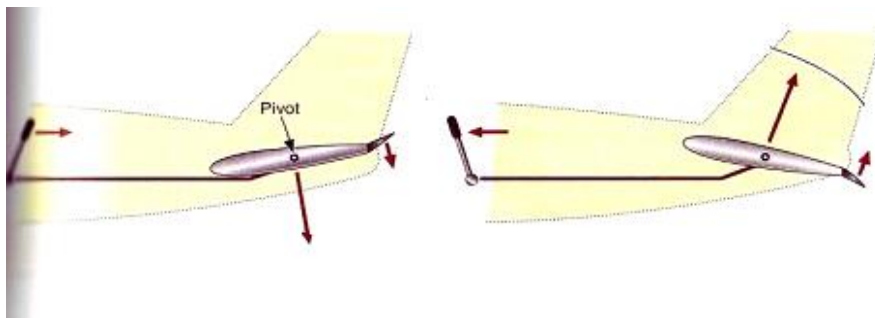


Fig 8.18.

Miscarea corectă a placutei mobile anti-echilibru poate fi verificată în inspectia de dinaintea zborului mișcând bordul de fuga al stabilizatorului integral și observând dacă placuta mobilă anti-echilibru se mișcă în aceeași direcție.

CAPITOLUL 9.**9. Zborul rectiliniu la orizontala****9.1 Generalitati**

În timpul zborului rectiliniu la orizontala avionul se afla 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 orizontala, avionul nu este forțat să schimbe nici viteză nici direcție.

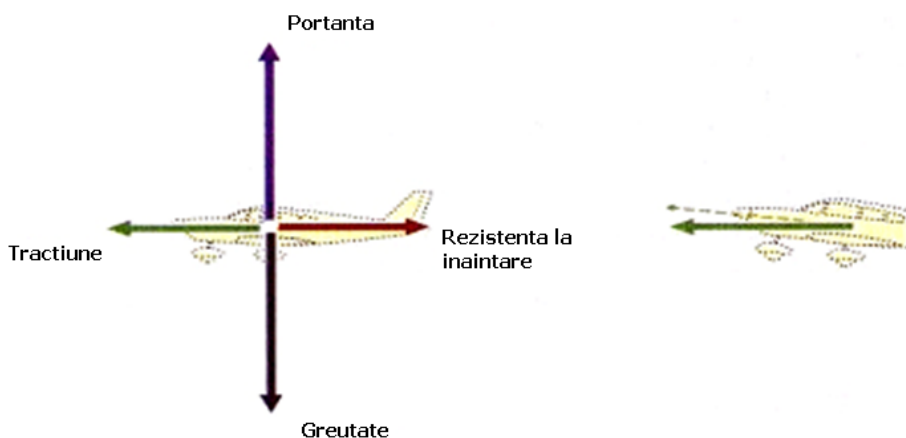


Fig 9.1.

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

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

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

Presupunem ca forța tractive de la motor – elice acționează în direcția zborului, deși nu se întâmplă așa întotdeauna. De exemplu, la un unghi de atac 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:

Portanta = Greutate și Tracțiunea = Rezistența la înaintare

Forțele portanta – greutate au valori mult mai mari decât forțele tracțiune-rezistența 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 atac, și CG cu arderea combustibilului și/sau mișcarea pasagerilor și a încărcăturii. Rezultatul este că această combinație portanta – greutate determină un *cuplu* care va cauza un moment de înclinare după axa transversală cu botul ridicat sau coborât, dacă portanta acționează în spatele sau în fața CG.

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

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

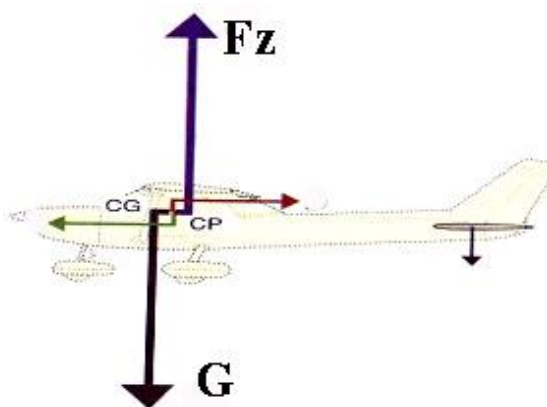


Fig 9.2.

Cuplul portanta–greutate si cuplul tractiune–rezistenta la inaintare ar trebui sa se contracareze reciproc in zborul rectiliniu la orizontala astfel incat sa nu existe nici un moment rezidual care tinde sa incline avionul fie ascendent fie descendent. Aceasta situatie ideala intre cele patru forte exista rar, si astfel stabilizatorul orizontal al avionului/ profundorul este proiectat pentru a produce o forta de echilibru. Aceasta forta poate fi in sus sau in jos, depinzind de relatia care exista in momentul respectiv intre cuplul descendent portanta – greutate si cuplul ascendent tractiune –rezistenta la inaintare.

Daca sunteti nevoit sa exercitati o presiune constanta asupra mansei, astfel ca profundorul sa produca forta de echilibru necesara, atunci puteti anula aceasta presiune cu trimerul de profundor. Mentineti atitudinea dorita a avionului, si apoi actionati comanda trimerului de profundor pentru a anula presiunea de pe mansa.

9.3 Varitia vitezei in zborul la orizontala

Pentru zborul la orizontala, portanta = greutate. Din formula portantei care acum ne este (speram) familiara:

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

putem vedea ca daca factorul de viteza V (viteza adevarata, TAS) este redus, atunci coeficientul de portanta C_z (unghiul de atac) trebuie crescut pentru a mentine echilibrul portanta = greutate.

V este viteza adevarata – viteza avionului relativa fata de masa de aer prin care trece. TAS nu este indicata pe un instrument din cabina. Totusi ceea ce poate fi citit in cabina este viteza de aer indicata (IAS) – si aceasta depinde de presiunea dinamica $\frac{1}{2} \rho V^2$.

Trebuie sa fim atenti sa nu facem confuzie intre TAS si IAS. Acolo unde vedeti V , ganditi-va la viteza adevarata (TAS), si acolo unde vedeti formula $\frac{1}{2} \rho V^2$, ganditi-va la presiunea dinamica si la viteza indicata (IAS).

Nota:

TAS determina distanta parcursa prin aer

IAS determina efectele aerodinamice –portanta si rezistenta la inaintare.

9.4 Atitudinea avionului in zborul orizontal

Pentru a obtine portanta necesara, la o viteza redusa este necesar un unghi de atac ridicat (C_z mare) in timp ce la viteze mari este nevoie numai de un unghi de atac mic (C_z mic).

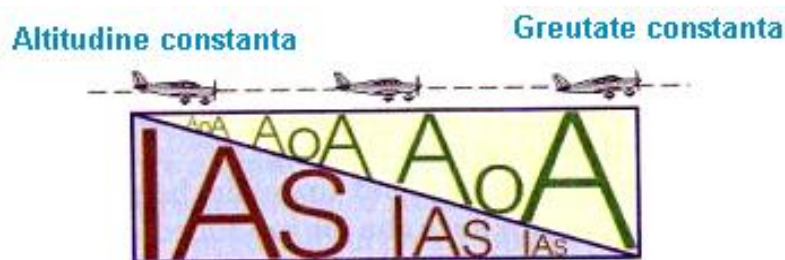


Fig 9.3.

Din moment ce ne ocupam de zborul orizontal, pilotul “vede” aceste unghiuri ca pe o atitudine de inclinare a avionului fata de orizontul terestru – botul ridicat la viteze reduse si botul destul de drept la viteze mari.

9.5 Efectul greutatii in zborul orizontal

Intr-un zbor normal, greutatea se reduce treptat pe masura ce combustibilul este consumat. Daca avionul urmeaza sa zboare la orizontala, portanta produsa trebuie sa scada treptat pe masura ce greutatea scade.

Daca exista o scadere brusca a greutatii, sa spunem ca jumatate din numarul de parasutisti sar, atunci pentru a mentine un zbor rectiliniu orizontal trebuie sa fie reduca portanta intr-o cantitate corespunzatoare. C_z (unghiul de atac) sau viteza trebuie reduca astfel ca portanta sa fie mai mica.

Sa presupunem ca avionul zboara la un anume unghi de atac, sa spunem acela pentru cel mai bun raport F_z / F_x – aproximativ 4° . Pentru a mentine acest unghi de atac care este cel mai eficient pe masura ce greutatea se reduce, factorul de viteza V trebuie redus pentru a scadea portanta produsa astfel incat sa echilibreze in continuare greutatea.

Astfel, daca inaltimea si unghiul de atac sunt mentinute constante, atunci viteza va trebui reduca. Puterea motorului (forta de tractiune) va fi ajustata pentru a echilibra rezistenta la inaintare. Pentru un zbor foarte eficient (cel mai bun raport F_z / F_x) viteza de zbor va scadea odata cu scaderea greutatii.

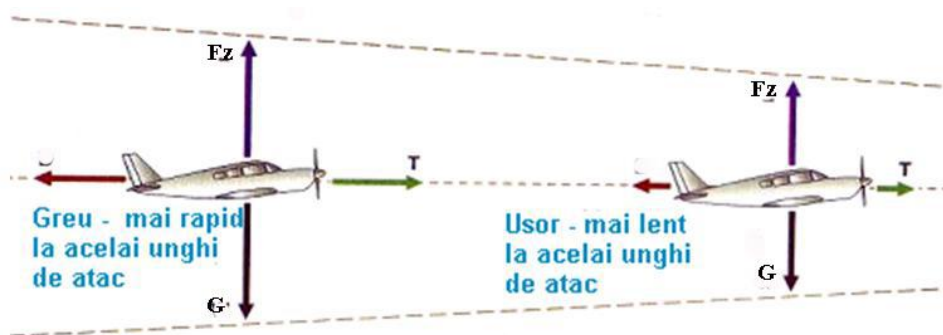


Fig 9.4.

Dacă puterea motorului este pastrată 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 atac). 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.

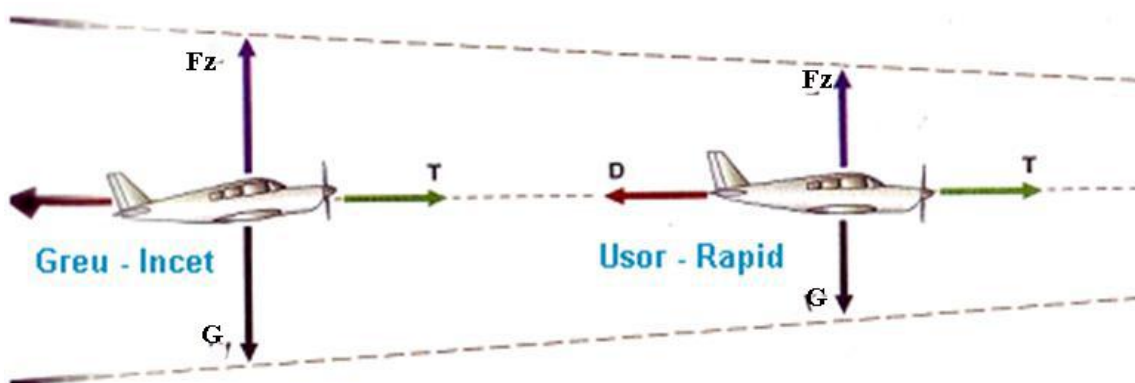


Fig 9.5.

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:

Puterea motorului + Atitudinea avionului = Performanță bună (viteză sau rată 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 atac) a aripii. Va exista și o creștere semnificativă a rezistenței

la înaintare. Avionul trebuie să fie pilotat la un unghi de atac mai mare pentru a readuce C_z la valoarea sa inițială, și astfel viteza va scădea dacă nu se mărește puterea motorului.

Dacă gheata se formează pe palele elicei, le diminuează calitățile de producere a tracțiunii. Givrajul înseamnă performanță redusă, așa ca 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.

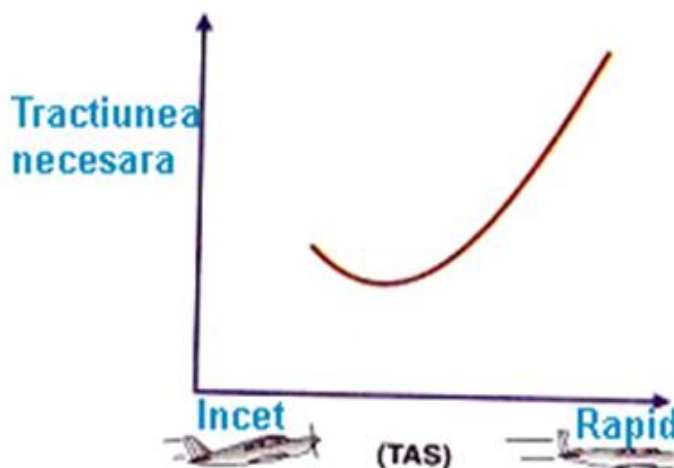


Fig 9.6.

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

- tracțiune mare* este necesară la viteze mari și unghiuri de atac 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 atac ridicate pentru a depăși ceea ce reprezintă îndeosebi rezistența indusă (generată la producerea portanței).



Fig 9.7.

Combinatia motor-elice este un generator de putere (mai bun decat un generator de tractiune cum este un motor cu reactie).

Consumul de combustibil (in litri pe ora sau galoane pe ora) a unei combinatii motor – elice este in functie de puterea produsa.

In general puterea este definita ca fiind lucrul mecanic depus, sau viteza cu care o forta aplicata muta un corp.

De aceea, puterea necesara pentru zbor depinde de producerea:

- necesarului de tractiune;
- viteza de zbor (viteza adevarata).

Putem analiza o curba a puterii necesare plecand de la curba tractiunii necesare multiplicind tractiunea necesara la un punct pe curba al valorii TAS la acel punct. Aceasta ne va oferi puterea necesara pentru a mentine zborul orizontal la acea viteza.

Aceste grafice sunt usor de inteles daca le luati pe rand. Daca vreti sa zburati la o anumita viteza (TAS), atunci prin citirea de la acea viteza(TAS) pe axa vitezei, curba de putere va va spune care este puterea pe care combinatia motor–elice trebuie sa o furnizeze. Aceasta putere va oferi suficienta tractiune pentru a echilibra rezistenta la inaintare si pentru a mentine viteza necesara zborului rectiliniu la orizontala.

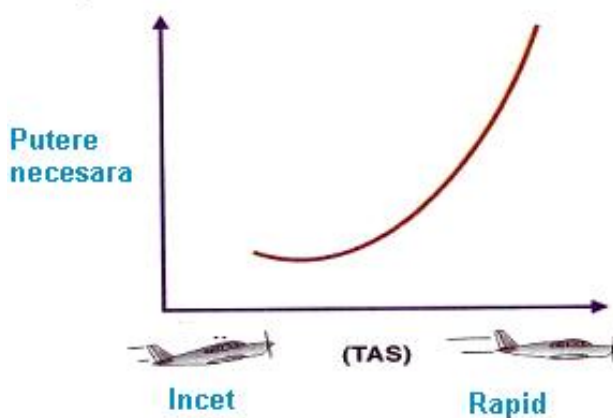


Fig 9.8.

În timpul zborului rectiliniu la orizontală veți alege atitudinea pentru viteza dorită (viteze diferite necesită unghiuri de atac diferite) și să ajustați puterea pentru a menține această 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 viteza 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 (în special 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.

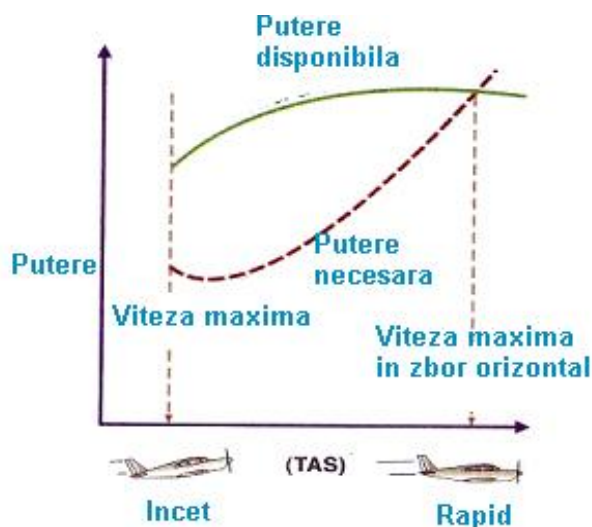


Fig 9.9.

Viteza pentru distanță maximă

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

- distanță maximă pentru un consum dat de combustibil; sau invers

- b) 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 / distanță pe unitate de timp*, adică *consumul de combustibil / 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 forță x viteză, astfel încât:

Puterea necesară = Tracțiunea necesară x TAS = Rezistența la înaintare x TAS (din moment ce tracțiunea = rezistența la înaintare) de aceea:

Raportul Putere/ TAS = Rezistența la înaintare x TAS / TAS = 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 distanță 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.

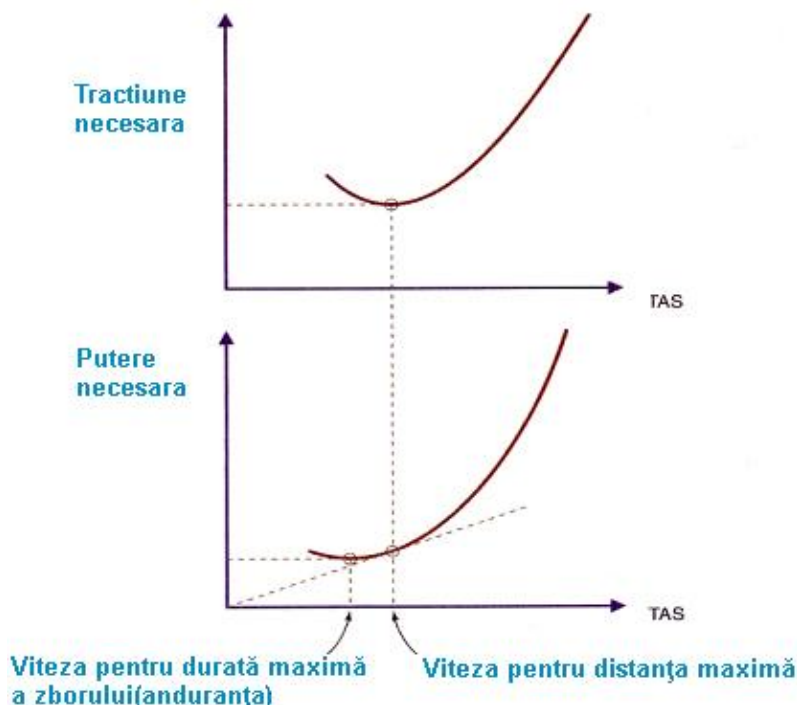


Fig 9.10.

Performanta este rezultatul combinatiei puterii motorului si atitudinii de zbor a avionului

In timpul zborului nu apelati la aceste grafice. In schimb, reglati atat puterea si turajul motorului cat si atitudinea de inclinare a botului avionului pentru a atinge performanta dorita.

$$\text{Puterea} + \text{Atitudinea avionului} = \text{Performanta}$$

Pentru a rezuma, viteza pentru raza de actiune maxima este aratata pe curba rezistentei la inaintare la punctul minim al acesteia.

Viteza pentru durata maxima a zborului (anduranta)

Durata maxima inseamna fie:

- a) timpul maxim in zbor pentru o cantitate data de combustibil; sau
- b) un timp dat in zbor pentru cantitatea minima de combustibil.

Este recomandat sa zburati cu viteza de durata maxima cand viteza fata de sol nu este semnificativa, de exemplu atunci cand apare:

- a) efectuarea unei zone de asteptare in apropierea aerodromului pentru esalonare la aterizare; sau
- b) efectuarea unui zbor de supraveghere- cercetare intr-o zona specifica.

Din moment ce consumul de combustibil al unui ansamblu motor- elice depinde de setarea puterii, consumul minim de combustibil (si de aceea durata maxima a zborului) va avea loc atunci cand este necesara puterea minima.

Viteza pentru durata maxima de zbor reprezinta viteza adevarata (TAS) obtinuta cu o putere minima a motorului.

Stabilitatea vitezei

Ecart mare al vitezei:

Avand un ecart mare al vitezei peste viteza minima de zbor , orice fluctuatie minora de viteza (datorita, sa spunem unei rafale de vant sau unei variatii a elementelor de vant) este corectata fara vreo actiune a pilotului.

Aceasta se numeste *viteza stabila (constanta)*.

O crestere a vitezei va creste rezistenta la inaintare totala, asa cum se poate vedea din curba rezistentei la inaintare, in special datorita unei cresteri a rezistentei parazite. Aceasta crestere a rezistentei la inaintare nu este echilibrata de tractiune asa ca avionul isi reduce viteza.

O scadere a vitezei datorata unei rafale de vant va scadea rezistenta totala (in special datorita unei scaderi a rezistentei parazite) si tractiunea, care acum depaseste rezistenta la inaintare, facand ca avionul sa revina inapoi la viteza initiala.

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 să aducă viteza la valoarea inițială fără vreo acțiune a pilotului.



Fig 9.11.

Ecart mic al vitezei:

La viteze reduse spre unghiul de atac 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 măjorează 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 reacționează prin reducerea vitezei.

În zborul cu viteză redusă (langa 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 afla 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 portanța necesară și de a compensa densitatea scăzută este ca pilotul să crească viteza adevărată 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 ca $\frac{1}{2} \rho V^2$ 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 zburati la aceeași viteza 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.

CAPITOLUL 10.**10. Urcarea****10.1 Urcarea in sandela si urcarea constanta**

Pe masura ce un avion urca, acumuleaza energie potentiala (energia de pozitie, in acest caz datorat altitudinii). Un avion poate face acest lucru prin fie:

- a) urcare in sandela;
- b) urcare constanta.

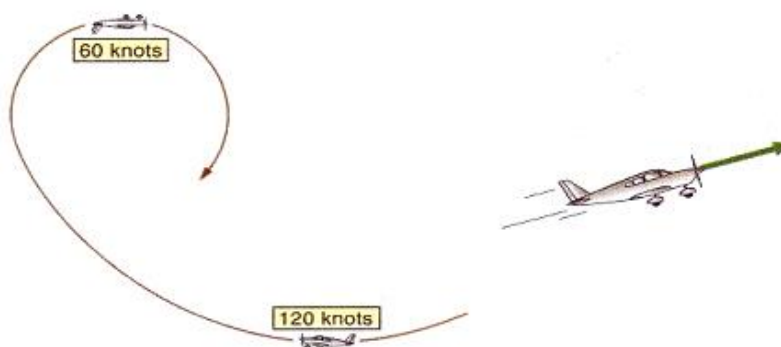


Fig 10.1. Urcarea in sandela si urcarea constanta

Urcarea poate fi un castig temporar in inaltime cu o pierdere in viteza, sau poate fi o urcare constanta de lunga durata.

Urcarea in sandela.

O urcare in sandela se produce prin transformarea energiei cinetice de miscare ($\frac{1}{2}mV^2$) in energia potentiala (mgh), adica prin conversia unei viteze mari V intr-o crestere in inaltime h facind "lumanarea" cu avionul. Sandela este doar un proces temporar, deoarece viteza nu poate fi scazuta sub viteza de zbor. Desigur, cu cat ecartul vitezei este mai mare si cu cat este mai mare nevoia unei cresteri rapide in altitudine, cu atat este mai mare valoarea si capacitatea de executare a sandelei. De exemplu, un avion de lupta cu reactie care este urmarit la o viteza ridicata poate lua rapid altitudine facind o sandela sau un planor de

acrobatică poate transforma energia cinetică a unui picaj în energia potențială la capatul unei bucle executată în plan vertical (unui immelman).

Urcarea constantă.

O urcare constantă transformă excedentul de energie de propulsie față de cea necesară pentru zborul rectiliniu orizontal în energia 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 Fortele 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 are o componentă care acționează în direcția opusă zborului.

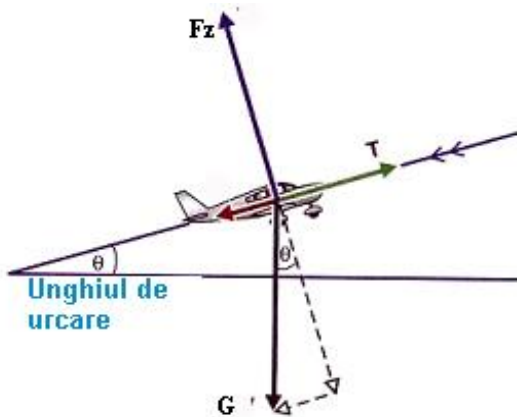


Fig 10.2. Fortele în urcare

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 rată 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 ca, 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); portanta(F_z) este mai mică decât greutatea(G).

10.3 Unghiul de panta la urcare (Gradientul de urcare)

Unghiul de panta 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 panta(urcare) poate fi mai mic datorită rezistenței la înaintare mai mari cu flapsurile coborate.

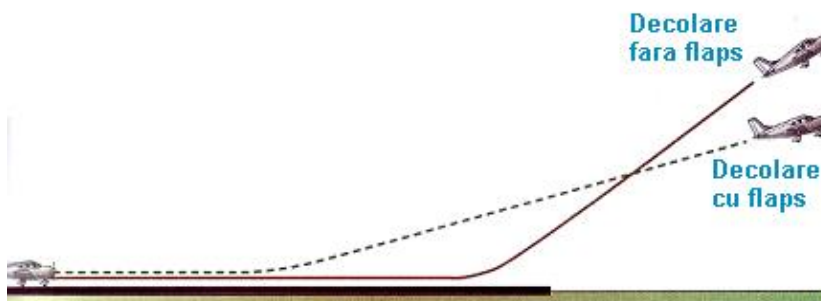


Fig 10.3. Unghiul de panta la urcare

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 vă asigura că este “curat” (cu o rezistență la înaintare redusă), și să zburati la viteza care da cel mai mare excedent de forță de tracțiune.

Viteza verticală se numește *rata 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 că avionul va câștiga 500 ft în altitudine într-un minut.

Rata de urcare este arată în cabina 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 a avionului, trebuie să vă gândiți atât la unghiul de pantă cât și la rata, 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 creează 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 racire a motorului datorită vitezei mai mari, și o vizibilitate mai bună datorită atitudinii de înclinare(cabraj) mai scăzute.

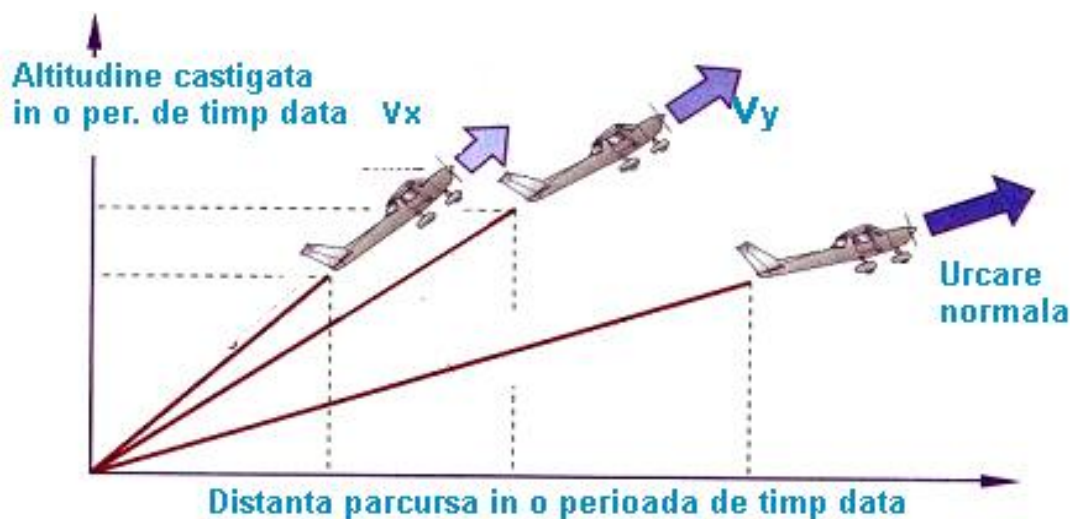


Fig10.4.

Uitati-va in Manualul de zbor pentru vitezele de urcare pentru avionul dumneavoastra. Tipic, viteza de panta maxima de urcare (V_x) este cu aproximativ 10 kt mai mica decat viteza de rata maxima de urcare (V_y).

10.5 Factorii care afecteaza performanta de urcare

Performanta in urcare, fie unghiul sau rata urcarii, se va reduce cand:

- puterea motorului este redusa;
- greutatea avionului este crescuta;
- scaderea densitatii aerului datorita cresterii temperaturii;
- scaderea densitatii din cauza cresterii altitudinii;
- viteza este gresit selectata sau mentinuta de pilot (fie prea repede fie prea incet).

Temperatura

Temperatura inconjuratoare ridicata scade performanta de urcare. Daca temperatura este ridicata, atunci densitatea aerului (ρ) este mai mica. Grupul elice-motor si celula avionului vor fi amandoua mai putin eficiente, astfel incat capacitatea de performanta a avionului este mai mica intr-o zi calda decat intr-o zi rece.

Altitudinea

Cresterea altitudinii scade performatele de urcare. Puterea disponibilă de la elice-motor scade cu altitudinea. Deși performatele 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. Performatele 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).

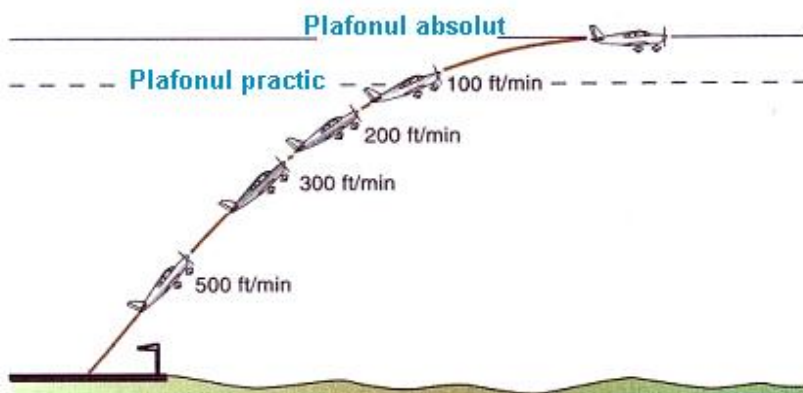


Fig.10.5. Plafonul practic și plafonul absolut

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).

Viteza indicată (IAS) la o urcare performantă scade pe măsură ce crește altitudinea.

Un zbor prea rapid

Dacă zburăm 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 ne dea un unghi de urcare, și nici un excedent de putere care să ne 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 viteza redusă are o rezistență la înaintare ridicată (indeosebi rezistența indusă). În cele din urmă 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 viteza redusă puteți fi limitat de unghiul critic al vitezei limită.

10.6 Efectul vantului asupra performatelor de urcare.

Efectul vantului laminar

Avionul zboara in masa de aer si caracteristicile acesteia au influenta asupra lui. Rata de urcare nu va fi afectata de vantul laminar(constant). In mod similar, unghiul de urcare nu va fi afectat de vantul laminar.

Cu toate acestea, daca tinem cont de unghiul de urcare (sau de panta de urcare) fata de sol (panta de zbor) un vant din fata creste panta de urcare si un vant din spate scade panta de urcare. Decolarea cu vant de fata are avantaje evidente in ceea ce priveste evitarea obstacolelor de pe sol.

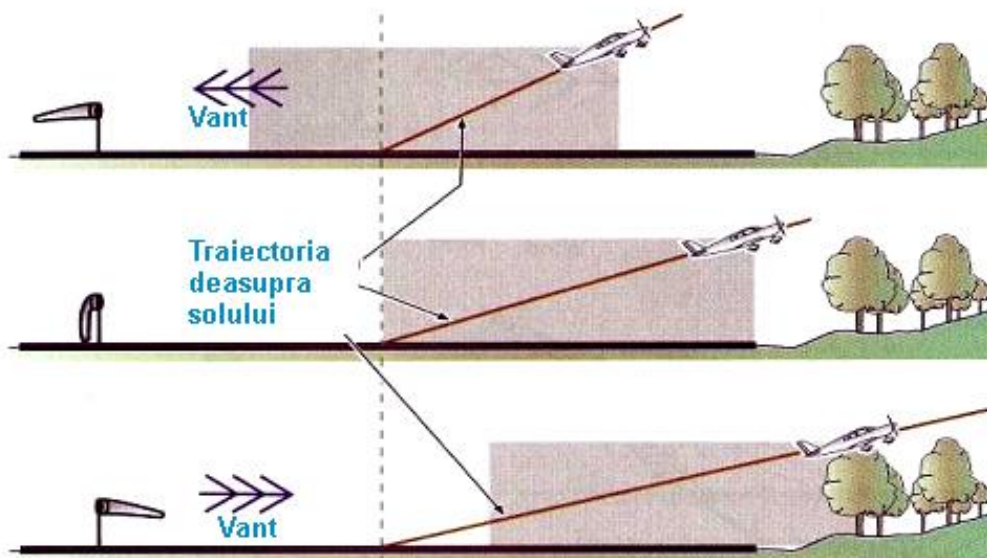


Fig 10.8. Vantul nu va influenta rata de urcare, dar va influenta unghiul de panta fata de sol.

Efectul vantului de forfecare

Vantul de forfecare este caracterizat de o schimbare in directia vantului si/sau a vitezei pe o portiune mica de spatiu. Vantul de forfecare este un vant schimbator. Aceasta poate insemna afectarea vitezei pe masura ce urcati sau coborati la diferite altitudini. Poate insemna un vant care isi modifica directia sau poate insemna un curent ascendent sau curent descendent prin care un avion trebuie sa zboare. Vantul de forfecare este inteles in general ca insemnand o schimbare de vant intr-o distanta scurta sau o durata scurta 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 rezistenței 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 zburăm 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 masă 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)*.

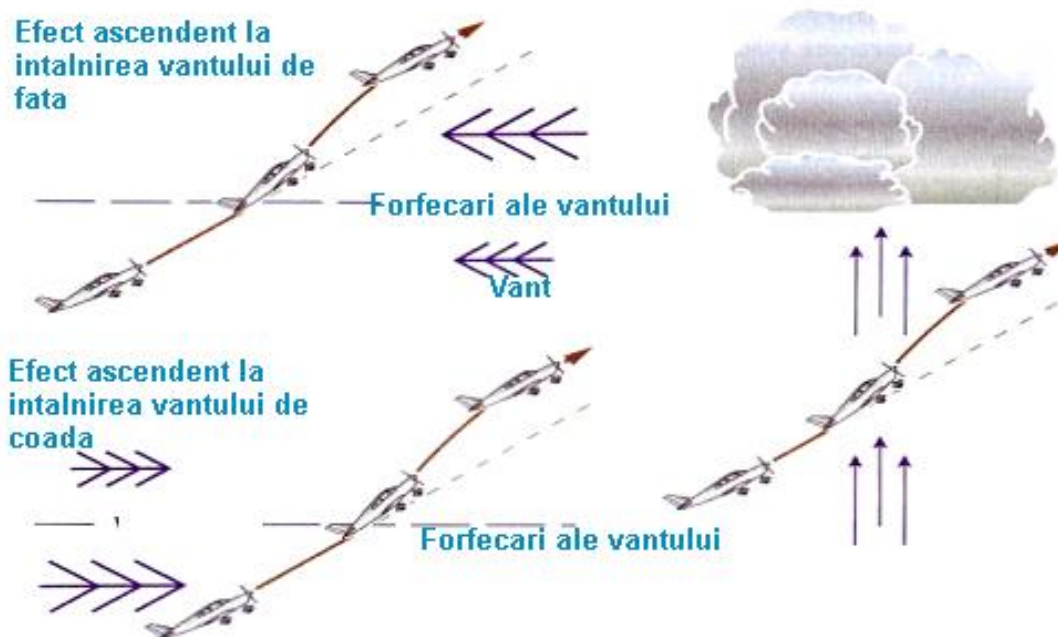


Fig 10.9. Efectul de “umflare”

Din nou, avantajele zborului cu vântul din față sunt evidente. Forța vântului crește de obicei pe măsură ce urcăm 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)-infundare. 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

initiala fata de sol, ducind la o scadere a vitezei aerului. Pentru a mentine viteza de urcare propusa, pilotul ar trebui sa coboare botul avionului. Performanta de urcare, atat rata cat si panta, va scadea.

Exact acelasi efect de performanta de urcare scazuta va avea loc la zborul cu vant din spate crescut, vant din fata aflat in scadere sau un curent descendent. Avionul va avea tendinta de a cadea sub traiectoria de zbor initiala, sau sa piarda din viteza, de unde si termenul de *efect de "infundare"* (*undershoot*).

Un efect initial de "umflare" (de exemplu, cand zburati cu vant frontal crescut care vine de la baza unui nor de furtuna cumulonimbus) poate fi urmat de un efect sever de "infundare" pe masura ce zburati in curent descendent si apoi cu vant din spate cu o intensificare rapida. Tratati norii cumulonimbus cu mare precautie.

Evitati zborul in apropierea norilor cumulonimbus(Cb)

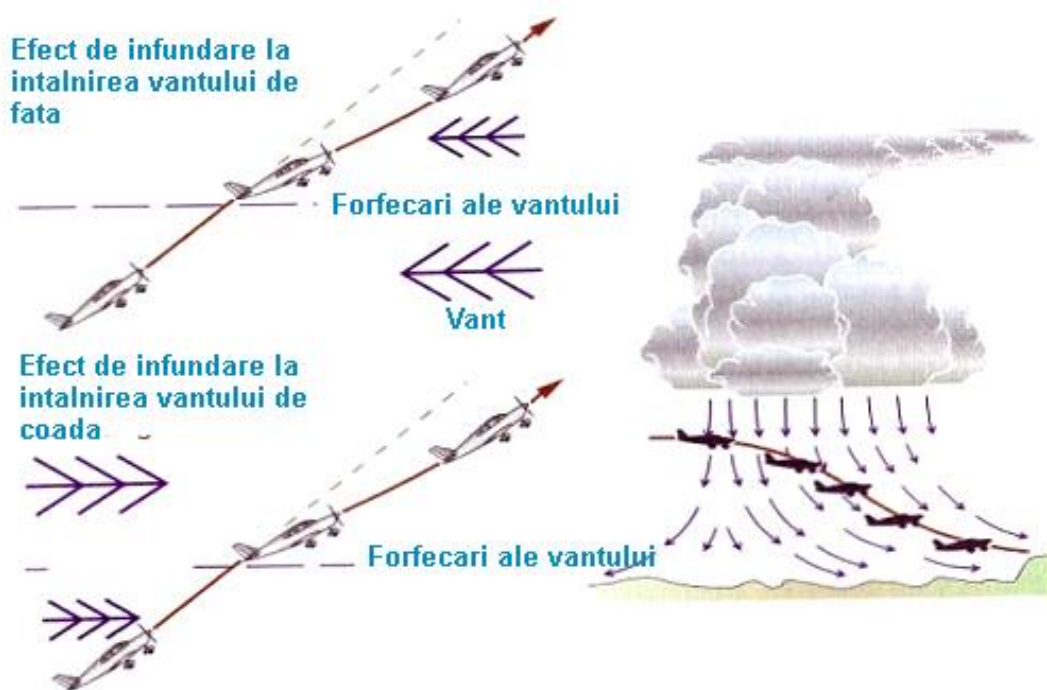


Fig 10.10. Efectul de infundare

CAPITOLUL 11.

11. Coborarea

11.1 Zborul in coborare

Daca un avion coboara, fara ca elicea – motor sa produca vreo forta de tractiune, doar trei din cele patru forte vor actiona asupra avionului

- a) greutatea;
- b) portanta;
- c) rezistenta la inaintare.

Intr-o planare constanta aceste trei forte se vor afla in echilibru deoarece forta rezultanta care actioneaza asupra avionului este zero.

Sa presupunem ca avionul se afla in zbor constant rectiliniu orizontal si tractiunea este redusa la zero.

Fora de rezistenta la inaintare este acum neechilibrata si va actiona sa scada viteza avionului – daca nu este inceputa o coborare unde componenta fortei de greutate care actioneaza in directia pantei de zbor este insuficienta pentru a echilibra rezistenta la inaintare. Acest efect permite avionului sa-si mentina viteza, coborand si transformind energia potentiala datorita altitudinii in energie cinetica (miscare).

Descompunand fortele dupa directia pantei de zbor rezulta ca o componenta a fortei de greutate actioneaza in lungul pantei de zbor in coborare,echilibrand rezistenta la inaintare si contribuind la viteza avionului.

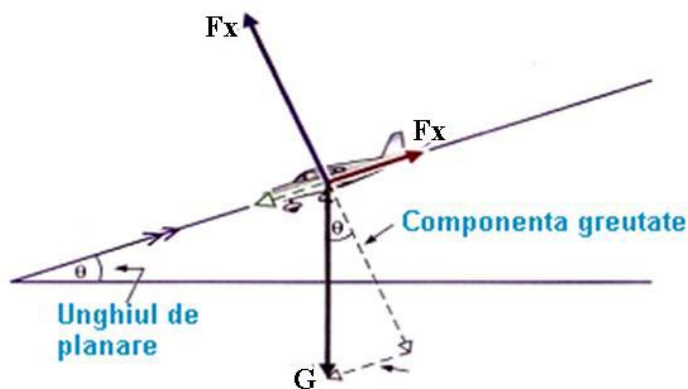


Fig 11.1. Zborul in coborare fara tractiune

Descompunand fortele vertical, greutatea este acum echilibrata de forta totala (rezultanta dintre portanta si rezistenta la inaintare).

Notati ca, cu cat forta de rezistenta la inaintare este mai mare, cu atat panta este mai abrupta. Cea mai putin abrupta panta (optima) este obtinuta cand, pentru portanta necesara, rezistenta la inaintare este cea mai mica, adica la cel mai bun raport portanta / rezistenta la inaintare.

Daca raportul F_z/F_x este ridicat, unghiul de coborare este mai mic, si avionul va plana pe o distanta mai mare.

Daca raportul F_z/F_x este scazut, avand o rezistenta la inaintare mare care este produsa pentru o portanta necesara, atunci avionul va avea un unghi de coborare accentuat, si prin urmare nu va plana foarte mult.

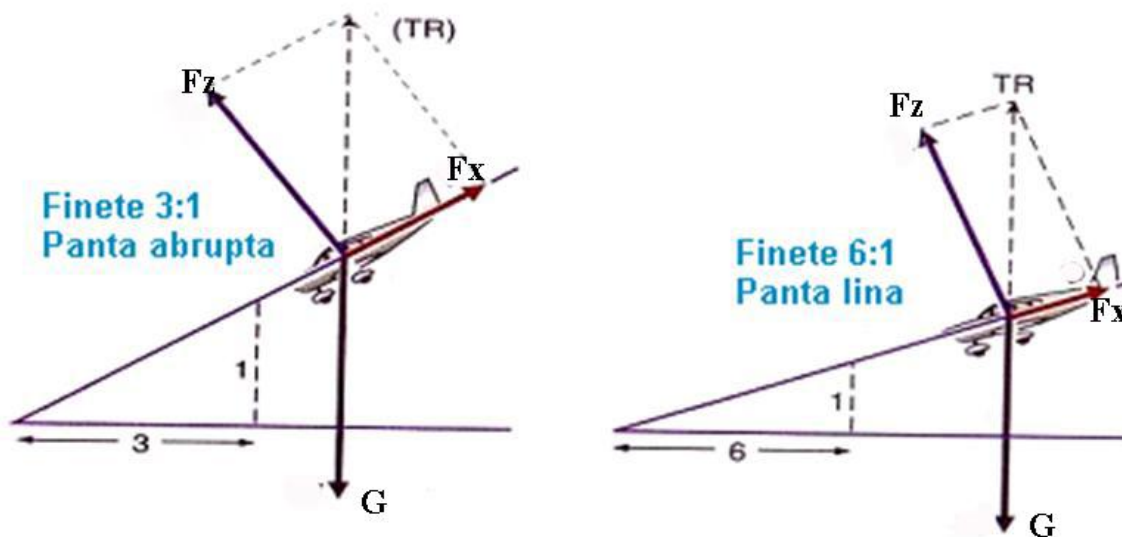


Fig 11.2.

Doua situatii pot fi notate aici:

- un avion eficient din punct de vedere aerodinamic este unul care poate fi pilotat la un raport portanta/rezistenta la inaintare crescut. Are capacitatea de a plana mai departe pentru aceeasi pierdere de inaltime decat un avion care este pilotat cu un raport F_z/F_x scazut.
- acelasi avion va plana cel mai departe cu o panta constanta cand este pilotat la unghiul de atac (si viteza) care ii da cel mai bun raport F_z/F_x . Acest unghi de atac este de obicei aproximativ 4° .

Deoarece nu puteti citi unghiul de atac in cabina, zborul cu o panta sau viteza de coborare recomandate (in Manualul de zbor) va asigura ca avionul se afla undeva langa acest unghi de atac care este cel mai eficient.

11.2 Factorii care afectează unghiul de planare

Viteza avionului

Dacă avionul este pilotat la un unghi de atac 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 atac 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 lentă) face panta mai abruptă.

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

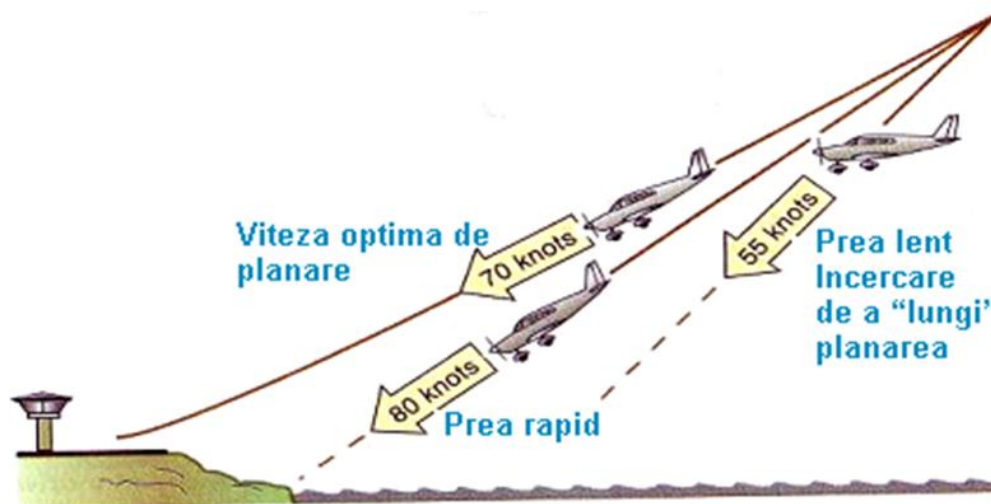


Fig 11.3. Panta de coborare funcție de viteză

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 panta 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 cresteri mari ale rezistentei la inaintare cu doar putina crestere a portantei – de aici numele *flapsuri de frana* pentru setarile flapsurilor pe pozitii mai mari. Acestea vor da o panta mult mai abrupta. Si atitudinea scazuta a botului avionului care este necesara cu scoaterea flapsurilor ofera pilotului o vizibilitate mult mai buna.

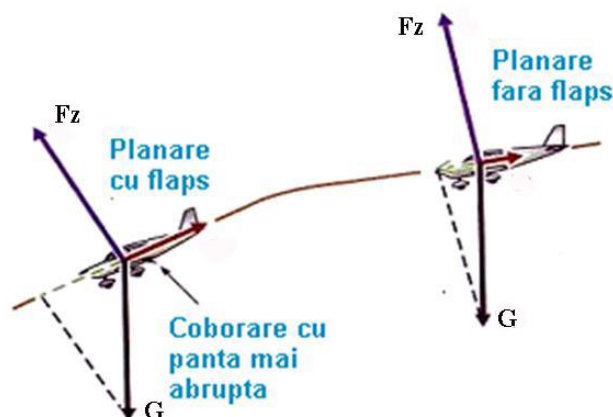


Fig 11.4. Marirea pantei la scoaterea flapsului

Greutatea

Daca greutatea este mai mica, avionul va avea o viteza mai mica la orice unghi de atac comparat cu situatia cand este mai greu.

La unghiul de atac pentru cel mai bun raport F_z/F_x viteza va fi mai mica dar unghiul de panta va fi acelasi. Aceasta inseamna si ca rata de coborare a avionului atunci cand este mai usor este mai mica.

Viteza pe panta recomandata este in functie de greutatea maxima (din Manualul de zbor). Variatia in greutate pentru majoritatea avioanelor de antrenament nu este suficient de mare incat sa afecteze semnificativ panta daca viteza pe panta recomandata este folosita tot timpul – desi, teoretic, o viteza pe panta ceva mai scazuta poate fi folosita atunci cand avionul este mai usor.

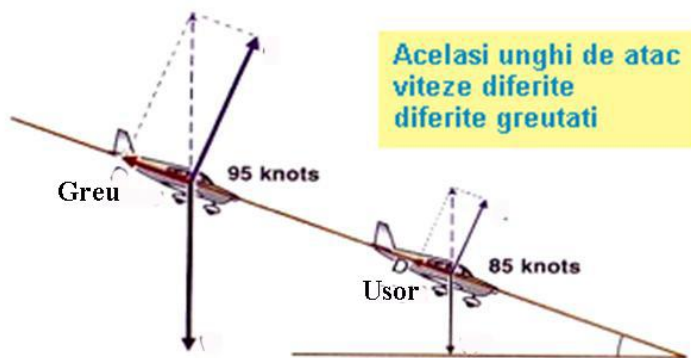


Fig 11.5. Viteza pe panta functie de greutate

Viteza de coborare recomandată în Manualul de Zbor al aeronavei este stabilită pentru toate greutatea 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 coborare.

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 masă de aer sau rata de coborare).

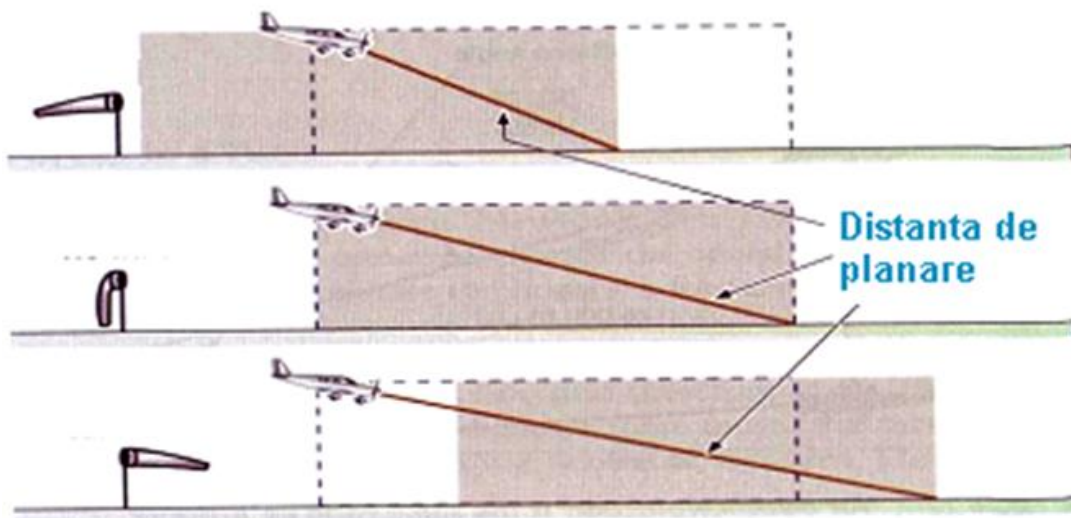


Fig 11.6. Distanța de planare sub influența vântului

Vântul de față reduce distanța de planare față de sol.

Vântul de spate o mărește.

Vântul nu afectează rata de coborare.

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 va aflați la o înălțime de o milă nautică (aproximativ 6,000 ft), veți zbura planat aprox. 5 mile nautice. Dacă va

aflati la aproximativ 12.000 ft (2 nm), veti zbura planat aproximativ 10 mile nautice.

Un avion cu un raport de 12:1 va zbura planat de 12 ori mai mult pe orizontala in curentul laminar decat inaltimea pe care o coboara. Vezi fig.11.7.

11.4 Controlul coborarii cu motorul in functiune

Puterea motorului uniformizeaza coborarea

Daca ansamblul elice-motor produce tractiune, atunci forta de tractiune va ajuta sa se depaseasca partial forta de rezistenta la inaintare. Rezultatul este acela ca avionul va avea un unghi de coborare mai putin accentuat si o rata de coborare mai mica decat la planarea cu motorul oprit. Desigur, cu o putere suficienta, unghiul de coborare poate fi zero, adica avionul va zbura orizontal. Cu cat mai multa putere, avionul poate urca. Vezi fig.11-8.

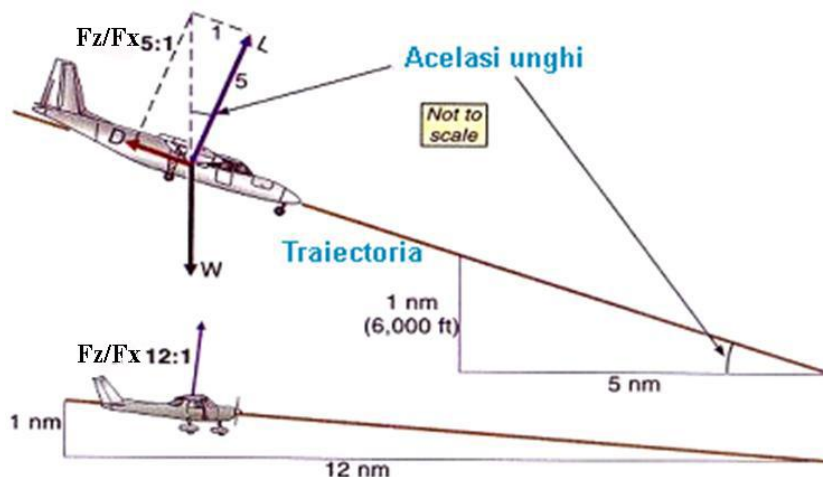


Fig 11.7.

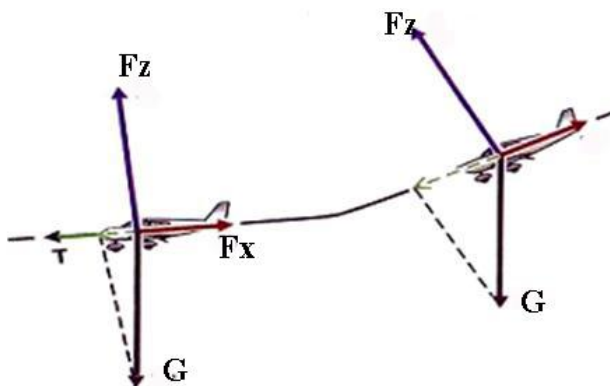


Fig 11.8.



Flapsurile accentueaza coborarea.

Daca zburati sub panta dorita, procedura corecta este de a mari puterea motorului si de a ridica botul avionului (doar ridicarea botului inrautateste situatia pentru ca accentueaza coborarea). Orice schimbare de putere va necesita niste ajustari minore la atitudinea botului avionului pentru ca viteza dorita sa fie mentinuta.

Daca zburati peste panta dorita, exista doua lucruri pe care le puteti face:

- a) sa reducati tractiunea, si/ sau
- b) sa cresteti rezistenta la inaintare prin scoaterea flapsurilor, sau prin coborarea trenului de aterizare. De obicei cand scoateti flapsurile, este necesara o atitudine mai scazuta a botului avionului.

Pagină lăsată goală

CAPITOLUL 12.

12. Virajul

12.1 Fortele intr-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 tangenta la linia curbă. Pentru a-l menține pe traiectoria curbă, o forță trebuie să acționeze încontinuu 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 greutății pietrei. Dacă învârtiți piatră în cerc, mâna va oferi nu numai forță verticală pentru a echilibra greutatea dar și o forță centripetă pentru a menține piatră în viraj. Forța totală exercitată prin sfoară este mai mare și veți simți această creștere.

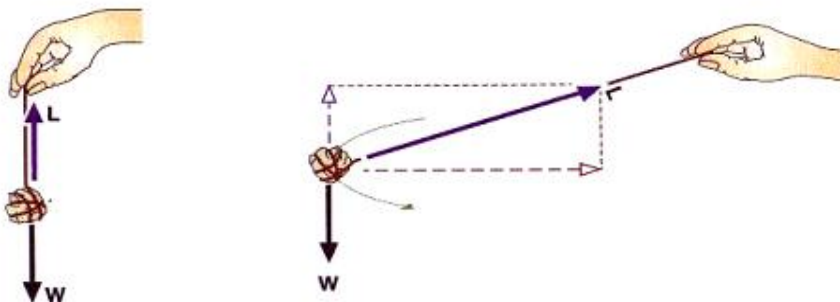


Fig 12.1.

Pentru a efectua un viraj cu un avion, este nevoie de o forta orientata spre centrul virajului. Acest lucru poate fi facut inclinand avionul si prin inclinarea fortei de portanta astfel incat aceasta sa aiba o componenta laterala.

In zborul rectiliniu orizontal, forta de portanta de la aripi echilibreaza greutatea avionului. Daca doriti sa virati avionul, aripile trebuie sa ofere o forta verticala pentru a echilibra greutatea (daca nu cumva vreti sa coborati) plus o forta centripeta spre centrul virajului pentru continuarea lui.

Fora portanta intr-un viraj la orizontala va fi mai mare decat forta portanta cand zburati rectiliniu orizontal. Pentru a majora aceasta forta portanta la aceeasi viteza a avionului, unghiul de atac al suprafetei portante trebuie crescut prin tragerea spre inapoi a mansei.

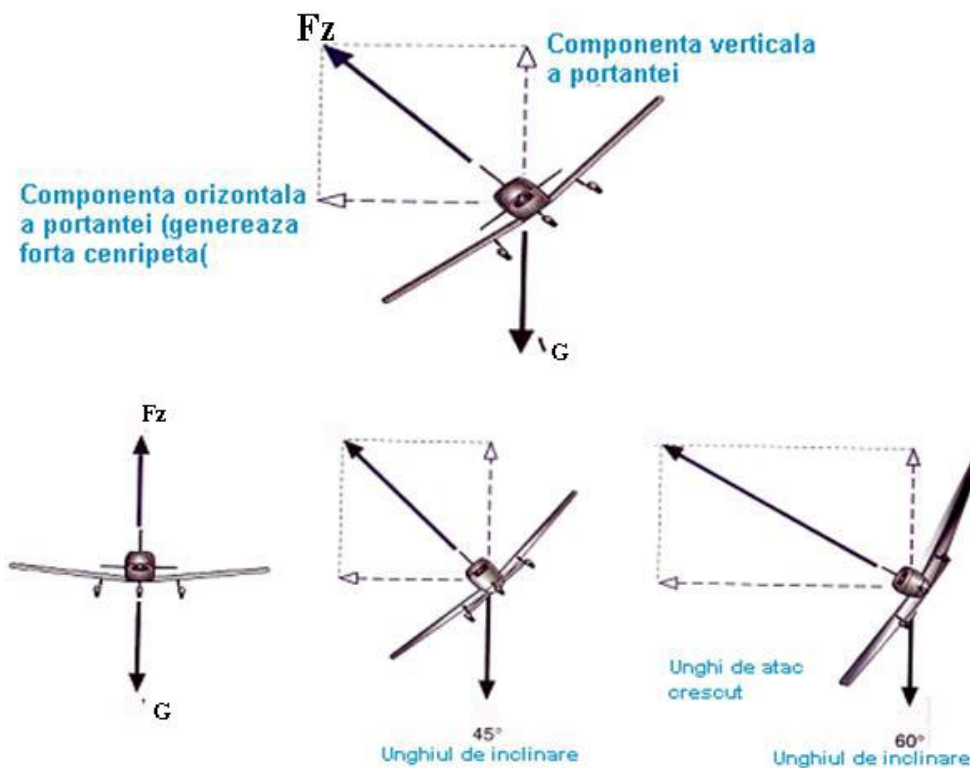


Fig 12.2.

Cu cat virajul la orizontala este mai inclinat, cu atat forta portanta necesara este mai mare.

Virati avionul folosind eleroanele (pentru a selecta unghiul de viraj) si profundorul (pentru a creste unghiul de atac si pentru a mari portanta).

Folositi eleroanele pentru a mentine unghiul de viraj dorit si profundorul pentru a mentine altitudinea dorita.

Directia este folosita pentru a controla miscarea laterala a botului avionului in timp ce intra si iese din viraj, si pentru a mentine echilibrul in timpul virajului.

Stabilitatea proiectata la un avion se opune virajului, si actionarea directiei cu o cantitate mica (directie in stanga, viraj la stanga si invers) ajuta sa aduca coada avionului pe traiectoria virajului adica directia este folosita pentru a echilibra virajul.

Veti resimti efectul fortelor in viraj ca o crestere in forta exercitata asupra voastra de catre scaun; se simte ca o crestere aparenta a greutatii voastre, care va fi cu atat mai mare cu cat inclinarea in viraj creste.



Fig 12.3.

12.2 Factorul de sarcina intr-un viraj

In zborul rectiliniu orizontal, aripa produce o forta portanta egala cu greutatea ($F_z = G$). Se spune ca factorul de incarcare este 1. Experimentati o forta de la scaun egala cu greutatea voastra normala, si o simtiti ca 1 g.

Intr-un viraj cu inclinarea de 60° , aripile produc a forta portanta egala cu dublul greutatii, $F_z = 2 G$. Aceasta inseamna ca sarcina pe aripi este dubla in comparatie cu zborul rectiliniu orizontal, adica fiecare metru patrat al aripii trebuie sa produca de doua ori mai multa portanta intr-un viraj cu o inclinare de 60° . Experimentati o forta de la scaun egala cu de doua ori greutatea dumneavoastra. Acesta este 2g si factorul de sarcina este 2.

Factorul de sarcina este raportul fortei portante produsa de aripi comparate cu forta de greutate a avionului.

$$\text{Factorul de sarcina} = \frac{\text{Portanta}}{\text{Greutate}} = \frac{\text{Sarcina pe aripa intr-o evolutie}}{\text{Sarcina pe aripa in zbor rectiliniu orizontal}}$$

La o inclinare în viraj peste 60° , forța portanță 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 inclinare în viraj.

Note:

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

La un viraj cu inclinare de 60° , factorul de sarcină este 2. Aripiile trebuie să producă o forță portanță dublă pentru a fi egală cu greutatea pentru ca avionul să mențină înălțimea. Forța – g este 2g, și va veți simți de două ori mai greu.

La o inclinare a virajului de 70° , factorul de sarcină este 3.

La o inclinare a virajului de 80° , factorul de sarcină 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 inclinare de 80° fără să piardă înălțime – acesta necesită calități foarte bune la un avion.

Într-un viraj cu o inclinare de 90° , forța portanță 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 inclinare în viraj.

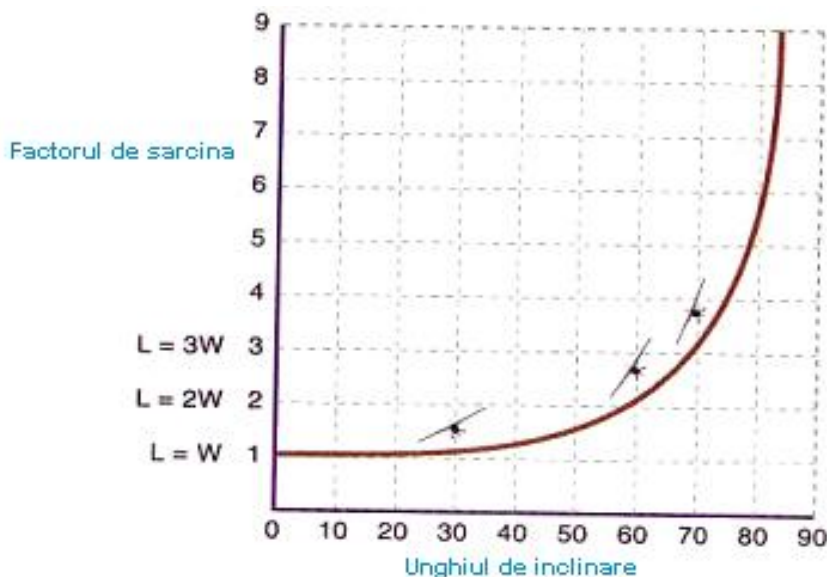


Fig 12.4. Factorul de sarcina functie de inclinare

12.3 Tractiunea in viraj

Intr-un viraj, cresterea portantei pe aripi este necesara pentru a mentine inaltimea. Aceasta se obtine prin tragerea spre inapoi a mansei pentru a creste unghiul de atac.

Cu cat unghiul de inclinare in viraj este mai mare, cu atat este necesar un unghi de atac mai mare si implicit o forta spre inapoi crescuta a mansei. Asa cum am vazut cind am discutat despre rezistenta la inaintare, o crestere a unghiului de atac va duce la o crestere a rezistentei induse. Daca intr-un viraj orizontal trebuie mentinuta o viteza a avionului constanta, trebuie majorata tractiunea pentru a echilibra cresterea rezistentei la inaintare in viraj.

Daca nu se majoreaza tractiunea, viteza se va reduce intr-un viraj orizontal. Viteza poate fi mentinuta permitind avionului sa piarda inaltime, adica sa schimbe energia potentiala cu energie cinetica.

Intr-un viraj, este necesara majorarea tractiunii pentru mentinerea inaltimei si vitezei

12.4 Viteza limita intr-un viraj

Intr-un viraj, unghiul de atac trebuie sa fie mai mare decat la aceeasi viteza in zborul rectiliniu orizontal. Aceasta inseamna ca unghiul de atac critic va fi atins la o viteza mai mare intr-un viraj – cu cat unghiul de atac este mai accentuat, cu atat este mai mare viteza la care unghiul de atac critic este atins.

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

La o inclinare a virajului de 45° , viteza limită crește cu 19 %.

La o inclinare a virajului de 60° , viteza limită crește cu 41%.

La o inclinare 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 inclinare 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 atac critic la un viraj orizontal se manifestă la viteze mai mari (funcție de mărimea inclinației) decât la zborul orizontal rectiliniu

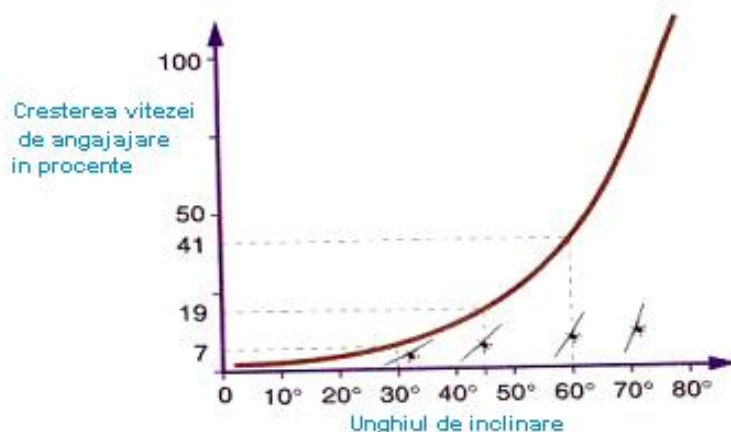


Fig 12.5.

12.5 Suprainclinarea / Subinclinarea în timpul virajului

Suprainclinarea în viraje la orizontala și în urcare

Pentru un viraj orizontal, inclinația 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 inclinare să crească.

Pentru a depăși tendința de suprainclinare într-un viraj orizontal, de îndată ce ați atins inclinația în viraj dorită, reveniți cu mansa pentru a stopa continuarea inclinației avionului.

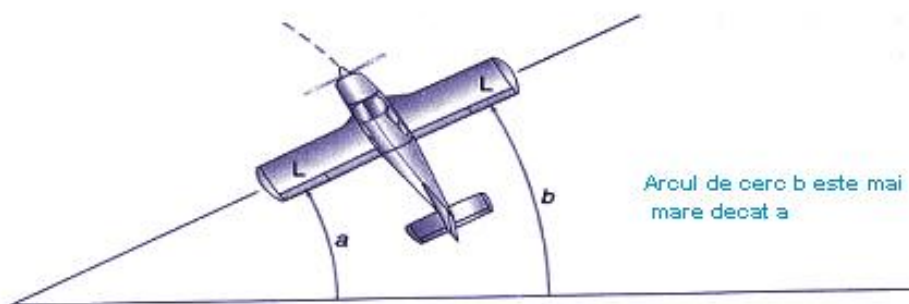


Fig 12.6.

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 măsura ce aripile interioare și cele exterioare urcă, aripa exterioară se deplasează pe o distanță orizontală mai mare pe exteriorul virajului.

Unghiul de atac 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 va aflați într-un viraj în urcare, este posibil să fiți nevoiți să opriți continuarea înclinării pentru a evita ca virajul să devină prea accentuat – nu este nevoie să planificați acest lucru, doar să fiți atenți la ce se întâmplă și să mențineți unghiul de înclinare dorit cu eleroanele.

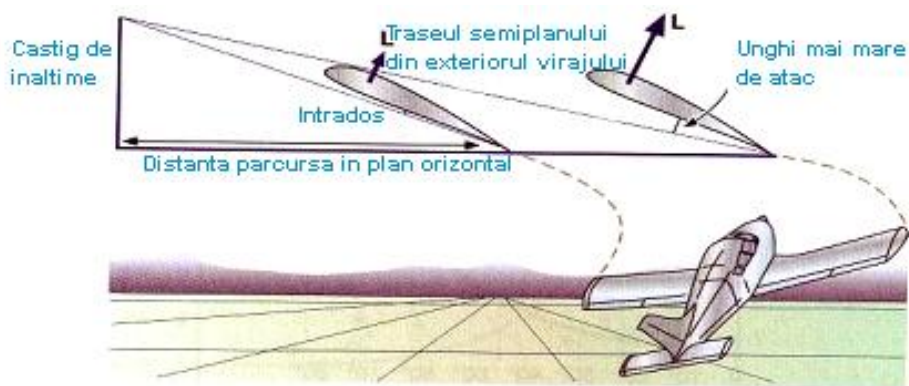


Fig 12.7.

Subinclinarea / Suprainclinarea 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 atac mai

mare. Prin urmare, aripa interioara are tendinta de a produce mai multa portanta – si cele doua efecte se pot anula.

Intr-un viraj in coborare, este posibil sa mentineti sau nu inclinarea, in functie de avion. Din nou, nu este nevoie sa planificati acest lucru, doar sa mentineti unghiul de inclinare dorit cu eleroanele.

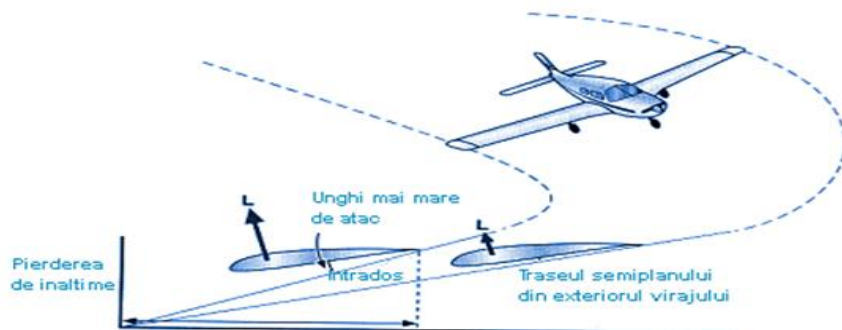


Fig 12.8.

12.6 Echilibrarea virajului

Pilotul inclina avionul folosind eleroanele, si exercita o presiune spre inapoi asupra mansei, folosind profundorul pentru a creste unghiul de atac. Stabilitatea naturala a avionului il va face sa isi intoarca botul inspre interiorul virajului, datorita efectului de alunecare in lateral pe suprafetele fuselajului in spatele centrului de gravitatie.

Exista un efect care tinde sa intoarca botul avionului in sens opus virajului – cunoscut ca rezistenta (la inaintare) a eleronului. Cand eleronul exterior coboara in zona de mare presiune de sub aripa, genereaza nu numai cresterea portantei (pentru a inclina avionul prin cresterea unghiului de atac al aripii ascendente), dar si cresterea rezistentei induse.

Aceasta crestere a rezistentei la inaintare pe aripa ascendenta face ca botul avionului sa vireze in directia opusa virajului – si acest lucru nu este nici comfortabil nici eficient. Se spune ca avionul aluneca in interiorul virajului – *viraj glisat*. Directia va fi pe partea interioara a virajului. Va veti simti ca si cum alunecati in jos spre partea joasa a avionului.

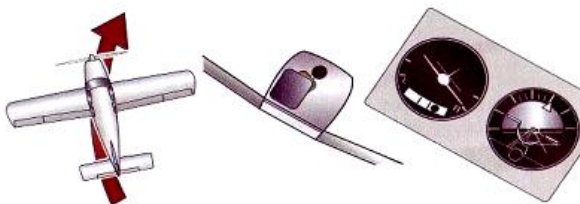


Fig 12.8. Viraj glisat

Dacă împingeți direcția înapoi la centru cu piciorul adecvat, botul avionului (și coada) este virat astfel ca axa longitudinală a avionului este tangentială cu virajul. Direcția va fi la centru și întoarcerea va fi echilibrată- viraj echilibrat. Va veti simți confortabil pe scaun și nu ca și cum alunecați în jos în interiorul virajului.

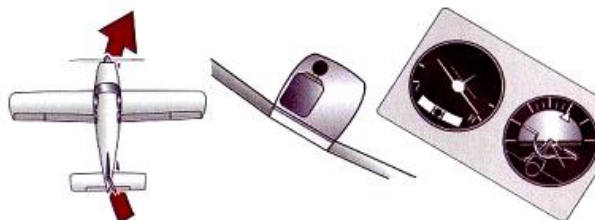


Fig 12.9. Corectarea virajului glisat

Dacă coada tinde să derapeze spre exteriorul virajului, direcția (și dumneavoastră) veti 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 mână.

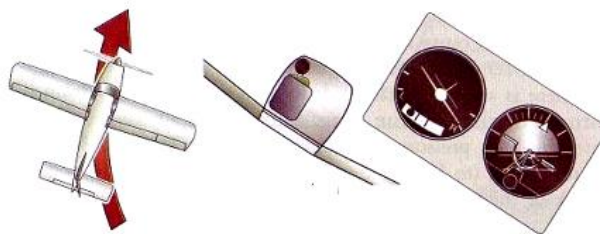


Fig 12.10. Viraj derapat

Virajul cu unghi de inclinare constant

Un avion într-un viraj cu o inclinare de 30° se va deplasa de-a lungul diferitelor traiectorii circulare în funcție de viteza avionului. La viteza redusă virajul este mai strans (raza virajului este mai mică) decât la o viteză ridicată.

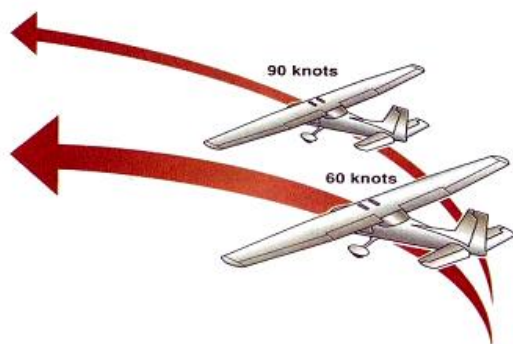


Fig 12.11.

Virajul cu o raza constanta

Pentru a efectua un viraj cu aceiasi raza la o viteza mai mare este necesar un unghi de inclinare mai mare.

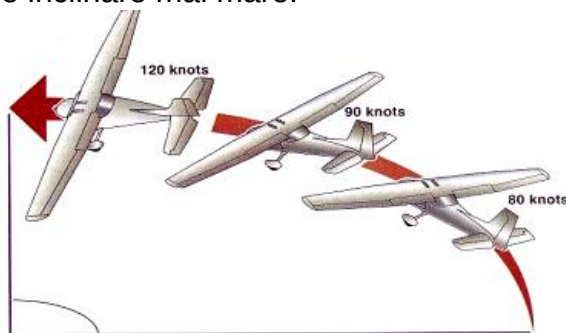


Fig 12.12.

Virajul la viteza constanta

La o viteza constanta, cu cat unghiul de inclinare este mai mare, cu atat virajul este mai strans (si cu atat este mai mica raza virajului) si mai mare rata virajului (in grade pe secunda).

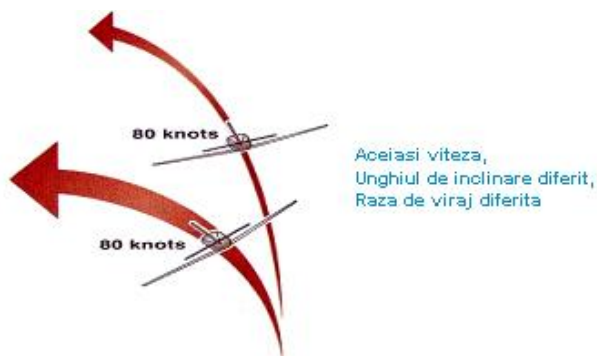


Fig 12.13.

Virajul cu o rata constanta

Rata virajului unui avion în grade pe secunda este importantă. Zborul instrumental se execută de obicei cu viraje cu *rata – 1* (sau rata standard) de 3° grade pe secunda. 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.

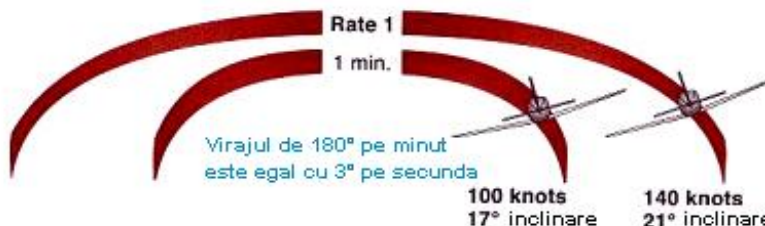


Fig 12.14.

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 ora (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 secunda.

CAPITOLUL 13.

13. Viteza limita

13.1 Atingerea vitezei limita

Curentul de aer din jurul unei suprafețe portante variază pe măsura ce unghiul de atac crește. Pentru majoritatea condițiilor de zbor această curgere este o curgere laminară și se aplică teorema lui Bernoulli – viteza crescută a curentului de aer presiune statică scăzută. Viteza de curgere crescută a curentului de aer (în special peste zona superioară a aripilor) duce la presiune statică scăzută – astfel este generată forța portantă. Rezistența la înaintare este de asemenea prezentă.

Capacitatea de portanță, sau coeficientul de portanță, al suprafeței portante crește când crește și unghiul de atac - dar numai până la un anumit unghi denumit *unghi critic*.

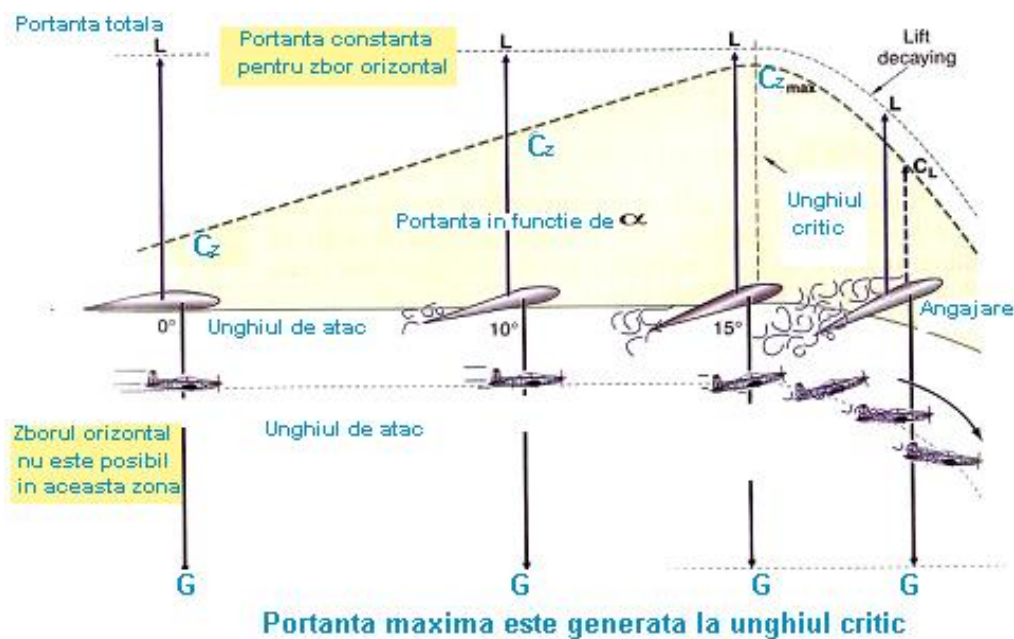


Fig 13.1.

În mod ideal curentul de aer din jurul unei suprafețe portante este laminar. În realitate curentul laminar se separă la un punct de suprafața portanță și devine turbulent.

La unghiuri de atac scăzute acest punct de separare se află spre capatul (bordul de fuga) aripii și turbulența nu este semnificativă.

La unghiuri de atac mai ridicate punctul de separare se mută înainte. Pe măsură ce unghiul de atac este crescut și unghiul critic este atins, punctul de separare se va mișca brusc înainte, generând o mare creștere a turbulenței de deasupra aripii.

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 atac critic ca rezultat al scaderii curgerii laminare.

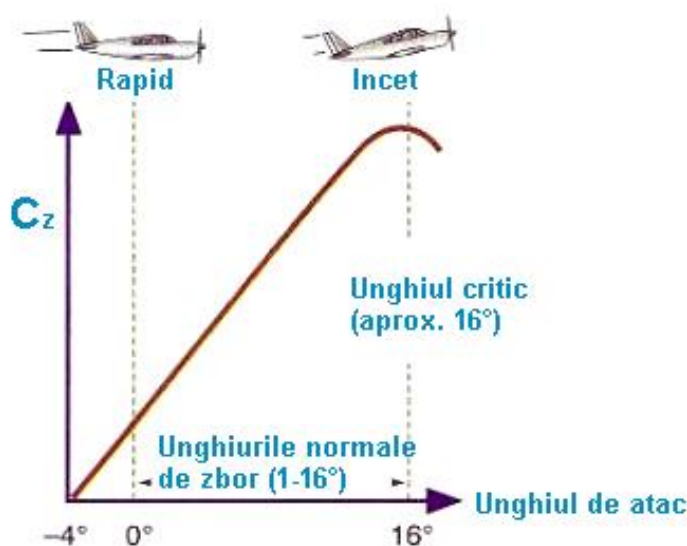


Fig 13.2. Unghiul de incidență critic

Viteza la care are loc o modificare semnificativă a curgerii laminare în turbulentă 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.

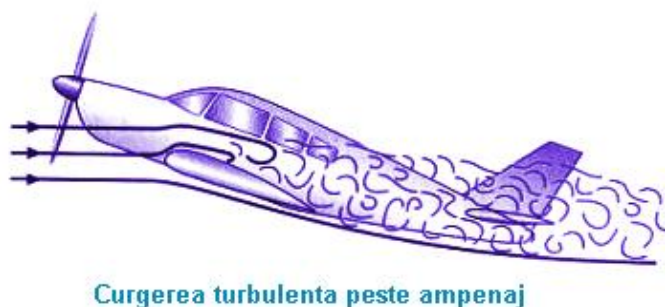
Dincolo de unghiul vitezei limită, centrul de presiune (care a înaintat treptat pe măsură ce unghiul de atac crește) se mută brusc înapoi și are loc o creștere rapidă a rezistenței la înaintare.

Viteza limită are loc la unghiul de atac critic

13.2 Recunoasterea vitezei limita

În apropierea unghiului de atac al vitezei limita, curentul de aer laminar se rupe, divizându-se deasupra diferitelor părți ale aripilor 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 "vibrarea" dinaintea vitezei limita sau "bataia comenzilor". Acestea sunt semnele de avertizare a atingerii iminente a vitezei limita.

La atingerea vitezei limita, scăderea portanței va face ca avionul să se infunde. 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 atac al vitezei limita este de aproximativ $15^\circ - 16^\circ$. $C_{z \text{ maxim}}$ are loc la unghiul de atac al vitezei limita, dar dincolo de el C_z scade.

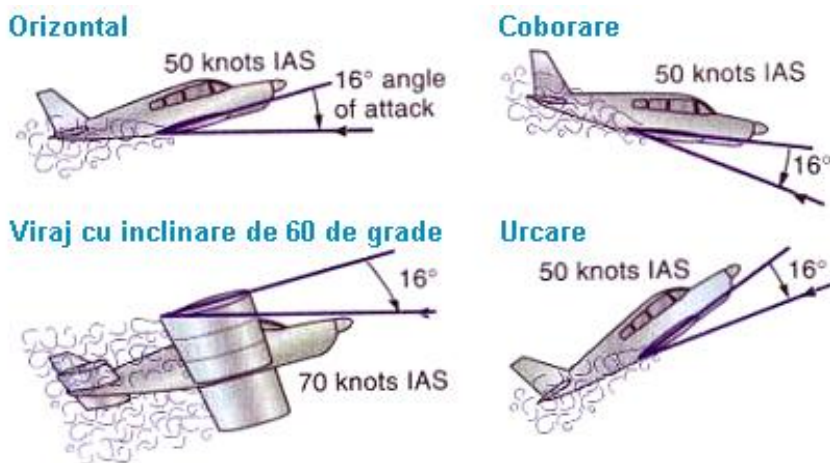


Fig 13.4.

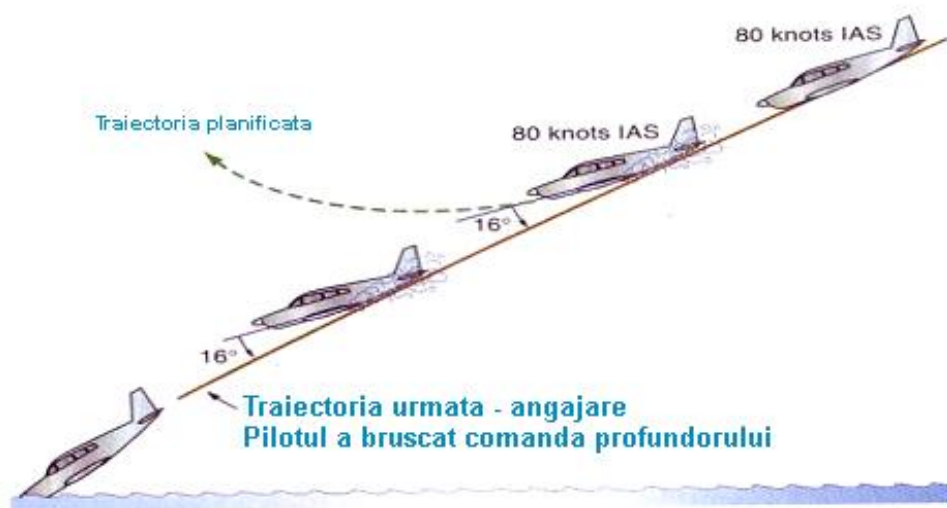


Fig 13.5. Revenirea de la viteza limita

Pentru a reveni la zborul normal din faza de zbor corespunzătoare vitezei limita, unghiul de atac trebuie redus. Acest lucru este realizat prin mișcarea rapidă (nu bruscă) a manșei spre înainte pentru a stopa efectul vitezei limita 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 limita trebuie începută la primul indiciu de manifestare al acesteia.

Când recunoașteți simptomele caracteristice vitezei limita pe timpul zborului, micșorați unghiul de atac și coborâți botul avionului.

Unghiul critic și viteza limita

Formula portanței este:

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

Dintre factorii care determină valoarea forței de portanță, pilotul poate doar să schimbe imediat unghiul de atac (C_z) și viteza indicată a avionului ($\frac{1}{2} \rho V^2$). Le puteți schimba modificând atitudinea și/ sau puterea motorului.

Pentru o suprafață portanță dată:

- viteza limita are loc la un anumit unghi de atac.
- când suprafața portanță ajunge la acest unghi de atac critic – avionul va ajunge la viteza limita.

Nu contează care este viteza avionului; dacă unghiul critic pentru o anumită suprafață portanță este de 16°, va atinge viteza limita la 16° – indiferent de viteza avionului.

O suprafață portanță specifică va atinge viteza limita la un anumit unghi de atac, dar viteza limita poate avea loc de exemplu la:

- 50 kt în zbor rectiliniu orizontal pentru un avion la greutatea maximă;

- 45 kt in zbor rectiliniu orizontal atunci cand este usor;
- 54 kt la un viraj cu o inclinare de 30°
- 70 kt intr-un viraj cu o inclinare de 60° ; si
- 80 noduri daca efectuati o iesire de 3 g dintr-un zbor in picaj.

De asemenea, viteza indicata (IAS) la care avionul ajunge la viteza limita in zborul rectiliniu orizontal este aproximativ aceeași la toate altitudinile.

Viteza limita depinde direct de unghiul de atac si nu de viteza aerului.

Exista totusi o oarecare legatura intre unghiul de atac si viteza indicata.

Aceasta relatie precisa depinde de:

- a) portanta produsa de suprafata portanta;
- b) greutate;
- c) factorul de sarcina;
- d) unghiul de inclinare al virajului;
- e) puterea motorului;
- f) setarea flapsurilor (care schimba forma suprafetei portante si prin urmare C_z).

13.3 Factorii care influenteaza viteza limita

Valoarea radacinii patrata a portantei

Am mentionat faptul ca legile radacinii patrata sunt comune. Principiile implicate in producerea portantei nu reprezinta o exceptie:

$$\text{Portanta} = C_z \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 \cdot S$$

Viteza indicata (IAS) este direct proportionala cu viteza adevarata (TAS sau V) si poate fi scrisa ca $IAS = k \times TAS$ sau $IAS = k \times V$, unde k este o constanta la o altitudine anume si a carei valoare depinde de raportul dintre densitatea aerului (ρ) la nivelul marii si densitatea aerului la altitudinea de zbor a avionului. Putem scrie acum ecuatia portantei ca:

$$\text{Portanta este in functie de } C_z \times (IAS)^2$$

La unghiul de atac critic, coeficientul de portanta atinge valoarea maxima, scrisa ca C_{zmax} , si relatia la viteza limita va fi:

$$\text{Portanta la viteza limita este in functie de } C_{zmax} \times (\text{viteza limita indicata})^2$$

Din moment ce C_{zmax} va fi constant pentru o anume suprafata portanta, relatia poate fi simplificata mai departe la:

$$\text{Portanta la viteza limita este in functie de } (\text{viteza limita indicata})^2$$

Cu alte cuvinte, radacina patrata a vitezei limita indicate depinde de portanta pe care aripa trebuie sa o produca. Apoi, luind radacina patrata a fiecari parti din aceasta relatie, putem spune:

Viteza limita indicata (IAS) depinde de radacina patrata a portantei.

Aceasta inseamna ca:

Orice necesitate de producere a unui plus de portanta (precum greutatea in plus sau factor de sarcina g intr-o manevra precum virajul) va genera o crestere a vitezei limita indicate.

Viteza de care depinde performanta avionului, si viteza pe care pilotul o poate citi in cabina, este viteza indicata (IAS). La unghiul de atac critic:

Viteza limita depinde de radacina patrata a portantei necesare si portanta necesara depinde de greutate si de factorul de sarcina.

Daca portanta necesara este crescuta cu 44% de 1,44 ori mai mult decat portanta initiala, atunci viteza limita va creste cu radacina patrata de 1,44, adica cu 1,2 ori mai mult decat viteza limita initiala in zborul rectiliniu orizontal- o crestere de 20%. O viteza limita in zbor rectiliniu orizontal de 50 kt ar deveni 60 kt (o crestere de 20%) daca, pentru vreun motiv, o crestere de 44% a portantei este necesara.

O portanta crescuta este necesara pentru a efectua un viraj la orizontala cu inclinare mare, sau pentru iesirea din zborul in picaj accentuat sau, oricand exista un factor de sarcina crescut. O alta denumire pentru factorul de sarcina sau fortele – g este *sarcina (incarcatura) dinamica*.

Unghiul de atac critic ramane neschimbat dar viteza limita creste oricand sarcina dinamica sau factorul de sarcina creste.

Acum, desigur, nu puteti sta in cabina si sa calculati diferite radacini patrata- dar trebuie sa stiti urmatorul lucru:

Viteza limita creste cand factorul de sarcina creste.

Daca simtiti fortele – g atunci viteza limita este crescuta.

Estimarea vitezei limita cand apare efectul unui factor de suprasarcina g

Daca factorul de sarcina este mai mare de 1, atunci viteza limita va fi crescuta. Cand faceti manevre in timpul zborului nu aveti timp pentru calcule precise, dar trebuie sa stiti ca viteza limita va fi crescuta destul de semnificativ in anumite ocazii.

La o suprasarcina de 4g (dincolo de limita majoritatii avioanelor de antrenament), viteza limita este dublata, adica creste cu un factor egal cu radacina patrata a lui 4, care este 2.

La o suprasarcina de 2g (sa zicem intr-un viraj la 60°), viteza limita este crescuta cu un factor egal cu radacina patrata a lui 2, adica 1.41, ceea ce reprezinta o crestere de 41%. Acest lucru este ilustrat pe graficul de mai jos.

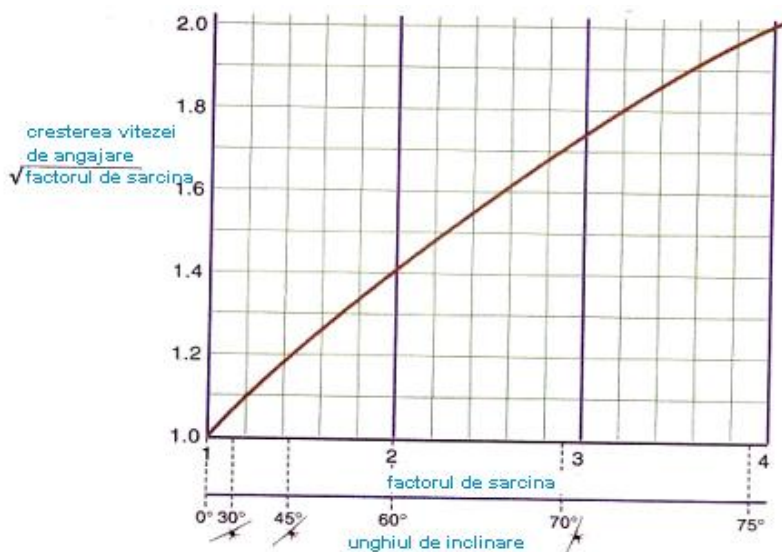


Fig 13.6.

O portanta crescuta este necesara intr-un viraj (pentru ca forta de portanta este oblica si totusi o componenta verticala egala cu greutatea trebuie sa fie produsa in continuare), portanta intr-un viraj trebuie sa depaseasca greutatea, si de aceea factorul de sarcina este mai mare de 1.

Cu cat un viraj este mai inclinat, cu atat factorul de sarcina este mai mare (forte – g) si valoarea vitezei limita este mai ridicata. Este folositor si practic de stiut cresterea in procente a vitezei limita la zborul rectiliniu orizontal la cateva unghiuri de inclinare a virajului.

Intr-un viraj cu o inclinare de 30°, viteza limita creste cu 7%. Intr-un viraj cu o inclinare de 30°, portanta trebuie crescuta de la 100% la 115% fata de valoarea celei de la zborul rectiliniu orizontal, adica de 1.15 ori mai mare decat valoarea initiala. De aceea viteza limita va creste de 1.07 ori (radacina patrata a lui 1.15), adica o crestere de 7%. Viteza limita de 50 kt in zborul rectiliniu orizontal devine 54 kt intr-un viraj inclinat la 30°.

Intr-un viraj cu o inclinare de 45°, viteza limita creste cu 19%. Intr-un viraj cu o inclinare de 45°, portanta este de 1.41 ori mai mare decat portanta in zborul rectiliniu orizontal. Factorul de sarcina este de 1.41. De aceea viteza limita va creste de 1.19 ori mai mult decat valoarea initiala (radacina patrata a lui 1.41). O viteza limita de 50 kt in zborul rectiliniu orizontal devine 60 kt intr-un viraj orizontal cu inclinare de 45°.

Intr-un viraj cu o inclinare de 60°, viteza limita creste cu 41%. Intr-un viraj cu o inclinare de 60°, portanta trebuie dublata pentru a mentine altitudinea. Factorul de sarcina este 2. De aceea viteza limita va creste de 1.41 ori fata de

valoare initiala (radacina patrata a lui 2). O viteza limita de 50 kt din zborul rectiliniu orizontal devine 71 kt intr-un viraj cu o inclinare de 60°.

Factorul de sarcina

De cate ori forta de portanta a aripilor este crescuta, factorul de sarcina creste si viteza limita creste. Acest lucru va avea loc in viraje, la iesirea din picaje accentuate, la rafale de vant si in turbulente.

Viteza limita creste odata cu cresterea factorului de sarcina, la aceeasi greutate.

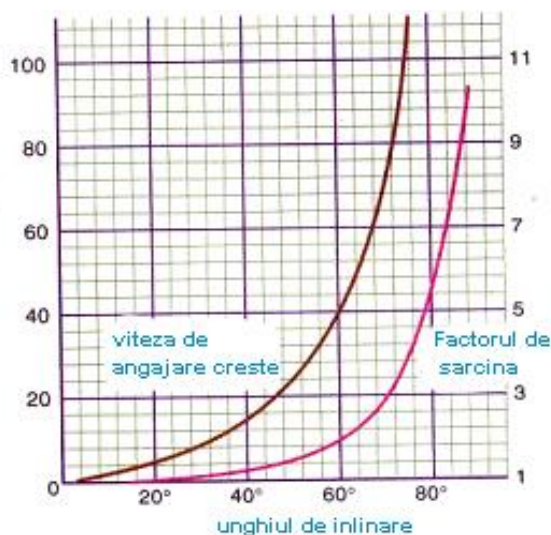


Fig 13.7.

Greutatea

In zborul rectiliniu orizontal, portanta generata trebuie sa fie suficient de mare pentru a echilibra greutatea. Un avion greu are nevoie de o forta portanta mare.

Am observat mai devreme faptul ca viteza limita variaza cu radacina patrata a portantei. Daca greutatea scade 20% la doar 0.8 din valoarea sa initiala, atunci viteza limita va scadea (radacina patrata a lui 0.8) = de 0.9 ori din valoarea sa initiala ($9 \times 9 = 81$, deci radacina patrata a lui 80 este aproape de 9, si radacina patrata a lui 0.8 este aproape de 0.9).

Daca viteza limita la greutatea maxima (sa zicem 2.000 kg) a fost mentionata in Manualul de zbor ca fiind 50 kt, atunci la 1.600 kg (20 % mai putin, si numai 80% din greutatea maxima), viteza limita este de numai 90% din viteza limita initiala (o scadere de 10%) adica 45 kt.

In mod asemanator, o crestere in greutate va da o crestere a vitezei limita.



Fig 13.8.

Valoarea vitezei limita crește cu greutatea, unghiul de atac critic rămânând același.

Manualul de zbor al aeronavei menționează valoarea vitezei limita 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 atac 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 atac critic va fi atins (la zbor rectiliniu orizontal) la aceeași viteză limită indicată.

Puterea motorului

Cu motorul pornit suflul elicei adaugă energie 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 atac critic, altitudinea cu botul ridicat permite tracțiunii să aibă o componentă verticală care se va opune parțial greutății. De aceea, aripile sunt puțin "descarcate" și este nevoie de mai puțină portanță de la ele. Mai puțină portanță înseamnă o viteză limită scăzută.

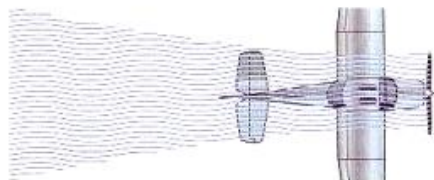


Fig 13.9.

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. Directia și profunzimea vor rămâne eficiente, dar eleroanele, nefiind afectate de curentul elicei, vor deveni mai puțin eficiente.

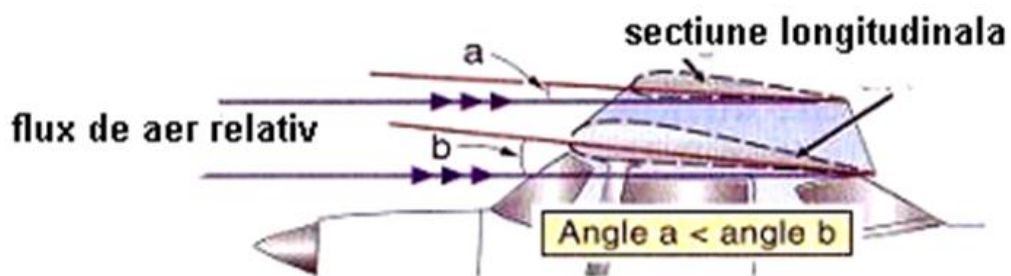
Dacă curentul elicei generează producerea de portanță pe părțile interioare ale aripii, atunci pe suprafețele exterioare ale aripii este posibil să apară mai devreme fenomenele specifice vitezei limită. Orice producere inegală de portanță pe suprafețele exterioare ale celor două aripi va duce la o înclinare rapidă.

Torsiunea aripii

Dacă are loc o pierdere de portanță inegală pe suprafețele exterioare ale aripii lângă varfurile 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 afectată eficiența eleroanelor.

Este de preferat atingerea vitezei limită la baza aripii – permitând să fie resimțite trepidatiile caracteristice angajării (datorată curentului de aer turbulent de la încadrarea aripii) în timp ce vârful aripii produce în continuare portanță și eleroanele pot fi în continuare eficiente. O pierdere inegală de portanță la încadrarea 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 atac scăzut) la vârful aripii comparativ cu baza aripii. Acest lucru înseamnă că zona de la baza aripii va ajunge la unghiul de atac critic înaintea vârfului aripii.



Proiectat pentru a produce angajarea la baza planului înainte de a se produce la capatul de plan

Fig 13.20.

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.

Gheata, chiciura si alte contaminari ale aripii

Formarea givrajului are doua efecte:

- a) Gheata pe aripi (indeosebi jumatatea din fata a zonei superioare unde este generata cea mai multa portanta) va cauza o “rupere” prematura a curentului de aer laminar la unghiuri de atac sub valoarea unghiului de atac critic normal. De aceea, viteza limita va avea loc la valori de viteze mai ridicate.
- b) Givrajul mareste greutatea, si astfel viteza limita va fi crescuta.

Oricat de putina gheata ar fi, chiar daca avionul este numai brumat, trebuie indepartata de pe aripa inaintea zborului.

Givrajul indiferent de amploarea lui cat si alte forme de contaminare ale aripii cresc valoarea vitezei limita.

Flapsurile

Scoaterea flapsurilor da o noua forma suprafetei portante cu un C_{zmax} crescut adica o suprafata portanta “noua” care are o capacitate de portanta mai mare si poate duce aceeasi incarcatura la o viteza mai mica. Viteza poate scadea la o valoare mai mica inainte de atingerea lui C_{zmax} si inainte de aparitia fenomenelor asociate vitezei limita pe aripi.

Micsorarea valorii vitezelor limita este marele avantaj al flapsurilor. Asigura un zbor sigur la viteze mai mici – foarte folositoare pentru decolari, aterizari (pe piste mai scurte) si la zboruri de cautare la viteze reduse. Scoaterea flapsurilor de la bordul de fuga permite atitudini ale avionului cu botul mai jos. Nu numai ca vizibilitatea din cabina este crescuta, dar unghiul de atac critic va fi de asemenea atins la o atitudine scazuta a botului avionului.

Viteza limita cu flapsurile scoase poate fi insotita de o inclinare a aripii. Folositi directia pentru a preveni miscarile laterale in plus ale botului avionului, nu eleroanele. Din cauza cresterii rezistentei la inaintare cu flapsurile scoase, orice scadere a vitezei in special cu motorul oprit, poate fi destul de rapida, pilotul fiind avertizat cu putin timp in avans despre o iminenta aparitie a vitezei limita.

La viteza limita cu flapsurile scoase, turbulenta deasupra cozii avionului poate cauza un control slab al profundorului – cunoscut ca “umbrirea” profundorului. Unele avioane de antrenament au o coada in T cu stabilizatorul orizontal amplasat sus pe stabilizatorul vertical pentru a reduce “umbrirea” profundorului la viteza limita.

Scoaterea flapsurilor scade valoarea vitezei limita.

Folositi directia pentru a corecta inclinarile reduse ale aripii.

13.4 Dispozitive de avertizare a vitezei limita

Majoritatea avioanelor sunt echipate cu un dispozitiv ca un pinten la bordul de atac al aripii sub forma unei placute actionata de curentul de aer care stabileste un contact electric aprinzand un bec cu lumina rosie si/sau un sistem acustic pentru a avertiza pilotul asupra aparitiei iminente a vitezei limita. Un astfel de mecanism este secundar fata de avertizarile aerodinamice despre aparitia simptomelor caracteristice vitezei limita pe care trebuie sa invatati sa le recunoasteti, precum scaderea vitezei, efectul fortelor – g sau factorul de sarcina, si comenzile din cabina mai putin eficiente.

Influenta vintului:

- a) vantul de fata va micsora distanta de planare, marind unghiul de planare (θ);
- b) vantul de spate va mari distanta de planare, micsorand unghiul de planare.

Se poate calcula cu relatia:

$$D_{(la V_n)} = H \times K_n \pm v \times t \text{ (exprimata in metrii);}$$

Unde t = timpul de planare cu valoarea egala cu raportul dintre inaltime (H) si viteza descendenta (w), ambele utilizand acelasi sistem de unitati (m sau km).

Influenta greutatii:

Diferentele de greutate ale aceleasi aeronave nu modifica finetea aeronavei (K) si deci nici unghiul de planare sau distanta de planare pentru vant nul.

Marimea greutatii va influenta viteza descendenta (w), prin marirea vitezei de planare la acelasi unghi de incidenta si in final *timpul de planare*. Si aici se face prezenta influenta vantului, astfel distanta de planare cu vant la marirea greutatii (timpul va scade), factorul ($\pm v \times t$) se va micsora, iar distanta de planare se va apropia de cea fara vant; daca greutatea se micsoreaza, distanta de planare va fi influentata in mai mare masura de vant.

13.5 Vria

Vria este o evolutie care apare datorita unei erori de pilotaj sau la comanda pilotului.

In timpul vriei, aeronava executa simultan doua rotatii:

- a) o rotatie in jurul axei longitudinale a aeronavei;
- b) o rotatie in jurul axei verticale.

Traectoria descrisa pe timpul vriei, este o spirala verticala .

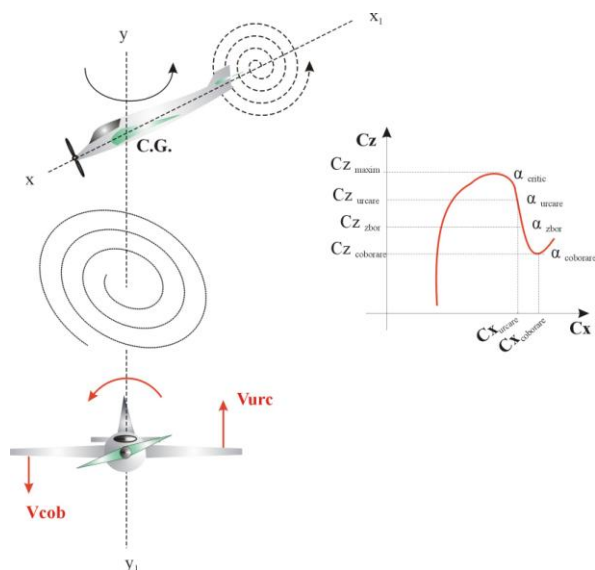


Fig 13.21. Vria

Cauza care duce la angajarea aeronavei in vrie este pierderea stabilitatii transversale datorita depasirii incidente critice ($\alpha_{cob.} > \alpha_{urc.}$); in acest mod se modifica rezistenta la inaintare pe cele doua aripi, astfel $F_{x_{cob.}} > F_{x_{urc.}}$. Apare moment de rotatie pe axul vertical, aeronava se inclina pe o parte si face viraj pe aceeasi parte.

Clasificarea vriei:

- dupa pozitia initiala a aeronavei:
 - vrie normala;
 - vrie rasturnata.
- dupa pozitia axului longitudinal al aeronavei fata de orizontala:
 - vrie verticala;
 - vrie plata.

Caracteristicile vriei verticale:

raza spiralei este de $\frac{1}{2}$ din anvergura;
 unghiul de incidenta $\alpha \approx 25^\circ$;
 viteza de rotatie este mai mica fata de viteza de rotatie la vrie plata;
 pierderea de inaltime la un tur complet de vrie este de aproximativ 100 m;
 tendinta mansei – are tendinta sa se deplaseze catre in fata sau chiar poate ramane pe punctul neutru.

Caracteristicile vriei plate:

raza spiralei este mult mai mică;
unghiul de incidență este mai mare de 25° ;
viteza de rotație este mare;
pierderea de înălțime la un tur complet este mai mare, putând ajunge la cca. 1000 m;
tendința manșei – apăsă puternic asupra pilotului.

Angajarea aeronavei în vrie normală (pozitivă)

Pentru angajarea în vrie, se trage de manșă până când aeronava depășește unghiul de incidență critic, apoi se strică echilibrul transversal acționând palonierul în direcția în care se dorește să se facă vrie și datorită acțiunilor, aeronava se va înclina în partea în care s-a acționat palonierul, intrând în vrie pe stânga sau dreapta.

Scoaterea aeronavei din vrie normală (pozitivă)

Pentru scoaterea din vrie, este necesar să se oprească mai întâi mișcarea de rotație în jurul axului vertical și numai după aceea profundorul va avea eficacitate, putând să oprească 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, manșă 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 influență:

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 „baga” motorul în plin. Ca urmare va apărea un moment de picaj și avionul iese din vrie.
 $M_{\text{picaj}} = F_z \times a$; unde a este distanța dintre axul elicei și axul longitudinal al avionului.
- momentul giroscopic al elicei; la vrie care se execută pe același sens de rotație cu cel al elicei, momentul giroscopic al elicei va ajuta la scoaterea avionului din vrie; la vrie care se execută cu rotirea în sensul invers al sensului de rotație 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 apărea un curent turbionar și ca urmare a acțiunii acestuia direcția nu va mai fi eficientă.

Spirala

Spirala în este evoluția care se face în scopul de a castiga sau pierde înălțime utilizând în acest scop o arie degajată.

Spirala în coborâre se deosebește de vire prin faptul că incidența este mai mică decât incidența critică, fiind o combinație între zborul planat și viraj.

Forțele care acționează asupra aeronavei în spirala:

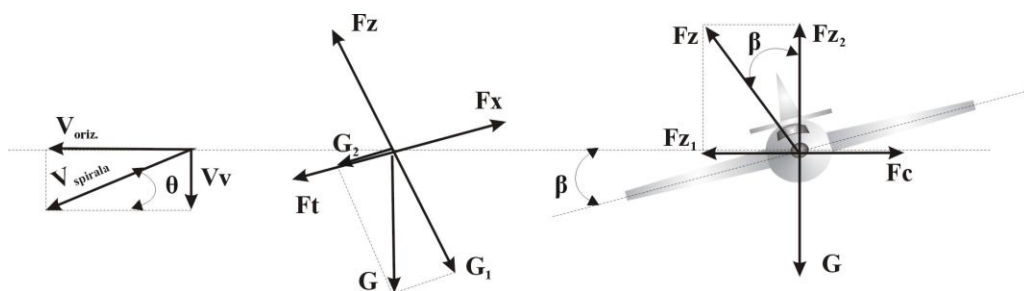


Fig 13.22

Ecuații de echilibru:

$$\begin{aligned} F_{z2} &= G_1; \\ F_{z1} &= F_c; \\ F_x &= G_2 + F_t; \\ F_{z2} &= F_z \cos \beta; \\ F_{z1} &= F_z \sin \beta; \\ G_1 &= G \cos \theta; \\ G_2 &= G \sin \theta. \\ F_z \cos \beta &= G \cos \theta; \\ F_t \sin \beta &= F_c; \\ G \sin \theta + F_t &= F_x. \\ V_v &= V_{\text{spirala}} \times \sin \theta; \\ V_{\text{oriz.}} &= V_{\text{spirala}} \times \cos \theta. \end{aligned}$$

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.

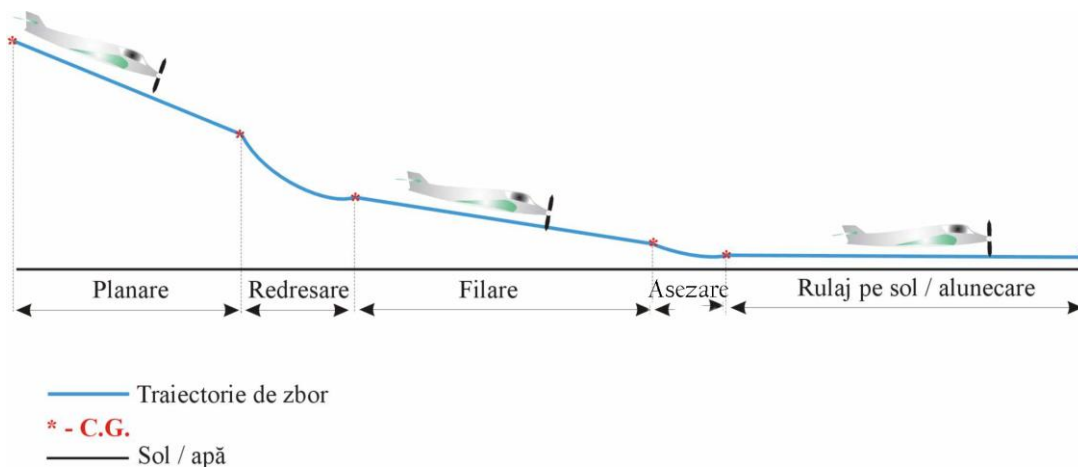


Fig 13.23.

Redresarea este portiunea curbilinie pe care traiectoria aeronavei trece de la cea inclinata pe orizontala in vederea planarii in palier deasupra solului sau apei.

Filarea (franare in zbor orizontal) sau palierul aeronavei deasupra solului sau apei necesara pentru reducerea vitezei inaintea contactului cu solul sau apa.

Rularea aeronavei (alunecarea) – deplasarea aeronavei pana in momentul opririi.

Fortele care actioneaza asupra aeronavei si ecuatia de echilibru.

Planarea

tren scos;

flaps scos.

Ecuatia de echilibru: $F_x = G_1$ si $F_z = G_2$

$G_1 = G \sin \theta_{\text{planare}}$

$G_2 = G \cos \theta_{\text{planare}}$

Finetea trebuie sa fie minima

$C_{z \text{ planare}}$ aproximativ egal cu 50 – 70% din $C_{z \text{ maxim}}$.

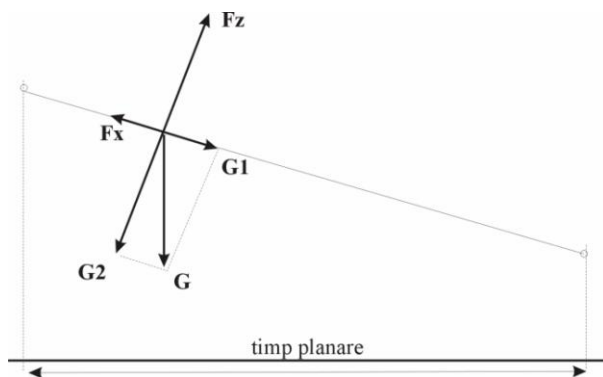


Fig 13.24.

Redresarea

Este necesar ca aeronava sa aiba o anumita rezerva de viteza si de inaltime, care va varia in functie de unghiul de planare.

Ecuatia de echilibru:

$$F_z = G_2 + F_c$$

$$F_x = G_1$$

$$G_1 = G \sin \theta$$

$$G_2 = G \cos \theta$$

In cazul redresarii aeronava franeaza sub actiunea fortei de rezistenta aerodinamica egala cu greutatea impartita la finete. De aceea se va mari unghiul de atac pentru ca portanta sa ramana egala cu greutatea. Aceasta crestere are loc pana cand se atinge valoarea maxima a coeficientului de portanta; ca urmare a acestei actiuni, aeronava „cade” pe sol. Viteza corespunzatoare acestei „caderi” va fi chiar viteza de aterizare.

$$C_z \text{ redresare} = (0,7 \div 0,9) \times C_z \text{ maxim}$$

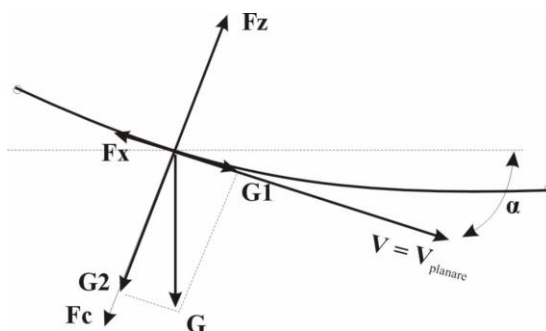


Fig 13.25.

Filarea

Ecuatia de echilibru

$$F_z \approx G$$

$$F_x = F_i$$

In timpul filarii viteza scade, cand aeronava ia contact cu solul sau apa botul este foarte ridicat.

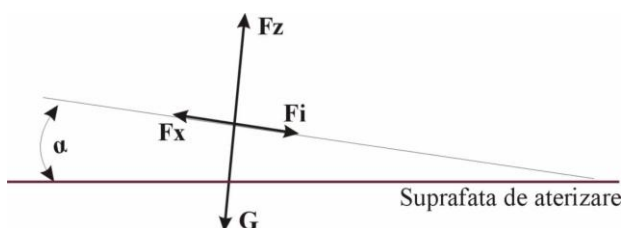


Fig 13.26.

Rulajul

Ecuatia 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 „caderii” pe sol diferă de cea din momentul în care aeronava ia contact cu suprafața de aterizare. Pentru momentul inițial al „caderii” pe suprafața se menține încă egalitatea între portanța și greutatea aeronavei.

În mod aproximativ se poate arăta că viteza aeronavei în momentul atingerii suprafeței de aterizare de la $H = 0,3 \text{ m}$, reprezintă circa 0,94% din valoarea vitezei de aterizare.

Pentru calculul vitezei de aterizare, se pot folosi formulele simplificate:

$$V_{\text{aterizare}} = 12 \sqrt{\frac{G}{S}} \text{ - pentru aripi fara voleti}$$

Si

$$V_{\text{aterizare}} = 10 \sqrt{\frac{G}{S}} \text{ - pentru aripi cu voleti}$$

Încărcarea pe aripă influențează direct viteza de aterizare. Dacă G/S crește va rezulta și o creștere a vitezei de aterizare.

După aterizare, se poate micșora distanța de rulare prin folosirea parasutelor de frânare, sau a franelor pentru roți, etc.

CAPITOLUL 14.**14. Comenzile la sol**

Controlul direccional se face prin folosirea: direcției, manevrabilitatea roții de bot (care poate fi conectată la paloniere), turatia motorului și frane. 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 vă amplifica mișcarea de rotație, 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 pista cu vânt lateral și vânt din spate.

Viteza este controlată prin putere (turaj al motorului) și de frane, 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 franele roților vor încetini avionul. Este o dovadă de măiestrie aviatică să nu folosiți puterea motorului împotriva franelor. O frinare dură, în special la un avion cu bechie (roata în spate), poate face ca acesta să coboare botul până la lovirea solului cu elicea. Franarea unui astfel de avion îl poate destabiliza direcțional – CG (datorită inerției) va încerca să se mute înaintea roților principale pe care sunt aplicate franele. La un avion cu roata de bot (teren de aterizare triciclu), franarea 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 (mână în partea vântului). Va exista și o tendință a avionului de a întoarce botul înspre vânt.

Efectul vântului 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 mână înaintea – aceasta coboară profundorul și evita crearea unei forte portante de către vântul din spate pe coada avionului.

Rulajul

Urmatoarele informatii de baza despre rulaj sunt valabile atat pentru avioanele cu roata de bot, cat si pentru cele cu bechie.

Rulajul este miscarea controlata a avionului pe sol efectuata datorita fortei de tractiune generata de grupul moto-propulsor. Din momentul in care avionul incepe sa se miste, intre platforma si pista, pilotul trebuie sa inteleaga foarte bine procedurile de rulaj si sa fie experimentat in executarea lor.

Luarea la cunostinta despre alte aeronave care decoleaza, aterizeaza sau efectueaza manevra de taxi si consideratia pentru dreptul la prioritate a celorlalti sunt esentiale pentru siguranta.

In timpul rulajului pilotul trebuie sa se uite afara, atat in lateral cat si in fata. Pilotul trebuie sa observe intreaga zona din jurul avionului pentru a se asigura ca evita toate obstacolele si celelalte aeronave.

Oricand exista dubii asupra posibilitatii de a ocoli un obstacol, pilotul ar trebui sa opreasca avionul si sa puna pe cineva sa verifice daca distanta este suficienta pentru a efectua manevra. Este posibil sa fie necesar ca avionul sa fie mutat de personalul de la sol.

Este dificil de stabilit o regula pentru o singura viteza pentru a efectua rulajul in siguranta. Ceea ce in anumite imprejurari este rezonabil si prudent in alte conditii ar putea fi imprudent si dezastros.

Cele mai importante cerinte pentru a efectua rulajul in siguranta sunt controlul pozitiv, abilitatea de a recunoaste posibilele pericole in timp util pentru a le evita si abilitatea de a opri sau intoarce unde si cand se doreste, fara a folosi mai mult decat este necesar franele. Pilotii trebuie sa execute manevrele la viteze mici pe cai de rulare aglomerate sau ocupate.

In mod normal viteza trebuie sa fie adaptata astfel incat deplasarea avionului sa fie dependenta de actionarea manetei de gaz, adica suficient de mica incat atunci cand aceasta este redusa avionul se opreste prompt.

Cand exista marcaje pe mijlocul caii de rulare, acestea ar trebui urmarite, cu exceptia cazurilor in care este necesar sa se ocoleasca avioane sau obstacole.

In timpul rulajului este bine sa incetiniti inainte de a incepe un viraj. Virajele rapide, cu viteze mari suprasolicita trenul de aterizare si pot provoca schimbari de directie ce nu mai pot fi controlate sau chiar capotari. Acestea sunt mai probabile cand se vireaza de pe o traiectorie cu vant de spate catre o traiectorie in care exista vant de fata. Cand vantul sufla moderat sau puternic, pilotii vor observa tendinta avionului de a se orienta catre vant cand acesta este lateral.

Cand se ruleaza la viteze corespunzatoare in conditii fara vant, eleroanele si profundorul nu au efect asupra controlului directiei de deplasare a avionului. Suprafetele de control nu ar trebui considerate directionale si ar trebui tinute in pozitia neutra.

Mentinerea directiei de deplasare se realizeaza prin actionarea palonierelor care actioneaza asupra directiei si a franelor. Pentru a intoarce avionul pe sol,

pilotul trebuie sa actioneze asupra directiei in partea dorita de intoarcere si sa foloseasca puterea motorului sau franele atat cat este necesar pentru a controla viteza de manevra.

Palonierele trebuie actionate in directia de intoarcere pana aproape in momentul in care aeronava ajunge in punctul in care intoarcerea este terminata. Apoi se inceteaza actionarea palonierului din directia respectiva sau se actioneaza celalalt palonier cat este nevoie.

Pentru a misca aeronava de pe loc este nevoie de mai multa putere furnizata de motor, decat cea necesara pentru a incepe un viraj sau pentru a mentine deplasarea intr-o directie data.

Cand se foloseste putere suplimentara, maneta de gaze trebuie imediat redusa cand aeronava incepe sa se miste, pentru a preveni acceleratia in exces.

Cand se incepe pentru prima data procedura de taxi, franele trebuie testate pentru o mai buna operare, de indata ce avionul este pus in miscare. Pentru aceasta se actioneaza maneta de gaze pentru a incepe rulajul, apoi aceasta se reduce si se actioneaza simultan franele. Daca actiunea franelor nu este satisfacatoare se opreste motorul imediat.

Prezenta vantului de fata de la moderat la puternic si/sau fluxul puternic de aer produs de elice fac necesara actionarea profundorului pentru a mentine controlul asupra pozitiei avionului in timpul rulajului.

In cazul avioanelor cu roata de bot profundorul trebuie tinut in pozitia neutra, in timp ce in cazul avioanelor cu bechie mansa trebuie tinuta trasa pentru a tine bechia avionului pe sol.

Rulajul cu vand de coada va necesita mai putina putere dupa ce miscarea incepe deoarece vantul va impinge avionul in fata.(Fig 14.1.).

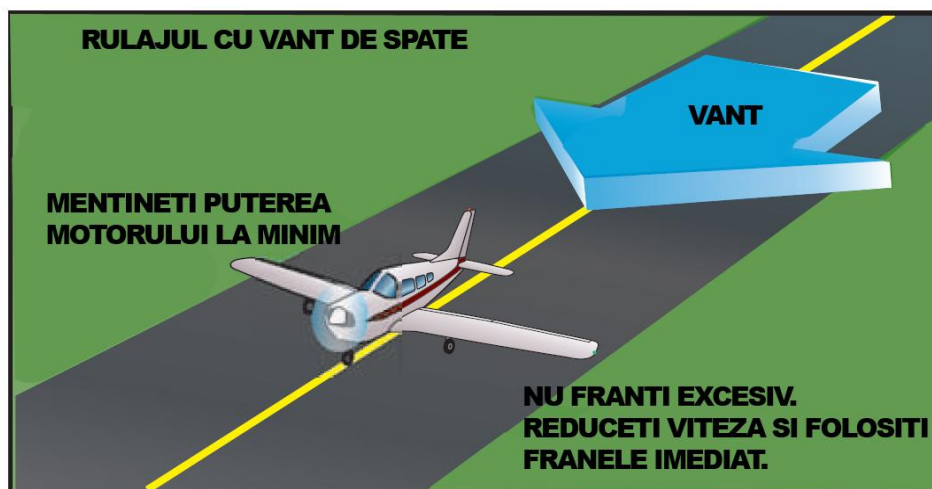


Fig 14.1. Rulajul cu vant de spate

Pentru a evita folosirea excesiva a franelor cand se ruleaza cu vant de spate se mentine puterea motorului la minim. Pentru a controla viteza este de preferat sa se actioneze franele 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 franele. Este o eroare comună a elevilor să ruleze folosind o turatie care necesită controlarea vitezei aeronavei pe sol cu ajutorul franelor.

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-fata, aripa din vânt va tinde să fie ridicată dacă mansa nu va fi ținută în acea direcție (eleronul din vânt ridicat) (Fig 14.2.).

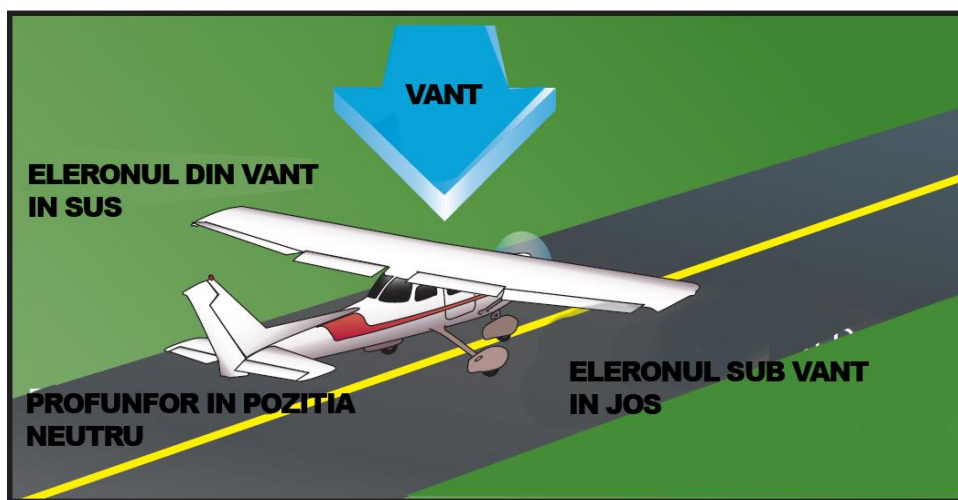


Fig 14.2. Rulajul cu vânt lateral-fata

Ținând eleronul din vânt ridicat se reduce vizibil efectul vântului asupra aripii. Aceasta comandă va cauza de asemenea coborârea eleronului celeilalte aripi.

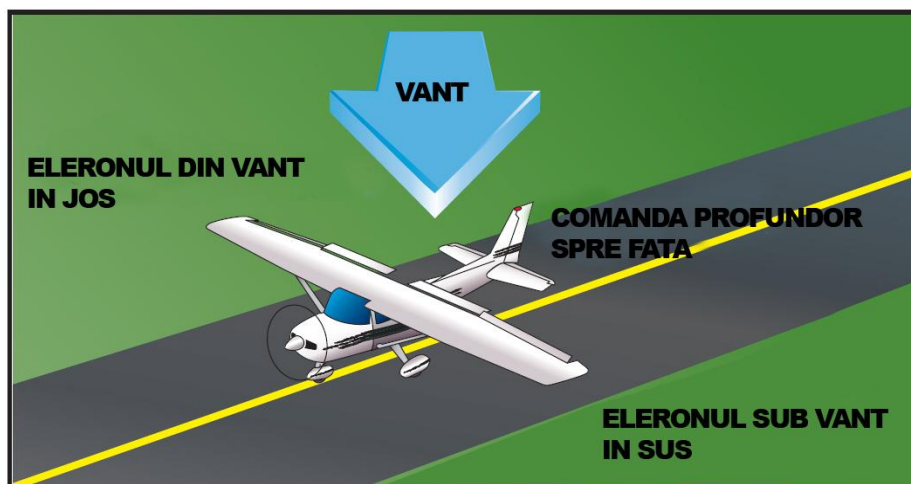


Fig 14.3. Rulajul cu vânt lateral-spate

Cand se ruleaza cu vant din lateral-spate, profundorul trebuie tinut in jos prin actionarea mansei in fata, iar eleronul din vant trebuie tinut tot bracat in jos (Fig 14.3.).

Din moment ce vantul actioneaza asupra avionului din spate, aceste pozitii ale suprafetelor de comanda reduc tendinta vantului de a ajunge sub coada avionului si de a produce capotarea acestuia.

Aplicarea acestor corectii cand vantul are componenta laterala ajuta la micșorarea tendintei avionului de a se orienta catre vant si fac ca acesta sa fie mai usor de controlat.

In mod normal toate virajele trebuie incepute prin actionarea palonierului pentru a directiona roata de bot. Pentru a strange virajul dupa ce a fost actionat palonierul la maxim se actioneaza frana cat este necesar. Cand se opreste avionul este recomandat sa ramana roata de bot dreapta pentru a usura plecarea avionului de pe loc.

In timpul rulajului cu vant lateral chiar si avioanele cu roata de bot au tendinta de a se orienta cu botul catre vant. In orice caz, aceasta tendinta este mai mica decat la avioanele cu bechie (Fig 14.4.).

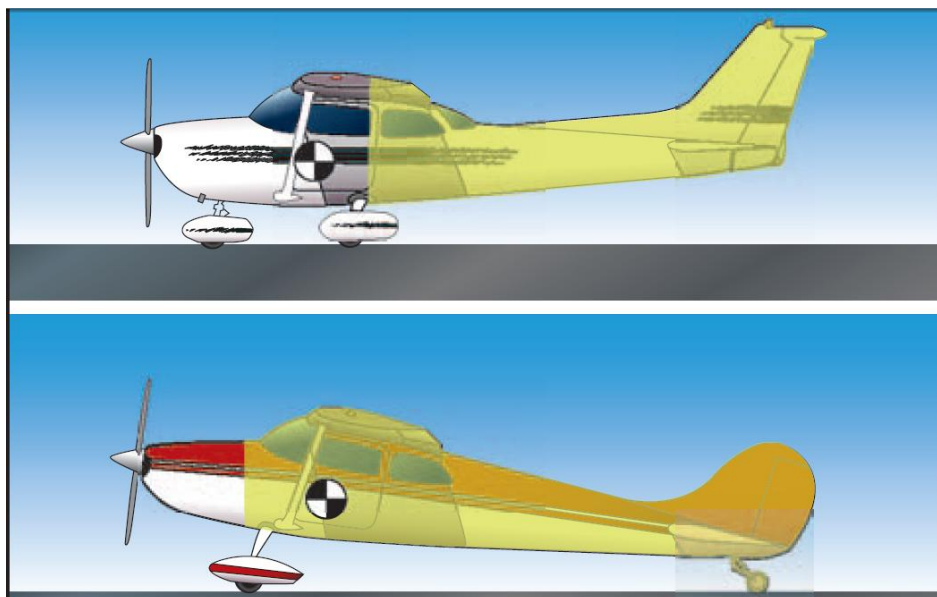


Fig 14.4. Influenta vantului lateral in rulaj

In timpul rulajului de dupa aterizare avionul trebuie sa incetineasca gradat pana la viteza normala de rulaj inainte de a vira pentru iesirea de pe pista de aterizare. In cazul efectuării virajului la unghiuri si viteze mari pot avea loc capotarea si distrugerii ale avionului.

Pentru a acorda atentie maxima controlului aeronavei in timpul rulajului de dupa aterizare, verificarea de dupa aterizare trebuie efectuata doar dupa ce aeronava a fost oprita in afara pistei.

Au existat numeroase cazuri în care pilotul din greșeală a acționat maneta gresită și a bagat trenul de aterizare în loc de flaps datorită atenției distribuite greșit în timpul miscării 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 parcarilor, 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 parcăută 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:

- acționare franelor 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 acestea o parte esențială din orice zbor.



BIBLIOGRAFIE

1. Aeroclubul Romaniei – *Principiile zborului 2007*
2. *FAA Airplane Flying Handbook 06 / 2004*
3. *Oxford ATPL Book*

Pagină lăsată goală