

Hochschule für Angewandte  
Wissenschaften Hamburg  
*Hamburg University of Applied Sciences*



# Studii de proiectare a unei aeronave pe exemplul ATR 72

Proiect de diplomă realizat în baza programului  
Socrate-Erasmus

Niță Mihaela Florentina

Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz

Dr.-Ing. Petrișor Pârvu

- Ce înseamnă Aircraft Design?

“Procesul de proiectare al unei aeronave reprezintă compromisul celorlalte discipline ingineresti” (Nicolai Leland, 1975)

- De ce ATR 72-500?

# Structura lucrării

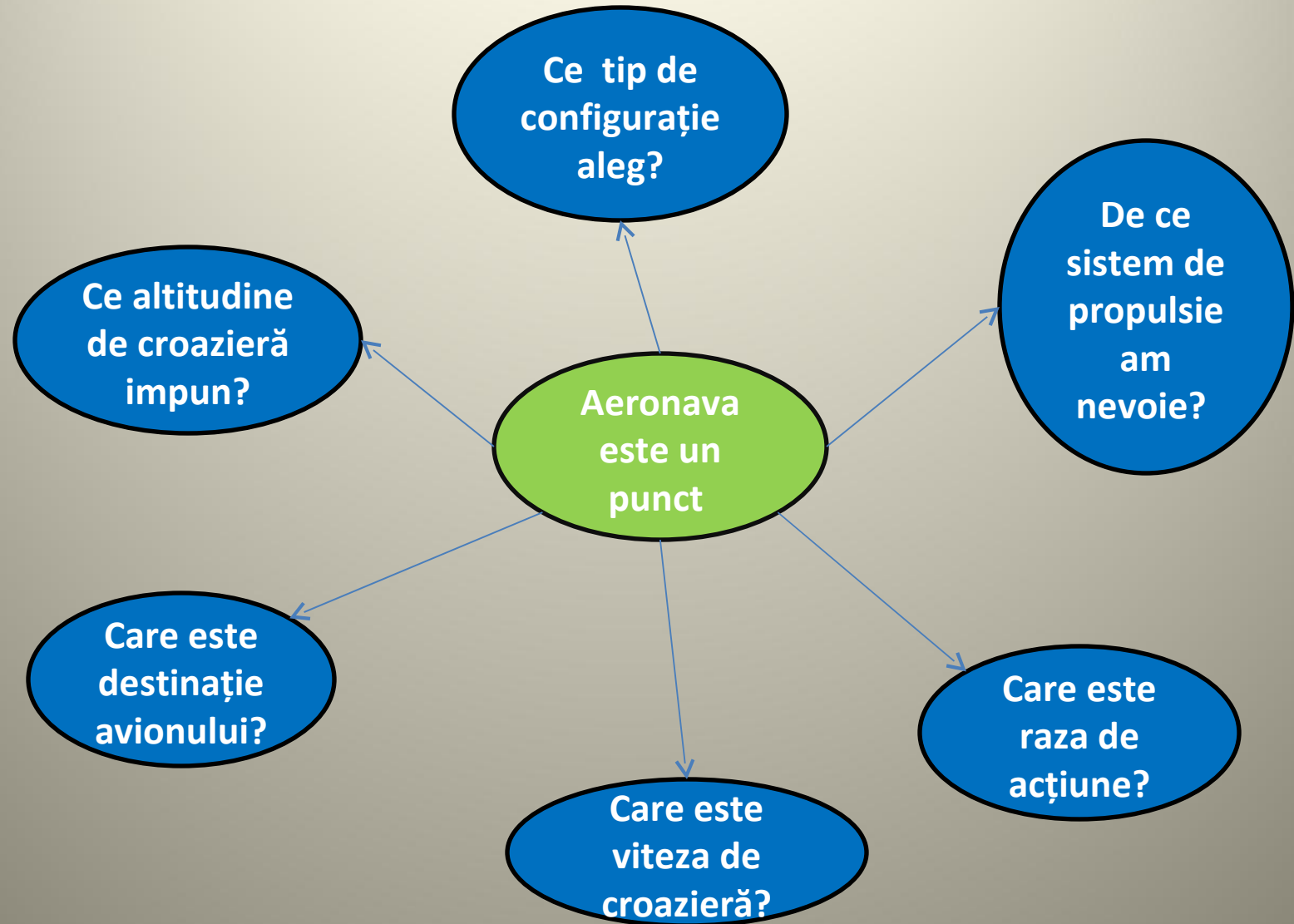
- 2 pași importanți:
  - Predimensionare
  - Design conceptual

## Predimensionarea

Presupune:



Predimensionarea determină parametrii primari din formularea cerințelor inițiale:



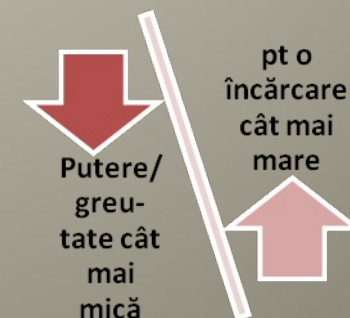
- Predimensionarea include constrângerile date de:
  - Distanța de aterizare și decolare
  - Rata de urcare în al 2-lea Segment și apropiere ratată (Missed Approach) (cf. CS 25)
  - Viteza de croazieră
- și furnizează, după efectuarea calculelor, un grafic reprezentând suma tuturor acestor cerințe și care suportă o optimizare bidimensională a parametrilor:

-putere/greutate

$$\frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} \left[ \frac{W}{kg} \right]$$

-încărcarea aripii

$$\frac{m_{MTO}}{S_W} = \left[ \frac{kg}{m^2} \right]$$



# Designul Conceptual

- Acuratețe Clasa I
- Pașii de urmat



# Rezultate

## I. Predimensionare

- Cerința legată de lungimea distanței de aterizare

$$\frac{m_{MTO}}{S_W} \leq \frac{k_L \cdot \sigma \cdot C_{L,max,L} \cdot S_{LFL}}{m_{ML} / m_{MTO}} = \frac{0.141 \cdot 1 \cdot 2.44 \cdot 1067}{0.98} = 374.32 \text{ kg} / \text{m}^2$$

- Cerința legată de lungimea distanței de decolare

$$a = \frac{P_S / m_{MTO}}{m_{MTO} / S_W} \geq \frac{k_{TO} \cdot 1.2 \cdot V_{s,1} \cdot g}{S_{TOFL} \cdot \sigma \cdot C_{L,max,TO} \cdot \eta_P \cdot \sqrt{2}} = \frac{1.805 \frac{\text{m}^3}{\text{kg}} \cdot 1.2 \cdot 54.121 \frac{\text{m}}{\text{s}} \cdot 9.81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}}{1290 \text{m} \cdot 1 \cdot 1.952 \cdot 0.64545 \cdot \sqrt{2}} = 0.5425714 \frac{\text{W} \cdot \text{m}^2}{\text{kg}^2}$$

$$P_S / m_{MTO} = m_{MTO} / S_W \cdot a = 373 \cdot 0.54257 = 203.094 \frac{\text{W}}{\text{kg}}$$

- Al doilea segment de urcare

$$\frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} \geq \frac{n_E}{n_E - 1} \cdot \left( \frac{1}{E} + \sin \gamma \right) \cdot \left( \frac{V_2 \cdot g}{\eta_{P,CL}} \right) = 162.909 \text{ kW}$$

- Apropiere ratată

$$\frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} \geq \frac{n_E}{n_E - 1} \cdot \left( \frac{1}{E} + \sin \gamma \right) \cdot \left( \frac{V_2 \cdot g}{\eta_{P,CL}} \right) \cdot \left( \frac{m_{ML}}{m_{MTO}} \right) = 191.268 kW$$

- Croazieră

$$\frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} = \frac{V_{CR} \cdot g}{P_{CR} / P_{S,TO} \cdot E \cdot \eta_{P,CR}}$$

- Pentru estimarea raportului  $P_{CR} / P_{S,TO}$  a fost întocmită o investigație asupra ecuațiilor disponibile în literatură; rezultatul sintezei a dus la următoarea concluzie asupra variației puterii cu înălțimea pt cazul de față:

$$P_{CR} / P_{TO} = A \cdot \sigma^n$$

$$A = 0.9; n = 0.728$$

$$P_{CR} / P_{TO} = -5 \cdot 10^{-5} H + 0.877$$

- Coeficienții au fost calculați în ipoteza unei regresii neliniare pe baza exemplurilor publicate

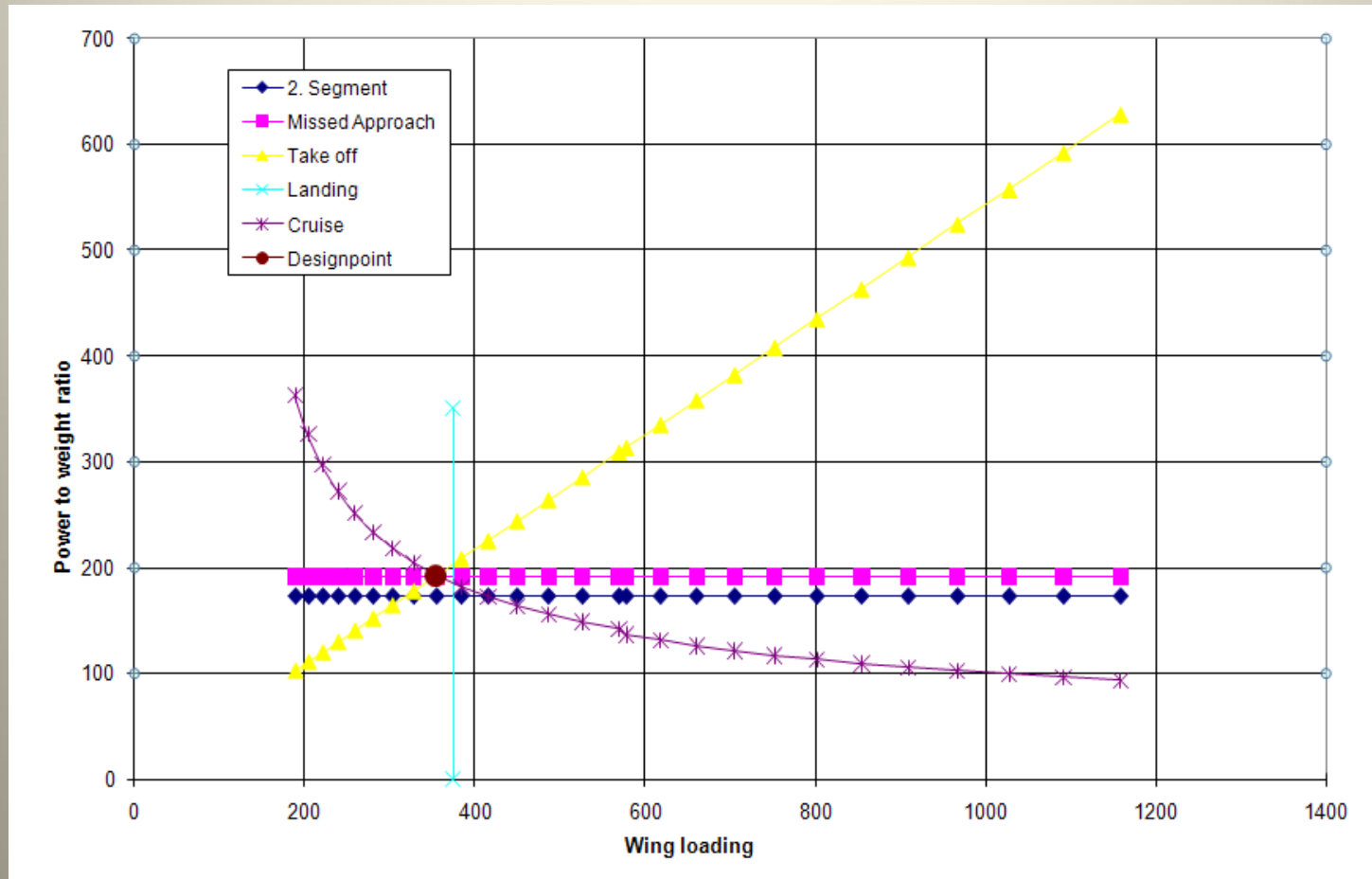
- Încărcarea aripii este dată de:  $\frac{m_{MTO}}{S_W} = \frac{C_L \cdot \rho_0 \cdot V_{CR}^2 \cdot \sigma(H)}{2 \cdot g}$

- Rezultatele sunt indicate în tabelul următor:



H[m]	$m_{MTO} / S_W$	$P_{CR} / P_{S,TO}$	$P_{S,TO} / m_{MTO}$
0	1158	0.877	93.741
500	1091	0.852	96.492
1000	1027	0.827	99.409
1500	966	0.802	102.508
2000	908	0.777	105.806
2500	853	0.752	109.323
3000	801	0.727	113.083
3500	752	0.702	117.110
4000	704	0.677	121.435
4500	660	0.652	126.091
5000	617	0.627	131.118
5500	577	0.602	136.563
6000	569	0.577	142.480
6500	526	0.552	148.933
7000	486	0.527	155.999
7500	449	0.502	163.767
8000	415	0.477	172.351
8500	383	0.452	181.883
9000	354	0.427	192.532
9500	327	0.402	204.506
10000	303	0.377	218.067

- Intersecția cerințelor în graficul de optimizare



- Punctul de design are coordonatele:  $\frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} = 192 \frac{W}{kg}$  și este limitat de condițiile de aterizare,  $\frac{m_{MTO}}{S_W} = 354 \frac{kg}{m^2}$  croazieră, decolare și apropiere ratată

- Determinarea parametrilor importanți

- Masa maximă de decolare:

$$m_{MTO} = \frac{m_{PL}}{1 - \frac{m_F}{m_{MTO}} - \frac{m_{OE}}{m_{MTO}}} = \frac{6650}{1 - 0.147 - 0.5679} = 23296.272kg$$

- Masa maximă avion gol operațional:

$$m_{OE} = m_{MTO} \cdot \frac{m_{OE}}{m_{MTO}} = 23296.272 \cdot 0.568 = 13231.874kg$$

- Masa maximă de aterizare:

$$m_{ML} = m_{MTO} \cdot \frac{m_{ML}}{m_{MTO}} = 23296.272 \cdot 0.98 = 22830.347kg$$

- Suprafața aripilor

$$S_W = m_{MTO} / \frac{m_{MTO}}{S_W} = 23296.272 / 374.32 = 62.237m^2$$

- Anvergura

$$b = \sqrt{A \cdot S_W} = \sqrt{12 \cdot 62.237} = 27.32m$$

- Puterea de decolare:

$$P_{S,TO} = m_{MTO} \cdot \frac{P_{S,TO}}{m_{MTO}} = 23296.272 \cdot 203.094 = 4731.321kW$$

- Cantitatea de combustibil necesară

$$m_{F,erf} = m_{MTO} \cdot \frac{m_F}{m_{MTO}} = 23296.272 \cdot 0.147 = 3414.398kg$$

- Volumul necesar de combustibil (inclusiv rezerve):

$$V_{F,nec} = \frac{m_{F,nec}}{\rho_F} = \frac{3937.854}{800} = 4.268m^3$$

- Compararea rezultatelor cu originalul ATR 72-500

- Deviații în medie mai mici de 2%
- ceea ce arată că parametrii de intrare au fost corect estimați

<b>Parametru</b>	<b>Valoare originală</b>	<b>Valoare calculată</b>	<b>Abatere</b>
Anvergura	27.05	27.32	0.99%
Suprafața aripii	61	62.237	2%
Masa maximă de decolare	22800	23296.272	2%
Masa maximă avion gol operațional	12950	13231.874	2%
Încărcarea aripii	373.77	374.317	0.15%
Raportul putere/greutate	179.9	203.094	14%

- Abaterea cea mai mare este de 14% pentru raportul putere/greutate la decolare, fapt care pleacă de la estimarea coeficientului de portanță, provenit din statistici;
- rezultă că aeronava are nevoie de mai multă putere pentru a îndeplini misiunea, față de originalul ATR.

# I. Design conceptual

- Fuselajul

- Cerințe:

- » Comfortul pasagerilor
- » Strategiile companiilor aeriene

pe de o parte,

- » Rezistența la înaintare
- » Greutatea
- » Costurile

pe de cealaltă parte.

- Parametrii secțiunii fuselajului

- » Diametrul interior al fuselajului

$$d_{F,I} = (40.6 \times 2 + 18)in \cdot 0.0254 \frac{m}{in} + 2 \times 0.025m = 2.57m$$

» Diametrul exterior al fuselajului

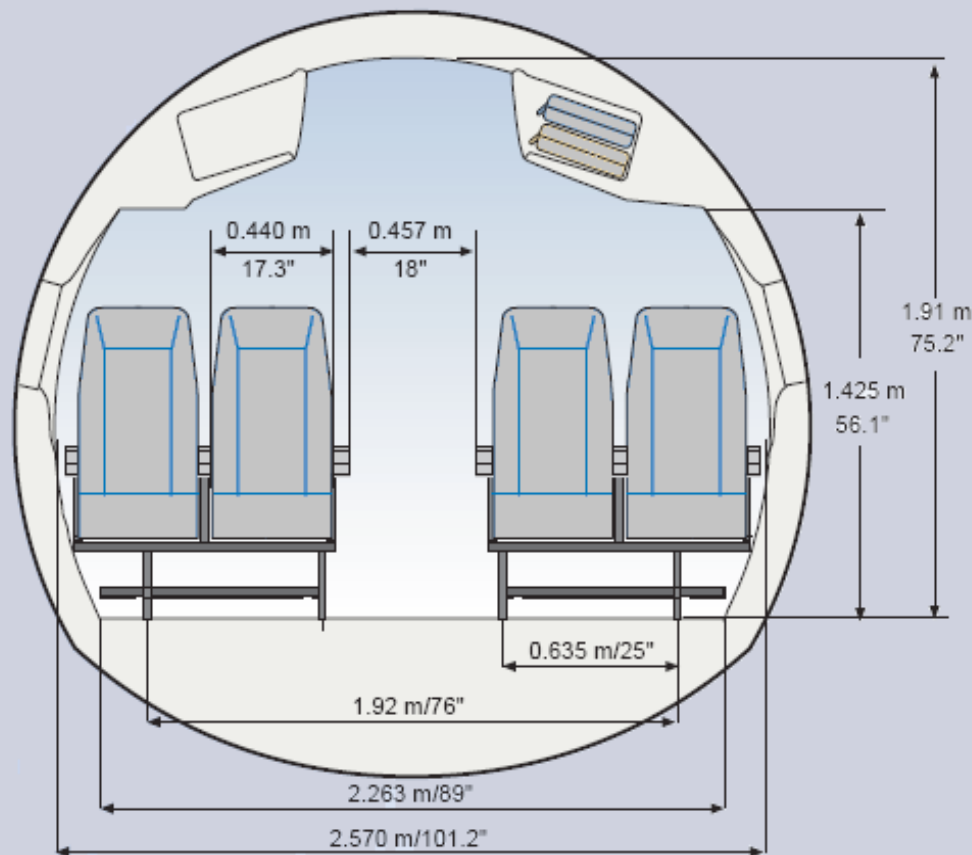
$$d_{F,O} = d_F = 0.048m + 1.045 \cdot d_{F,I} = 2.77m$$

» Grosimea podelei

$$f_{th} = 0.035 \cdot d_F = 0.096 \approx 0.1m$$

» Numărul de scaune pe rând  $n_{SA} = 0.45 \cdot \sqrt{n_{PAX}} = 4$

» Dispunerea scaunelor și distanțe



## – Parametrii cabinei

» Distanța între scaune: 31”

» Lungimea cabinei

$$l_{CABIN} = k_{CABIN} \cdot \frac{n_{PAX}}{n_{SA}} = 1.1 \cdot \frac{70}{4} = 19.25m$$

» Lungimea fuselajului

$$l_F = l_{CABIN} + 1.4 \cdot d_F + 4m = 27.13m$$

» Secțiunea frontală și de coadă a fuselajului

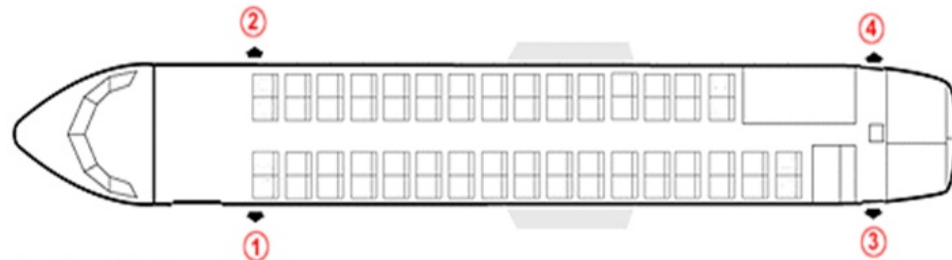
$$l_{BUG} = 1.4 \cdot d_F = 3.88m$$

$$l_{HECK} = 3 \cdot d_F = 8.31m$$

» Suprafața cabinei

$$S_{CABIN} = l_{CABIN} \cdot d_{F,I} = 49.47m$$

» Numărul ieșirilor de siguranță: 2+2 de tip I și III(CS 25809)



© aviation-safety.net

- ① emergency exit 0.91m x 0.51m
- ② emergency exit 0.91m x 0.51m
- ③ pax door 1.75m x 0.82m
- ④ service door 1.22m x 0.61m



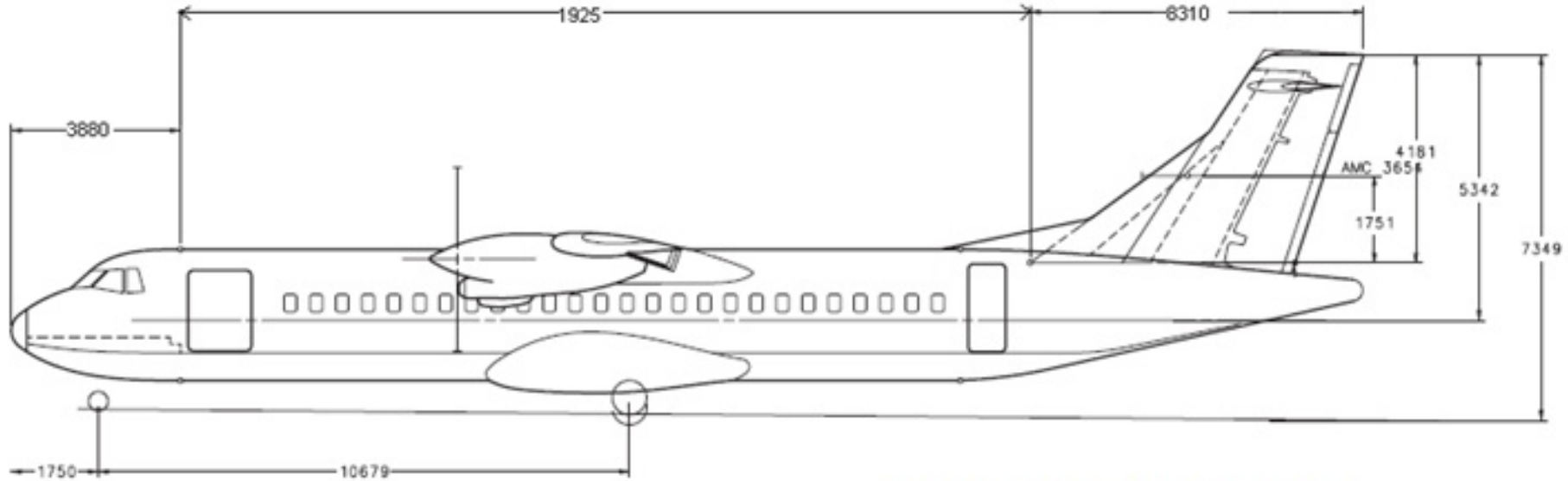
» Linia de plutire

$$V_{TOT} = V_{CYL} + V_{NOSE} = 39.24m^3 \geq V_{WATER} = 22.8m^3$$

» Numărul pasagerilor  $n_{PAX} = 70$

» Zveltețea fuselajului

$$\lambda_F = \frac{l_F}{d_F} = 9.79 \approx 10$$

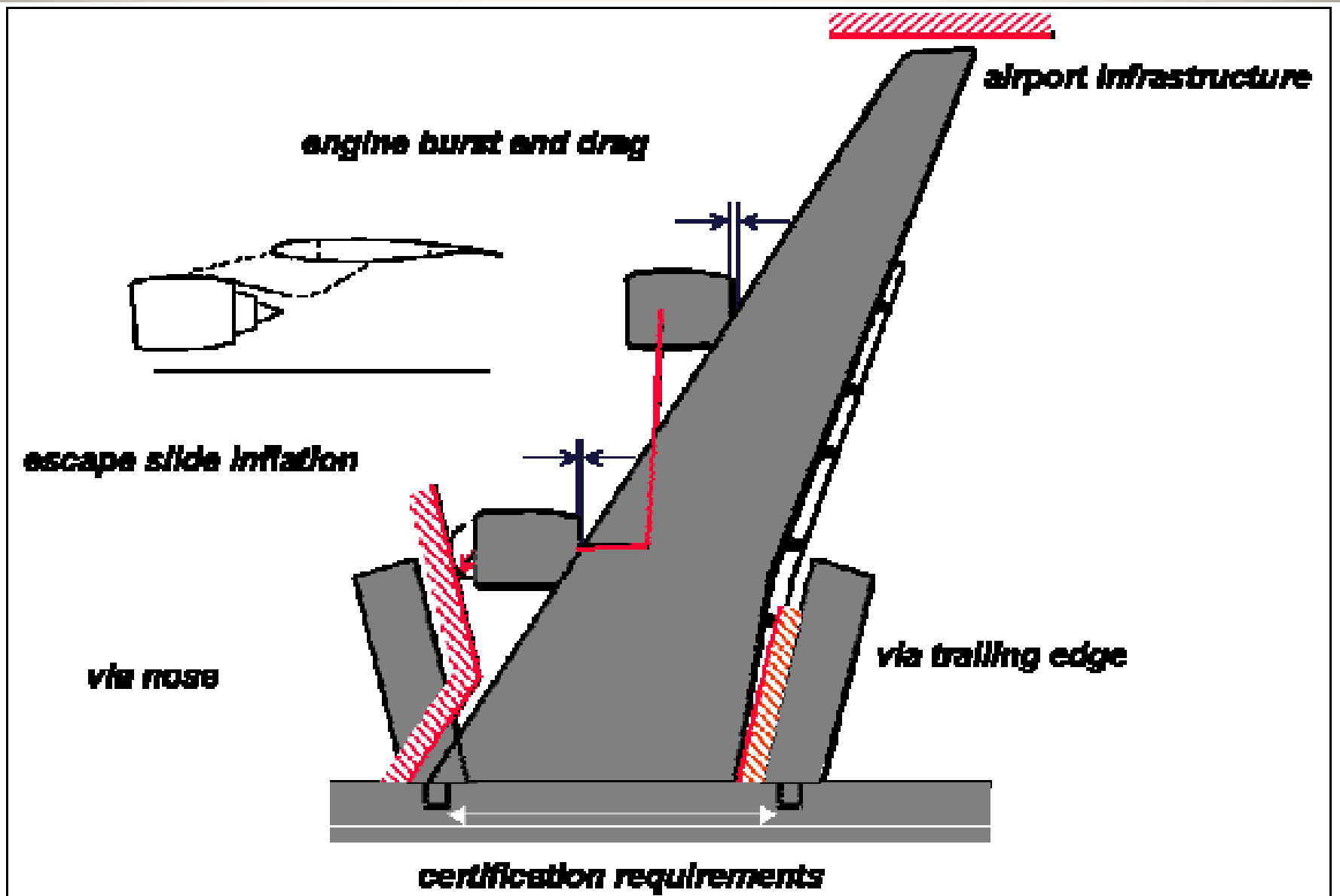


Lateral view and dimensions

- Aripa

- Cerințe

- Rolul principal ce trebuie îndeplinit: producerea portanței pt a putea transporta sarcina utilă
- Configurația aripii se reflectă în cerințe ca:
  - » Croazieră:
    - Atingerea nivelului de croazieră în limitele graniței, în timpul dat; suficientă rată de urcare pt a atinge FL dorit
  - » Aeroport:
    - Cerințe legate de lungimea distanței de decolare/aterizare
    - Cerințe legate de taxi și terminal (limitarea anvergurii la 36m pentru avioanele de rază scurtă)
  - » Cerințe de certificare (spațiul necesar topoganelor de evacuare limitează coarda aripii și poziția motoarelor)
  - » Operare
  - » Costuri



## – Poziția aripii: sus

	High wing	Mid wing	Low wing
Interference drag	average	low	high
Stability around the longitudinal axis	stable	neutral	unstable (requires dihedral for stability)
Visibility from cabin and cockpit	good	average	poor
Landing gear: on the wing	long and heavy	-	short and light
on the fuselage	high drag	-	-
Loading	easy	average	requires steps and loading aids

– Unghi de săgeată: foarte mic,  $3^\circ$  întrucât avionul zboară la viteze mici,  $M_{CR}=0.44$

– Alungirea: determinată în capitolul de predimensionare, cu valoarea:  $A = \frac{b^2}{S_w} = \frac{27.32^2}{62.237} = 11.99 \approx 12$

– Raportul  $\lambda = c_t / c_r$  este egal cu 1 pentru aripa interioară, unde este poziționat motorul și cu 0.59 pentru aripa exterioară

## – Geometria aripii dublu trapezoidale:

» Coarda la încastrare

$$c_r = \frac{2b}{A[(1-\lambda)\eta_k + \lambda_i + \lambda]} = \frac{2 \cdot 27.32}{12[(1-0.59) \cdot 0.346 + 1 + 0.59]} = 2.626m$$

» Coarda la capăt

$$c_i = \lambda c_r = 0.59 \cdot 2.626 = 1.556m$$

» Poziția relativă a liniei ce desparte cele două părți ale aripii

$$\eta_k = 0.346m$$

» Suprafața aripii

$$S = S_i + S_o = \frac{b^2}{A} = \frac{b}{2} c_r [(1-\lambda)\eta_k + \lambda_i + \lambda] = 62.187m^2$$

» Suprafețele părții interioare, respectiv exterioare ale aripii

$$S_i = y_k \cdot c_r = 4.73 \cdot 2.626 = 12.42m^2$$

$$S_o = S - S_i = 62.187 - 12.42 = 49.767m^2$$

» Coarda media aerodinamică a aripii interioare  $c_{MAC,i} = c_r = 2.626m$

» Coarda media aerodinamică a aripii exterioare

$$c_{MAC} = \frac{2}{3} \cdot \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} = 2.1368m$$

» Coarda medie aerodinamică a aripii și poziția ei

$$c_{MAC} = \frac{c_{MAC,i} \cdot S_i + c_{MAC,o} \cdot S_o}{S} = \frac{2.626 \cdot 12.42 + 2.1368 \cdot 49.767}{62.187} = 2.2345m$$

$$\frac{y_{MAC}}{b/2} = \frac{1 - \frac{c_{MAC}}{c_r}}{1 - \lambda} = \frac{1}{3} \left( \frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda} \right) = 4.6234m$$

– Unghiul diedru: 0 grade

– Unghiul de torsiune al aripii: -3 grade

– Grosimea relativă:

- Se aplică mai multe metode de estimare
- Cea care dă rezultate bune: ecuația unei regresii neliniare de forma:

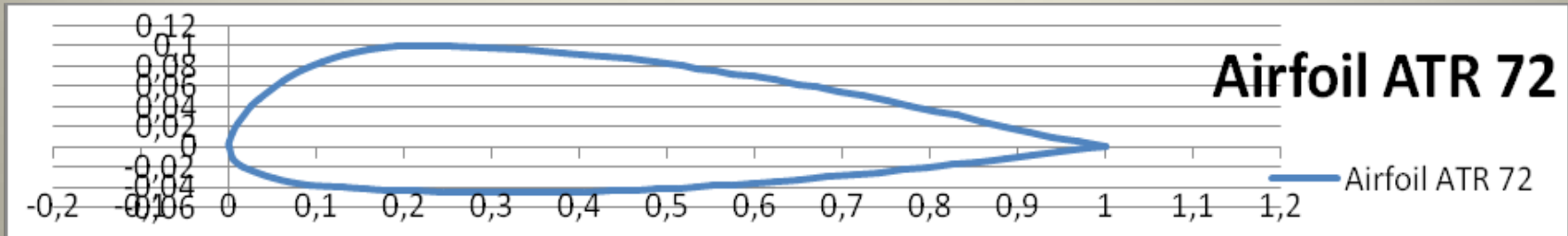
$$(t/c) = k_t \cdot M_{DD}^t \cdot \cos \varphi_{25}^u \cdot C_L^v \cdot k_M^w = 0.127 \cdot 0.443^{-0.204} \cdot \cos(3^0 \cdot \pi / 180^0)^{0.573} \cdot 0.8^{0.065} \cdot 0.921^{0.556} = 0.141$$

- Grosimea la încastrare și capăt:

$$(t/c)_r = 18\%$$

$$(t/c)_t = 13\%$$

- Acești parametrii duc la profilul de forma:
  - » NACA 43018 mod și NACA 43013 pentru încastrare, respectiv capăt



- Panta curbei de portanță

- Aproximarea Howe 2000

$$\frac{dC_L}{d\alpha} = \frac{A}{[(0.32 + 0.16A / \cos \varphi_{25}) \{1 - (M \cos \varphi_{25})^2\}]^{1/2}} = 5.966$$

- Aproximarea DATCOM 1978

$$C_{L,\alpha} = \frac{2\pi A}{2 + \sqrt{\frac{A^2 \cdot \beta^2}{\kappa^2} \left(1 + \frac{\tan^2 \varphi_{50}}{\beta^2}\right)} + 4} = 5.826$$

# • Dispozitive de hipersustentație

- Proces iterativ: pleacă de la statistică și se caută atingerea valorilor din predimensionare pentru coeficienții de portanță cu DATCOM 1978
- Se alege un tip de flaps cu sloturi duble; după a doua iterație se adaugă slaturi
- Coeficientul de portanță se compară cu cel considerat a fi necesar pentru îndeplinirea misiunii în capitolul întâi

» Creșterea de portanță datorată prezenței flapsurilor, pentru profil

$$\Delta c_{L,\max,f} = k_1 k_2 k_3 (\Delta c_{L,\max})_{base} = 1 \cdot 0.825 \cdot 0.8 \cdot 1.65 = 1.089$$

» Creșterea de portanță datorată prezenței flapsurilor, pentru aripă

$$\Delta C_{L,\max,f} = \Delta c_{L,\max,f} \cdot \frac{S_{W,f}}{S_W} \cdot K_\phi = 1.089 \cdot \frac{42.178}{62.187} \cdot 0.92 = 0.679$$

» Creșterea de portanță datorată prezenței slaturilor, pentru profil

$$\Delta c_{L,\max,s} = c_{l,\delta,\max} \eta_{\max} \eta_\delta \delta_f \frac{c}{c} = 0.766$$

» Creșterea de portanță datorată prezenței slaturilor, pentru aripă

$$\Delta C_{L,\max,s} = \Delta c_{L,\max,s} \cdot \frac{S_{W,s}}{S_W} \cdot \cos \phi_{H,L} = 0.613$$

» Evaluarea portanței

$$0.95 \cdot \Delta C_{L,\max,f} + \Delta C_{L,\max,s} \geq C_{L,\max} - C_{L,\max, clean}$$

$$0.95 \cdot 0.679 + 0.613 = 1.258 \geq 1.31 = 2.684 - 1.374$$



- Designul general al ampenajului

- Configurație: în “T” - aripa & motorul sus → ampenajul în afara jetului

- Parametrii

- » Alungirea și raportul corzilor

- $A_H = 0.5A_w = 0.5 \cdot 12 = 6$   $\lambda_H = 0.6$

- $A_V = 1.6$   $\lambda_V = 0.6$

- » Unghiul diedru

- $V_H = 80^\circ$

- $V_V = 0^\circ$

- $\varphi_{25,H} = 5^\circ + 3^\circ = 8^\circ$

- » Unghiul de săgeată  $\varphi_{25,V} = 25^\circ$

- » Unghiul de incidență: 0 grade

- » Profilul: NACA 0012 (ampenaj vertical) și NACA 0009 (ampenaj orizontal)

- » Suprafețele sunt estimate cu ajutorul coeficienților de volum ce provin din statistică:

$$C_H = \frac{S_H \cdot l_H}{S_W \cdot c_{MAC}} = 1.05 \quad C_V = \frac{S_V \cdot l_V}{S_W \cdot b} = 0.119 \quad l_V = l_H = 50\% \cdot 27.13 = 13.565m$$

$$S_H = \frac{C_H \cdot S_W \cdot c_{MAC}}{l_H} = \frac{1.05 \cdot 62.187 \cdot 2.2345}{13.565} = 10.756m^2$$

$$S_V = \frac{C_V \cdot S_W \cdot b}{l_V} = \frac{0.119 \cdot 62.187 \cdot 27.32}{13.565} = 14.904m^2$$

» Anvergurile

$$b_H = \sqrt{A_H \cdot S_H} = \sqrt{6 \cdot 10.756} = 8.033m$$

$$b_V = \sqrt{A_V \cdot S_V} = \sqrt{1.6 \cdot 14.904} = 4.883m$$

## • Estimarea maselor și poziției CG

- Se efectuează o metodă de clasa I (Raymer 2006) care se dovedește a fi insuficient de precisă
- Se estimează masele pe componente, conform Torenbeek 1986, cu o metodă mai precisă, de clasa II

- Aripa

$$\frac{m_W}{m_{MZF}} = 6.67 \cdot 10^{-3} \cdot b_s^{0.75} \cdot \left( 1 + \sqrt{\frac{b_{ref}}{b_s}} \right) \cdot n_{ult}^{0.55} \cdot \left( \frac{b_s / t_r}{m_{MZF} / S_W} \right)^{0.30} = 0.166$$

$$m_W = 0.16536 \cdot m_{MZF} = 0.166 \cdot 19881.9 = 3309.432kg + \text{corectii} = 3045kg$$

- Fuselajul

$$m_F = 0.23 \cdot \sqrt{V_D} \cdot \frac{l_H}{w_F + h_F} \cdot S_{F,wet}^{1.2}$$

$$S_{wet,F} = \sqrt{l_{bug}^2 + (d_F / 2)^2} \cdot \frac{d_F \cdot \pi}{2} + d_F \cdot l_{zyl} \cdot \pi + \sqrt{l_{heck}^2 + (d_F / 2)^2} \cdot \frac{d_F \cdot \pi}{2} = 184.593m^2$$

$$\Rightarrow m_F = 2323.432kg$$

- Ampenajul orizontal și vertical

$$m_H = k_H \cdot S_H \cdot \left( 62 \cdot \frac{S_H^{0.2} \cdot V_D}{1000 \sqrt{\cos \varphi_{H,50}}} - 2.5 \right) = 124.445kg$$

$$m_V = k_V \cdot S_V \cdot \left( 62 \cdot \frac{S_V^{0.2} \cdot V_D}{1000 \sqrt{\cos \varphi_{V,50}}} - 2.5 \right) = 178.607kg$$

- Trenul de aterizare

$$m_{LG,N} \text{ or } m_{LG,M} = k_{LG} \cdot (A_{LG} + B_{LG} \cdot m_{MTO}^{3/4} + C_{LG} \cdot m_{MTO} + D_{LG} \cdot m_{MTO}^{3/2})$$

$$m_{LG,N} = 174.285kg \quad \Rightarrow \quad m_{LG} = 174.285 + 787.044 = 961.329kg$$

$$m_{LG,M} = 787.044kg$$

- Nacelă

$$m_N = 0.0485 \cdot T_{TO} / g = 0.0485 \cdot \frac{P \cdot \eta}{V \cdot g} = 241.865kg$$

- Masa motorului instalat

$$m_{E,inst} = k_E \cdot k_{thr} \cdot n_E \cdot m_E = 1.35 \cdot 1.18 \cdot 2 \cdot 481 = 1532.46kg$$

- Sisteme

$$m_{SYS} = k_{EQUIP} \cdot m_{MTO} + 0.768 \cdot k_{F/C} \cdot m_{MTO}^{2/3} = 3113.842kg$$

- Masa suplimentară (de ex. de greutatea scaunelor)

$$m_{sup} = n_{pax} \cdot m_{seat,extra} = 70 \cdot 15 = 1050kg$$

- Masa avion gol operațional

$$m_{OE} = m_W + m_F + m_H + m_V + m_{LG} + m_N + m_{E,inst} + m_{SYS} + m_{SUP} = 12833.62kg$$

- Masa totală de decolare

$$m_{MTO} = \frac{m_{MPL} + m_{OE}}{M_{ff}} = 22841kg$$

- Poziția CG

- Componente care țin de aripă

$$x_{WG} = \frac{\sum m_i \cdot x_i}{\sum m_i} = 11.625m$$

- Componente care țin de fuselaj

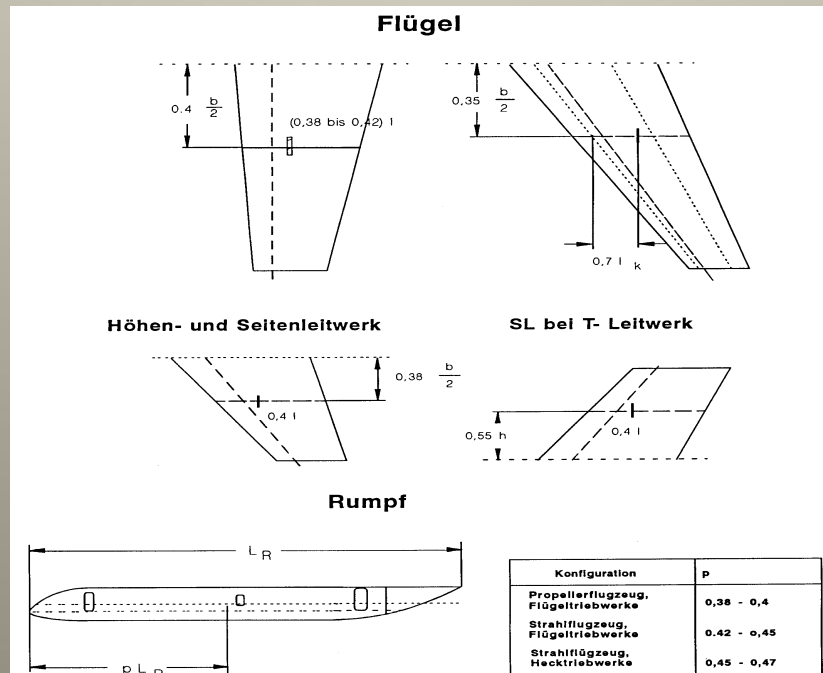
$$x_{FG} = \frac{\sum m_i \cdot x_i}{\sum m_i} = 11.392m$$

- Poziția CG  $x_{CG} = x_{CG,LEMAC} + x_{LEMAC} = 0.5586 + 11 = 11.5586m$

- Poziția CG maxim față și spate (Roskam II 1997)

$$x_{CG,max,fwd} = x_{CG} - 0.5 \cdot 0.27 \cdot c_{MAC} = 11.25m$$

$$x_{CG,max,aft} = x_{CG} + 0.5 \cdot 0.27 \cdot c_{MAC} = 11.86m$$



- Dimensionarea ampenajului în funcție de cerințele de stabilitate și control

- Ampenajul orizontal

- Dimensionare după control  $S_H / S_W = a \cdot \overline{x_{CG-AC}} + b$

$$a = \frac{C_L}{C_{L,H} \cdot \eta_H \cdot \frac{l_H}{c_{MAC}}} = \frac{1.44}{-0.5 \cdot 0.9 \cdot \frac{14.63}{2.2345}} = -0.4887 \quad b = \frac{C_{M,W} + C_{M,E}}{C_{L,H} \cdot \eta_H \cdot \frac{l_H}{c_{MAC}}} = \frac{-0.359 - 0.2529}{-0.5 \cdot 0.9 \cdot \frac{14.63}{2.2345}} = 0.20768$$

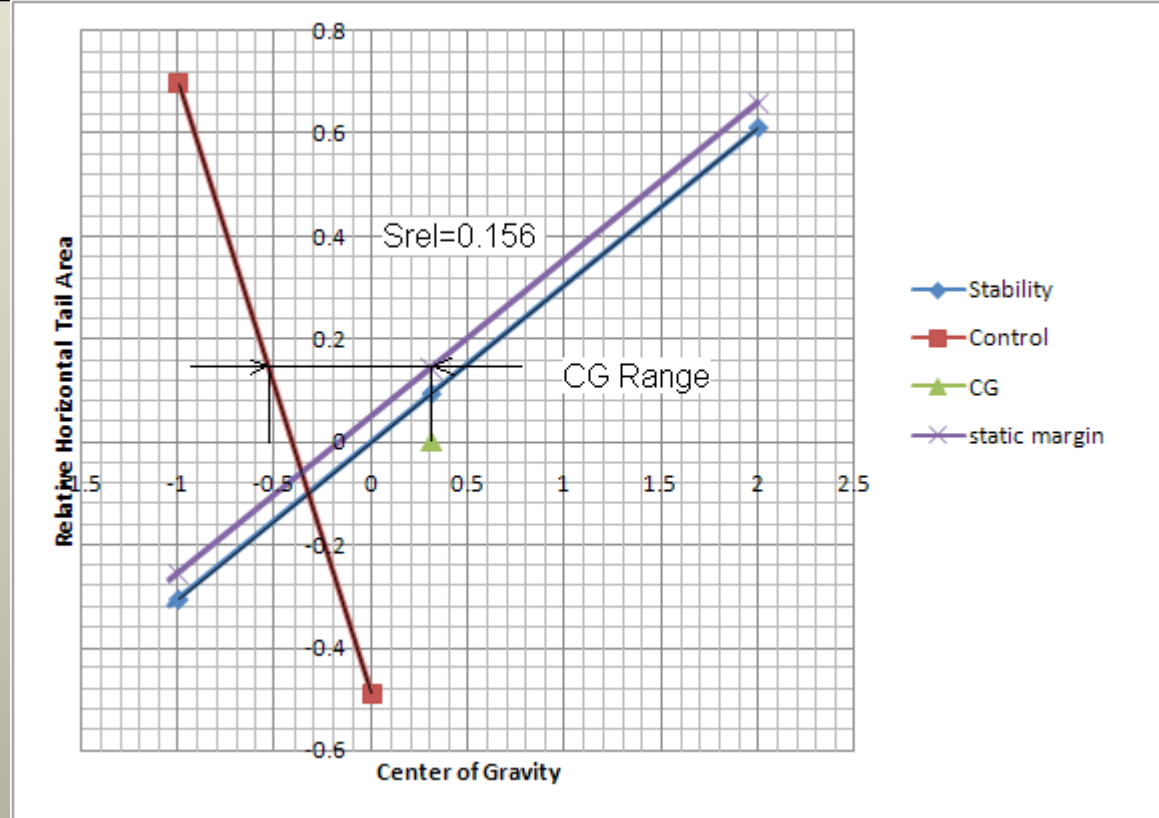
- Dimensionare după stabilitate  $S_H / S_W = a \cdot \overline{x_{CG-AC}}$

$$a = \frac{C_{L,\alpha,W}}{C_{L,\alpha,H} \cdot \eta_H \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \cdot \left(\frac{l_H}{c_{MAC}}\right)} = \frac{5.89}{4.586 \cdot 0.9 \cdot (1 - 0.286) \cdot \left(\frac{14.63}{2.2345}\right)} = 0.305$$

- Intersecția cerințelor

$$\frac{S_H}{S_W} = 0.156 \Rightarrow S_H = 0.156 \cdot 62.187 = 9.701m^2$$

- Ca urmare a impunerii unui coeficient de siguranță în graficul de pe slide-ul următor



## – Ampenajul vertical

- Dimensionare după control

$$S_V = \frac{N_E + N_D}{\frac{1}{2} \rho V_{MC}^2 \cdot \delta_F \left[ \frac{c_{L,\delta}}{(c_{L,\delta})_{theory}} \right] \cdot (c_{L,\delta})_{theory} \cdot K' \cdot K_\Lambda \cdot l_V} = 14.085 m^2$$

- Dimensionare după stabilitate

$$\frac{S_V}{S_W} = \frac{C_{N,\beta} - C_{N,\beta,F}}{-C_{Y,\beta,V}} \cdot \frac{b_W}{l_V} = 0.1539$$

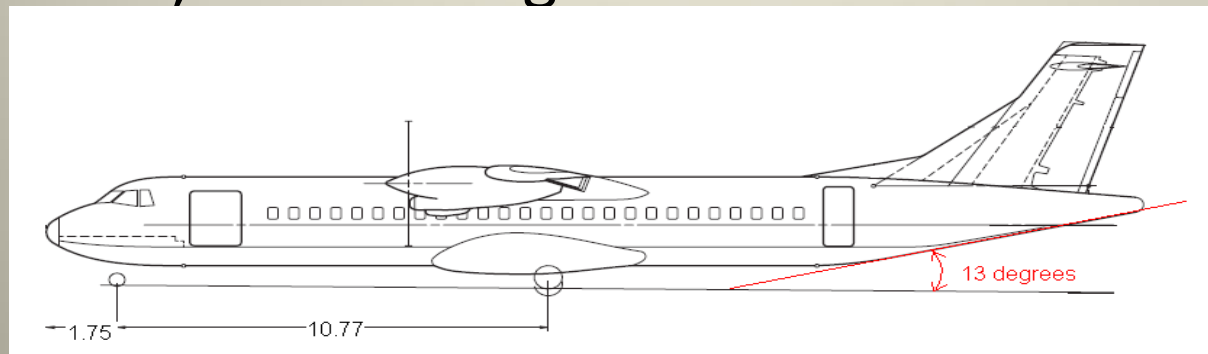
$$\Rightarrow S_V = 9.57 m^2$$

- Trenul de aterizare

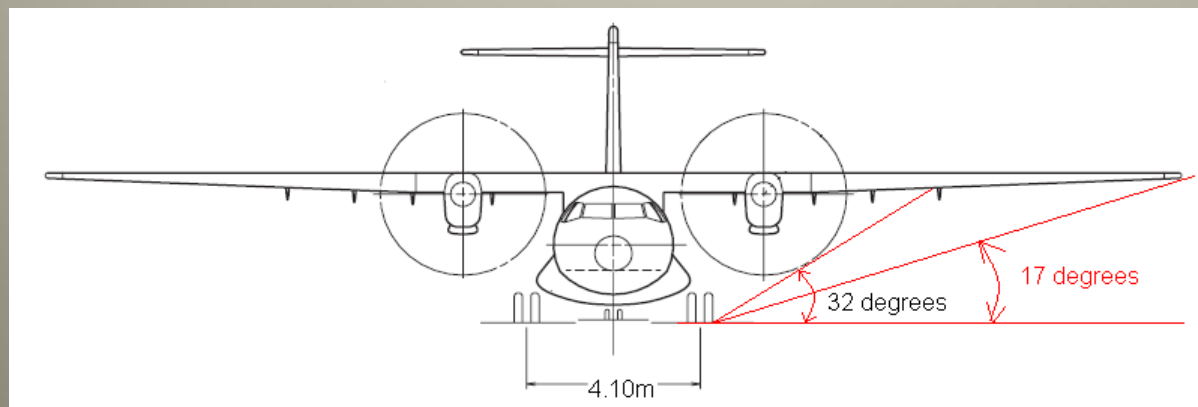
- Poziția  $x_{LG,N-LG,M} = 27.13 - 1.75 - 14.61 = 10.77m$

- Distanța între roțile trenului principal  $y_{track} = 4.10m$

- Poziția cozii: 13 grade



- Degajare laterală: 17 grade

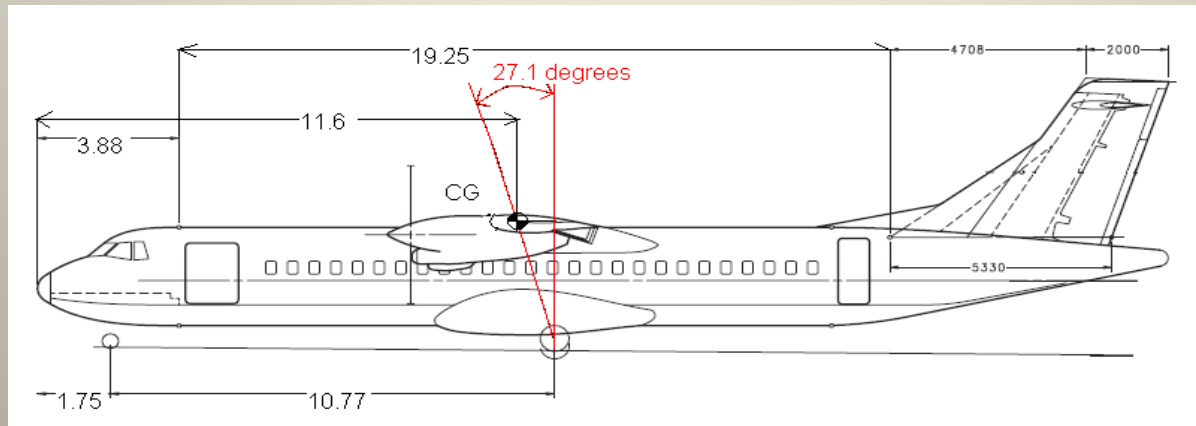




– Unghi de întoarcere în direcția x:

$$\psi_L = \arctan \frac{x_{LG,M} - x_{CG,most,aft}}{z_{f,u} + z_{CG}} = \arctan \frac{(10.77 + 1.75) - 11.86}{0.7 + 0.59} = 0.473 \Leftrightarrow \psi_L = 27.1^\circ$$

» Unde poziția CG pe axa z este  $z_{CG} = 0.593$



– Unghi de intoarcere în direcția y:

$$\psi_Q = \arctan \frac{z_{f,u} + z_{CG}}{y_{track} \cdot (x_{CG,most,aft} - x_{NG})} = \arctan \frac{0.7 + 0.59}{4.1 \cdot (11.86 - 1.75)} = 0.591 \Leftrightarrow \psi_Q = 33.862^\circ$$

$$2 \cdot x_{LG,N-LG,M} \quad 2 \cdot 10.77$$

– Tipul și numărul roților: 2+2 roți cu diametrul și baza de 30X9in și 107psi pentru trenul principal și 23.4X6.5in și 77 psi pt trenul secundar (Roskam IV)

# • Estimarea rezistenței la înaintare și polarei

– Trei componente principale:

- Rezistență la portanță nulă
- Rezistență dependentă de portanță
- Rezistență datorată undelor de șoc-pe care o neglijăm din start, întrucât avionul zboară la viteze mici

– Rezistența la portanță nulă – se estimează pt. fiecare componentă, după formula:

$$C_{D,0} = \sum C_f \cdot FF_c \cdot Q_c \cdot S_{wett} / S_{ref}$$

» Fuselaj:  $C_{D,0,F} = 2.24 \cdot 10^{-3} \cdot 1.088 \cdot 1 \cdot 205.492 / 62.187 = 8.053 \cdot 10^{-3}$

» Aripă:  $C_{D,0,W} = 3.561 \cdot 10^{-3} \cdot 1.84 \cdot 1 \cdot 129.394 / 62.187 = 0.014$

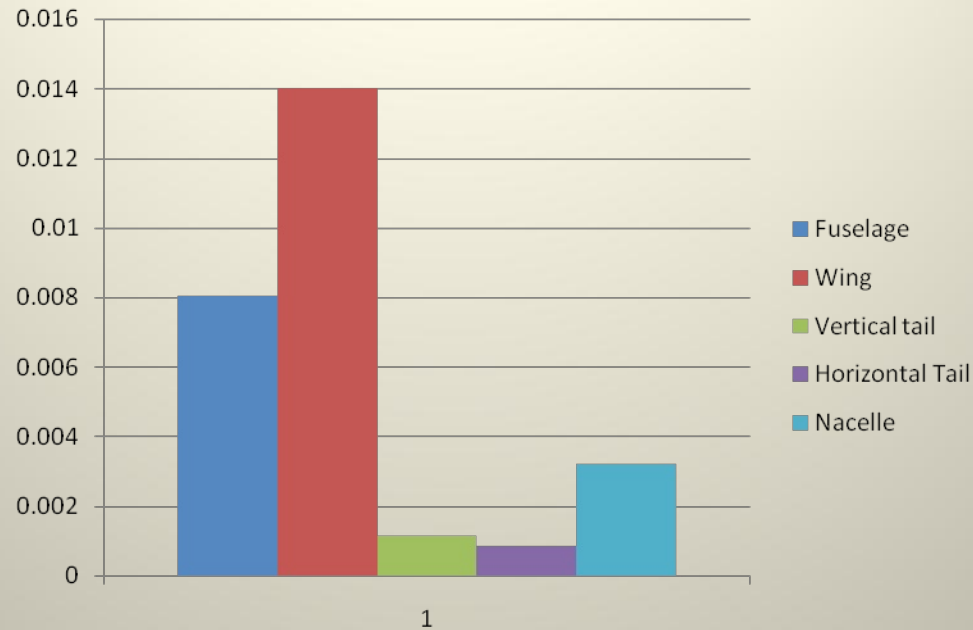
» Amp. orizontal:  $C_{D,0,H} = 3.392 \cdot 10^{-3} \cdot 1.368 \cdot 1.04 \cdot 10.756 / 62.187 = 8.347 \cdot 10^{-4}$

» Amp. vertical:  $C_{D,0,V} = 3.933 \cdot 10^{-3} \cdot 1.419 \cdot 1.04 \cdot 14.085 / 62.187 = 1.315 \cdot 10^{-3}$

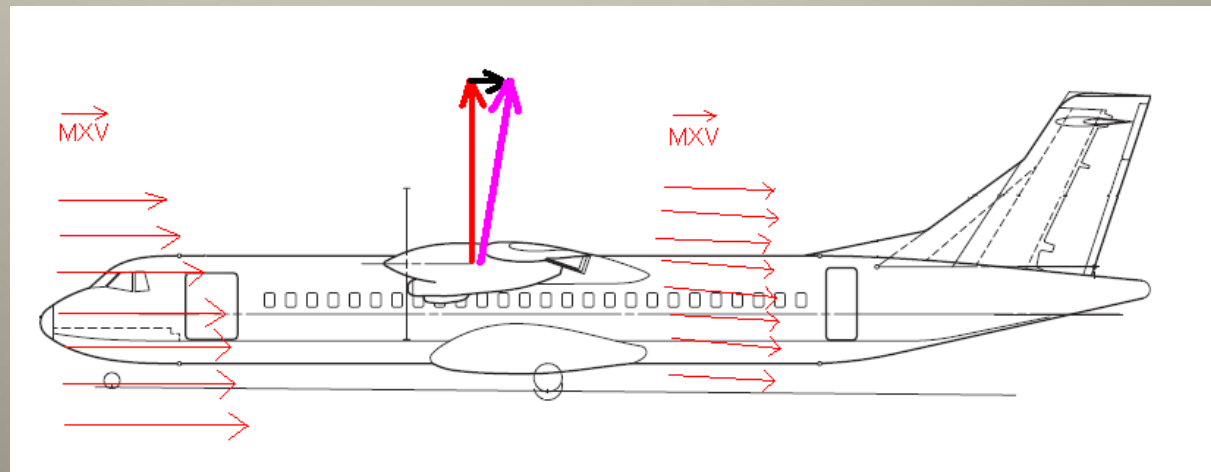
» Nacelă:  $C_{D,0,N} = 3.292 \cdot 10^{-3} \cdot 1.072 \cdot 1.5 \cdot 18.802 / 62.187 = 1.6 \cdot 10^{-3}$

» Total:  $C_{D,0} = C_{D,0,F} + C_{D,0,W} + C_{D,0,H} + C_{D,0,V} + 2C_{D,0,N}$

$$= (8.053 + 14 + 0.8347 + 1.315 + 2 \cdot 1.6) \cdot 10^{-3} = 0.027403$$



– Rezistența dependentă de portanță este rezistența indusă



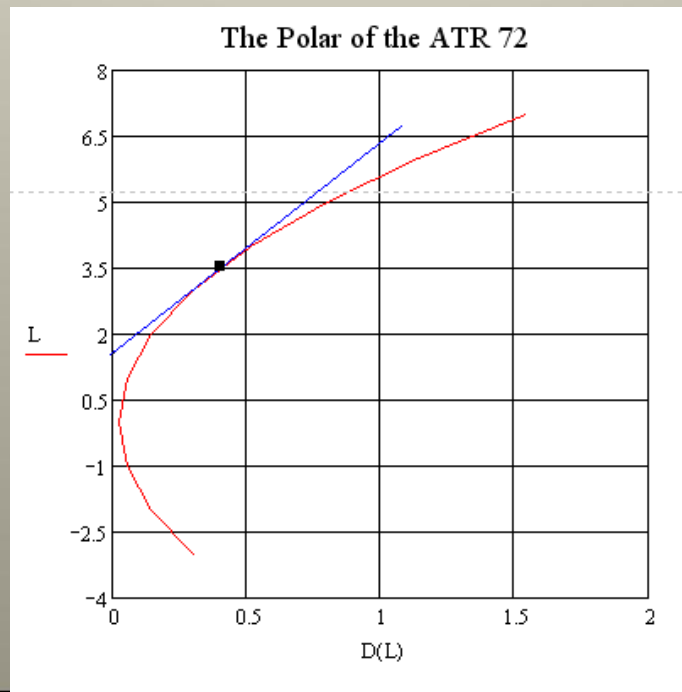
- Rezistența indusă este dată de:  $C_{D,i} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e}$
- » Calculul factorului Oswald: (Howe 2000)

$$e = \frac{1}{(1 + 0.12M^6) \left\{ 1 + \frac{0.142 + f(\lambda)A(10t/c)^{0.33}}{(\cos\phi_{25})^2} + \frac{0.1(3N_e + 1)}{(4 + A)^{0.8}} \right\}} = 0.777$$

$$f(\lambda) = 0.005(1 + 1.5(\lambda - 0.6)^2) = 0.005$$

- » În calculul de predimensionare am folosit valoarea  $e=0.85$

- Polara este dată de ecuația:  $C_D = C_{D,0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} \Leftrightarrow C_D = 0.027403 + 0.031 \cdot C_L^2$
- » Finețea resultantă este  $E=17$



- Evaluarea designului

- Metoda AEA (Association of European Airlines) pentru estimarea costurilor directe operaționale

- DOC (direct operating costs)=suma costurilor elementale:  $C_{DOC} = C_{DEP} + C_{INT} + C_{INS} + C_F + C_M + C_C + C_{FEE}$

- » Deprecierea

$$C_{DEP} = \frac{P_{total} - P_{residual}}{n_{DEP}} = \frac{P_{total} \left( 1 - \frac{P_{residual}}{P_{total}} \right)}{n_{DEP}} = 9953639.66US\$ / year$$

- » Dobânda

$$C_{INT} = p_{av} P_{total} = 0.0529 \cdot 15.5 milUS\$ = 732893.71US\$ / year$$

- » Combustibil  $C_F = n_{t,a} P_F m_F = 2.37 milUS\$ / year$

- » Mentenanță=muncă+material

$$C_M = (t_{M,AF,f} L_M + C_{M,M,AF,f} + C_{M,E}) t_f n_{t,a} = (4.16 \cdot 63 + 49.688 + 190.91) \cdot 2.429 \cdot 1180 = 1440785.74 \approx 1.44 milUS\$ / year$$

- » Echipaj

$$C_C = (2 \cdot 246.5 + 2 \cdot 81) \cdot (2.429 + 0.25) \cdot 1180 = 2070599.1 \approx 2.07 milUS\$ / year$$

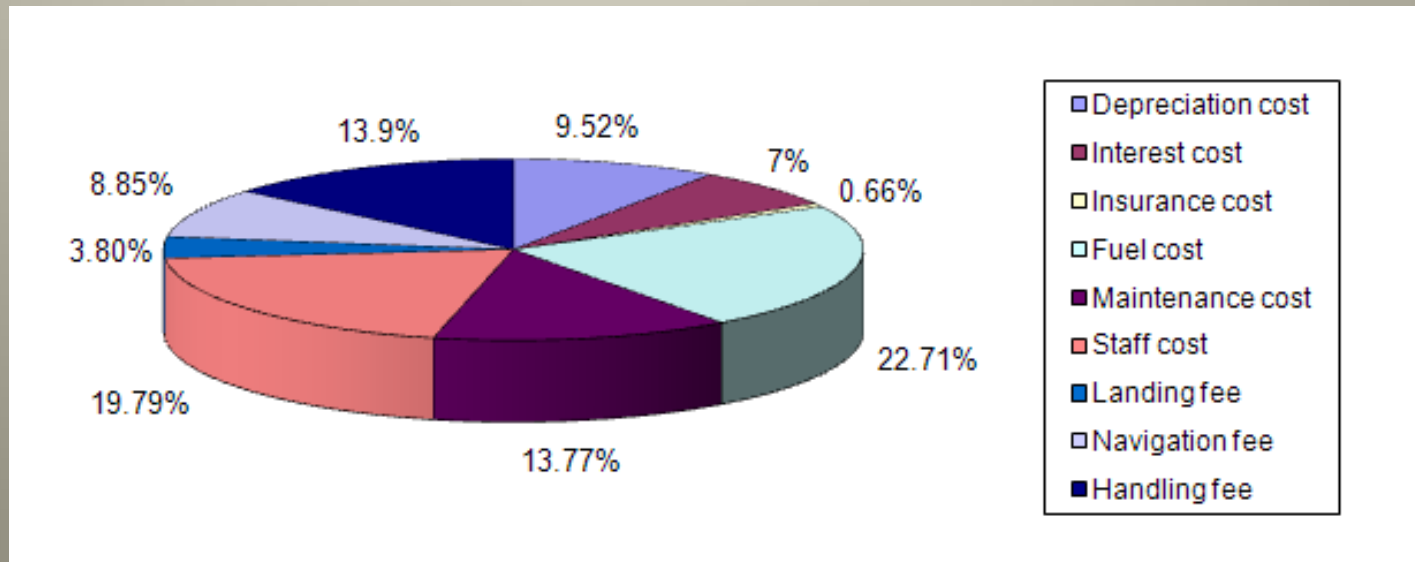
» Taxe

- Aterizare  $C_{FEE,LD} = k_{LD} m_{MTO} n_{t,a} k_{INF} = 397346.28US\$/year$
- Navigație  $C_{FEE,NAV} = k_{NAV} R \sqrt{m_{MTO} n_{t,a}} k_{INF} = 9255777.19US\$/year$
- Handing  $C_{FEE,GND} = k_{GND} m_{PL} n_{t,a} k_{INF} = 1.45milUS\$/year$
- Total: 2.77milUS\$/an

– Total DOC:

$$C_{DOC} = 995639.66 + 732893.71 + 69295.91 + 2376319.4 + 1440785.74 + 2070599.1 + 2777275.32$$

$$= 10462808.84US\$/year \approx 10.5milUS\$/year$$



# Sumar

<i>Componentele avionului</i>	<i>Redimensionare</i>	<i>Original</i>
<b>Fuselaj</b>		
Lungime	27.13m	27.166m
Diametru	2.77m	2.57m
Lungimea cabinei	19.25m	19.21m
<b>Aripa</b>		
Anvergura	27.32m	27.05m
Suprafață	62.187m <sup>2</sup>	61m <sup>2</sup>
Încărcarea aripii	374.317kg/m <sup>2</sup>	373.77kg/m <sup>2</sup>
Dispozitive de hipersustentație	Dublu sloturi și flaps de bord de atac	Dublu sloturi
<b>Ampenajul orizontal</b>		
Anvergura	4.747m <sup>2</sup>	
Suprafață	14.085m <sup>2</sup>	11.73m <sup>2</sup>
<b>Vertical Tail</b>		
Anvergura	7.629m <sup>2</sup>	
Surrafață	9.701m <sup>2</sup>	12.48m <sup>2</sup>
<b>Alți Parametrii</b>		
Masa maximă de decolare	23296.272kg	22800kg
Masa maximă de operare a avionului gol	13231.874kg	12950kg