

جزوه‌ی درس

طراحی هواپیما ۲

سال ۱۳۸۵-۱۳۸۶

دکتر محمدعلی وزیری

دانشگاه صنعتی امیرکبیر (پلی تکنیک تهران)



iranhavafaza.com

پورتال هوافضای ایران

Aircraft Design II

علیرضا علی حسینی

۱۳۹۸/۱۱/۲۵

Low Capacity - Low Range → 90-180 max pax, 3000-5000km Range
110-200
Narrow Body }
Regional Jet

تولید هواپیمای مسافری در سال در حدود ۸۰۰ فروند است. که در حدود ۵۰۰ فروند هواپیمای جت و Narrow body
کلاس Regional Jet فقط ایرباس در تولید می کنند

B-737 هواپیمایی است که بیشتر به نفع ایرلاین است و به نفع تکنولوژی نیست (دلای ارباب خرد کوتاه دور)

فکر اولین Regional Jet ها را تولید کرد.

فکر هواپیمای از حالت دوباله خارج کرد و یک باله و فلزی کرد.

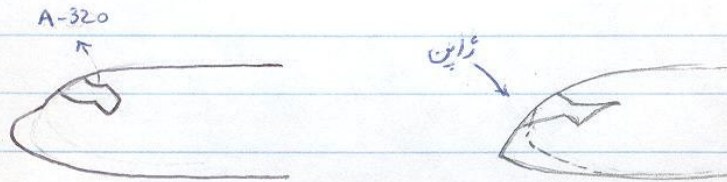
مغوب فکر این است که Air condition آن بدطراحی شده بود در حالی که B-737 دارای
Air condition خوبی بود.

برای اولین بار A-320 از سیستم fly By wire به جای لوله های هیدرولیک استفاده کرد و از کمپیوتر

استفاده نمود. و برای اولین بار نرم افزار NASTRAN کل هواپیمای آنالیز کرد و هواپیمای توسط CATIA طراحی
شد. بایرون آمدن A-320، مشتریان B-737 به سمت این هواپیمای روی آوردند.

B-737 دوباره به سمت New generation رفت. با این حال نتوانست به پای A-320 برسد.

برینگ و ایرباس در حال تولید نسل سوم Narrow body هستند.

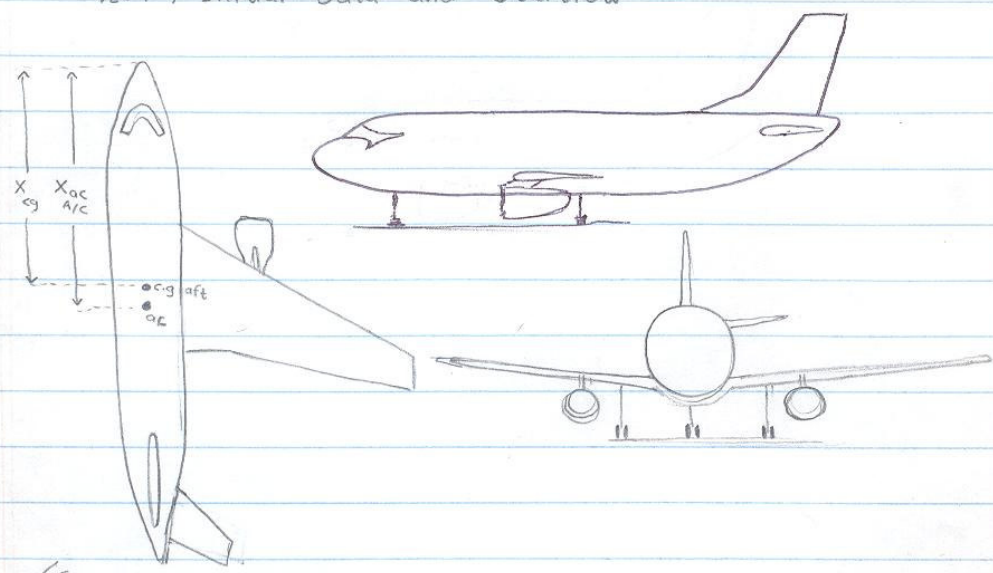


سازندگان هواپیمای برای فروش بیشتر، هواپیمای از بیای می کنند. با تغییرات در جلو و عقب هواپیمای، این زیبایی
می توانفا نمود پیدا کنند.



Book 12 : DESIGN Analysis of Longitudinal Static Stability of Future NarrowBody (FNB)

12.1 ; Initial Data and Overview



باید این استاتیسی طبق کندی را اسکیم

$$\bar{X}_{ac}^{A/C} - \bar{X}_{cg}^{aft} = -0,10$$

$$\frac{\bar{X}_{ac}^{A/C}}{\bar{c}} - \frac{\bar{X}_{cg}^{aft}}{\bar{c}} = -0,10$$

$$\bar{X}_{ac}^{A/C} = \left[\bar{X}_{ac}^{WF} \times C_{L_{\alpha}}^{WF} + C_{L_{\alpha}}^{HT} \frac{S_h}{S} \left(1 - \frac{dE}{d\alpha}\right) X_{ac}^{HT} \right] \times \frac{1}{C_{L_{\alpha}}^{A/C}}$$

$$\bar{X}_{ac}^{WF} = K^{WF} \bar{X}_{ac}^W + \Delta \bar{X}_{ac}^F$$

↓ اثرات برین

$$C_{L_{\alpha}}^{WF} = K^{WF} C_{L_{\alpha}}^W$$

$$C_{L_{\alpha_w}} = \frac{2\pi A^{1-2\gamma}}{2 + \sqrt{4 + \frac{A^2 \beta^2}{K^c} \left(1 + \frac{g^2 \Lambda^2}{\beta^2}\right)}}$$

صفحه ۲۸ بخش ۴ اسکیم

$$\beta = \sqrt{1 - M^2} = \sqrt{1 - 0,82^2} = 0,572$$

$$K = \frac{C_{l_{\alpha}}^{at M}}{2\pi}$$

Airfoil at M

5,5 to 6,7 Rad⁻¹

(6.2) ✓

صفحه ۲۱۷ بخش ۸ اسکیم

→ K = 1

$\Lambda_{c/2} \approx 25^\circ$

طبق جدول تجربی
بازتابنداری داریم $\rightarrow C_{L\alpha}^w = 6.99 \text{ rad}^{-1}$ for typical Narrow Body Aircrafts.

generic values $\begin{cases} C_{L\alpha}^w = 4 & \text{Jet trainers / CAS} \\ C_{L\alpha}^w = 3 & \text{for MRF} \end{cases}$

درستیتم: $C_{L\alpha}^{wF} = K^{wF} C_{L\alpha}^w$
طبق ماسکر: $K^{wF} = 1 + 0.025 \frac{df}{b} - 0.25 \left(\frac{df}{b}\right)^2$

$\left(\frac{df}{b}\right)^{A-320} = 0.116$
 $\left(\frac{df}{b}\right)^{B737} = 0.111$
 $\left(\frac{df}{b}\right)^{TU-209} = 0.096$ } انتخاب: 0.11

$\rightarrow K^{wF} = 0.999 \approx 1$

در نتیجه اثرات بدنه روی بال برای این مورد ناچیز است. یعنی $C_{L\alpha}^{wF} \approx C_{L\alpha}^w$

$$C_{L\alpha}^{HT} = \frac{2\pi A^{HT}}{2 + \sqrt{4 + \frac{\beta A_{HT}^2}{K_{HT}} \left(1 + \frac{4g^2 \Lambda_{c/2}^{HT}}{\beta^2}\right)}}$$

$\beta = 0.572$

$A^{HT} = 4.01$

$K_{HT} = \frac{C_{L\alpha}^{atM}}{2\pi} = \frac{6.29}{2\pi} = 0.999$

$\Lambda_{c/2} \approx 25^\circ$

طبق جدول بالا
بازتابنداری داریم $\rightarrow C_{L\alpha}^{HT} = 4.85$

$\frac{S_h}{S} = 0.285$

توجه: $\frac{S_h}{S}$ را برای هواپایای A-320 در انتخاب می‌کنیم یا توجه به اینکه این هواپایا از نظر طولی ناپایداری استاتیکی دارد

$\frac{d\epsilon}{d\alpha} = 4.4 \times \left\{ K_A \cdot K_\lambda \cdot K_h \sqrt{\cos \Lambda_{c/4}} \right\} \times \frac{C_{L\alpha}^{atM}}{C_{L\alpha}^{atM=0}}$

اثرات downwash بال روی دم
وابسته به زاویه بال A
وابسته به taper بال
وابسته به موقعیت دم
افقی نسبت به بال است

برای بدست آوردن $C_{L_{\alpha w}}^{at M=0}$ از فرمول صغری ۲ استفاده می‌کنیم. با اطلاعات زیر:

$$A = 10$$

$$\beta = \sqrt{1 - M^2} = 1$$

$$K = \frac{6.2}{2\pi} \quad \left(\text{فائده حالت قبل قرار می‌دهیم که تقریباً قابل قبول است.} \right)$$

$$C_{L_{\alpha w}}^{at M=0} = 4.76$$

در پیوسته ۲۷۳ بخش ۹، K_A ، K_h و K_λ به صورت فرمول و پیوسته نمودار آمده است.

$$K_A = \frac{1}{A} - \frac{1}{1+A^{1.7}} = 0.080 \quad (\text{with } A=10)$$

$$K_\lambda = \frac{10-3\lambda}{7} = 1.32 \quad (\text{with } \lambda \leq 0.25)$$

$$K_h = \left(1 - \frac{h_{HT}}{b}\right) / \left(2 \frac{l_{HT}}{b}\right)^{1/3} = 1.14$$

0.043 0.293

l_{HT} : فاصله بین ac دم افقی و $a.c$ بال

h_{HT} : فاصله بین $a.c$ بال تا C_r دم افقی (ارتفاع)

با هم می‌توان از اطلاعات هوایی خود و هم از طریق متوسط‌گیری از هواپایه‌های مشابه $\frac{l_{HT}}{b}$ و $\frac{h_{HT}}{b}$ بدست آورد.

با جایگذاری معادله فوق در فرمول صغری قبل داریم:

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 0.457$$

$$C_{L_{\alpha}}^{AIC} = C_{L_{\alpha}}^{WF} + C_{L_{\alpha}}^{HT} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \frac{Sh}{S}$$

$$C_{L_{\alpha}}^{AIC} = 7.26 \text{ rad}^{-1}$$

$$\bar{X}_{ac}^{HT} = \frac{X_{ac}^{HT}}{\bar{c}} \approx 8$$

$$\bar{X}_{ac}^{HT} = 8.353$$

در اینجا حتماً باید عدد پررنگی خود را قرار داد و نمی‌توان از اطلاعات هواپایه‌های مشابه استفاده کرد.

$$\bar{X}_{ac}^{WF} = \bar{X}_{ac}^w + \Delta X_{ac}^F$$

$$\bar{X}_{ac}^w = \frac{X_{ac}}{\bar{c}} = 4.29$$

این پارامتر هم generic نیست و باید از اطلاعات هواپایای خود استفاده کرد.

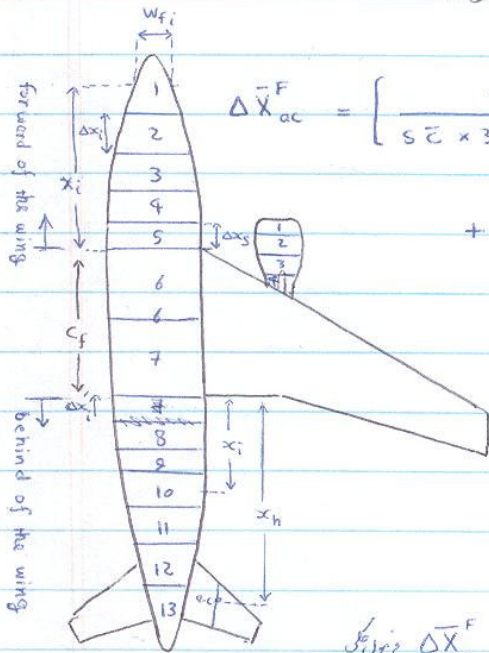
با جایگذاری تمام مقادیر بدست آمده در فرمول صیفوی ۲ داریم :

$$[\text{تنها جدول ما اثرات بدنه روی a.c. بال است.}]$$

ناقصی a.c. هواپایا از زمانه تقسیم بر کورد بال

$$\bar{X}_{ac}^{A/c} = 4.71 + 0.9 \Delta \bar{X}_{ac}^F$$

تمام فرمولایون گفته شده برای بدنه ، برای موتور نیز به کار می رود .



$$\Delta \bar{X}_{ac}^F = \left[\frac{1}{\bar{c} \times 36.5 \times 0.08} \right] \times \sum (W_{fi})^2 \times \left(\frac{d\bar{E}}{d\alpha} \right)_{i-9} \Delta x_{i-9}$$

$$+ (W_{fs})^2 \times \left(\frac{d\bar{E}}{d\alpha} \right)_s \Delta x_s + (W_{f-13})^2 \times \left[\left(\frac{d\bar{E}}{d\alpha} \right)_{f-13} = \frac{x_{i-7-8}}{x_h} \left(1 + \frac{d\bar{E}}{d\alpha} \right) \right] \Delta x_{i-7-13}$$

$$+ 2 \left(W_{EN}^2 \times \left(\frac{d\bar{E}}{d\alpha} \right)_{1-3}^{EN} \times \Delta x_{i-1-3}^{EN} \right)$$

Engine Nacelle
توجه: موتور نیز جز بدنه قلمداد شده است (به عنوان body)

صفحه ۳۲۵ جلد ۴ ماسک

۸۵، ۱۱، ۲۵

$$\Delta \bar{X}_{ac}^F = \left[\frac{1}{\bar{c} \times 36.5 \times 0.08} \right] \times \left[\sum (W_{fi})^2 \left(\frac{d\bar{E}}{d\alpha} \right)_i \Delta x_i + 2 \sum (W_{i-1-3}^{EN})^2 \left(\frac{d\bar{E}}{d\alpha} \right)_i \Delta x_i^{EN} \right]$$

W_{fi}
 $\Delta x_1 = 2.475 \text{ m}$

$\Delta x_2 = 3.712 \text{ m}$

$\Delta x_3 = 3.96 \text{ m}$

$\Delta x_4 = 3.96 \text{ m}$

$\Delta x_5 = 3.96 \text{ m}$

$\Delta x_{10} = 3.712 \text{ m}$

$\Delta x_{11} = 3.2175 \text{ m}$

$\Delta x_{12} = 2.2275 \text{ m}$

$\Delta x_{13} = 1.488 \text{ m}$

$\Delta x_{1 \text{ to } 5} = 2.65 \text{ m}$

$\Delta x_{8-13} = 3.195 \text{ m}$

$C_f = 6.26 \text{ m}$

$x_h = 16 \text{ m}$

$S = 122.9 \text{ m}^2$

$\bar{c} = 4.26 \text{ m}$

(A-320)

(A-320)



: forward of wing

$$x_1 = 4 \times 2.65 + \frac{2.65}{2} = 11.925 \text{ m}$$

$$x_2 = 11.275 \text{ m}$$

$$x_3 = 6.625 \text{ m}$$

$$x_4 = 3.975$$

$$x_5 = 1.325$$

$(\frac{d\bar{e}}{d\alpha})_i$ برای هر امان از منحنی منفری ۳۲۷ جدول ۴ بریت می آید.

$\frac{x_1}{C_f} = 1.905$:	$(\frac{d\bar{e}}{d\alpha})_1 = 1.07$
$\frac{x_2}{C_f} = 1.481$:	$(\frac{d\bar{e}}{d\alpha})_2 = 1.1$
$\frac{x_3}{C_f} = 1.06$:	$(\frac{d\bar{e}}{d\alpha})_3 = 1.2$
$\frac{x_4}{C_f} = 0.64$:	$(\frac{d\bar{e}}{d\alpha})_4 = 1.3$
$\frac{\Delta x_5}{C_f} = 0.423$:	$(\frac{d\bar{e}}{d\alpha})_5 = 2.5$ <small>بهبود اثرات downwash بال نسبت به تغییر اجزا برای عدد گردنری است.</small>

برای جرد ۵ از منحنی دوم استفاده می کنیم

: behind the wing

در مورد behind of the wing ، برای بریت آوردن از فرمول بالا به جای منحنی استفاده می شود

$$(\frac{d\bar{e}}{d\alpha})^{i=8-13} = (1 - \frac{d\bar{e}}{d\alpha}) \frac{x_i}{x_h}$$

$$(1 - \frac{d\bar{e}}{d\alpha}) = 1 - 0.457 = 0.543$$

$$\frac{x_{13}}{x_h} = 1.09$$

$$\frac{x_{12}}{x_h} = 0.89$$

$$\frac{x_{11}}{x_h} = 0.699$$

$$\frac{x_{10}}{x_h} = 0.499$$

$$\frac{x_9}{x_h} = 0.299$$

$$\frac{x_8}{x_h} = 0.1$$

: Engine Nacelle

$$W_{i=1-3}^{EN} = 2.96 \text{ m}$$

$$\Delta x_{1-3}^{EN} = 1.252 \text{ m}$$

$$\frac{x_1}{C_f} = \frac{2.5 \times 1.252}{6.26} = 0.5$$

$$\rightarrow (\frac{d\bar{e}}{d\alpha})_1^{EN} = 1.4$$

$$\frac{x_2}{C_f} = \frac{1.5 \times 1.252}{6.26} = 0.3$$

$$\rightarrow (\frac{d\bar{e}}{d\alpha})_2^{EN} = 1.6$$

$$\frac{x_3}{C_f} = 0.1$$

$$\rightarrow (\frac{d\bar{e}}{d\alpha})_3^{EN} = (\text{Use curve No-2}) = 4$$



تمام طولها را در فرمول صغیری ۵ خون قرار می دهیم:

$$\Delta \bar{X}_{ac}^{fus \& EN} = \frac{1}{122,4 \times 4,26 \times 0,08 \times 3,45} \left\{ \left[2,975^2 \times 1,07 + 3,712^2 \times 1,1 + 3,96^2 (1,2 + 1,3 + 2,5) \right] 2,65 + \left[3,96^2 (0,1 + 0,299 + 0,499) + 3,2175^2 (0,699) + 2,2275^2 (0,89) + 1,488^2 (1,09) \right] 0,543 \times 3,195 + 2 \left[1,252 \times 2,96^2 (1,4 + 1,6 + 4) \right] \right\}$$

$$= 0,3$$

$$\Delta X_{ac}^{fus \& EN} = 0,3 \bar{c} = 128 \text{ m}$$

باتوجه به فرمول بالاس صغیری ۵:

$$\bar{X}_{ac}^{A/c} = 4,71 + 0,9 \times 0,3 = 4,98$$

$$X_{ac}^{A/c} = 21,21 \text{ m}$$

$$X_{ac}^{wing} = 4,71 \times 4,26 = 20,06 \text{ m}$$

$$\frac{X_{ac}^{wing}}{L_{fus}} = \frac{20,06}{37,56} = 0,536$$

c-g هواپیمای داریم. بران اینده هواپیمای پایدار ذاتی داشته باشد باید a.c به اندازه ۱۰٪ کوچکتر از c-g عقب تر باشد. $(\bar{X}_{ac}^{A/c} - \bar{X}_{c,g \text{ aft}}^{A/c} = 0,1)$ استاتیکی طول

در مورد A=320 این مسئله رعایت شده است. (تتها هواپیمایی که ذاتاً ناپایدار استاتیکی است) ^{کوتی}

برای A=320، aft ترین نقطه بران c.g بدست می آید: 21,28m (فاصله c.g aft تا دانفر)

$$X_{c,g \text{ aft}}^{aft} = 21,28 \text{ m}$$

$X_{ac}^{wing} = 15,27$ (فاصله دانفر) (فاصله دانفر) (فاصله دانفر)

$X_{ac}^{wing, HT} = 18,95$ (فاصله دانفر تا 21,28 فاصله دارد) (فاصله دانفر)

$X_{ac}^{wing, fus, HT, EN} = 20,1 \text{ m}$ اثر دم افقی بر EN

$$\bar{X}_{ac}^{A/c} = \underbrace{\bar{X}_{ac}^{wing} \frac{C_{L_{a, wing}}}{C_{L_{a, A/c}}}}_{\text{اثر دم افقی}} + \underbrace{\Delta \bar{X}_{ac}^{fus} \frac{C_{L_{a, fus}}}{C_{L_{a, A/c}}}}_{\text{اثر بدنه}} + \underbrace{\bar{X}_{ac}^{HT} \frac{S_{HT}}{S} \frac{C_{L_{a, HT}}}{C_{L_{a, A/c}}} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right)}_{\text{اثر دم افقی}}$$

$$\frac{17,03}{4,26} \times \frac{6,51}{7,26} + 0,3 \times \frac{6,51}{7,26} + \frac{35,56}{4,26} \times 0,285 \times \frac{4,85}{7,26} (1 - 0,452)$$

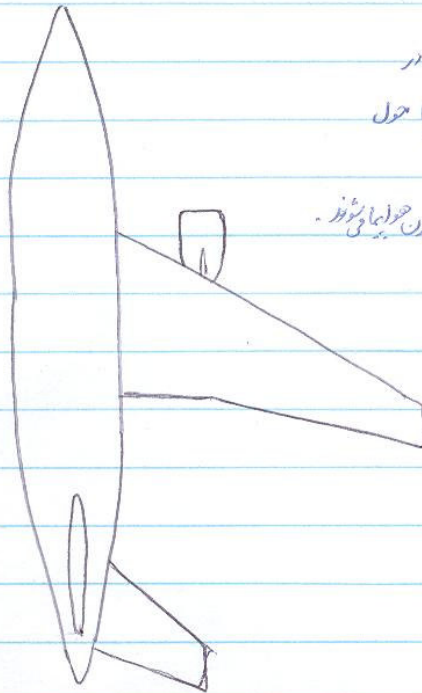
کل می بینیم که X_{ac}^{AIC} و X_{cg}^{AIC} در حالیتی هم هستند و هواپایا در aft ترین نقطه c.g. ذاتاً ناپایدار است. اما اگر c.g. به جلو حرکت کند مشکل ناپایداری حل می شود. باز هم توجه شود که فقط در یک بریم پرواز این مشکل وجود دارد.

با بزرگتر کردن دم، مشکل ناپایداری تا حدی حل می شود. البته مستقیم تر کردن سازه در عقب هواپایا مشکلات دارد از جمله در هنگام فرود. وقتی چرخ عقب به زمین گذاشته می شود، همان زیادس به عقب هواپایا وارد می شود. از طرفی وزن هواپایا بیشتر می شود که عدد باعث افزایش مصرف سوخت می شود.

A-320، دم عقب را بزرگتر کردند. نکته از سیستم fly by wire استفاده می کنند (از سیستم هیدرولیک نیز می توان استفاده کرد اما سیستم fly by wire دارای سرعت عمل بیشتری است) بلای طلوع کنترل

design analysis for

Book13 : Static Directional Stability Of Future NarrowBody (FNB)



اگر یک جسمی بار جانبی به هواپایا برخورد کند در صورتیکه هواپایا دم عمودی نداشته باشد، هواپایا حول c.g. می چرخد. (حل فرعی)

controlability, Stability مانع چرخیدن هواپایا می شود. استفاده از دم

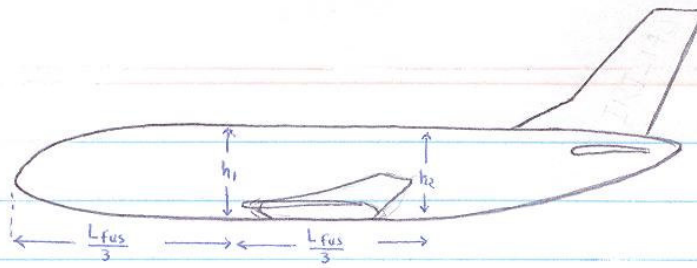
side wind باعث افزایش درگ و در نتیجه افزایش مصرف سوخت می شود.

IF $C_{n\beta} = 0.0010 \text{ deg}^{-1}$ → Static directional Stability

$$C_{n\beta} = C_{n\beta}^w + C_{n\beta}^{fus} + C_{n\beta}^{vt}$$

طبق کتابی در سطح مقطع ۲، $C_{n\beta}^w \approx 0$





$C_{n\beta}^w \approx 0$ for Conceptual design approach, but for detail analysis, if there is dihedral (as always) an empirical relations helps to determine $C_{n\beta}$ in Part 6.

$$C_{n\beta} \approx \left[-57.3 K_N K_{RL} \left(\frac{S_{fs}}{S} \times \frac{L_{fus}}{b} \right) \right] + C_{L\alpha}^v \frac{S_v}{S} \times \frac{x_v}{b}$$

$$C_{L\alpha}^v = \frac{2\pi A^{vt}}{2 + \sqrt{4 + \frac{A^{vt} \beta^2}{K^2} \left(1 + \frac{15^2 \Lambda^2}{\beta^2} \right)}} \quad \text{حالت نرم های فرمول فوق را حساب می کنیم:}$$

$$C_{L\alpha}^v = \frac{2\pi (1.6^3)}{2 + \sqrt{4 + \frac{1.6^2 \times 0.328^2}{0.994^2} \left(1 + \frac{15^2 \times 28}{0.328^2} \right)}} = 2.8 \text{ rad}$$

$$S_v = 29.4$$

$$S = 122.4$$

$$\frac{x_v}{b} = 0.465$$

برای یافتن K_N صفر ۳۹۹ بخش ۴ را کم:

$$K_N = \frac{x_m}{L_{fus}} = \frac{L_{cg}}{L_{fus}} = \frac{21}{37.54} = 0.56$$

$$\frac{L_{fus}^2}{S_{BS}} = \frac{L_{fus}^2}{S_{fs}} = \frac{37.54^2}{115.28} = 12.22$$

Body Side Fus Side

$$\sqrt{\frac{h_1}{h_2}} = 1 \quad (h_1 = h_2 = 3.96 \text{ m})$$

$$(از بلندترین نقطه ی بروز تا پایین ترین)$$

$$\text{Body width} = 3.96$$

با اطلاعات فوق داریم:

$$K_N = 0.00125$$

برای بدست آوردن K_{RL} از صفحه ۹۰۰ جلد ۴ راسم استقرار می‌کنیم

$$K_{RL} = \frac{0.0007 \cdot l_{fus} \cdot M}{P_{35000ft} \cdot R_{fus}} \times 37.54 \times 0.82 \times 295 \times 3.281 \times 3.281 = 189 \times 10^6$$

تبدیل واحد

$$K_{RL} = 2.08$$

مثال داده‌های فوق را در فرمول بالایی صحتی قبل قرار می‌دهیم:

$$C_{n\beta} = 0.0591 \text{ rad}^{-1} \approx 0.001 \text{ deg}^{-1} \quad \text{Verify good}$$

هواپیماهای باریک پیکر، از نظر سمتی دولت دارند که پایدار باشند اگر پایدار سمتی نباشند باید از سیستم SAS استفاده کرد.

اگر $C_{n\beta}$ از این مقدار کمتر باشد، هواپیمای ناپایدار می‌شود و باید مساحت دم عمودی را بیشتر کرد.

۱۳۲، ۸۵

شرایط بحرانی؛ زمانی که یک موتور از این می‌رود ۲، جلد ۲ و جلد ۹ راسم

Design Analysis of Rudder Size at Min Control Speed with OEI.

a) Initial Information:

$$S = 122.5 \text{ m}^2 \quad \text{با توجه به داده‌های A-320}$$

$$T = 27000 \text{ lbf}$$

standard sea level

$$V_{app} \approx 72 \text{ m/s} \rightarrow V_{stall} = \frac{1}{1.3} V_{app} = 55.38 \text{ m/s} = 182 \text{ fps}$$

$$V_{mc} = 1.2 V_{stall} = 218.4 \text{ fps}$$

V_{mc} ← اگر هواپیمای از این سرعت
 به‌طورکلی پایین بیاید
 در شرایط stall قرار می‌گیرد

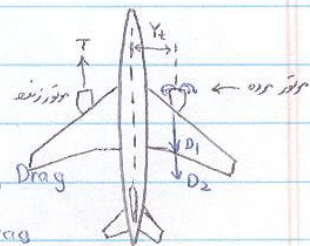
فرض اول راسم:

$$N_{t \text{ critical}} = T_{\text{each}}^{\text{static, s/l}} \times Y_t$$

$$N_D = 0.25 N_{t \text{ critical}}$$

$$D_1 = \text{wind Milling Drag}$$

$$D_2 = \text{Spillage Drag}$$



$$N_{t \text{ crit}}^{\text{Total}} = 1.25 T_{\text{each}} \times Y_t$$

$$\delta_r = \frac{1.25 T_{\text{each}} \times Y_t}{\bar{q}_{mc} \times S \times b \times C_{n_{\delta_r}}}$$

بدست آوردن پارامترهای موجود در فرمول:

هرچه $C_{n_{\delta_r}}$ بیشتر باشد (مادر کمتر باشد) δ_r نیاز نیست که برای کنترل هواپایا زیاد بچرخد یعنی ما δ_r

$$\frac{Y_t}{b} = 0.18175$$

$$\bar{q}_{mc} = \frac{1}{2} \rho_0 (218.4)^2 = 56.7 \text{ lb/ft}^2$$

$\rho_0 = 2378$

هرچه بیشتر باشد بهتر است یعنی هرچه سرعت هوا کم تر باشد مادر می خورد بیشتر باشد ، قدرت مادر بیشتر است (مادر کمتر می چرخد)

صفحه 462 جلد 6 ، فرمول $C_{n_{\delta_r}}$ را ارائه می دهد.

$$C_{n_{\delta_r}} = -C_{y_{\delta_r}} \left(\frac{l_v \cos \alpha + z_v \sin \alpha}{b} \right)$$

$\alpha = 10^\circ$

ضریب قدرت مادر یا ضریب Yawing

that: $l_v =$ longitudinal Distance between VT_{arc} and CG_{aft}

$z_v =$ Vertical " " " "

بازه بر $A=320$

$$\frac{l_v}{b} = 0.471$$

$$\frac{z_v}{b} = 0.197$$

$$\rightarrow C_{n_{\delta_r}} = -0.489 C_{y_{\delta_r}}$$

$$C_{y_{\delta_r}} = \frac{C_{L_{\alpha_v}}}{C_{L_{\alpha_{theory}}}} \times K_S \times K' \times \frac{S_v}{S} \times \frac{C_{L_{\alpha}}}{C_{L_{\alpha_{theory}}}} \times C_{L_{\alpha_{theory}}} \times C_{L_{\alpha_{theory}}} \times C_{L_{\alpha_{theory}}}$$

$P=223-230 \text{ Pg}$

هواپایا در زمان یک موتور خاموش ، هم اول دارد هم پایا .

$$K_S = 1 \quad (K_v \text{ در واسم})$$

$$k' = 0.87 \text{ عامل لقیقت دهن مادر موقعی که قلب دارد}$$

δ_r طبق لغتی راست نباید بیش از ۲۵ درجه منحرف شود. (برای بدست آوردن k' باید δ_r را اینجوری حساب کنیم)

$$\frac{C_L}{C_{L_{theory}}} = 0.98$$

صفحه ۲۲۸ ، ۲۳۰ جلد ۶ واسم

$$\frac{C_{L_{theory}}}{C_{L_{\alpha_{theory}}}} = 4.5 \quad (\text{قدرت لقیقت دهن بکن از مادر})$$

جدول بعد $(\frac{C_F}{C} = 0.3, \frac{z}{c} = 10\%)$

$$\frac{(\alpha_S)_{cl}}{(\alpha_S)_{cl}} = \frac{1.02}{0.85} = 1.2$$

صفحه ۲۹۱ جلد ۶ واسم $AR_{vt} = 1.87$

ابتدا $(\alpha_S)_{cl}$ را بدست آورده و با معلوم بودن آن از جدول بعد ، عبارت فوق \uparrow را بدست می آوریم .



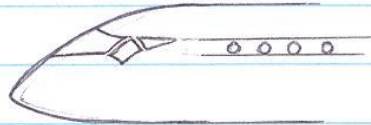
با قراردادن پارامترها
در فرمول $C_{n_{\delta r}} = -0.113 \text{ rad}$

با قراردادن کل پارامترها
در فرمول $\delta_r = \frac{1.25 \times 27000 \times 1.6175}{56.7 \times (122.5 \times 10^{-76}) \times 0.113} = 0.646 \text{ rad} \approx 37^\circ$

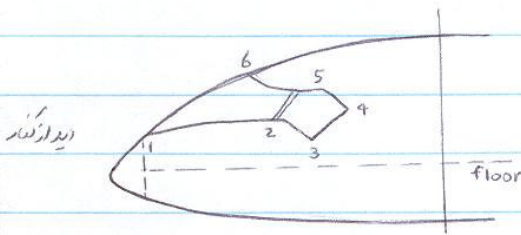
این عدد بدست آمده خیلی زیاد است.
بنام دنیاد کردن پارامترها، نهایتاً δ_r برابر 30° بدست می آید.
هرچه δ_r کمتر باشد بهتر است. یعنی رادار با چرخش کمتر، کار لازم را انجام دهد.

Book 14 : Flight Deck Design Layout - Guide Lines

→ هواپیمای طرح ثابت

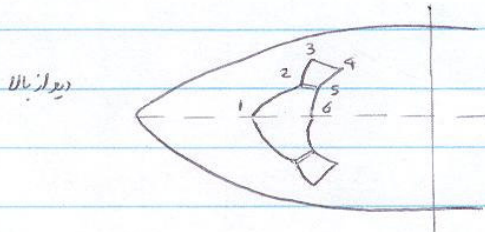


شیب عمودی : دید زیاده تر
شیب افقی : دید کمتر، استحکام آن باید بیشتر باشد

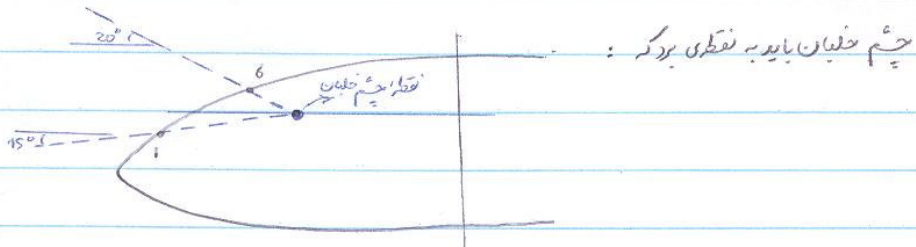
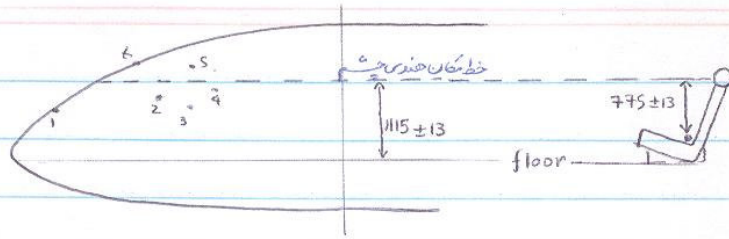


نقطه های کلیدی را باید مشخص کرد.
کف هواپیمای مشخص گردد.

صفحه ۲۹



مکان هندسی شیب چلبان 115 ± 13 می باشد
بعدتها را مشخص می کنیم.



حالت صندلی را به جایی می بریم که چشم خلبان در قسمت مشخص شده قرار گیرد.

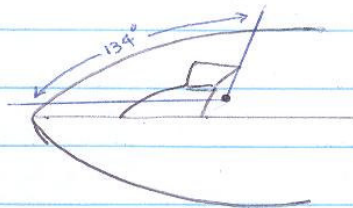
حالت شیشه ها را می نوازیم.

تعیین ازا این کار ، فاصله ی چشم خلبان اول و دوم باید در حدود ۱ متر تا ۱۰ متر می باشد.

نقطه ی نوک تا چشم خلبان : صغیر ۹۰ تا بزرگ ۹۰
Torembic
نقطه ی پیرال

(به طرف شیشه دورتر)

چیدمانی پنجه باید طوری باشد که اگر چشم به اندازه ی ۱۰۷ درجه به کنار بچرخد، خلبان بتواند بیرون را ببیند
یعنی نقطه ی ۴ در نمای بالا باید طبق همین قاعده مشخص شود. شیشه ی دید کناری باید بر روی
باشد که اگر چشم خلبان به اندازه ی ۱۳۴ درجه به کنار بچرخد، بتواند بیرون را ببیند.



۸۵/۱۳/۱۶

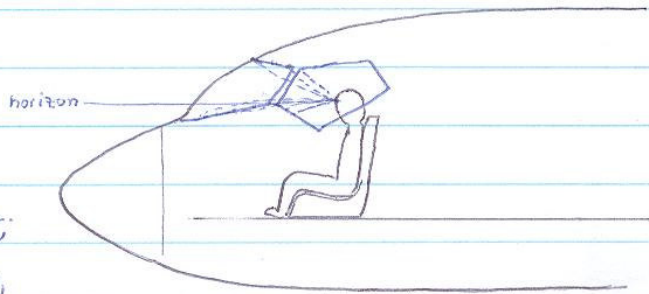
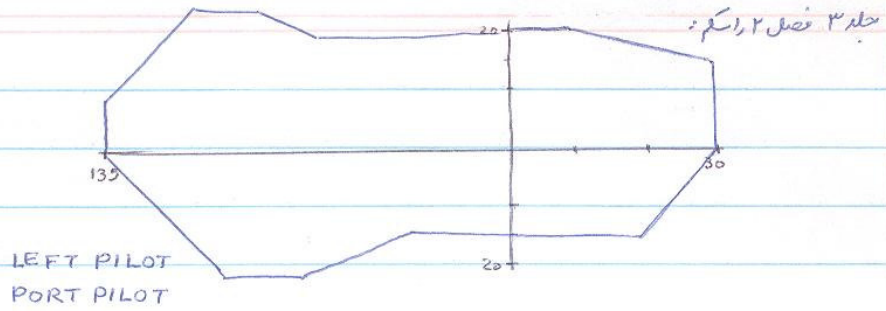
Step One: Locate Windshilde of pilots externally

Step two: locate eyes of the pilot, head, seat in side

Step three: windshield adjustment for pilot min. Visibility



مرحله ۳
step 3



تقاضای باروری بیشتر

انتخاب می کنیم ، بعد از

پیشم نظایان برآورد

نقاط وصل می کنیم

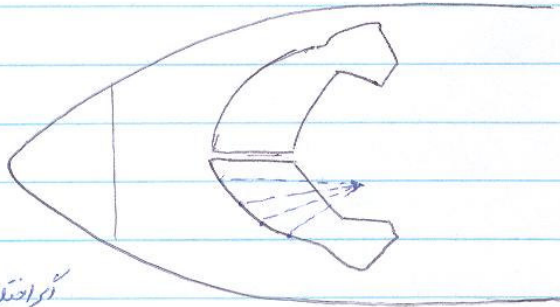
برحسب زوایای این

خطوط با خط افق

موردار یا لا راسم می کنیم

اگر اختلافی وجود داشت باید نقاطی

را که بیشتر را تشکیل می دهند اصلاح کردند تا نمودار فوق بدست آید.



Book 15 : Structural Layout Architecture Design.

15.1) Study NarrowBody Exploded Views.

A320, B757, A380, A318 VIP, B717 ^{شکلهای انفجاری هواپیماهای بزرگ و کوچک}

معمولی ۲۲۲, ۲۲۳

□ Structural Design Roadmap

- Structural Design Group ①, ③, ⑤
- Loading Design Group ②
- Structural Design Analysis ④
- Structural Test Group

1) Architectural Design of Structure.

2) LOADING Design Group

3) Structural Preliminary Design.

- Location of A/C Systems
- Initial Sizing

4) Structural Design Analysis. (CATIA → MSC NASTRAN)

5) Initial Structural Detail Design.

MORRUP Model

6) Final Detail Design

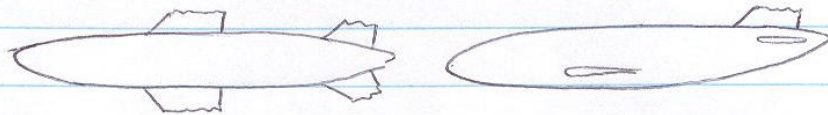
15.2) Fuselage Typical Loading Design

- pressurization
- Empenage loading on Fuselage Due to trim.
- Maneuvering, Turbulance
- Gusts
- LDG loads Due to ~~LDG~~ Landing Impact
- Taxi and Ground Maneuvering
- Adequately Crash Survivalable



15.3) Fuselage First Architectural Design طراحی اولیه بدنه هواپیما

Step 1: Side View, Plane View on A3



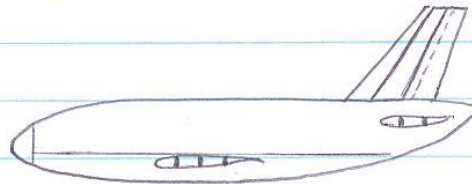
Step 2: Locate Flooring



مکانی زیر ریل باید درست و محکم طراحی شود تا بتواند بارهای مختلف را تحمل کند.

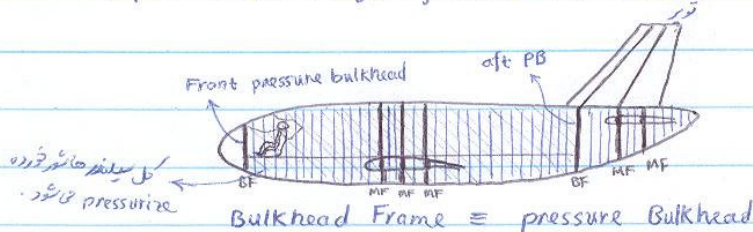
Step 3: Locate Wing Attachment and Draw Spar Section

Step 4:



Step 4: Locate Spars of H-Tail and V-Tail to fuselage attachment.

Step 5: Locate Major frames (MF) and Bulkhead Frames (BF).



Major Frame ها و ضلعی هستند اما Bulkhead Frame ها توپر هستند.

Step 6: Measure Distance Between Major Frame (L_{BMF})

Number of Minor Frame (MNF)

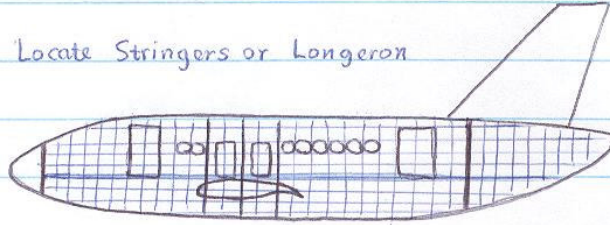
$$\text{no of MNF} = \frac{L_{BMF}}{18-22}$$

Minor Frame ها (ز) Front BF تا aft BF با تعداد گفته شده قرار داده می شوند.



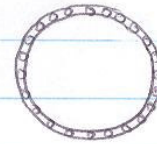
step 7: Depth of Frames = $0.02 d_f'' + 1$ (inches)

step 8: Locate Stringers or Longerons



longeron is a heavy stringer

$$\text{no of Stringer} = \frac{\pi D_{fus}}{\delta \text{ to } 12''}$$



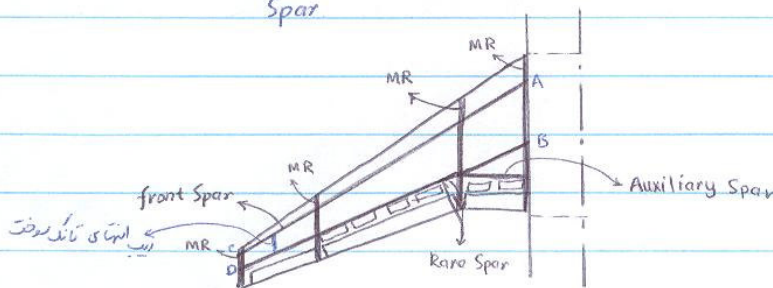
step 9: Locate Passenger window, Emergency Door, Service Door, Entrance Door
 به فضای پشت تصویر

15.4) Wing (HT, VT) Conceptual Structural Architecture Layout of FNB.

step 1: Draw plan View of the Wing

step 2: Show Control Surface Boundaries and Engine Disposition

step 3: Locate Rar Spar and Auxiliary Spar and front Spar



$$\text{Spar Spacing} = 45\% \text{ to } 65\% \bar{c} \quad (.55\% \bar{c} \text{ optimum})$$

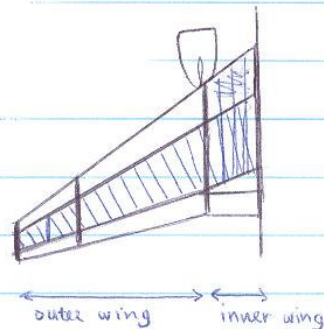
Step 4: Locate Major Rib (MR)

Step 5: Show Wing Torque Box :

torque Box = ABCD

step 6 : Locate Minor Ribs

$$\text{no of Minor Ribs} = \frac{L_{BMR}}{29''}$$



Minor Rib ها معمولاً عمود بر Rare Spar هستند

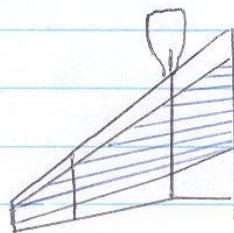
step 7 : Establish Center Wing as attached to wing
Wing Torque Box



برخی از قسمت های بال ، ریب های توپر برای جدا کردن تانک های سوخت از یکدیگر به کار می روند.

step 8 : Locate Stiffeners Spanwise

$$\text{No. of Stiffeners} = \frac{(L_{BSPAR}) \text{ at every section}}{8'' \text{ to } 12''}$$



Book 16: Protocol Design Integration of Avionic Systems.

AVIONIC : Aviation Electronic.

- 1. Communication
- 2. Navigation
- 3. Flight and System Status Instruments
مثلا آنا نسبت به رادار و Aircondition و ...
- 4. Warning System
- 5. Swithology
- 6. Controls
- 7. Flight Safety System

16-1) Communication Protocol of Integration Design and Intercom

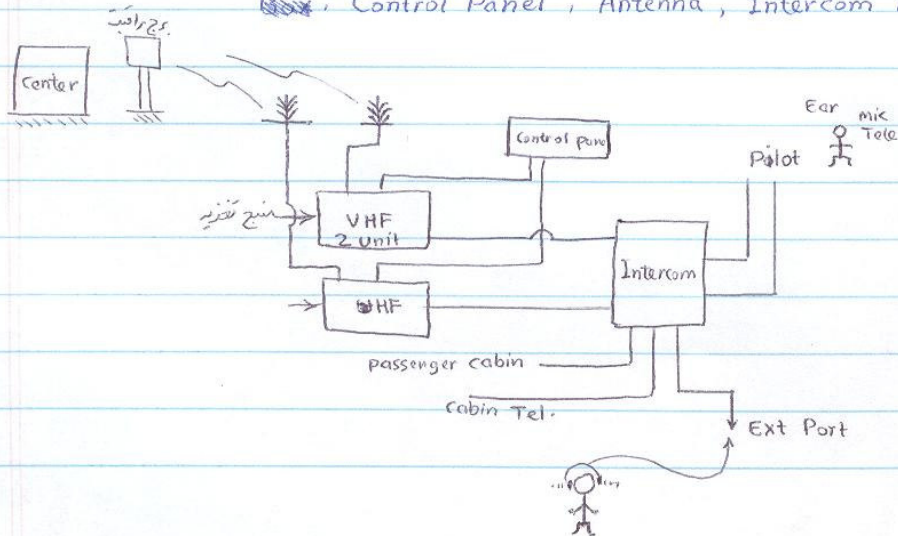
Side View and Top View of FNB

Close View (Top and Side View) of Flight Deck

Radio Communication:

A) Major Components :

- Earphone
- ~~Earphone~~, Telephone, Microphone, Radio, VHF, HF Boxes
- ~~Box~~, Control Panel, Antenna, Intercom Boxes.



☑ مایه HF برای بردهای طولانی است. از طرفی دارای وزن زیاد و قیمت زیاد هستند.

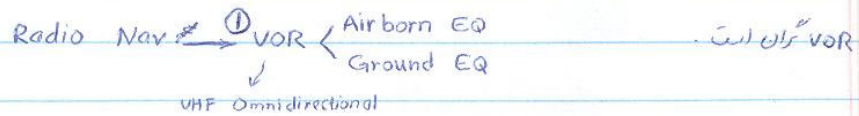
☑ دو آنتن، یکی روی هواپایا برای وقتیکه روی باند است و یکی زیر هواپایا برای ارتباط برقرار کردن در هنگام پرواز وجود دارد.

☑ دو مایه VHF برای هواپایا نیاز است.

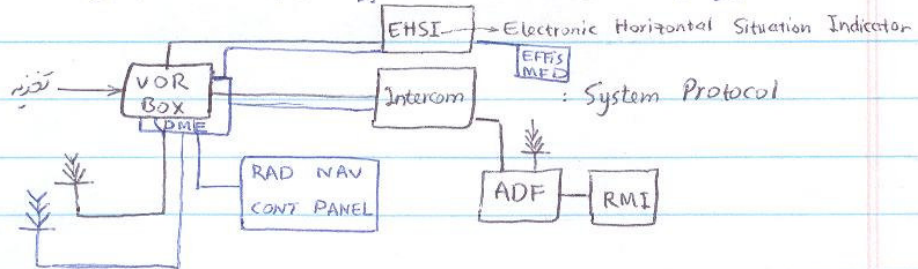
☑ هر رادیو، آنتن مخصوص خودش را می خواهد.

16-2) Navigation Protocol of Integration Design:

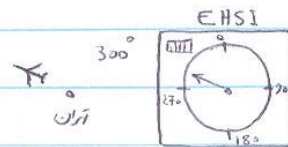
- a) Radio Nav. → essential, reliable
- b) Satellite Nav. → secondary, Auxiliary
- c) Inertial Nav.



هر شهر یا ایستگاه، یک VOR دارد. و هواپایا وقتیکه به یک ایستگاه یا شهر می رسد به VOR آن ایستگاه وصل می شود.



تجزیه



← پرواز در آسمان صاف VFR : Visual Flight Rule

← پرواز در ابودر IFR : Instrument Flight Rule

DME : Distance Measure EQ

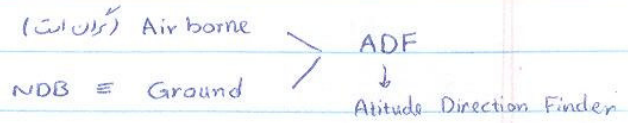
هیچ نوع هوایی بدون فرکانس VOR تأثیر ندارد.



هم نوع پیشرفته‌تری از EHSI هست که به صورت LCD است . MFD , EFFIS

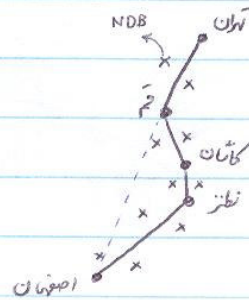
Multi Function Flight Display

- a) Radio Nav
- ① VOR
 - ② DME
 - ③ ADF



Radio Magnetic Indicator: RMI

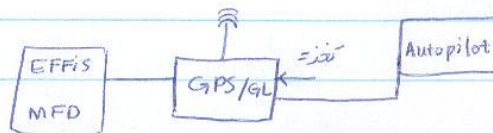
تعداد VOR , ADF , DME باید ۲ واحد باشد .

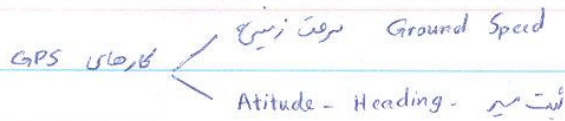


b) Satellite Nav → GPS (global Positioning System)

GPS ها به Nav star وصل می‌شوند

GPS/GL ها به " وصل می‌شوند و هم به ماهواره‌های روس وصل می‌شوند

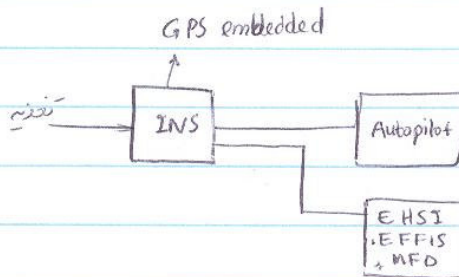




c) Inertial Nav. → INS (Inertial Nav System)

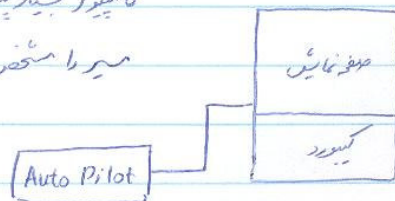
INS نیزه آنتن و نیزه ماهواره نیاز دارد. این دستگاه در ترکیب c.g هوابیما سوار می شود و یک سری شتاب سنج وژیروسکوپ در این دستگاه وجود دارد. بیشتر برای جنگنده به کار می رود. هر لحظه یک longitude و latitude دارد. بر آن یک Lat و long و Altitude بران میر نهایی می توان داد.

مشکل INS خطای آن است و هر مقدار راهی که می رود مقدار خطا دارد. این مشکل توسط GPS Embedded رفع می شود. البته ممکن است GPS خراب شود یا از کار بیفتد.



FMS : ۷۰۰ تا هزار دلار تا ۹ میلیون دلار قیمت دارد.

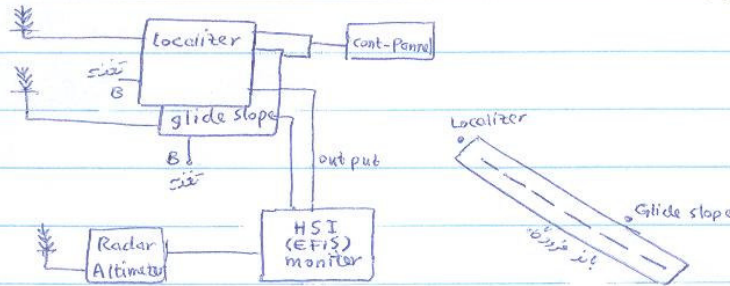
کامپیوتر بسیار پیشرفته
میرا مشخص می کنند و در هر قسمت میر سرعت و ارتفاع را پیشنهاد می کنند.



۲۵، ۱۲، ۲۴

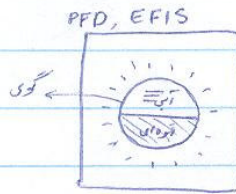
ILS : Instrument Landing System

ILS دارای دو دستگاه است :



EFIS = Electronic Flight Instrument System

امروزه به جای HSI از EFIS استفاده می‌شود.



اگر اختلاف با خط مرکز باشد وجود داشته باشد این دستگاه اختلاف را نشان می‌دهد.

Radar Altimeter Landing برای نیاز است چنان



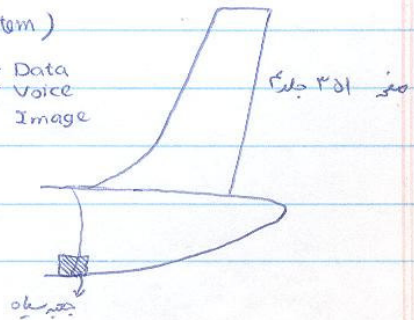
در محدوده‌ی ناوبری دستگاه‌های داریم :

16-3) Flight AID (FRIENDLY) Systems :

Flight Control & Autopilot System

FMS (Flight Management System)

FDA: Flight Data Acquisition ← Data Voice Image
 CVR: Cockpit Voice Recorder ← Data Voice Image

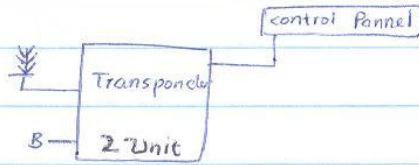


در حدود ۱۱۰ تا ۱۲۰g را می‌تواند تحمل کند.



16.4) Flight Safety Systems :

1) ATC Transponder (Air Traffic Control)

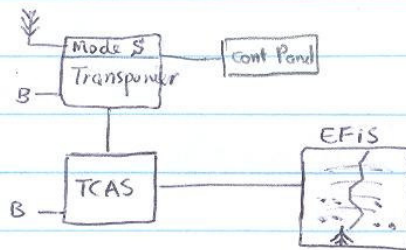


این ارتفاع پرواز ، مقدار سوخت باقی مانده در هواپیمای و کد ATC ، اطلاعاتی هستند که به ATC transponder می‌رسند

می‌رسند

2) Weather Radar

3) TCAS (Traffic Collision Avoiding Sys (دستگاه جلوگیری از تصادف هواپیما))



TCAS اطلاعاتش را به EFIS می‌دهد

کار دیگر TCAS ، این است که Resolutionary Advise می‌دهد یعنی فرمانی می‌دهد که حتماً باید اجرا شود

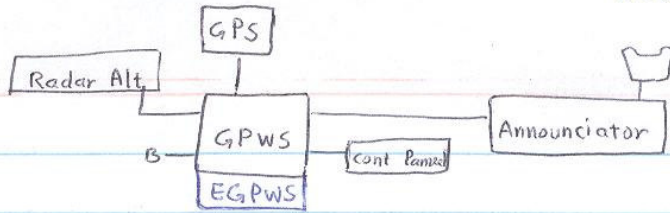
اگر در هر دو هواپیمایی که به پرواز می‌کنند ، این دستگاه وجود دارد و عملگر را توسط این دستگاه می‌بینند در یک هواپیمایی این دستگاه مثلاً فرمان climb می‌دهد و در هواپیمایی دیگر فرمان descent می‌دهد تا دو هواپیمای بهم برخورد نکنند.

4) GPWS (Ground Proximity Warning System)

(CFIT) : Control Flight Into Terrain

بیان از کلمات سوانح هوابی تحت عنوان بالا طبقه بندی می‌شود





EGPWS = Enhanced GPWS

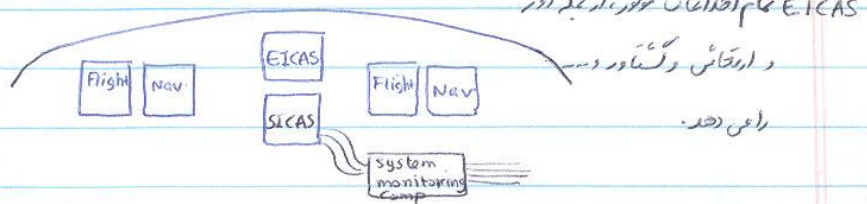
به کل دستگاه EGPWS می‌گویند : TAWS

EGPWS وجود کوه را به هواپیمای ~~پilot~~ هشدار می‌دهد و رسیدن اجباری به بران هواپیمای است و Lat و Long را به هواپیمای اعلام می‌کند.

5) ELT (Emergency Locator Transmitter)

این دستگاه، نارنجی رنگ و در کنار CVR و FDA سوار می‌شود. وقتی که از 1g بیشتر به هواپیمای وارد شود، ELT سیگنال می‌فرستد و از طریق ماهواره به تمام مراکز خبر داده می‌شود که این ELT در این Lat و Long دارد سیگنال می‌فرستد.

6) EICAS (Engine Indicator & Caution Advisory Sys) + SICAS (Systems)



EICAS علاوه بر نشان دادن تمام اطلاعات، تمام رفتار موتور را ضبط و ثبت می‌کند و اگر یکی از این اطلاعات خارج از محدوده باشد، هشدار می‌دهد. علاوه بر آن، سلامت موتور را بررسی می‌کند.

در SICAS، سیستمها، شامل تمام سیستمهای هواپیمای از جمله سیستم تهویه و Air condition و ... می‌شود.

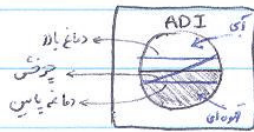
تمام اطلاعات سیستمها به System monitoring Comp داده می‌شود و این دستگاه علاوه بر وضعیت سیستمها را با وضعیت سلامت موتور مقایسه می‌کند و به SICAS می‌دهد.

7) Airport Awareness System.

16.5) Flight Instrument System – or Flight Status System

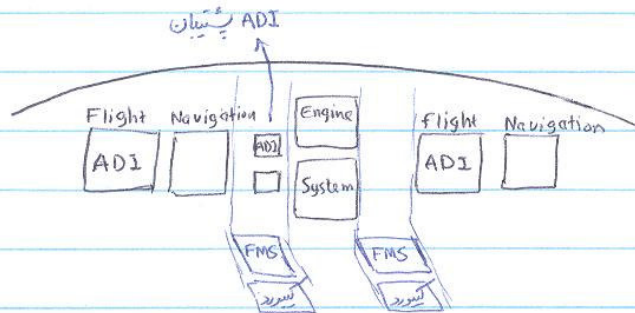
اطلاعات پروازی از جمله ارتفاع، عدد مانع، (طای هواپیرون (OAT) و فشار هواپیرون (PAP) و سرعت (Ground, Indicated, True) و سرعت عمودی (Vert Speed) و ارتفاع (ارتفاع از سطح زمین و ارتفاع قاری) می باشد.

اطلاعات وضعیت از جمله: مانع بالا، مانع پایین، چرخش، Bank،

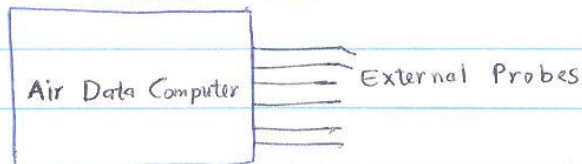


ADI : Altitude Direction Indicator

سه تا ADI وجود دارد. یکی برای تخلیاب اول و یکی برای تخلیاب دوم و یکی پشتیبان است.



تمام سیستمهای خارجی ابتدا به این دستگاه می آید بعد به نمایشگرهای بالا می رود.



۲۸/۱/۲۲

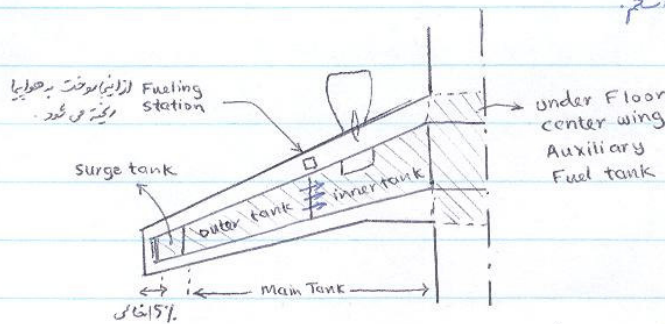
Book 17: A/C Fuel System Conceptual Layout Design.
 Concept Design For Integration of Fuel System (F-S)
 At FNB Level
 P/B/L (Protocol Block Diagram Location)

17-1) Initial Data

- ✓ $T_{max, T.O, S/L, static}^{each\ engine} = \checkmark$ داده‌های لازم
- ✓ Engine Illustration شکل موتور را در جلد ۲۸۱ به دست آوریم
- ✓ Aircraft Preview
- ✓ $SFC_{T.O} = \checkmark \text{ lb/hr/lbf}$
- ✓ $\dot{M}_{fuel\ req} = T \times SFC = \checkmark \text{ lb/hr}$
- ✓ $\dot{M}_{fuel\ supply} = 1.5 \dot{M}_{fuel\ req}$
- ✓ $W_{fuel\ max} = \checkmark \text{ ton}$
- ✓ $V_{wing\ Tank} = \checkmark \text{ m}^3$
- ✓ $W_{wing\ Tank} = \checkmark \text{ ton}$
- ✓ $W_{wing\ center\ Tank} =$
 Yes My wing Accomodate $W_{wing\ tank}$
 No My wing is short to Accomodate $W_{wing\ tank}$
- ✓ $W_{Fuel\ Fuselage\ underfloor}$

17-2) Fueling, Tankage Architecture SubSystem Design:

منظوری ۳۰۰ جلد ۴ را بخوان



بخارهایی بوجود آمده از گرم شدن تانک سوخت، از طریق لوله‌هایی به surge tank می‌رود و آنجا ضمن صورت گرفتن و بخار سوخت تبدیل به مایع شده و به تانک سوخت برمی‌گردد و بخارهایی که خارج نمی‌شوند خارج می‌گردد

در سیستم سوخت رسانی برای ایمنی بیشتر، سیستم سوخت رسانی برای هر موتور به صورت جداگانه است.

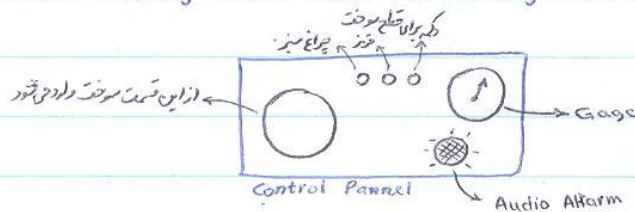
سوخت در ابتدا از تانک بدنه به موتور رفته و بعد از سوخت باها استفاده می شود. هر چه بال سفید تر باشد، کمتر در معرض تنش قرار دارد. (در هواپیمای ضربه ای این برعکس است) بال زودتر بلوغ می یابد چون در معرض آسیب قرار دارد.

طراحان سوخت باید کاری کنند تا سوخت در هنگام پرواز، متلاطم نگردد. به این منظور از valve های استفاده می شود که سوخت فقط از inner به outer برود و قابلیت برگشت ندارد.

برای ریزش سوخت به هواپیما باید از یک نقطه سوخت را باقی بماند به تمام تانک ها ریخته شود

We need A Single point Pressure Fueling Port

Pressure Fueling Port Must Be Easily accessible.



اگر سوخت پیش از اندازه زده شود، سوخت از surge tank بیرون می ریزد.

به شکل ۱۷-۴۵ جلد ۴ صفحه ۳۰۰ را سگم نگاه کنید.

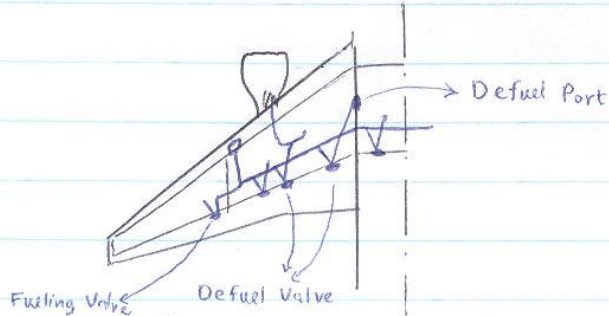
سوخت از تانک outer به inner و بعد به center tank ریخته می شود و از آن طرف به بال بعدی می رود.

یک نقطه ای دیگر برای سوخت رسانی به تانک وجود دارد (برای شرایطی که پمپ خراب شود...) که در بالای تانک بیرون وجود دارد.

B-767 به تانک مرکزی در بدنه ندارد و Auxiliary Tank آن در تریکی بال داخلی است.

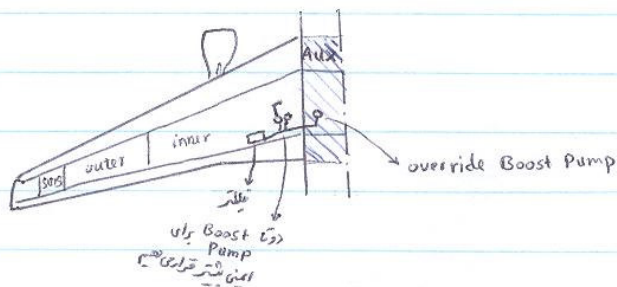


17.3 - Defueling, Draining, Dumping Sub-System Concept Design:



17.4 - Fuel Feed Sub-System

شکل ۱۸-۵ صفحه ۳۰۱ جدول ۳۰۱



دقت override Boost Pump کار می‌کنند. Main Boost Pump ها کار نمی‌کنند تا اینکه تانک مرکزی خالی شود. بعد از خالی شدن تانک مرکزی در بدنه Main Boost Pump شروع به کار می‌کنند.

بر راه سوخت باید از Filter استفاده کرد. دقت Filter بکورد از یک شیر به نام By-Pass Valve استفاده می‌شود.

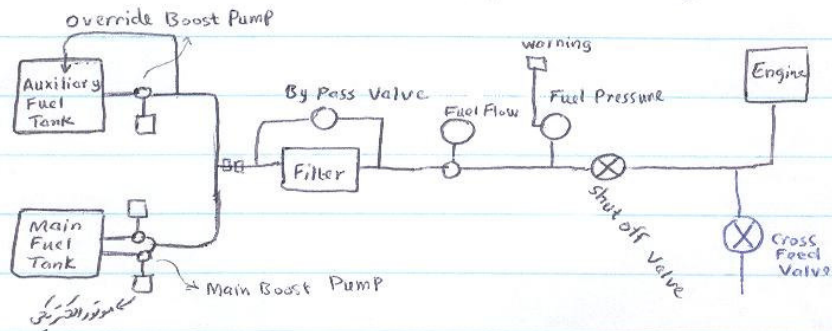


Figure : Block Diagram From Boost Pump To Engine

این سیستم فوق خراب شود باید در خطی اول، سوخت به صورت گرانس وارد شود در خطی دوم، تخلیه باید Boost (تسریع) تسریع به نام Cross Feed Valve را باز کند تا Boost Pump های طرف دیگر به موتور این طرف سوخت برساند

17-5 - Automatic Sumping Sub-System

این سیستم مخصوص هواپیماهای مسافربری است و هواپیماهای جنگنده فاقد چنین سیستم هستند

شکل ۲۰-۵ صفحه ۳۰۲ جلد ۴ راسکم

... is Open to Atmosphere.

Ejector Pump قطرات آب را پمپ می کند

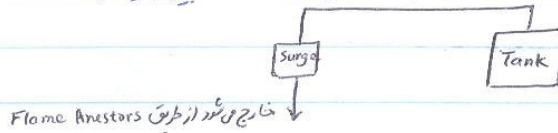
درودی پمپ های Ejector له های است که بیشتر در مکان هایی هستند که آب جمع می شود

خروجی Ejector Pumps به Boost Pump وصل است و Boost Pump آب ها را تخلیه می کند (این آب ها در مکانی به نام Sump جمع می شود)

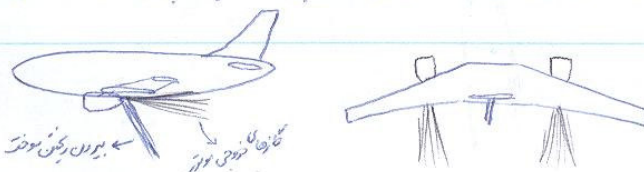
17-6 - Fuel Tank Vent Sub-System

شکل ۱۹-۵ جلد ۴ راسکم صفحه ۳۰۱

در این سیستم دو پدیده داریم : رطوبت بیرون به تانک سوخت می رسد و قطرات آب در تانک جمع می شود که هوا را با بارها سوخت مشکل ایجاد می کنند. این بارها به Surge Tank می شود و از اینجا سوخت غیر قابل استفاده بیرون ریخته می شود



توجه: بیرون ریختن سوخت به سوخت از زیر هواپیما به طرف پایین Dump می شود. (در سوخت از نزدیک ها به بیرون ریخته شود ممکن است با گازهای داغ خروجی موتور در پشت بال مخلوط شده و به دم هواپیما حرات وارد کند)



18-7 - Fuel Quantity Indicator Sub-System

مقدار سوخت در تانک‌های مختلف را نشان می‌دهد.
 مخدیان از طریق این سیستم به ریتیم تکمیلی سوخت را مشاهده می‌کنند

۱۳۹۲/۱۲/۲۹

Book 18 ; DESIGN & INTEGRATION OF LIFE SUPPORT SYSTEM IN FNB.

$$T = 20 - 25^{\circ}\text{C}$$

$$P = 0.8 - 1 \text{ atm}$$

Life Support system	}	Fresh Air and Humidity
		Air with Appropriate Temperature
		Air with Appropriate pressure
		Aircraft Ice protection
		Rain Reppelend
		Wind Shield de-Humidifier <small>طوریته نزل</small>

18-2) ECS (Enviromental Control System) or Air Condition

18-1) Initial Data and Introduction :

Cabin Layout

Section

Side View

Cabin Volume (Passenger and Flight Cabin)

No. of Pax high Density and Flight and Pax Crew

Toilets and Gallies

1 Kg/min Fresh Air for Toilets and Gallies and Flight

Deck.



0.33 kg/min minimum for Pax

20 ft³/min Per Pax

\dot{m} for life support < 0.05 \dot{m}_{engine}

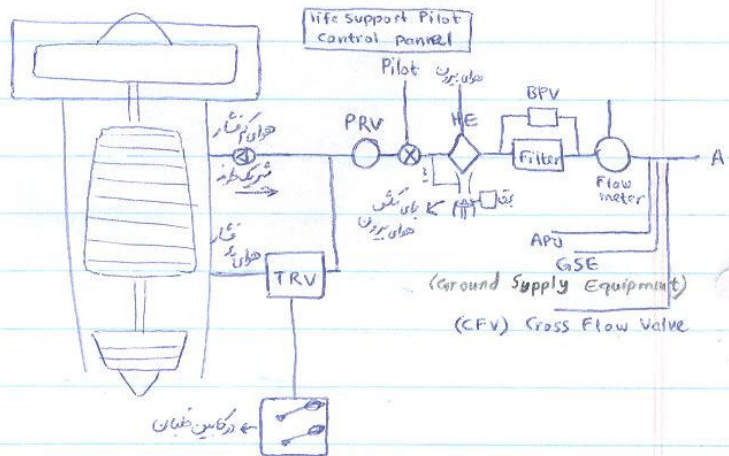
از آنجمله می توان هوا گرفت چون در ارتفاع فشارش افتاده است به همین خاطر از هوای کم موتور بگیریم
نیازمند برای این سیستم استفاده می شود.

18-2) Pneumatic System, A/c Bleed Supply System

برق هواپایا از چرخش شفت موتور تأمین می شود

Engine Functions { Thrust
Aircondition and Hydraulic System
Bleed Supply System → چیزهایی برای موتور نیست!

Typical demonstration of a turbofan Engine →



TRV : Throttle Regulating Valve

در Idle حالت، سیستم TRV فشار را
کنترل می کند (در موتور کم)
در حالت max یعنی max است، هوا
از سمت فشار پایین گرفته می شود

PRV : Pressure Regulating Valve

شیر کنترلی فشار
فشار هوای وحش را تنظیم می کند.

⊗ : Electrically Operated Shut off Valve

HE ; Heat Exchanger برای اینتر هوای موتور تابع است

BPV ; By Pass Valve

سیستم Air Condition باید در دستة کار آیدل از زیرای می گذرد.



APU : Auxiliary Power Unit : یک موتور توربین برای موانع خورد، به سیستم
 Aircondition کمک می کند (در هنگام خورد و تاکی در موتور کاهش می یابد و توانایی پشتیبانی سیستم AirCond را ندارد)

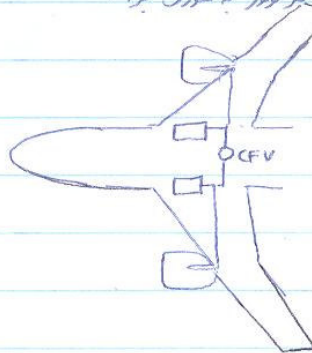


GSE : Ground Support Equipment این سیستم نیز مانند بالا، نقش کلیدی برای
 سیستم AirCond دارد

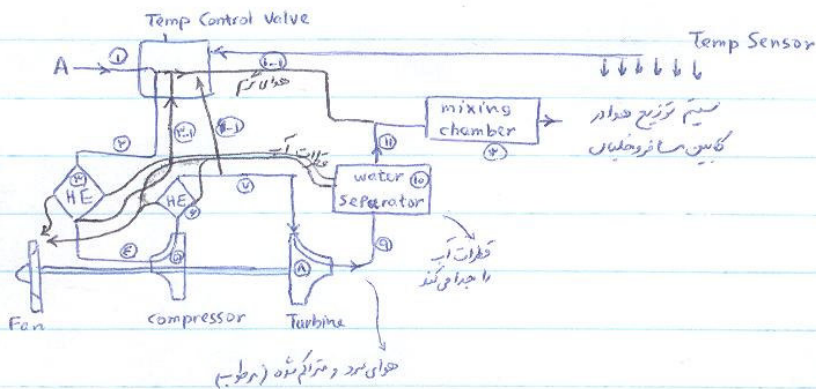
18-3) Air Condition System :

لودگش را برای آن دی طراحی می کنیم که در یک موتور از دست رفت ، موتور رنده حداقل هوای Fresh را
 برای سفران بتواند تأمین کند .

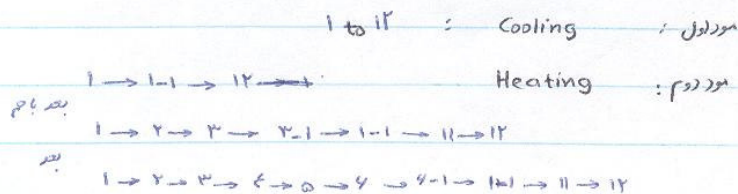
در سیستم Air Condition باید وجود دارد هر موتور به صورت مجزا .



سیستم Air Condition باید در محل اتصال بال
 دیدن باشد تا کمترین لودگش صورت گیرد



قطرات آب از water separator به سمت فن می برده می شود که این قطرات باعث خنک شدن فن در درجه بالا
 رفتن کارایی می شود



موسوم: Temp Control mode

نمستان: ۲۷°

تابستان: ۲۱°

18-4) Distribution System

صفحه ۳۳۴ جلد ۴ دانشنامه

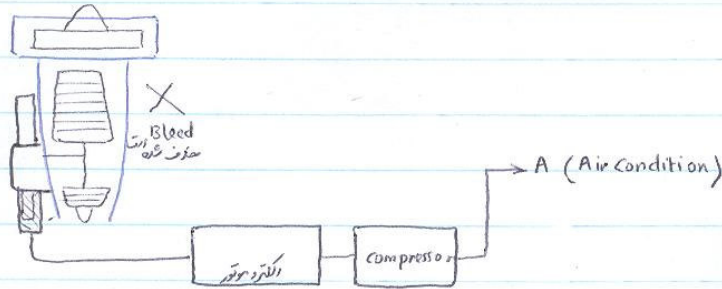
PSU (Passenger Service Unit): در بالایی سر مسافر که ایست که اگر مسافران که بارند هوا پاشیده می شود

PSU برای سرد cooling است و لوگش آن در بالایی بیست است
heating لوگش در پایین بیست است (ایک دلیل آن این است که گرما خود بخود به بالا می رود)

pressurization سیستم هوای آلوده ای داخل کابین گرفته می شود برخلاف سیستم Air Cond که هوای تمیز کابین می دهد

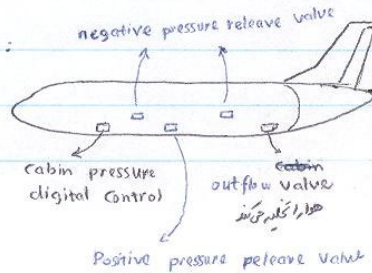
در ۱۵ تا ۲۰ درصد هوای داخل کابین به Mixing chamber رفته برود و بعد از آن دوباره به کابین درآید در این صورت هم کار موتور کاهش می یابد.

B-787 گفته که از موتور و Bleed نمی یزد. به جای آن از سیستم های دیگری استفاده می کند:



cabin pressure digital Control System:

نسخه ۸-۲ جلد ۴ دانشنامه



در شکل ۸-۱ جلد ۴ اسکم :

نقطه A : Flight Alt = 10000 ft → P = 9.9 Psi

Cabin Alt = 0 → P = 14.6 Psi = 1 atm

خط پر و نقطه چین اختلاف Flight Alt ، Cabin Alt را نشان می دهد.

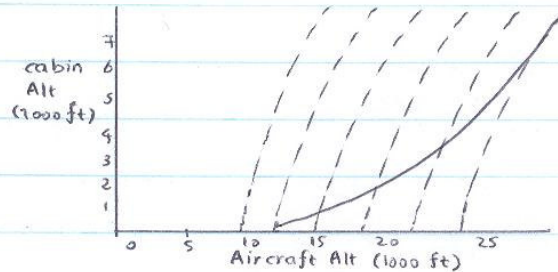
تا اختلاف 5 psi را سازه می تواند تحمل کند اگر اختلاف بیش از این باشد باید سیستم

Cabin pressure digital Control به Cabin Valve دستور می دهد که دریچه تخلیه را بسته کند. مثلا outflow

نقطه B : Flight Alt = 20000 ft → P = 6.6 Psi

Cabin Alt = 1300 ft → P = 14.5 Psi

→ Δ = 7.3 Psi



اگر فشار داخل کابین بیشتر از بیرون باشد از سیستم Positive press release valve استفاده می شود

« کمتر » « negative »

معمولاً موری که در pressurization استفاده می شود ، de-pressurization می باشد. یعنی اگر

شیرها خواستند خراب شوند ، بسته خراب شوند (مانند LDC) که اگر بخوابد خراب شود به باید باز خراب شود

در صورت خراب شدن مثلاً outflow Valve ، مخزن یک شیر دستی و الکتریکی دارد که مخزن هم الکتریکی

از طریق یک شیر دیگر دستور باز شدن آن شیر را می دهد اگر سیستم الکتریکی هم خراب شود از سیستم دستی استفاده می کنند

سیستم اکسیژن : شکل ۸-۸ جلد ۴ اسکم . Oxygen System (18-6)

شکل ۸-۱۲ جلد ۴ اسکم .

با استفاده فشار را بالا می آوریم اما تعداد اکسیژن کم می باشد.

در ۴۵۰۰۰ ft فشار 2 psi است .

سیستم های هفت که به صورت دستی می آیند ، اکسیژن تولید می کنند با اکسیژن را به کابین مسافر می دهند این

سیستم در زیر کابین مخزن است .



برای ضلعان دکابین یک کپسول گذاشته می شود (برای شرایط Air Condition حمل می شود یا دیگر کار می کند)

بالای هر مسافر نیز یک ماسک اکسیژن وجود دارد.

۸۶، ۲، ۱۷

Book 19 : Hydraulics Conceptual Layout Design for FNB :

برای نرعتهای زیاد به دلیل فشار نیماستی زیاد روی سطوح کنترل ، برای حرکت دادن این سطوح نمی توان از کابل یا شاتون سخت استفاده کرد ، در اینجا به سیستم هیدرولیک به کار می رود.

امروزه به جای سیستم هیدرولیک به دلیل زیاد بودن بودجه از سیستم Hydrostatic Actuator استفاده می شود. در این سیستم ، گناه هر سطح کنترل یک actuator کار گذاشته می شود و کنار actuator یک تانک سوخت گذاشته می شود و هر actuator جیباخانه برای خود سیستم هیدرولیک دارد. این actuator ها از طریق سیم برق به کابین متصل می شود و فرامین ضلعان را از طریق الکتریکی در این کرده و عمل می کند.

19-1) Introduction and Initial Data :

سه نمای هواپیمای نشان داده شود. و کمی توضیح داده شود.

12-2) Design for Hydraulics System Function :

- Primary Control Surfaces Such as Aileron , Elevator , Rudder
- Secondary Control Surfaces Such as LE and TE Flaps
- Inboard and Outboard Spoilers
- Trim Tabs
- Auxiliary Equipments Such as MLDG , NLDG , Brakes , Steering , Thrust Reversal

ماژولان داون
به پیچ و رولت
NLDG



19-3) System Major Components

صغیری ۳۰۳ پس ۴ براسم

- ☑ Hydraulics Reservoir (tank) مخزن روغن در انتهای مدار
- ☑ Hydraulics Pumps :
 - ☑ Engine Driven (or APU Driven)
 - ☑ Electric Driven
 - ☑ Turbine Driven
- ☑ Accumulators
- ☑ Pressure Sensors , Gauges , Switches
- ☑ Heat Exchangers
- ☑ Filters
- ☑ Valves
- ☑ PiPing

19-4) Hydraulic Critical Operation and Sizing :

در فازهای مختلف پرواز باید مشخص کنیم که کدام function های بخش (2-19) را باید نیاز داریم.

Landing Approach Critical Highest Usage of Hydraulic Sys.

- B 757 :
 - Flight Control : 74 gpm مغز روشن
 - LDC : 27 gpm
 - Wheel Brackes , Steering , Thrust Res : 11 gpm کامپرسور برقی

horse Power Requirement of Hydraulics Pumps : 200 - 300 hp زیاد

برای چنگلنده طبق گفته‌ی راستم تا 700 h.p نیرو لازم دارد.

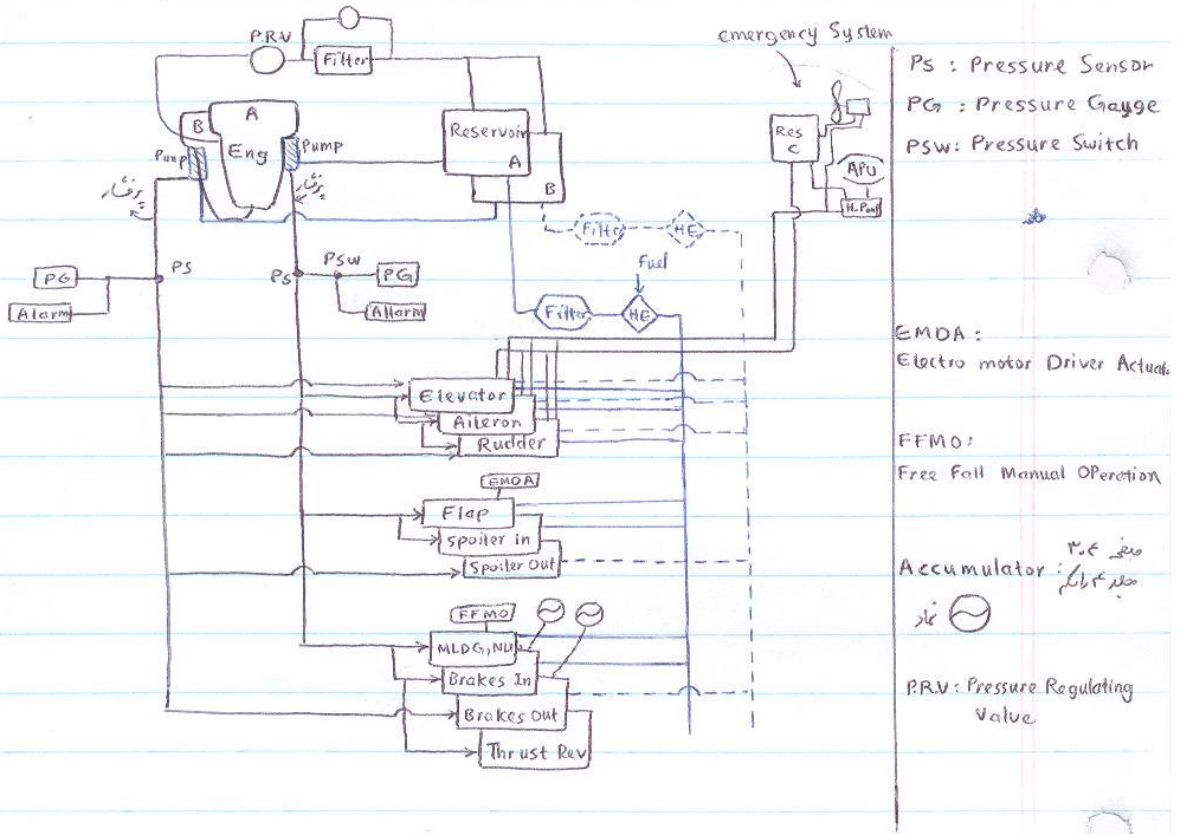
2. Engine Driven Pumps.

3 Electric Driven Pumps

1 Air Driven

1 RAT (Ram Air Turbine)

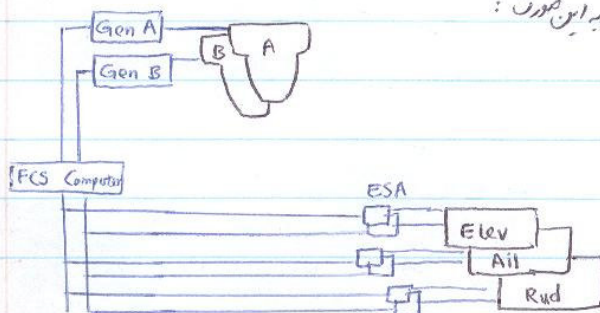
19.5) System Block Diagram Conceptual Design.



RAT : Page 309 Part IV Roskam

Electrohydrostatic Actuator (E-S-A) : Figure 4-50 Part IV Roskam

یکدقت از نمودار فوق می تواند اصلاح کرد بر این صورت : در این صورت هیچکدام از لوله های زیادی صرف می شود.



$$R_{\text{block}} = 5000^+ = V_{\text{BL}} \times t_{\text{BL}}$$

$$t_{\text{flight}} = \frac{100}{550} + \frac{4600}{831} + \frac{300}{900} = 6.27 \text{ hours}$$

$$V_{\text{flight}} = V_{\text{cr}} \frac{t_{\text{cr}}}{t_{\text{flight}}} = 831 \times \frac{5.53}{6.47} = 734 \text{ km/h} \rightarrow \text{بیشتر از } V_{\text{block}} \text{ باشد } [V_{\text{cr}} > V_{\text{flight}} > V_{\text{BL}}]$$

$$N_{\text{year}} = 20 \text{ years}$$

صاف می ۷۰ جلد ۸، ۱۰ ساعت =

ارزونی این طرح بیشتر در در حدود ۲۵ سال است.

$$U_{\text{annual block}} = U_{\text{annual flight}} \times \frac{V_{\text{flight}}}{V_{\text{block}}}$$

$$DOC = DOC_{\text{flight}} + DOC_{\text{maintenance}} + DOC_{\text{dep}} + DOC_{\text{enr}} + DOC_{\text{fin}}$$

(US \$ Per nm)

$$C_{\text{crew}} + C_{\text{fuel}} + C_{\text{insurance}}$$

Pure oil

عذر قابل توجه

$$C_{\text{crew}} = \sum_{j=1}^4 n_{\text{crew}_j} \left[\frac{1 + K_j}{V_{\text{BL}}} \cdot \frac{SAL_j}{AH_j} + \frac{TEF_j}{V_{\text{BL}}} \right]$$

[US \$ / nm]

مردم شامل Firs Captain, captain, انجمن پران و ناوبران.

ارزونه در هواپیماهای آئینه ج بار ۲ است. (n_{crj} = 2)

$$SAL = 29 \text{ to } 35000 \text{ US \$ / year to } 52 \text{ to } 72000 \text{ US \$ / year } 1989$$

حقوق مالیه

ما برای هواپیماهای آئینه داریم:

$$45000 \text{ US \$ / year} \times \frac{CEF_{2007}}{CEF_{1989}} = 9$$

برای ایران:

$$12 \text{ to } 30 \text{ million toman / year} = 3000 \text{ to } 35000 \text{ US \$ / annual} \approx 30000 \text{ US \$ / year}$$

$$K_j = 0.26$$

$$AH = 750 - 800 \text{ hours per } \frac{\text{years}}{\text{annual}} \approx 800$$

ظیان اول

$$TEF = 7 \text{ to } 11 \text{ US \$ / Block hours} \approx 10$$

برای حق مالیه



با قراردادن در فرمول $C_{crew} = 0.28 \rightarrow 0.145 \text{ US \$ / km}$

$C_{crew} = 0.21 \text{ US \$ / km}$
 یادگار نقطه همین است

۸٪، ۱۷

حزینه طراحی \uparrow
 حزینه تولید \uparrow
 $C_{ROTE} + C_{ACQ}$
 $C_{o.p.s} = [R_{BL} N_{year} (DOC + IOC)] N_m$
 حزینه عملیات در طول عمر پرواز
 تعداد هواپیماهای تولید شده

DOC پارامتری مهم است.

$DOC = DOC_{flit} + DOC_{maint} + DOC_{depr} + DOC_{landing\ Navigation\ Registration\ (LNR)} + DOC_{insurance\ finance}$

$DOC_{flight} = C_{crew} + C_{pol} + C_{ins}$
 pure oil

$C_{pol} = 1.05 \frac{WF_{BL}}{R_{BL}} \frac{FP}{FD} = 1.05 \frac{WF_{mission}}{5000} \times 0.9 = 3.0618 \text{ US \$ / km}$
 کاملترین ریزه سیالات هواپیمایی

$FP \text{ (Fuel Price)}_{1989} = 1 \text{ US \$ / US gallon}$
 $2007 = 2.5 \text{ US \$ / US gallon}$

$FD \text{ (Fuel Density)} = 0.723 \text{ kg / lit}$

$\frac{FP}{FD} = 800 - 1000 \text{ US \$ / Ton} = 900 \text{ US \$ / ton}$
 $0.9 \text{ US \$ / km}$

$C_{ins} = \frac{f_{ins} \times AMP}{U_{am_{BL}} \times 720}$

$AMP \text{ (Airplane Market Price)} = 50 \text{ m US \$}$

$$C_{mat/ap} = 30 \times \frac{4}{3} \times ATF + \text{کامل 5-8 جلدی، رانگ}$$

\downarrow US \$ 1989 \downarrow aircraft type factor
 تبدیل قیمت به 2007 \downarrow = 1
 $+ 0.79 \times 10^{-5} \times 45 \times 10^6 = 355.5 \text{ US } \$ / \text{BL hours}$

$$AFP (\text{Airframe Price}) = AMP - EP = 50 - 5.12 = 45$$

\downarrow قیمت موتور

$$\rightarrow C_{mat/ap} = 0.51 \text{ US } \$ / \text{km}$$

$$C_{mat/eng} = 1.03 \times 1.3 \times N_e \times \frac{C_{max/eng} \text{ BL hr}}{V_{BL}}$$

جدول صفحه 100 جلدی \uparrow 140 US \$ / BL hr

\downarrow 2

در اینجا از جدول بالا جدولی داریم، چون قیمت موتور را داریم و فقط از بخش استفاده می‌کنیم.

$$\rightarrow C_{mat/eng} = 0.5207 \text{ US } \$ / \text{km}$$

$$C_{amb} = \frac{1.03}{V_{BL}} \left[f_{amb,lab} \left\{ MHR_{map} \times R_{L_{ap}} + N_e MHR_{eng} R_{L_{eng}} \right\} + f_{amb,mat} \left\{ C_{mat_{ap}} + N_e C_{mat_{eng}} \right\} \right]$$

$$f_{amb,lab} = 1 \text{ to } 1.4$$

\downarrow عامل بالایی lab

$$f_{amb,mat} = 0.6$$

\downarrow عامل بالایی material

$$\rightarrow C_{amb} = 1.0537 \text{ US } \$ / \text{km}$$

حال با قراردادن تمام پارامترهای بدست آمده‌ی فوق در DOC_{maint} داریم:

$$DOC_{maint} = 2.4252 \text{ \$ / km}$$

$$DOC_{depr} = C_{d_{ap}} + C_{d_{eng}} + C_{d_{propulsion}} + C_{d_{avionic}} + C_{d_{ap_{sp}}} + C_{d_{eng_{sp}}}$$

$C_{d_{ap}} = \frac{F_{d_{ap}} [AEP - N_e (EP) - ASP]}{DP_{ap} U_{ann_{BL}} V_{BL}}$
 ↑ Airplane Estimated price
 ← ارزش از دست رفتن
 ← ۸۵ درصد از ارزش کل از دست می رود
 $= \frac{0.85 [50 - 5.12 - 7.5] \times 10^6}{10 \times 2650 \times 720} \rightarrow C_{d_{ap}} = 1.665 \text{ \$/km}$
 ← استوانه ۱۰ الی ۱۰

$C_{d_{eng}} = \frac{F_{d_{eng}} [N_e \times EP]}{DP_{eng} U_{ann_{BL}} V_{BL}}$
 ↑ Eng Price
 $= \frac{0.85 [5.12] \times 10^6}{7 \times 2650 \times 720} \rightarrow C_{d_{eng}} = 0.326 \text{ \$/km}$

$C_{d_{avionic}} = \frac{F_{d_{av}} [ASP]}{5 \times 2650 \times 720} = \frac{1 \times 7.5}{5 \times 2650 \times 720}$
 ← مقدار پایین بودن استوانه کل ارزش کل از دست می رود
 ۵-۴۴ زود
 $\rightarrow C_{d_{av}} = 0.7862 \text{ \$/km}$

$C_{d_{ap_{sp}}} = \frac{0.85 \times F_{ap_{sp}} [50 - 5.12] \times 10^6}{10 \times 2650 \times 720}$
 $\rightarrow C_{d_{ap_{sp}}} = 0.2 \text{ \$/km}$

$C_{d_{eng_{sp}}} = \frac{F_{d_{eng_{sp}}} F_{eng_{sp}} (EP)(N_e) ESPPF}{7 \times 2650 \times 720}$
 ← Engine Sp part Price Factor
 ← ۰.۵
 $= \frac{[0.85 \times 0.5 (5.12) \times 1.5] \times 10^6}{7 \times 2650 \times 720} = 0.2444 \text{ \$/km}$

حال با جمع تمام پارامترهای بدست آمده بالا، داریم:

$$DOC_{depr} = 3,2212 \text{ \$/km}$$



$$\text{DOC}_{Lnr} = C_{L_f} + C_{n_f} + C_{r_t}$$

(US \$ / km)
 landing, Navigation, Registration field task

$$C_{L_f} = \frac{0.002 W_{T.O}}{R_{BL}} = \frac{0.002 \times 77 \text{ ton} \times 1000}{5000} = 0.0308 \text{ $/km}$$

Per landing

پولی که به واسطه‌ی رفتن و آمد در فضای هوایی گذر گرفته می‌شود.

$$C_{n_f} = C_{ap_{nf}} / R_{BL} = \frac{10}{5000} = 0.002 \text{ $/km}$$

$$C_{r_t} = (0.001 \times 10^{-8} \times W_{T.O}) \text{ DOC} = 7.7 \times 10^{-7} \text{ DOC}$$

$$\text{DOC}_{Lnr} = 0.0328$$

$$\text{DOC}_{fin} = 0.07 \text{ DOC}$$

حال با قرار دادن تمام پارامترهای بدین آمده‌ی فوق در فرمول DOC_{total} داریم:

$$\text{DOC}_{total} = 3.5998 \text{ (IR)} + 2.4252 + 3.2212 + 0.0308 +$$

3.6648 (US)

$$+ 0.002 + 7.7 \times 10^{-7} \text{ DOC}_{tot} + 0.07 \text{ DOC}_{tot}$$

$$\text{DOC}_{total} = 9.54 \text{ US $ / km}$$

$$\left\{ \begin{aligned} \text{DOC } \$ / \text{BL hour} &= 48.48 \text{ $ / BL hr} \\ \text{DOC cent / km / seat} &= 5.61 \text{ cent / km / seat} \end{aligned} \right.$$

۸۶/۳/۹

Book 21: Design For Family Planning for FNB

21-1) Narrow Body Family Study

باید مساحت بال ^{معمولی واقع}، بروکت track و base برای اواب فرود، طول بدنه، قطر بدنه و ... در هر خانواده از هواپیماهای شرکت های مختلف از جمله ایرباس، بوئینگ، Embraer، CRJ، ... بررسی شود

21-2) Family Planning :

1: Choose right Diameter

2: Choose right wing area

140 - 3500

160 - 3500

180 - 5000

200 - 5000

✓ launch Customer Requirement

✓ Future Major Customer Requirement

✓ Aircraft Safety Constraints

مساحت بال کمتر، سرعت استیال را افزایش می دهد که نامطلوب است. مثلاً یکی از عیوب سرعت داماندگی خم زیاد این است که اواب فرود با سرعت بیشتری به زمین می خورد.

170 - 5000 is a good choice.

21-3) Design Your Family Member Aircraft

۱) هواپیماهای بختی گرده ها را در کنار هواپیمای نزد قرار می دهیم و بررسی های لازم را انجام می دهیم. (از جمله بررسی وزن بال، مساحت بال و ... اگر وزن بال یک گرده بیشتر باشد وزن به وزن برخاست افزوده می شود به اضافه ۱ درصد افزایش وزن برخاست بدلیل سنگین تر شدن وزن اواب فرود

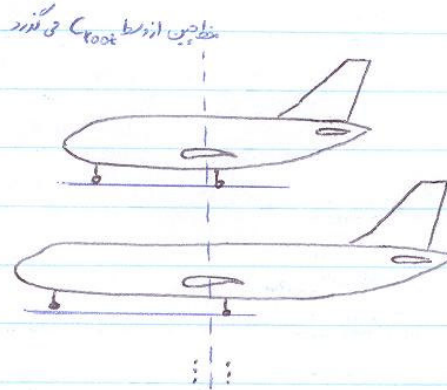


۱۲) بال بر جای بودن متصل می شود.

Choose $\frac{L_{wing}}{L_{fus}}$ For Family

۱۳)

Consider Track and MLDG Position in the Wing



موقعیت MLDG نسبت به منظره وسط ثابت است اما ابعاد خرد و بزرگی مکان‌ها متغیر است

۱۴)

Take off Weight Distance , Landing Distance , Climb Requirement , Cruise Single Engine Hight Maximum

Family Member Performance Analysis.

140 160 180 200

66 ton

93 ton

دلیل نداشتن آنر مثلاً هواپیمای ۱۸۰ نفره بیشترین خدمت راداشته باشد، بال بهینه بران بگیری هواپیمای
بر اساس این هواپیمای ساخته شود.

بال بهینه باید بالانس بین ۱۴۰ نفر تا ۲۰۰ نفر باشد.

آنر مشتریان یکی نوع هواپیمای از یک هدی بیشتر شود. هوا بال بهینه را کمی بر این هواپیمای ترکیب می‌کنیم ولی
باین درجده نباید از بال بهینه اصلی دور شود.

Book 22 : Drag System Further Design

Page 21 Part 66 Roskam

22-1) Initial Data and Introduction

$$C_D = C_{D_w} + C_{D_{fus}} + C_{D_{emp}} + C_{D_{np}} + C_{D_{flap}} + C_{D_{LDG}} +$$

nacelle pylon

$$+ C_{D_{trim}} + C_{D_{interference}} + C_{D_{misc}} + C_{D_{cw}} + C_{D_{windshield}}$$

canopy

3 View with max dimension.

V_{cruise}
max

$V_{approach}$

22-2) Wing Drag System Design.

$$C_{D_w} = C_{D_{0w}} + C_{D_{Lw}}$$

↓ lift independent ↓ lift dependent

$$\square C_{D_{0w}} = R_{wf} R_{ls} C_{fw} \left[1 + L' \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] \frac{S_{wet\ wing}}{S}$$

⊙ R_{wf} = Wing Fuselage Interference Factor

نمودار جدول ۶ صفحه ۲۴ را سگم :

عدد رینولدز بدنه :

$$Re_{fus} = \frac{\rho_{35000} \times V_{H\ speed\ cruise} \times L_{fus}}{\mu}$$

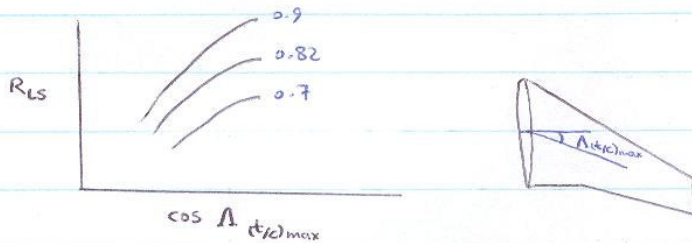
$$= \frac{0.000584 \times 0.82 \times 295 \times 3.281 \times 37.5 \times 3.281}{3.737 \times 10^{-7}}$$

$$= 152 \times 10^6$$

با داشتن Re_{fus} در اجزای جدول :

$$R_{wf} = 1.015$$

⊙ R_{ls} : Lifting Surface Correction Factor



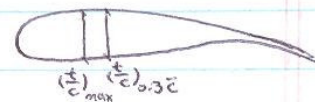
$$M = 0.82$$

$$\Lambda_{(t/c)_{max}} = 20^\circ$$

$$\rightarrow R_{ls} = 1.28$$

$$\odot L' = 1.2 \quad \text{if } \left(\frac{t}{c} \right)_{max} > 0.3 \bar{c}$$

$$L' = 2.0 \quad \text{if } \left(\frac{t}{c} \right)_{max} < 0.3 \bar{c}$$



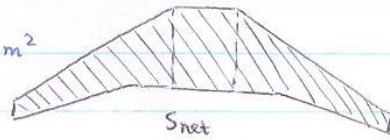
$$\rightarrow L' = 1.2$$

$$\odot S_{wet\ wing} = 2 S_{net} \left[1 + 0.25 \left(\frac{t}{c} \right)_r * \frac{1 + \tau \lambda}{1 + \lambda} \right]$$



$$S_{net} = S_g - d_f \times 6.06$$

$$= 122.4 - 3.96 \times 6.06 = 98.4 \text{ m}^2$$



$$S_{wet\ wing} = 2 \times 98.4 \left[1 + 0.25 (0.12) * \frac{1 + 0.75 \times 0.25}{1 + 0.25} \right] = 202.41 \text{ m}^2$$

$$\left[\frac{(t/c)_e}{(t/c)_r} = \sqrt{\tau} \rightarrow \tau = \sqrt{\quad} \right]$$

ضریب اصطکاک توربولانس روی بال C_{fw}

جدول جلد ۲ رانگم صفحه ۲۵ ↑ $\mu = 4.11$

$$Re_{wing} = \frac{(Re_{fus} \times \bar{c}_{wing})}{37.5} = 16.6 \times 10^6$$

$$C_{fw} = 0.0027$$

با قراردادن تمام اعداد فوق در فرمول \square ضریب قیبل داریم: $(\frac{t}{c} = 0.1)$

$$C_{D_{0w}} = 0.00655$$

$$\square C_{D_{Lw}} = \frac{C_{Lw}^2}{\pi A e} + 2\pi C_{Lw} \epsilon_t V + 4\pi^2 (\epsilon_t)^2 W$$

OR ϵ high speed
↓
 واپس گز

$$C_{Lw} = 1.05 C_{L_{AIC}} = 1.05 \times \frac{W_{7.0} \times 0.9}{\frac{1}{2} \times 0.000584 \times 793.7^2 \times 122.4 \times 10.76}$$

$$C_{Lw} = 0.66$$

$$\epsilon = 1.1 \frac{\frac{C_{Lw}}{A}}{R \frac{C_{Lw}}{A} + (1-R)\pi} \approx 0.85$$

این فرمول بدون نیاز فرضیه‌ها بوده و معادله بالایی ۸۵ به حاصل می‌شود.



⊙ ϵ_t : twist

$$\epsilon_t = 3^\circ = 0.052 \text{ rad}$$

⊙ V, W

λ فکادینامیکی و سوییچ و ملخ بر روی درک القایی اثر دارد

V, W are due to Λ, λ, M, A

جدول جلد ۴ را نگاه

$$\beta A = \sqrt{1-M^2} A = \sqrt{1-(0.82)^2} \times 10 = 5.7$$

?

$$\tan^{-1} \left(\frac{\tan \Lambda / 4}{\beta} \right) = \tan^{-1} \left(\frac{\tan 25}{5.7} \right) = 39.3^\circ$$

$$\begin{cases} V = 0.0005 & \text{for } \lambda = 0.2 \\ V = 0.0013 & \text{for } \lambda = 0.3 \end{cases} \xrightarrow{\lambda=0.25} \boxed{V = 0.0009}$$

$$\begin{cases} W = 0.0016 & \text{for } \lambda = 0.2 \\ W = 0.0016 & \text{for } \lambda = 0.3 \end{cases} \longrightarrow \boxed{W = 0.0016}$$

با قراردادن مقادیر فوق در جدول □ صفحه قبل :

$$C_{D_w} = 0.0166 + 0.0003297$$

در کل :

$$C_{D_w} = 0.02318$$



$$S_{w_1} = \pi r \sqrt{r^2 + h_1^2} = \pi \times \frac{3.96}{2} \sqrt{\left(\frac{3.96}{2}\right)^2 + 4.382^2} = 29.79 \text{ m}^2$$

$$S_{w_2} = 71.97 \text{ m}^2$$

$$S_{w_3} = 271.3 \text{ m}^2$$

$$\rightarrow S_{w_{fus}} = 373.06 \text{ m}^2$$

با قرار دادن مقادیر فوق در فرمول \square صفری قبل:

$$C_{D_{o_{fus}}} = 0.0063 + C_{D_{b_{fus}}}$$

حال C_{D_b} را بدین مناسبت می آوریم:

$C_{D_{base}}$ برای ایرباس نسبت به بوئینگ مقادیر بیشتر است



$$C_{D_{b_{fus}}} = \frac{0.029 \left(\frac{db}{df}\right)^3}{\sqrt{C_{D_{o_{fus_{base}}} \times \frac{S}{S_{fus}}}}} \times \frac{S_{fus}}{S}$$

از فرمول صفحه ۵۸، فقط به جای df از db استفاده می‌کنیم

S_{fus} : Surface of Biggest Cross Section مساحت بزرگترین مقطع بدن

$$S_{fus} = \pi \left(\frac{3.96}{2}\right)^2 = 12.32 \text{ m}^2$$

$$db \text{ (Diameter of base)} = 0.99 \text{ m}$$

$$\rightarrow C_{D_{o_{fus}}} = 0.000182$$



یا قرار دادن در فرمول کلی :

$$C_{D_{fus}} = 0.006512$$

قبلاً داشتیم :

$$C_{D_{AIC}} = 0.0204$$

که با توجه به اعدادی که بدست آمد در حدود 0.013 سهم بال و بدنه می شود .

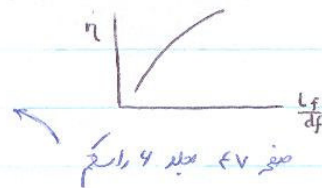
$$\square C_{D_{L_{fus}}} = 2\alpha^2 \frac{S_{b_{fus}}}{S} + \eta C_{d_c} \alpha^3 \frac{S_{PLF_{fus}}}{S}$$

اگر زاویه حمله صفر باشد عبارت فوق برابر صفر است پس عامل مهم در فرمول فوق برای بدنه ، زاویه حمله می باشد و بدنه در زاویه حمله غیر صفر است که نیروی برآ دارد .

$$\alpha = \frac{\frac{W}{qS} - C_{L_{AIC}}}{C_{L_{\alpha AIC}}} \approx 4^\circ = 0.0698 \text{ rad}$$

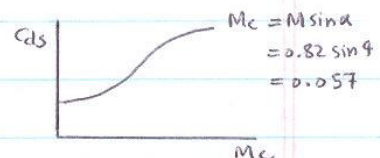
$$S_{b_{fus}} = \pi \left(\frac{0.99}{2}\right)^2 = 0.77 \text{ m}^2$$

$$\eta = \frac{C_D \text{ of finite Cylinder}}{C_D \text{ of infinite Cylinder}} = 0.68$$



C_{d_c} : Steady State experimental Cross flow Drag

$$C_{d_c} = 1.2$$



$$S_{planeform_{fus}} = S_{PLF_{fus}} = \frac{4.362}{2} \times 3.96 + 21.81 \times 3.96 + \frac{11.4}{2} \times 3.96$$

$$\rightarrow S_{PLF_{fus}} = 117.58 \text{ m}^2$$



با قراردادن تمام مقادیر فوق در فرمول \square صغریقی داریم:

$$C_{D_{L_{fus}}} = 0.000324$$

در کل:

$$C_{D_{fus}} = 0.00683$$

توجه شود که مقادیر فوق در حوزه high speed حساب شده است

22.4) Empennage Drag System Design

Horizontal Tail:

فرمول‌ها مانند فرمول بال است فقط برای دم افقی باید اعداد را جایگزین کرد:

$$\square C_{D_{o_{HT}}} = R_{HTf} * R_{LS} * C_{f_{HT}} \left[1 + L' \left(\frac{t}{c} \right)_{max} + 100 \left(\frac{t}{c} \right)_{max}^4 \right] \frac{S_{wet_{HT}}}{S}$$

$$\checkmark R_{HTf} = 1$$

$$\checkmark R_{LS} = \left[\text{due to } \Lambda_{cl_{HT}} \approx \Lambda_{cl_{wing}} \right] = 1.28$$

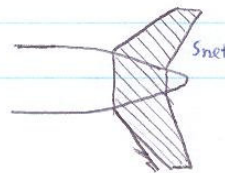
$$\checkmark C_{f_{HT}} \rightarrow R_{N_{HT}} = \frac{16 \times 10^6}{4.11} \times 3.15 \approx 12 \times 10^6$$

$$\rightarrow C_{f_{HT}} = 0.0028$$

$$\checkmark L' = 1.2$$

$$\checkmark \frac{t}{c} = 0.1$$

$$\checkmark S_{wet_{HT}} \approx \dots$$



$$S_{net HT} = 31 - \frac{2.67 + 1.45}{2} \times 4.36 = 22.02 \text{ m}^2$$

$$\rightarrow S_{wet} = 2 \times 22.02 \times 1.0285 = 45.3 \text{ m}^2$$

↓
ضریب افزایش

با قراردادن مقادیر فوق در فرمول □ صافی پیش :

$$C_{D_{oHT}} = 0.00146$$

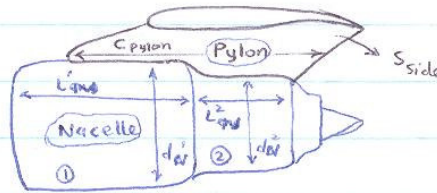
در این روش در استخوان فقط بال دیده می آید.

22.5) Vertical Tail Drag System Design for Prediction.

$$C_{D_{VT}} = C_{D_{oVT}} + C_{D_{iVT}}$$

برای مواقعی که VT مجبور است که زاویه داشته باشد (مثلاً برای هواپیماهای ملخ) این پارامتر برابر صفر نخواهد بود.

$C_{D_{oVT}}$ نیز مانند $C_{D_{oW}}$ بدست می آید.



$$C_{D_P} = \underbrace{C_{D_{P_D}} + C_{D_{P_L}}}_{\substack{\text{isolated pylon} \\ \text{similar to VT} \rightarrow C_{D_{P_L}} = 0}} = R_{NP} R_{LS} C_{fP} \left[1 + \frac{t}{c} L' + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^9 \right] \frac{S_{wet}}{S}$$

$R_{NP} = 2.7 \times 10^6$
 $C_{fP} = 0.0029$
 $R_{LS} = 1.26$
 $\frac{S_{wet}}{S} = 2 S_{side}$

$$= 0.000221$$

$$+ \underbrace{C_{D_{N_D}} + C_{D_{N_L}}}_{\text{isolated}}$$



$$C_{D_{ONF}}^1 = R_{wf} C_{f_N} \left[1 + \frac{60}{\left(\frac{L_N}{d_N}\right)^3} + 0.0025 \frac{L_N}{d_N} \right] \frac{S_{wet}}{S}$$

نوعی از خوردگی بی‌زانت

برای 2 نیز به همین ترتیب عمل می‌کنیم.

$$C_{D_{LN}}^1 = 2\alpha^2 \frac{S_{bN}}{S} + \eta C_{de} \alpha^3 \frac{S_{planform}}{S}$$

$$C_{D_{interference_N}} = F_{a_i} \left(\frac{\Delta C_{D_N}}{C_{D_N}} \right) \times C_{D_N}$$

اثر تداخلی نیلی با بیل

منبع ۷۷ بخش ۴ راسکم

216

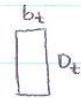
isolated

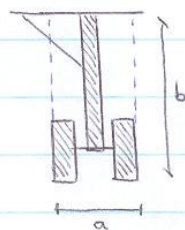
$$\begin{cases} C_{D_{flap}} = \Delta C_{D_{flap}}^{induced} + \Delta C_{D_o_{flap}} + \Delta C_{D_{int_{flap}}} \\ C_{D_{flap}} = C_{D_{flap}}^{IE} + C_{D_{flap}}^{TE} \end{cases}$$

Landing Gear : بخش ۴-۷ جلد ۴ راسکم

$$C_{D_{gear}} = C_{D_{MLDG}} + C_{D_{NLDG}}$$

$$C_{D_{MLDG}} = 2 \left[C_{D_o}^{MLDG} + P C_L \right] \frac{S_{gear}}{S}$$

$$S_{gear} = D_t \times b_t$$




برای C_{D_o} شکل صفحه ۹۶ جلد ۴ راسکم (نمودارهای شکل C_{D_o} می‌باشد)

$$a \times b = 2.45 \times 1.304 = 3.195$$

با توجه به ابعاد

$$\text{frontal Area} = 1.27 \text{ m}^2$$

$$m = 0.397$$

$$\begin{aligned} \rightarrow C_{D_{MLDG}}^{\text{each}} &= 0.4 \\ C_{D_{MLDG}}^{\text{BAC III}} &= 1.5 \end{aligned}$$

برای P (induced Drag factor) : صفحه ۹۷ جلد ۴ را نگاه کنید. که عددی معین است و عاملی که همیشه ثابت است.

$$P = -0.4 \times 0.4 \times 2$$

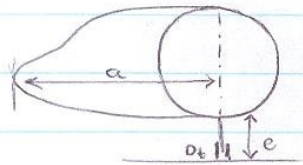
$$C_{Lmax} = 2.8$$

$$\rightarrow C_{D_{MLDG}} = 2 \times 0.08 \times \frac{3.195}{122.4} = 0.00418$$

برابر $C_{D_{MLDG}}^{BAC III}$ را در جدول فوق قرار دهیم داریم:

$$C_{D_{MLDG}} = 0.016$$

NLDG :



$$\frac{e}{D_t} = 2.1$$

شکل ۴-۵۸ جلد ۴ را نگاه کنید

$$C_{D_{NLDG}} = \left[\overset{C_{D_0}}{0.66} - 0.25 \times 0.66 \times 2 \right] \frac{\overset{0.653 \text{ m}^2}{b_t D_t}}{122.4} = \frac{0.00704}{0.0018}$$

پس در نظر :

$$C_{D_{Landing}} = 0.00418 + 0.0018 = 0.00590$$

$$BAC III \text{ برای } C_{D_{Landing}} = 0.016 + 0.0018 = 0.022$$



جلد ۲ Book 14: Flight Deck Design Layout - Guidelines.

جلد ۳ Book 15: Passenger Cabin 3-D Layout.

جلد ۴ Book 16: Design for Conceptual Structural Architecture.

Book 17: Fuel System Conceptual Design: Protocol of Integration

Book 18: Avionic System Conceptual Design: Protocol of Integration.

Book 19: Life Support System Concep Design: Protocol of Integration

a: Air Condition System

b: Pressurization System

c: Oxygen System

جلد ۵ Book 20: Hydraulic System

جلد ۶ Book 21: FNB (Future Narrow Body) Life Cycle Cost.

Book 22: Preliminary Drag Prediction Design.