بسم الله الرحمن الرحیم

دانشکده مهندسی هوافضا

جزوه درس طراحی هواپیما 1

مدرس : دکتر پازوکی

گردآوری و تنظیم : عیسی سپهوند

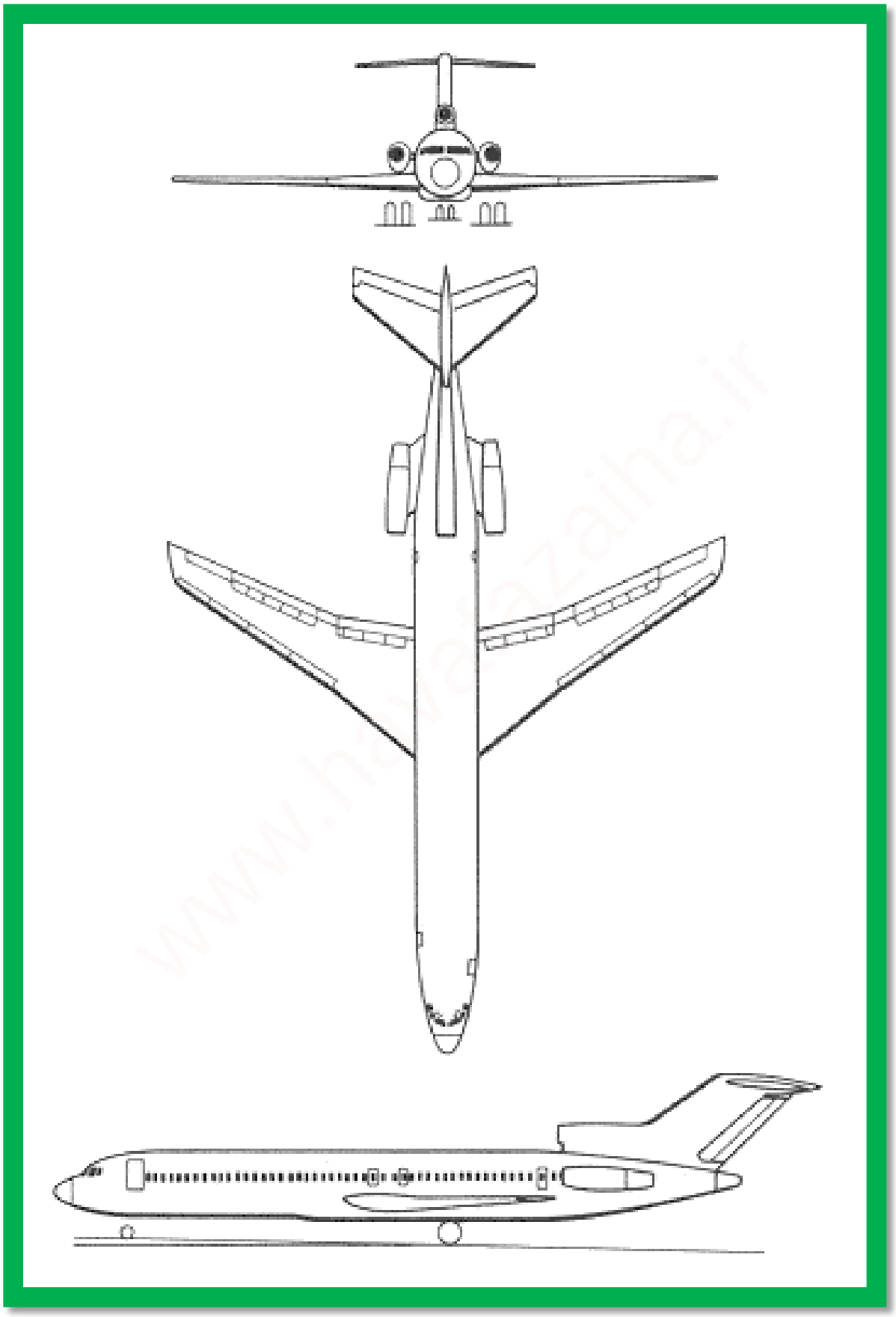
issasepahvand@yahoo.com

www.havafazaiha.ir

ترم 6

بهار 93

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir



www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

Issasepahvand@yahoo.com

* طراحی : هنر تصمیم گیری

طراحی به دو قسمت عمده تقسیم می شود :

1 تحلیل - analysis :
تقسیم مسئله و طرح به قسمت های کوچکتر که قابل تجزیه و تحلیل باشند و هرکدام نقش جداگانه‌ای ایفا کنند.

2 تلفیق و ترکیب - synthesis :
تلفیق و سرهم کردن اجزاء مختلف و در نظر گرفتن آن به صورت یک مجموعه واحد، با مأموریت واحد.

---

* برای طراحی هواپیما باید نکات زیر مد نظر قرار گیرد :

1 داشتن دانش مسئله
2 فهم مسئله
3 کاربرد مسئله
4 تحلیل مسئله
5 ترکیب مسائل و اجزاء با هم
6 تفکیک اجزاء از هم
7 ارزیابی

---

* نکات مهم طراحی :

+ قوانین - Regulation (که حتما باید انجام شوند)
+ ملزومات - Requirement (که بهتر است انجام شوند)

- قوانین محیط زیست از سال 1996 به بعد قوانین شد، که قبل از آن الزامات بود.

---

* در محیط زیست 3 عامل زیر مهم هستند :

1 صدا — Noise
- داخلی Internal
- خارجی External

2 پخش گاز Emission Gaz

3 پخش ذرات ریز و معلق Emission Particles

H.W - به نظر شما در ایران چه نوع هواپیماهایی باید ساخته شوند؟

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

* ملزومات هزینه : Cost requirements

1 RDTE : Research ، Developement ، test ، Evaluation

2 min manufacturing cost
کم کردن هزینه‌ی ساخت

3 min operating cost
کم کردن هزینه نگه‌داری

4 min life cycle cost (min LCC)

5 return on investment

→ min cost RDTE
↓ منجر به تولید prototype
هواپیما می‌شود که شرکت طراح و سازنده هواپیما باید 2 تا prototype بسازد.

---

* قوانین جهانی هوانوردی :

- FAR
- JAR → EASA
- OP
- CAD

* کاربر باید همیشه محتاج شرکت طراحی و ساخت باشد.

maintenance تعمیر و نگهداری هواپیما

- دید Inspection → باید قطعات به راحتی دیده شوند
- دسترس Access → در دسترس باشند
- خروج و تعویض Removal → توانایی خروج و تعویض راحت

* عرض صندلی های هواپیما باید "28 تا "36 باشد.

ظرفیت هواپیما: هواپیماهای سبک 8-12 ، 12-16 ، 16-20 / هواپیماهای سنگین 25-30 ، 30-35 ، 35-40 ، ...

FAR 23 / FAR 25

20-25 → FAR25

* پارامترهای مهمی که در روش طراحی هواپیما Roskam وجود دارند :

وزن برخاست W_{TO} — وزن سوخت مصرفی W_F — مساحت بال S — نیروی تراست T

* مزیت این روش این است که پارامترهای طراحی تا جای ممکن از هم مستقل هستند.

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

تقسیم بندی هواپیماها:

* غیرنظامی Civil
  - commercial تجاری → Transport jet, Turbo Prop, Regional jet
  - excutive تشریفاتی → Transport jet, Turbo Prop, Regional jet
  - specific Mission مأموریت ویژه
  - General Aviation (GA)

* نظامی Militaray
  - Fighter جنگنده → interceptor رهگیر، Air Superiority نبرد هوایی، Interdictor، close Air Support، Multirole Fighter
  - Cargo باربری → سبک تاکتیکی، نیمه سبک تاکتیکی، سنگین تاکتیکی
  - Bomber بمب افکن
  - دیده بانی: گشت زنی، تانکر

---

1 هواپیماهای مسافربری و باری جت: (اکثراً موتور زیربال)

الف) ظرفیت بالا و برد بالا:

$250 \leq Passanger \leq 500$

$9000_{km} \leq Range \leq 15000 km$

ex: IL 96 (4 موتوره) A330 (2 موتوره) B 747 (4 موتوره) B 777 (2 موتوره)

A380 → 770 نفر ظرفیت دارد.

ب) ظرفیت متوسط - برد متوسط:

$150 \leq passanger \leq 250$

$5000 km \leq Range \leq 15000 km$

ex: A 310 (دو موتوره) A 300 (2 موتوره) B767 (2 موتوره) Tu 204 (2 موتوره) B757 (2 موتوره)

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

ج) ظرفیت پایین و برد پایین:

$100 \leq passanger \leq 180$

$2500_{km} \leq Range \leq 7000 km$

ex: Foker 100 (2 موتوره) — B737 (2 موتوره) — A320 (2 موتوره) — MD80 (2 موتوره)

نکته* معمولاً در این نوع هواپیما ها (الف و ب و ج) موتور در زیر بال قرار دارد، غیر از موارد زیر:

MD80 - B727 - Foker 100

---

2 هواپیما های Turboprop:

حمل مسافر و بار را بین شهرهای کوچک برعهده دارند و سقف پرواز آنها کمتر از هواپیما های جت است.

$18 \leq passanger \leq 70$

$800 km \leq Range \leq 2500 km$

ex: IR-An 140 — An 140 — ATR52 — ATR72 — Saab 340

---

3 هواپیما های جت منطقه‌ای:

قرار بود این هواپیما ها با هواپیما های Turboprop جایگزین شوند، اما به علت استقبال مشتری همچنان تولید می‌شوند.

$35 \leq passanger \leq 100$

$2000_{km} \leq Range \leq 4000 km$

Emberaier (برزیل این نوع هواپیما را می‌سازد.) — Bombardier (کانادا)

---

4 هواپیما های تشریفاتی: Excutive jet

در تقسیم بندی به برد بلند، متوسط و کوتاه تقسیم می‌شوند و دارای تزئینات داخلی هستند.

* Golf stream (برد بلند و 2 موتوره)
* A321 (برد بلند و 2 موتوره)
* Jet star (برد بلند و 4 موتوره)
* B707 (برد بلند و 4 موتوره)

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

5 هواپیماهای با مأموریت ویژه : Specific Mission

مثال : هواپیماهای نقشه برداری - ژئوفیزیک - بارداری کردن ابرها و ...

نظامی :

1 جنگنده ها : در این نوع هواپیما ها شعاع عملیاتی (radius of action) مورد نظر است و نه برد .

الف) شکاری بمب افکن : Interdictor

کاربرد در مرزهای دشمن برای جنگ و بمباران و نفوذ

ex: F22 F15 F18 Su27

ب) شکاری نبرد هوایی : Air Superiority

قدرت مانور بالا - حمل موشک های برد کوتاه هوا به هوا

در نزدیکی مرزها به جنگ می پردازند.

ex: F5 MiG 21 MiG 29

ج) جنگنده های رهگیر : Interceptor

توان جنگی بالا - گران قیمت - اکنون دیگر تولید نمی شوند.

ex: F14

د) هواپیماهای Close Air Support : CAS

سریع برخاست می کنند - پشتیبانی خطوط زمینی جنگ - در ارتفاع پایین پرواز می کنند و نزدیک منطقه عملیاتی در معرض گلوله قرار دارند و زیرشان دارای صفحات زرهی هستند - بهتر است 2 موتوره باشند و دارای سیستم RWS

(RWS) Radar Warning System ← که به خلبان هشدار می دهد که موشک دشمن به سمت او می آید.

ex: MiG 23 Su25 A 10

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

ه) جنگنده های چند منظوره : Multirole Fighter

امروزه طراحی و ساخت این نوع هواپیما ها بسیار رواج دارد ، مانوربذیری مناسب - توان حمل سلاح های مختلف و می توانند ترکیبی از مأموریت های مختلف را انجام دهند.

ex: F16 MiG 29

و) بمب افکن : Bomber

ex: B52

2 آموزشی (Trainer) : آموزش خلبان های نیروی هوایی

ex: PC7 ⟶ سوییس

T45 ⟶ آمریکایی - برای آموزش خلبان های F14

3 هواپیما های باربری : حمل نفرات و تجهیزات نظامی

ex: C130 ⟶ نیمه سنگین — An22 ⟶ استراتژیک

C140 ⟶ استراتژیک (سنگین) — An225 ⟶ استراتژیک

4 هواپیما های دیدبانی : دیده بانی مرزها و دریاها را برعهده دارند و جاسوسی نیز هستند.

ex: awax sr71

5 Tanker : وظیفه سوخت رسانی به هواپیما های گشت زن و جنگنده را دارند.

6 Stealth : مخفی از رادار

ex: B2 F117

↓

Flying wing ، دم عمودی ندارند، مان yawing را با صفحات روی بال Spoiler انجام می دهند.

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

* General Aviation (GA) : (نه نظامی هستند و نه غیرنظامی)

این هواپیما ها معمولاً از یک نفره تا 6 نفره می باشند و کاربردهای متفاوتی دارند.

شرکت های معروف ساخت این هواپیماها ← Cessna - Beech - Piper - Tecnom

1 هواپیماهای سبک (Light) ← وزن کمتر از 12500lb

2 هواپیما های خیلی سبک (Very Light) ← وزن کمتر از 750 kg

3 هواپیماهای فوق سبک (Ultra Light) ← وزن کمتر از 350kg

4 هواپیماهای بدون موتور Sail Plane - Glider

5 هواپیماهای دست ساز Home Built

6 هواپیماهای کشاورزی

7 // چندکاره یا نیمه ماموری

8 // دوبالہ

9 // اختصاصی ویژه

10 // ملخی تک موتوره

11 // ملخی دو موتوره

12 // اداری

13 // مسابقه‌ای Formulla

14 هواپیماهای بادم جلو Canard

15 // کوتاه پرواز یا عمود پرواز

16 // ورزشی

17 // دوزیست

18 // غیرمعمولی

19 // ماموری

20 // آموزشی

21 // کایت Hang glider

UAV or RPV

Unmanned Aerial Vehicle

Remote pilot Vehicle

هواپیما های کشاورزی :

دارای سرعت کم پروازی (حدوداً 120 کیلومتر بر ساعت) و در نتیجه سرعت کم استال می باشند - بال این هواپیماها دارای مساحت زیاد

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

و موتورشان ملخی است - معمولاً بال پایین هستند و فاصله نشستن خلبان به کف هواپیما به علت قرار گرفتن مخازن سم زیاد است - دارای دید پروازی خوبی است - معمولاً لبه حمله این هواپیما تیز است برای بریدن شاخه درختان مزاحم - برروی بدنه آنها معمولاً سیم‌های فلزی قرار می‌دهند تا شاخه‌های اضافی را قطع کند، کابین خلبان pressurized می‌شود، برای جلوگیری از ورود سم به کابین خلبان و معمولاً چرخ‌ها ثابت هستند.

طراحی :

* فضای فکری طراح و تیم طراحی را عوامل زیر می‌سازند :

1 مشتری 2 تکنولوژی 3 مدیریت و اقتصاد

4 کاربری 5 قوانین دولتی 6 قوانین ایمنی 7 قوانین محیط‌زیست

* مشتری خواسته خود را در قالب mission specification بیان می‌کند.

1 Range 2 Endurance 3 cruise speed

4 stall speed 5 take of field length

6 landing field length 7 rate of climb 8 manoeuvre

و ...

* اولین قدم : انتخاب نام پروژه یا نام هواپیما

* دومین قدم : Mission specification

Weight وزن :

$W_{TO} = W_{OE} + W_F + W_{PL}$ وزن برخاست

که در آن :

$W_{OE} = W_E + W_{TFO} + W_{cr}$

W_E ← operating empty weight

W_{TFO} ← traped fuel & oil

W_{cr} ← crew

وزن روغن و سوخت جا مانده از هر پرواز

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

W_E = maufacturing empty weight + Fixed equipment weight

empty weight

W_{ME} خالی کارخانه‌ای

W_{FEQ} تجهیزات نصب‌شده

Fuel weight ← $W_F = W_{Fused} + W_{Fres}$

مصرف شده — ذخیره

Payload weight ← F_{PL} → وزن بار مفید

* $W_{man\ Ramp} = W_{TO} + (start\ up, Taxi, hold\ \&\ Runway)$ Fuel weight

وزن ماکزیمم در آشیانه اولیه

---

* سوخت ذخیره به صورت درصدی از Mission Fuel است. و یا به صورت درصدی از حرکت به مقصد دیگر.

45′ تا 1h loiter + 300 nm

روش اول

تا رسیدن به اولین Aerodroom ← فقط کافی است باند فرود و برخاست داشته باشد و فرودگاه نیست.

* از روابط Breguet محاسبه می شوند.

1. وزن سوخت ذخیره درصدی از W_{Fused} می باشد.
2. سوخت ذخیره با توجه به Loiter که طبق آیین نامه تعیین می شود، در نظر می گیرند به علاوه مقدار وزن سوخت (45′ تا 1h)
3. از روابط endurance و Range برای محاسبه سوخت مصرفی و ذخیره استفاده می‌شود.

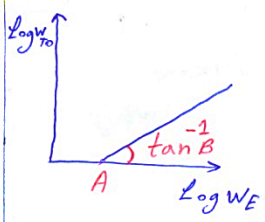
---

* خلبان و بار جزو بار به حساب نمی آیند.
* راحت ترین وزن هایی که می توان به دست آورد، W_{PL} و W_{cr} هستند که در mission مشخص می شوند.
* بهترین حالت برای طراحی هواپیما این است که وزن خود هواپیما کم باشد و بیشترین payload را بتواند حمل کند.

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

* رابطه بین W_{TO} و W_E به فرم زیر است:

$$\log W_{TO} = A + B \log W_E$$

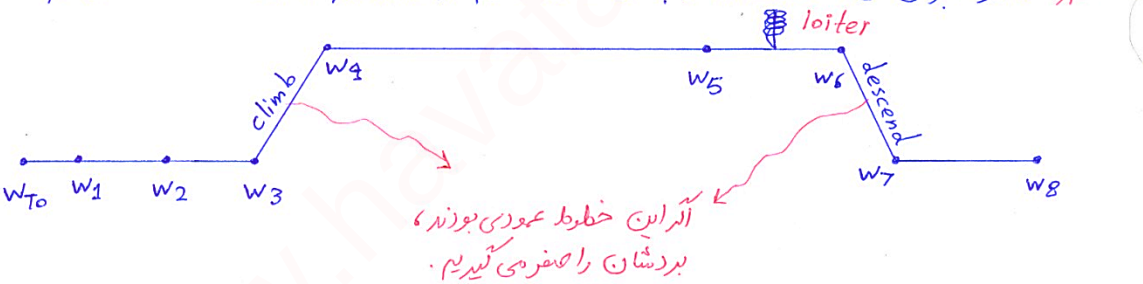


* در کتاب راسکم یک سری ضرایب A و B موجود است، (برای کلاس های مختلف هواپیما)، در محاسبات ما از این داده ها استفاده نمی کنیم، بلکه باید A و B را از Database خودمان (حداقل حاوی 10 هواپیما هم رده) استخراج می کنیم. نمودار $W_{TO} - W_E$ هواپیماهای هم رده را در قالب نمودار لگاریتمی رسم می کنیم، و A و B را بدست می آوریم.

* W_{Fused} از mission تعیین می شود.

* W_{TFO} در کتاب موجود است و به صورت درصدی از وزن هواپیماست.

* معمولاً برای اینکه mission را بهتر نشان دهیم از mission profile استفاده می کنیم.



اگر این خطوط عمودی بودند، بردشان را صفر می گیریم.

start - warm up →	$\frac{W_1}{W_{TO}}$	1
Taxi →	$\frac{W_2}{W_1}$	2
Take off →	$\frac{W_3}{W_2}$	3
climb →	$\frac{W_4}{W_3}$	4
cruise →	$\frac{W_5}{W_4}$	5
Loiter →	$\frac{W_6}{W_5}$	6
Descend →	$\frac{W_7}{W_6}$	7
Landing & Taxi →	$\frac{W_8}{W_7}$	8

W_1 : برج اجازه روشن کردن موتورها را به خلبان می دهد.

W_2 : برج اجازه ورود به اول Runway را می دهد.

W_3 : برج اجازه take off را صادر می کند.

W_4 : هواپیما به ارتفاع کروز می رسد و از اینجا به بعد کاری به برج ندارد.

$$M_{FF} = \frac{W_1}{W_{TO}} * \frac{W_2}{W_1} * \cdots * \frac{W_8}{W_7} = \frac{W_8}{W_{TO}}$$

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

* وقتی در mission profile، خط کج برای climb می‌کشیم، بدین معنا است که باید قسمت Range climb را هم حساب کنیم.

$$W_{Fused} = W_{TO} - W_8 = W_{TO}\left(1 - \frac{W_8}{W_{TO}}\right) \rightarrow W_{Fused} = W_{TO}(1 - M_{FF})$$

$$W_F = W_{Fused} + W_{Fres} \rightarrow W_F = W_{TO}(1 - M_{FF}) + W_{Fres}$$

چنانچه W_{Fres} به صورت درصدی از W_{Fused} معرفی شود، داریم:

$$W_{Fres} = k\, W_{Fused}$$

$$\rightarrow W_F = W_{Fused} + k\, W_{Fused} = (1+k)\, W_{Fused}$$

$$\rightarrow W_F = (1+k)(1 - M_{FF})\, W_{TO}$$

$$\rightarrow W_F = (1 - M_{FF})\, W_{TO} + k\,(1 - M_{FF})\, W_{TO}$$

روش Fuel Fraction برای محاسبه سوخت

* ضریب سوخت رزرو معمولاً بین 5 تا 25 درصد از سوخت مصرفی است.

* $\frac{W_1}{W_{TO}}$ ، $\frac{W_2}{W_1}$ ، $\frac{W_3}{W_2}$ ، $\frac{W_7}{W_6}$ و $\frac{W_8}{W_7}$ از هواپیماهای هم رده و از آمار خودمان بدست می‌آیند.

* پارامترهای Loiter و Cruise به هیچ وجه آماری بدست نمی‌آیند، بلکه باید از روابط Breguet استفاده کنیم، که چهار فرمول می‌باشند، 2 تا مربوط به Cruise (برای جت و موتورهای ملخی) و 2 تای دیگر مربوط به Loiter (برای جت و ملخی)، که تمامی آنها در سیستم انگلیسی می‌باشند.

* جت $R_{cr} = \left(\frac{V}{c_J}\right)_{cr} * \left(\frac{L}{D}\right)_{cr} * \ln\left(\frac{W_4}{W_5}\right)$ ← SFC

* ملخی $R_{cr} = 375 \left(\frac{\eta_P}{c_P}\right)_{cr} * \left(\frac{L}{D}\right)_{cr} * \ln\left(\frac{W_4}{W_5}\right)$ ← SFC

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

* جت $E = \left(\frac{1}{C_J}\right)_{Lit} * \left(\frac{L}{D}\right)_{Lit} * \ln\left(\frac{W_5}{W_6}\right)$

* ملخی $E = \left(\frac{1}{V_{Lit}} * \frac{\eta_p}{C_p}\right)_{Lit} * \left(\frac{L}{D}\right)_{Lit} * \ln\left(\frac{W_5}{W_6}\right)$

* η_p ، C_p ، C_J و $\frac{L}{D}$ از جداول پیشنهادی کتاب راسکم می‌باشند. part I (جدول 2.2)

* برای Loiter در ارتفاع بالا، سرعت Loiter را نزدیک سرعت Cruise می‌گیریم.

* برای Loiter در ارتفاع پایین، سرعت Loiter را کمی بیشتر از سرعت Landing می‌گیریم.

* برای Climb هم می‌توان endurance تعریف کرد:

جت $E_{CL} = \left(\frac{1}{C_J}\right)_{CL} * \left(\frac{L}{D}\right)_{CL} * \ln\left(\frac{W_3}{W_4}\right)$

ملخی $E_{CL} = 375 \left(\frac{1}{V}\right)_{CL} * \left(\frac{\eta_p}{C_p}\right)_{CL} * \left(\frac{L}{D}\right)_{CL} * \ln\left(\frac{W_3}{W_4}\right)$

---

* آنالیز حساسیت وزن برخاست:

Take off weight sensitivity

* مفهوم آنالیز حساسیت به این معنی است که اثر پارامترهای مختلف را بر روی وزن برخاست تعیین کنیم.

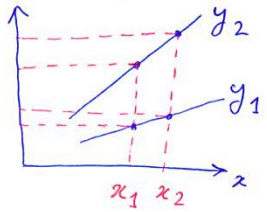
* هدف از انجام آنالیز حساسیت ها:
  + شناسایی کلوگاه های تکنولوژی
  + انتخاب و تعیین پارامترهای طراحی سرنوشت ساز بر سیکل طراحی
  + تصحیح مأموریت درصورت امکان

* کلیه حساسیت ها نسبت به وزن برخاست انجام می‌گیرد.

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

* هر حدسی که برای طراحی می زنیم ، در پی خود احتیاج به یک تصحیح دارد و خود تأثیراتی بر روی نتایج طراحی ایجاد می‌کند ، ما می‌خواهیم بدانیم این تأثیرات شدیدند یا نه .

* در طراحی چون با بحث تخمین و حدس سر و کار داریم ، بیشتر روابط تحلیلی برای بدست آوردن حساسیت‌ها از مشتقات منشأ می‌شوند . آنالیز حساسیت وزن برخاست نیز چنین است .



* در شکل روبرو y_2 نسبت به تغییرات x ، حساس تر از y_1 است .

$$W_{TO} = W_E + W_F + W_{PL} + W_{TFO} + W_{crew} \qquad (I)$$

$$W_F = W_{TO}\,(1 - M_{FF}) + W_{Fres} \qquad (II)$$

$$\log(W_{TO}) = A + B \log(W_E) \qquad (III)$$

برای محاسبه یک سری پارامترهای جدید معرفی می کنیم :

$$W_{TFO} = M_{TFO} \cdot W_{TO}$$

$$W_{Fres} = M_{res} \cdot W_{Fused} = M_{res}\,(1 - M_{FF})\,W_{TO}$$

$$\xrightarrow{II} \quad W_F = W_{TO}\,(1 - M_{FF})\,(1 + M_{res})$$

$$\xrightarrow{I} \quad W_E = W_{TO}\underbrace{\left[1 - (1+M_{res})(1-M_{FF}) - M_{TFO}\right]}_{C} - \underbrace{\left[W_{PL} + W_{crew}\right]}_{D}$$

$$\xrightarrow{III} \quad \log(W_{TO}) = A + B \log(C\,W_{TO} - D) \quad *$$

از رابطه * می توان نسبت به یک پارامتر مثل y مشتق گیری کرد که هدف محاسبه $\frac{\delta W_{TO}}{\delta y}$ است .

$$\rightarrow \frac{1}{W_{TO}} \frac{\delta W_{TO}}{\delta y} = \frac{\delta A}{\delta y} + \frac{\delta B}{\delta y} \log\left[C W_{TO} - D\right] + \frac{B}{C W_{TO} - D}\left[\frac{\delta C}{\delta y} W_{TO} + C \frac{\delta W_{TO}}{\delta y} - \frac{\delta D}{\delta y}\right]$$

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

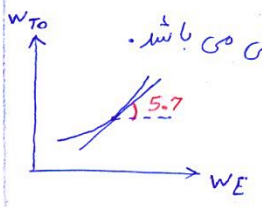
* در حالت عمومی $\frac{\delta B}{\delta y}$ و $\frac{\delta A}{\delta y}$ صفر نیستند، ولی چون A و B را از یک سری هواپیما با تکنولوژی نزدیک به هم گرفتیم، لذا تغییرات ضرایب A و B نسبت به تغییرات پارامترهای تصمیم گیری کم است، لذا می‌توان آنها را صفر در نظر بگیریم.

$$\rightarrow \frac{\delta W_{TO}}{\delta y} = \frac{B\,W_{TO}}{C\,W_{TO} - D - BC\,W_{TO}} \left[\frac{\delta C}{\delta y} W_{TO} - \frac{\delta D}{\delta y} \right]$$

$$\frac{\delta W_{TO}}{\delta W_{PL}} = 5.7 \quad lb/lb$$

صفحه 71 از کتاب :

* این بدان معنی است که به ازای هر پوند payload برای هواپیما، 5.7 پوند به وزن برخاست آن اضافه می‌شود و بیانگر شیب منحنی $W_{TO} - W_E$ در نقطه طراحی می باشد.



---

* حساسیت نسبت به W_E :

$$\log W_{TO} = A + B \log W_E$$

$$\frac{\delta W_{TO}}{\delta W_E} = \frac{B\,W_{TO}}{inr\log \left[\frac{\log W_{TO} - A}{B} \right]}$$

* مثلاً در مثال فوق این نسبت 1.66 می باشد، یعنی به ازای هر پوند اضافه وزن W_E، 1.66 پوند به وزن برخاست اضافه می شود.

* با نگاه به این مشتق می‌توان تلاش کرد با استفاده از تکنولوژی ساخت بیشتر بتوانیم وزن هواپیمای خالی را پایین بیاوریم، در واقع این مشتق نشان دهنده تکنولوژی ساخت است و با اقتصاد بستگی مستقیم دارد.

---

* حساسیت وزن برخاست نسبت به برد، مداومت پرواز، سرعت، SFC، راندمان ملخ و $\frac{L}{D}$:

فرض بر این است که W_E و $Y = W_{PL}$ باشد، پس در رابطه اصلی $\frac{\delta D}{\delta y} = 0$ است و تنها پارامتر موجود $\frac{\delta C}{\delta y}$ می‌باشد.

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

$$C = 1 - (1 + M_{res})(1 - M_{FF}) - M_{TFO} = M_{FF}(1 + M_{res}) - M_{TFO} - M_{res}$$

$$\rightarrow \frac{\delta C}{\delta y} = (1 + M_{res}) \frac{\delta M_{FF}}{\delta y} \quad , \quad \frac{\delta M_{TFO}}{\delta y} = 0 \quad , \quad \frac{\delta M_{res}}{\delta y} = 0$$

چونکه این مقادیر هیچ ربطی به پارامترهای تصمیم گیری ذکر شده ندارد.

* برای هواپیما جت مسافری و جنگنده چون در Mission profile سوخت رزرو را در نظر می‌گیریم، لذا حساسیت آن بر پارامترهای دیگر صفر است. و روغن و سوخت به جا مانده ربطی به پارامترهای دیگر ندارد.
* برای هواپیما ملخی دو موتوره $M_{res} = 0.25$ می باشد.

$$M_{FF} = \frac{W_1}{W_{TO}} \prod_{i=1}^{n} \frac{W_{i+1}}{W_i}$$

$$\frac{\delta M_{FF}}{\delta y} = \frac{\delta \left(\frac{W_{i+1}}{W_i}\right)}{\delta y} \cdot \frac{\delta M_{FF}}{\delta \left(\frac{W_{i+1}}{W_i}\right)}$$

$$\frac{\delta M_{FF}}{\delta \left(\frac{W_{i+1}}{W_i}\right)} = \frac{M_{FF}}{\left(\frac{W_{i+1}}{W_i}\right)}$$

داریم $y = x_1 x_2 \cdots x_n = \prod_{i=1}^{n} x_i$

$$\rightarrow \frac{\delta y}{\delta x_i} = \frac{y}{x_i}$$

برای محاسبه $\frac{\delta \left(\frac{W_{i+1}}{W_i}\right)}{\delta y}$ باید یک تغییر متغیر بدهیم:

$$\bar{R} = \ln \left(\frac{W_i}{W_{i+1}}\right)$$

$$\rightarrow \frac{W_{i+1}}{W_i} = e^{-\bar{R}} \rightarrow \frac{\delta \left(\frac{W_{i+1}}{W_i}\right)}{\delta y} = \frac{\delta \bar{R}}{\delta y} e^{-\bar{R}}$$

$$\rightarrow \frac{\delta \left(\frac{W_{i+1}}{W_i}\right)}{\delta y} = - \frac{\delta \bar{R}}{\delta y} \frac{W_{i+1}}{W_i}$$

حال معادله Breguet را در نظر می‌گیریم:

$$R = 375 \frac{\eta_p}{c_p} \frac{L}{D} \underbrace{\ln \left(\frac{W_i}{W_{i+1}}\right)}_{\bar{R}}$$

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

* حساسیت نسبت به برد (Range): $y = R$

$$\frac{\delta \bar{R}}{\delta R} = \frac{1}{375}\,\frac{C_p}{\eta_p}\cdot\frac{1}{L/D}$$

مقدار فوق را در معادلات قبلی به ترتیب قرار می دهیم و نهایتاً $\frac{\delta W_{TO}}{\delta R}$ را حساب می کنیم.

* حساسیت نسبت به Endurance: تغییر متغیر $\bar{E}$ می دهیم:

$$\bar{E} = \ln\left(\frac{W_i}{W_{i+1}}\right)$$

for propeller Driven Airplanes:

$$\bar{R} = R\,C_p\,(375\,\eta_p\,\frac{L}{D})^{-1}$$

$$\bar{E} = E\,V\,C_p\,(375\,\eta_p\,\frac{L}{D})^{-1}$$

for jet Airplanes:

$$\bar{R} = R\,C_J\,(\frac{VL}{D})^{-1}$$

$$\bar{E} = E\,C_J\,(\frac{L}{D})^{-1}$$

* برای محاسبه $\frac{\delta W_{TO}}{\delta y}$ می توان نوشت:

$$\frac{\delta W_{TO}}{\delta y} = F\,\frac{\delta \bar{R}}{\delta y} \qquad \frac{\delta W_{TO}}{\delta y} = F\,\frac{\delta \bar{E}}{\delta y}$$

$$F = -B\,W_{T.O}^2\left\{C W_{T.O}\,(1-B) - D\right\}^{-1}(1+M_{res})\,M_{FF}$$

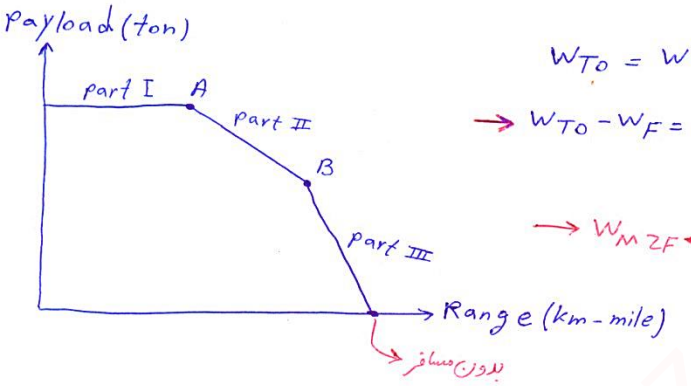
بقیه روابط:

		propeller Driven		Jet
Range case	$y=R$	$\frac{\delta \bar{R}}{\delta y} = C_p\,(375\,\eta_p\,\frac{L}{D})^{-1}$		$\frac{\delta \bar{R}}{\delta y} = C_J\,(\frac{VL}{D})^{-1}$
Endurance case	$y=E$	$\frac{\delta \bar{E}}{\delta y} = V C_p\,(375\,\eta_p\,\frac{L}{D})^{-1}$		$\frac{\delta \bar{E}}{\delta y} = C_J\,(\frac{L}{D})^{-1}$
Range case	$y=C_p$	$\frac{\delta \bar{R}}{\delta y} = R\,(375\,\eta_p\,\frac{L}{D})^{-1}$	$y=C_J$	$\frac{\delta \bar{R}}{\delta y} = R\,(\frac{VL}{D})^{-1}$
Endurance case	$y=C_p$	$\frac{\delta \bar{E}}{\delta y} = EV\,(375\,\eta_p\,\frac{L}{D})^{-1}$	$y=C_J$	$\frac{\delta \bar{E}}{\delta y} = E\,(\frac{L}{D})^{-1}$
Range case	$y=\eta_p$	$\frac{\delta \bar{R}}{\delta y} = -R C_p\,(375\,\eta_p^2\,\frac{L}{D})^{-1}$		not Applicable
Endurance case	$y=\eta_p$	$\frac{\delta \bar{E}}{\delta y} = -EV C_p\,(375\,\eta_p^2\,\frac{L}{D})^{-1}$		not Applicable
Range case	$y=V$	not Applicable		$\frac{\delta \bar{R}}{\delta y} = -R C_J\,(V^2\,\frac{L}{D})^{-1}$
Endurance case	$y=V$	$\frac{\delta \bar{E}}{\delta y} = E C_p\,(375\,\eta_p\,\frac{L}{D})^{-1}$		Not Applicable
Range case	$y=\frac{L}{D}$	$\frac{\delta \bar{R}}{\delta y} = -R C_p\,(375\,\eta_p\,(\frac{L}{D})^2)^{-1}$		$\frac{\delta \bar{R}}{\delta y} = -R C_J\,(V\,(\frac{L}{D})^2)^{-1}$
Endurance case	$y=\frac{L}{D}$	$\frac{\delta \bar{E}}{\delta y} = -EV C_p\,(375\,\eta_p\,(\frac{L}{D})^2)^{-1}$		$\frac{\delta \bar{E}}{\delta y} = -E C_J\,(\frac{L}{D})^{-2}$

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

* EL bow chart (payload - Range)

با بررسی دستورالعمل‌های مربوط به هواپیماهای مختلف مشاهده می‌شود که معمولاً در مبحث برنامه‌ریزی پرواز، نمودارهای مربوط به وزن محموله بر حسب برد برای وزن‌های برخاست هر هواپیما وجود دارد که می‌توان نشان دهنده تغییرات این دو متغیر بر حسب هم و اثرگذاری متقابل آنها باشد. از این رو درک این نمودار می‌تواند به طبقه‌بندی داده‌های مرتبط با برد و نیز یافتن نقطه طراحی کمک کند.



$$W_{TO} = W_{OE} + W_{PL} + W_F$$

$$\rightarrow W_{TO} - W_F = W_{OE} + W_{PL} = \text{max zero fuel weight} = W_{MZF}$$

$$\rightarrow W_{MZF} - W_{OE} = W_{PL} = \text{max payload weight}$$ ⊛

* در part I همه ظرفیت مسافران و بار آنها پر است، ولی سوخت باید کمتر زده شود.
* در نقطه A، max payload را داریم.
* در part II از بارها می‌کاهیم و به جای آن سوخت می‌زنیم.
* در نقطه B، باک هواپیما کاملاً پر است.
* در part III از مسافران می‌کاهیم و برد زیاد می‌شود.
* با توجه به رابطه‌ی ⊛ معلوم است که بیشترین وزن محموله حاصل تفریق حداکثر وزن بدون سوخت و وزن خالی عملیاتی (W_{OE}) است، با فرض ثابت بودن W_{OE}، حداکثر وزن بدون سوخت هواپیما، مقدار بیشترین وزن محموله در نمودار را توجیه می‌کند. بنابراین برداشت می‌شود که یکی از قیود روی حداکثر وزن محموله، حداکثر وزن بدون سوخت هواپیماست. از سوی دیگر با توجه به این مطلب که تخمینی از وزن سوخت مورد نیاز هواپیما در ابتدا می‌توان با توجه به مأموریت و محدودیت‌های استانداردی تعیین شود، از این رو می‌توان حداکثر وزن برخاست را نیز قید حاکم بر حداکثر وزن محموله دانست.
* بدیهی است که هواپیما با توجه به وزن برخاست مشخص خود و با یک وزن محموله و میزان سوخت مورد نیاز، حداکثر برد خاصی را طی می‌کند که همان part I است. نقطه‌ی A بیشترین بردی است که با حداکثر W_{PL} حاصل می‌شود. پس از آن، در صورت تمایل به داشتن برد بیشتر لازم است از سوخت بیشتری استفاده کنیم. به دلیل ثابت بودن وزن برخاست حداکثر، به منظور تزریق سوخت بیشتر لازم است از وزن محموله کاسته شود که در شرایط معمولی میزان سوخت مورد نیاز در هواپیما کمتر از حداکثر ظرفیت

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

سوخت آن است و در حقیقت در این مرحله (part II) با افزایش سوخت و کاهش محموله برد افزایش یافته و سوخت مورد نیاز به مدآکثر سوخت گنجایش یافته در باک ها نزدیک می شود. این فرآیند تا زمانی ادامه می یابد که سوخت مورد نیاز برابر با مدآکثر ظرفیت ممکن در مخازن سوخت هواپیما باشد. (نقطه B) از این مرحله به بعد نمی توان تغییری در وزن سوخت حاصل کرد، بنابراین برای افزایش برد لازم است وزن محموله کاهش یابد. نقطه پایانی جایی است که مدآکثر برد با مدآکثر سوخت به همراه وزن محموله صفر حاصل می شود.

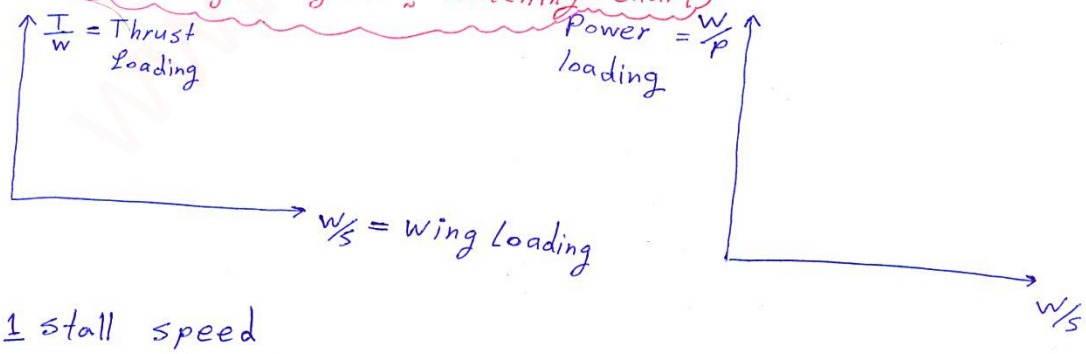
---

* تخمین مساحت بال (S)، تراست یا توان برخاست (T_{TO} یا P_{TO}) و C_{Lmax} برای حالت‌های clean، take off و Landing

1 wing Area
2 take off thrust or Power
3 max Required cruise lift coefficient with Flaps up $C_{L_{max\ clean}}$
4 " " lift coefficient for take off . $C_{L\ max\ TO}$
5 " " " " " landing . $C_{L\ max\ L}$

* برای بدست آوردن این پارامترها (S و T یا P) باید نمودار تطبیق یا دیاگرام تطبیق را رسم کنیم.

(matching Diagram یا matching chart)



1 stall speed
2 Take-off field length
3 Landing " "
4 cruise speed (some times max speed)
5 climb
6 Time to climb to same altitude
7 manoeuvre

* برای بدست آوردن این نمودار باید sizing های انجام دهیم و sizing های مورد بررسی عبارتند از: ←

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

* برای شرایط پروازی مشخص نمودارهای $\frac{T}{W}$ یا $\left(\frac{W}{P}\right)$ برحسب $\frac{W}{S}$ را رسم می‌کنیم و مناطق مجاز طراحی را بدست می‌آوریم. پس از بین مناطق مجاز طراحی، نقطه طراحی را انتخاب می‌کنیم و مقادیر S و T (P) بدست می‌آیند.

* بیشترین $\frac{W}{S}$ یعنی کمترین مساحت بال برای بلندکردن W_{TO} و کمترین $\frac{T}{W}$ یعنی کمترین نیروی تراست برای بلندکردن W_{TO}، از طرفی بیشترین $\frac{W}{S}$ و کمترین $\frac{T}{W}$، شرایط کمترین وزن و کمترین هزینه را ارضا می‌کند. به عبارتی هواپیمایی خوب است که با min وزن خودش، بتواند max بار را با خودش حمل کند.

---

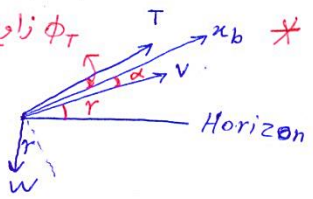
* Sizing to stall speed Requirements

* سرعت استال می‌تواند جزء ملزومات طراحی باشد که توسط مشتری در mission تعریف می‌شود.

* برای هواپیماهای سبک (FAR 23) محدودیت برای سرعت استال وجود دارد که نباید از 61 knot بزرگتر باشد. اما برای FAR 25 قانونی در مورد محدودیت سرعت استال وجود ندارد.

* سرعت استال هرچه قدر پایین‌تر باشد، اقتصادی‌تر است. مقدار خیلی پایین آن هم مناسب نیست، چون ممکن است هواپیما با باد هم از زمین بلند شود. سرعت استال بالا، نیاز هواپیما را به ترمزهای قوی بیشتر می‌کند، چراکه $V_L = 1.2 V_S$ است. پس سرعت Landing با افزایش سرعت استال، بالا می‌رود. پس باید ترمزهای قوی‌تری استفاده کرد و همچنین طول باند فرود افزایش می‌یابد.

* زاویه نصب موتور ϕ_T



lift در راستای: $\Sigma F = 0 \rightarrow L - W\cos\gamma + T\sin(\alpha + \phi_T) = 0$

در استال $\rightarrow C_{L_{max}}$ و α_{max}

$$\rightarrow \frac{1}{2}\rho V_S^2 S C_{L_{max}} - W\cos\gamma + T\sin(\alpha + \phi_T) = 0$$

$$\rightarrow V_S = \sqrt{\frac{2[W\cos\gamma - T\sin(\alpha + \phi_T)]}{\rho S C_{L_{max}}}}$$

در حالت کلی و بدون شتاب

* بستگی به شرایط پروازی یا همان ارتفاع پرواز دارد.

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

* زاویه حمله موتور 2° تا 4° است و در حالت $\gamma = 0$ (یعنی در climb نباشیم و در cruise باشیم) داریم:

$$T\sin\alpha << W \rightarrow T\sin\alpha \simeq 0$$

$$\rightarrow V_S = \left[2\left(\frac{W}{S}\right)/\rho C_{L_{max}}\right]^{0.5}$$

- در رابطه بالا V_S از قوانین یا نیازمندی‌های مشتری تعیین می‌گردد.
- $C_{L_{max}}$ نیز کاراکتری دارد که بیان‌گر تکنولوژی هواپیماست. (به ایرفویل - فلپ - موقعیت مرکز جرم و ...)

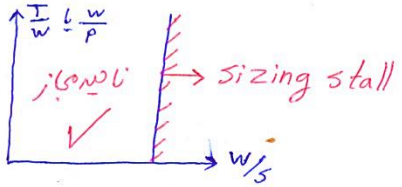
با داشتن پارامترهای بالا می‌توان $\frac{W}{S}$ را حساب کرد.

Airplane	$C_{L_{max}}$ clean	$C_{L_{max\,TO}}$	$C_{L_{max\,L}}$
1 Home built	1.2 - 1.8	1.2 - 1.8	1.2 - 2.0
2 single engine propller driven	1.3 - 1.9	1.3 - 1.9	1.6 - 2.3
3 twin // // //	1.2 - 1.8	1.4 - 2.0	1.6 - 2.5
4 Agriculture	1.3 - 1.9	1.3 - 1.9	1.3 - 1.9
5 Business Jet	1.4 - 1.8	1.6 - 2.2	1.6 - 2.6
6 Regional Jet	1.5 - 1.9	1.7 - 2.1	1.9 - 3.3
7 Transport Jet	1.5 - 1.8	1.6 - 2.2	1.8 - 2.8
8 Military trainer	1.2 - 1.8	1.4 - 2.0	1.6 - 2.2
9 Fighter	1.2 - 1.8	1.4 - 2.0	1.6 - 2.6
10 Military patrol , Bomber & transport	1.2 - 1.8	1.6 - 2.2	1.8 - 3.0
11 Fly Boat , Amphibious , Float Airplane	1.2 - 1.8	1.6 - 2.2	1.8 - 3.4
12 supersonic cruise Airplane	1.2 - 1.8	1.6 - 2.0	1.8 - 3.4

* با دقت به جدول بالا می‌توان نتیجه گرفت:

$$C_{L_{max\,clean}} < C_{L_{max\,TO}} < C_{L_{max\,L}}$$

فلپ‌ها در این حالت باز هستند، پس بالاترین مقدار C_L را خواهیم داشت.

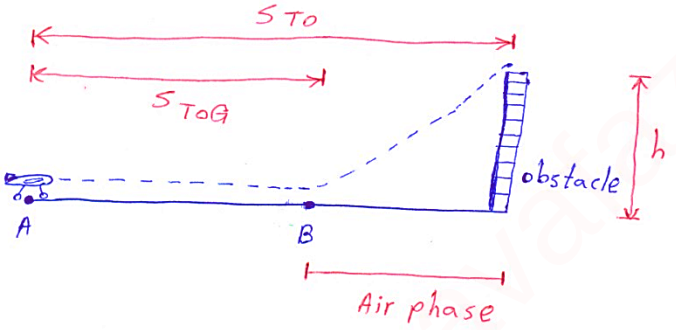


www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

* Sizing to take off distance requirements:

مسافت برخاست هواپیما توسط پارامترهای زیر تعیین می شود:

1. take off weight, W_{TO}
2. take off speed, V_{TO}
3. thrust to weight ratio at take off $\left(\frac{T}{W}\right)_{TO}$ or weight to power ratio $\left(\frac{W}{P}\right)_{TO}$
4. Aerodynamic drag coefficient (C_{D_G}) & ground friction coefficient (μ_G)
5. pilot technique



* فرض براین است که سطح باند برخاست، نرمال است یعنی مثلاً از آسفالت پوشیده شود.
* در نقطه‌ی A طبق آیین نامه سرعت باید صفر باشد یا کمتر از 3knot (گاهی کمتر از 5knot)
* در نقطه B، هواپیما از زمین کنده می شود و اوج گیری می کند تا به ارتفاع مورد نظر h برسد و طبق آیین نامه FAR23، 50 Ft را clear کند.

FAR23	$h = 50'$	$V_{LOF} = 1.2\ V_S$
FAR25	$h = 35'$	$V_{LOF} = 1.2\ V_S$
Mil	$h = 50'$	$V_{LOF} = 1.1\ V_S$

* توجه داشته باشید که take off و Landing پیچیده ترین فاز پروازی از نظر محاسبات می باشند، یک سری هواپیماهای مختلف توسط خلبان های مختلف در کلاس های هواپیماهای سبک (FAR23) پرواز کردند و گرافی برحسب S_{TO} نسبت به S_{TOG} رسم شد، سپس رابطه تجربی $S_{TO} = 1.65\ S_{TOG}$

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

بدست آمد و در حقیقت این یک رابطه آماری است.

* معمولاً هواپیماهایی که در رده FAR23 هستند، هواپیماهای ملخی می باشند و در هرصورت S_{TO} هواپیما بستگی به $\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$ و $\left(\frac{W}{P}\right)_{TO}$ و $C_{L_{max}})_{TO}$ دارد و درضمن به شرایط پروازی نیز مرتبط است.

TOP = Take-off Parameter

$$TOP_{23} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} * \left(\frac{W}{P}\right)_{TO}}{\sigma\, C_{L_{max\,TO}}} \propto S_{TOG} \qquad \sigma = \frac{\rho}{\rho_{SL}}$$

* البته تجربه نشان داده است که یک سری پارامتر دیگر نیز وجود دارد که در داخل فرمول بالا نشان داده نشده است و آن پارامترهای انسانی است یعنی همان فاکتور تکنیک خلبان که در برخاست با هم متفاوت اند و عامل تأثیرگذار و مهمی است ولی در هرصورت در فرمول بالا نمی توان لحاظ کرد.

* با یک سری می سبات آماری که در جداول و شکل های (3.3) و (3.4) برای یک سری هواپیما نشان داده شده است، برای هواپیماهای سبک، رابطه ی زیر بدست می آید:

$$S_{TOG} = 0.009\, TOP_{23}^2 + 4.9\, TOP_{23}$$

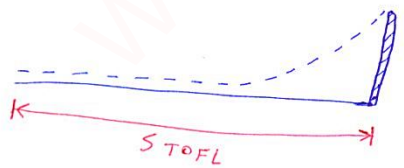
واحد TOP_{23} ← $\frac{lb^2}{ft^2 hp}$

$$C_{L_{TO}} = \frac{C_{L_{max\,TO}}}{1.21}$$

$$S_{TO} = 1.6\, S_{TOG}$$

---

* Sizing to FAR 25 take off distance requirements.



* در قسمت FAR25 بیشتر هواپیماهای مورد بررسی جت هستند و در این هواپیماها S_{TOG} اهمیتی ندارد و درواقع پارامتری که برای ما مهم است، S_{TOFL} می باشد، یعنی مسافتی که مانع 35' را clear کنیم.

$$TOP_{25} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}{\sigma \cdot C_{L_{max\,TO}} \cdot \left(\frac{T}{W}\right)_{TO}} \propto S_{TOFL}$$

از لحاظ آماری → $S_{TOFL} = 37.5\, TOP_{25}$

Take-off Field Length

* در FAR25 یک محدودیت مهم دیگر برای از دست دادن یک موتور در هنگام برخاست مطرح می شود که بعداً توضیح خواهیم داد. بنام BFL

Balance Field length

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

* Sizing to military take-off distance requirements:

$h_{obstacle} = 50'$

برای هواپیما های نظامی رابطه ی زیر برقرار است:

$$S_{TOG} = \frac{k_1 \cdot \left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}{\rho\left[C_{L_{man\,TO}} \cdot \left[k_2 \left(\frac{\alpha}{W}\right)_{TO} - \mu_G\right] - 0.72\, C_{D_0}\right]}$$

فرض ها: 1 هیچ بادی در فرآیند برخاست نداریم 2 باند پروازی level است.

for jet

$\alpha = T$

$k_1 = 0.0447$

$k_2 = 0.75 \frac{(5+\lambda)}{(4+\lambda)}$

λ = engine bypass ratio

for propeller

$\alpha = P$

$k_1 = 0.0376$

$k_2 = L_p \left(\frac{\sigma N D_p^2}{P_{TO}}\right)^{1/3}$ (N: تعداد موتور)

for Constant speed prop:
$L_p = 5.75$

for fixed pitch prop:
$L_p = 4.6$

$\frac{P_{TO}}{N D_p}$ → propeller Disk Loading

(N: تعداد موتور، D_p: قطر ملخ)

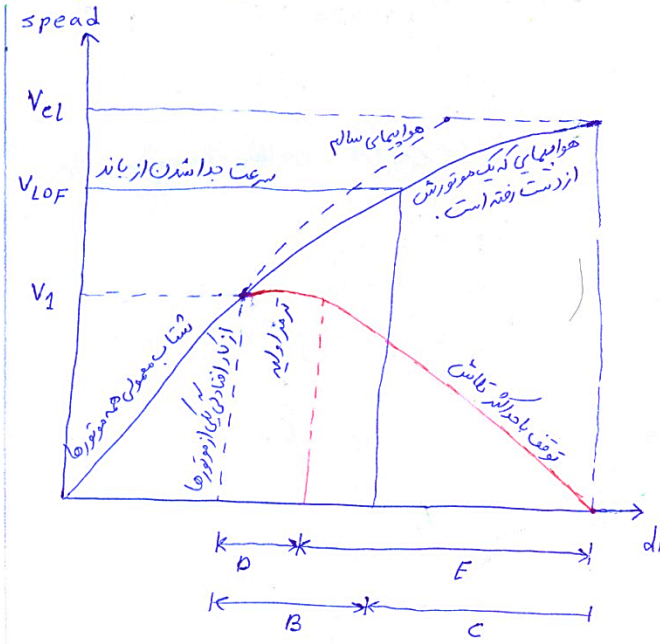
$P = r \tan\beta$ → β: Blade angle

* نحوه تعیین BFL (Balance field length):

BFL یک مسافت در فرآیند برخاست است که جمع مسافت ها برای شتاب گیری و از زمین کنده شدن و عبور از مانع طبق آیین نامه، باید حداقل برابر جمع مسافتی باشد که پس از شروع حرکت تا رسیدن به زمانی که به آن سرعت تصمیم می گویند و خلبان ترجیح می دهد که ترمز نماید و در آخر باند باستد، را محدودیت برای تعیین BFL گویند. (برای هواپیمایی که یک موتورش از دست رفته باشد).

OEI → one engine inoperative

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir



* طول باند در این حالت 15٪ بیشتر از BFL تعیین می شود.

* سرعت V_1 را سرعت تصمیم می گوئیم و در محاسبات BFL طوری طراحی می شود که رابطه ی ⊛ ارضا شود.

* اگر موتوری قبل از رسیدن به V_1 از کار بیافتد، خلبان باید برای ایست کامل اقدام نماید.

* اگر موتوری بعد از V_1 از کار بیافتد، خلبان باید به فرآیند برخاست ادامه دهد.

* در خود سرعت V_1 خلبان مختار است که ادامه بدهد یا بایستد.

⊛ $D + E = B + C$

D: ترمز بعد از V_1

$B + C$: از کار افتادن یک موتور بعد از V_1 و ادامه به پرواز

---

* sizing to landing distance requirements:

* مسافت نشست یک هواپیما به وسیله فاکتور های زیر تعیین می شود:

1 Landing weight , W_L
2 approach speed , V_A
3 Deceleration method used.
4 Flying qualities of the airplane.
5 pilot technique
6 Ground specification

* بعد از اینکه هواپیما با زمین تماس پیدا کرد (Touchdown) ، با یکی از روش های زیر می توان هواپیما را متوقف کرد:

1 Breaks 2 Thrust reversers 3 parachuts
4 Arresting system (field-based or carrier-based)
5 crash barriers

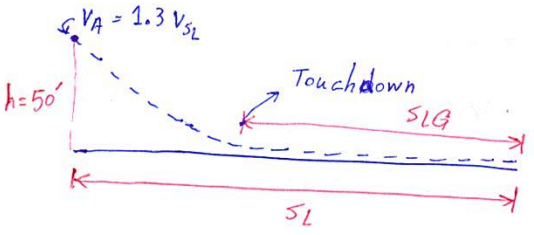
www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

* Sizing to FAR 23 Landing Distance Requirement:

$V_A = 1.3 V_{S_L}$

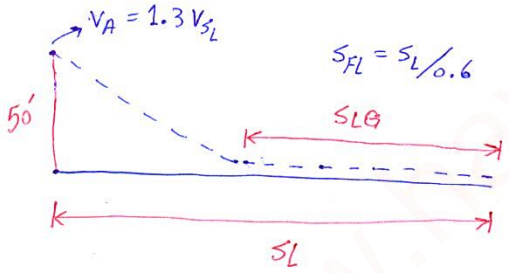
$S_L = 1.938 S_{LG}$

$S_{LG} = 0.265 V_{S_L}^2$



* در اینجا کار آماری هاتندبرخاست که بین S_{TOG} و S_{TO} (که در این فاز داشتیم) انجام شد، ولی جواب مناسبی دریافت نگردید. روش مناسبی که بدست آمد، این بود که V_A را به مساحت حرکت بر روی زمین ارتباط دهند. برای FAR23 نتایج بالا بدست آمد.

* Sizing to FAR 25 landing distance Requirement:



* در FAR25، S_{LG} دارای اهمیت نیست و S_{FL} دارای اهمیت است.

$$\frac{S_{FL}}{ft} = 0.3 \frac{V_A^2}{knot}$$

$$S_{FL} = \frac{S_L}{0.6}$$

* وقتی از روابط بالا S_{FL} را با توجه به داده S_L (که در mission داده‌اند)، تعیین شد، می‌توان V_A و سپس V_{S_L} را بدست آورد. ($V_A = 1.3 V_{S_L}$) و سپس از این مرحله به بعد همانند sizing قبلی ادامه می‌دهیم.

* A Method for Estimating Drag Polars at low speed:

* باید توجه داشت که Drag polar یک هواپیما یک پارامتر ثابت نیست، چراکه هواپیما یک configuration یا یک flight condition ثابت ندارد.

* منظور از config های مختلف:

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

+ T.O, Flaps Down , Gear down
+ T.O, 〃 〃 , 〃 up
+ Clean config (Low subsonic)
+ 〃 〃 (high 〃)
+ Approach , flaps down , Gear down
+ 〃 , 〃 〃 , 〃 up
+ Landing , Flaps , Gear down

* برای هواپیماهای جنگنده هم اگر بر روی بدنه خارجی یا بال نصب شود، بر روی config هواپیما تأثیر می‌گذارد و بعد از شلیک config جدیدی داریم.

* رابطه درگ پلار در حالت clean low subsonic به فرم زیر است:

درگ القایی — درگ پارازیت

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e}$$

$$C_D = (C_{D_0} + \Delta C_{D_0}) + \frac{C_L^2}{\pi AR e}$$

ΔC_{D_0}: درگ ناشی از فلپ و Gear ها را نشان می‌دهد.

- Drag
  - درگ القایی (Lift از)
  - parasite Drag
    - Wave Drag
    - profile Drag
      - skin friction Drag
      - pressure Drag or form Drag

* در رابطه با C_{D_0} را به صورت زیر تعریف می‌کنیم:

$$C_{D_0} = \frac{f}{S} = \frac{\text{parasite Area}}{\text{Wing Area}}$$

* می‌توان با داشتن مدل هواپیمای هدف و داشتن زبری سطح حدوداً C_{D_0} را تعیین نمود، اما یک روش دیگر نیز وجود دارد که می‌توان تقریب بهتری بدست آورد و رابطه بین وزن و شکل ظاهر هواپیما (نه حجم و شکل ظاهری) بدست آورد، چرا که می‌خواهیم بر وزن غلبه کنیم و می‌دانیم که

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

هواپیمایی مناسب است که کمترین وزن را داشته باشد و بیشترین محموله را حمل نماید.

$$\log_{10} f = a + b \log_{10} S_{wet}$$ سطح خیس‌شده = S_{wet}

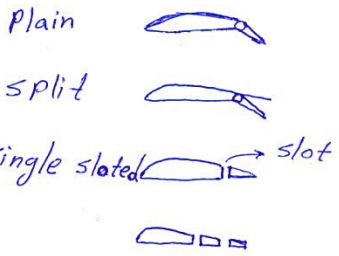
* در رابطه بالا a و b تابعی از ضریب اصطکاک سطحی یا c_f می‌باشد.
* در جدول 3.4 کتاب صفحه 122، a و b ها را برای c_f های مختلف داده است. عواملی مانند جنس، زبری و رنگ و... روی c_f تأثیر می‌گذارد.
* c_f را از شکل‌های a و b و c 3.2.1 صفحه 119 و صفحه 120 که بستگی به کلاس هواپیماهای مختلف دارد، تعیین می‌کنیم.
* S_{wet} هواپیما را با توجه به جدول 3.5 صفحه 122 می‌توان تخمین زد،

$$\log_{10} S_{wet} = c + d \log_{10} W_{TO}$$

و W_{TO} را هم که قبلاً تخمین زده‌ایم.

* با توجه به جدول 3.6 صفحه 127 می‌توان ΔC_{D_0} و e ها را برای حالت‌های مختلف تعیین کرد.
* اگر flap داشتیم باید تعیین کنیم از چه فلپی می‌خواهیم استفاده کنیم. با توجه به ماکزیمم deflection فلپ انتخابی و با توجه به ایده‌ای که در پارت‌های IV و V و VI کتاب راسکم وجود دارد، می‌توان ΔC_{D_0} بهتری تخمین زد.

T.O	Land	Type
20°	60°	plain Flap / split //
20°	40°	single sloted
20°	50°	Double //
15°	40°	Fowler



Wing Layout Design: طراحی بال:

* بال جزئی از هواپیماست که نقش آن تولید نیروی برا برای غلبه بر وزن است.
* در طراحی مفهومی باید پارامترهای زیر را جهت طراحی بال بدست آوریم:

1 Wing Area (S) * در قسمت Initial sizing این پارامتر از روی matching chart تعیین می‌شود

2 Wing Location * محل نصب بال روی بدنه

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

3 Wing Section — * مقطع بال (ایرفویل)

4 Aspect Ratio (AR) — * ضریب منظری

5 taper Ratio (λ) — * ضریب باریک شوندگی بال

6 thickness Ratio (t/l) — * ضخامت بال

7 Sweep Angle (Λ) — * زاویه عقب رفتگی بال

8 Dihedral Angle (Γ_w) — * زاویه هشتی بال

9 twist Angle (ε_w) — * زاویه پیچش بال

10 Incidence Angle (i_w) — * زاویه نصب بال

11 Lateral control surface size, layout, location — * سایز و طرح و موقعیت قرارگیری سطوح کنترل عرضی

12 wing tip — * شکل نوک بال

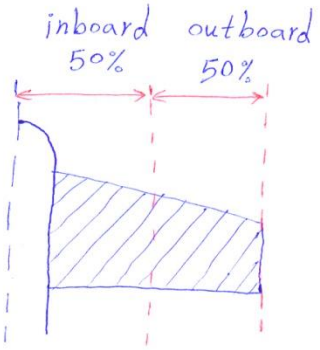
13 fuel volume — * حجم سوختی که در بال قرار می‌گیرد.

Wing tip :

از بالا — cut off

از بالا — Rounded

از جلو — wing let



Wing Location

* محل نصب بال نسبت به بدنه :

* 3 حالت برای نصب بال وجود دارد:

Mid Wing - Low Wing - High Wing

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

1 بال بالا (High wing):

* مزایا:

1 مناسب برای هواپیماهای ترابری نظامی، برای راحتی باز و بسته شدن درب های انتقال تجهیزات، در برخی از هواپیماهای جنگنده هم کاربرد دارد جهت نصب موشک

2 مناسب برای هواپیماهایی که روی آب می نشینند و برمی خیزند. به دلیل جلوگیری از آب گرفتگی موتور که روی بال نصب است.

3 پایداری عرضی را زیاد می کند، به علت اثر Dihedral

4 عملکرد این هواپیما در فرآیند Landing بهتر است (بال یک تکه و $C_{L_{max}}$ بیشتر و سرعت landing کمتر)

5 Landing Gear این هواپیماها کوتاه تر می باشد.

6 دید پایین تر از افق بهتر است.

* معایب:

1 سطح راداری بیشتری دارند و لذا برای استتار مناسب نیستند.

2 درگ بیشتری دارند. (C_{D_i})

3 دید بالا تر از افق خوب نیست.

4 زیبایی قابل توجهی ندارند.

5 از نظر آکروباتیکی ضعیف ترند.

6 عملکرد در برخاست مناسب نیست (به علت Ground effect کم)

7 چرخ ها باید در بدنه جمع شوند و امکان جمع شوندگی در بال وجود ندارد.

* در این هواپیماها می توان فلپ ها را تا حد زیادی، نزدیک بدنه طراحی کرد.

---

2 بال پایین (Low Wing):

* مزایا:

1 به دلیل تأثیر زمین، عملکرد در برخاست بهتر است.

2 دید بالاتر از افق بهتر است.

3 چرخ ها می توانند در بال جمع شوند.

4 از بال می توان به عنوان ابزاری جهت سوار شدن خلبان استفاده شود.

5 سطح راداری کمتری دارند.

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

6 نیروی درگ القایی کمتر است.

7 از نظر زیبایی بهتراند.

8 از نظر ماتور پذیری نسبت به بال، بهتر می باشند، ولی ناپایدارترند.

9 هواپیما وزن کمتری، نسبت به بال بالا دارد.

10 معمولاً از میله های تقویتی استفاده نمی شود. (که این خود پسا را کمتر می کند)

* معایب:

1 عملکرد آنها در Landing ضعیف تر است.

2 $C_{L_{max}}$ کمتری نسبت به بال بالا دارند.

3 سرعت استال بیشتری دارند

4 دید پایین تر از افق، ضعیف تر است.

5 نیروی پسای بال ناپایدار کننده است.

6 نیروی Lift کمتری دارند.

---

3 بال وسط (Mid Wing):

* حالتی بین دوحالت دیگر است. این config نسبت به دوحالت بال بالا و بال پایین، بیشتر استفاده می شود و دارای مزایا و معایب زیر است:

1 از هردوی دیگر زیباتر است.

2 خلبان می تواند توسط آن سوار هواپیما شده و داخل کابین شود.

3 شکل آیرودینامیکی بهتری دارد.

4 از نظر سازه ای وزن در این حالت کمتر است.

5 نمی توان از میله جهت تقویت تیرک ها استفاده کرد.

6 گران تر از دو نوع دیگر است.

---

* Wing Section (Airfoil):

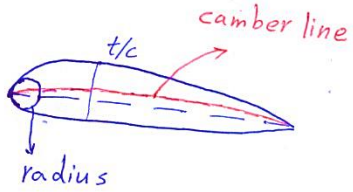
2 نوع ←

1- symmetric متقارن

2- camberred قوس دار

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

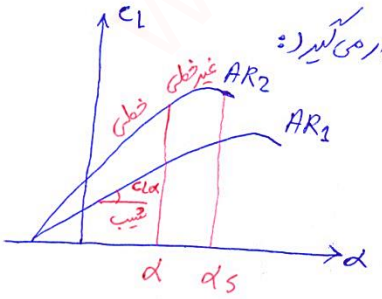
Geomtry
- Leading edge radius
- trailing edge angle
- t/c
- mean chamber line



ساختاری
- material
- pressure disturbation → به t/c وابسته است.
- حجم سوختی که در یک جا می‌شود

* انتخاب ایرفویل معمولاً در پرواز یکنواخت و cruise انجام می‌شود.
* طراح هواپیما ایرفویل را طراحی نمی‌کند، بلکه انتخاب می‌کند.

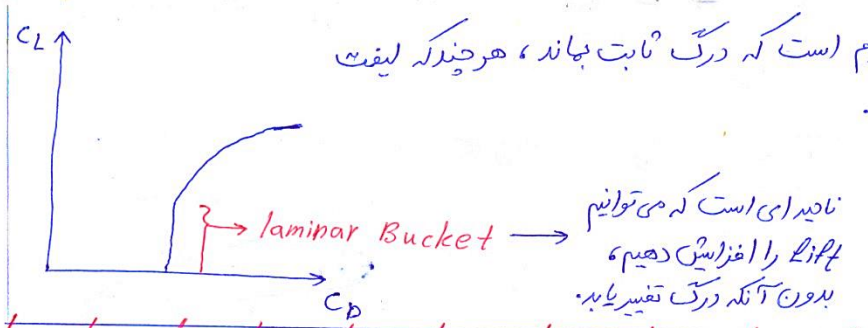
پارامترهای آیرودینامیکی
- α_{max}
- $C_{L_{max}}$
- $\left(\frac{L}{D}\right)_{max}$
- C_{L_0}
- $\alpha_{L=0}$
- drag during cruise
- C_{m_α}
- Laminar



* برای انتخاب ایرفویل، منحنی‌های زیر مورد استفاده قرار می‌گیرد:
* α مرز بین ناحیه Linear و non linear نمودار است.
* C_{L_α} بالا وقتی خوب است که سرعت کم باشد، چرا که C_{L_α} زیاد در سرعت‌های بالا مناسب نیست.
* supercritical ← $C_{L_\alpha} > 7\frac{1}{rad}$

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

* گاهی اوقات لازم است که درگ ثابت بماند، هرچندکه لیفت کمی داشته باشیم.



⊛ معیارهای انتخاب ایرفویل:

* بیشترین ضریب Lift، $C_{L_{max}}$
* کمترین ضریب درگ، $C_{D_{min}}$
* بالاترین $\frac{C_L}{C_D}$ را داشته باشد.
* ضریب C_m پایین‌تری داشته باشد.
* ملاحظات سازه‌ای و تکنولوژی ساخت.

⊛ مشکلات انتخاب ایرفویل با درنظرگیری ناحیه Laminar bucket

* دراین ناحیه درگ کمتری داریم.
* در این ناحیه مشکل محدودیت ارتفاع و سرعت داریم.
* اگر بخواهیم در این ناحیه کار کنیم، با اینکه درگ کم است، ولی C_L هم کم است، لذا برای جبران Lift، باید پارامتر سطح را زیاد کنیم. (مثل گلایدر)

⊛ گاهی اوقات برائر یک سری پدیده‌های جوی مثل باران یا زمانی که هوایپما کثیف است، از ناحیه Laminar خارج می‌شویم و درواقع درهمان C_L مربوط به ناحیه Laminar bucket درحال پروازیم، ولی محدوده Laminar نیست و درگ ویژه هوایپما دستخوش تغییر می‌شود. اگر درگ تغییرکند، بنابراین trim طراحی هوایپما تغییر می‌کند، مثلاً برای هوایپماهای دم جلو یا کانارد باید فرمان به canardvator داد، که درنتیجه درگ ویژه تغییرکرده و لیفت کاهش می‌یابد و طراح باید ایرفویل را بخاطر مسایل پیش آمده طراحی نماید. (با کمک نرم‌افزارهای موجود)

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_\alpha}\alpha + C_{D_{iH}} i_H + \underbrace{C_{D_{\delta e}} \cdot \delta e}_{\text{trim drag}} \qquad \frac{\partial C_D}{\partial \delta e}$$

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

* t/c (thickness ratio):

* تجربه نشان داده است که رفتار stall یک ایرفویل بستگی به t/c آن دارد.

* $t/c \leq 6\%$ very thin
* $6\% < t/c < 14\%$ thin
* $14\% \leq t/c$ thick
* بالاتر از 18% به ندرت وجود دارد و به آن very thick می‌گویند.

* thick:
* در این نوع ایرفویل، با افزایش زاویه حمله در ناحیه عقب، جدایش جریان اتفاق می‌افتد و به تدریج جلو می‌آید، چون از عقب جدایش اتفاق می‌افتد، باعث می‌شود که تغییرات Lift کم شود و در نتیجه c_m را به تدریج از دست می‌دهد که مناسب و خوب است.
* استال در این ایرفویل‌ها از انتها رخ می‌دهد و سطوح کنترلی که در لبه فرار قرار دارند، به سرعت وارد استال می‌شوند و کنترل هواپیما از دست می‌رود.
* این ایرفویل‌ها بیشتر به درد هواپیمای دم جلو (Canard) می‌خورند.
* هرچقدر ایرفویل ضخیم‌تر باشد، ساخت آن راحت‌تر می‌شود.
* این ایرفویل‌ها مناسب برای قسمت outboard هواپیما نیستند. (چرا که ایلرون‌ها در T.E و outboard قرار دارند)

* thin:
* تغییرات Lift و pitching moment در این ایرفویل‌ها شدید است.

* very thin:
* تغییرات Lift به دلیل آنکه به طور یکنواخت بر روی ایرفویل توزیع می‌شود، کم است، ولی تغییرات c_m زیاد می‌باشد، به خاطر همین در fighter‌ها از این ایرفویل بیشتر استفاده می‌شود.

---

* ایرفویل root و tip یکی باشد، خوب است یا نه؟

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

* اگر رفتار stall هواپیما هواپیما دیکته کند که وقتی بال هواپیما استال کرد، قسمت tip بال نباید استال کند، در این صورت توصیه می شود که ایرفویل root و tip یکی نباشند. ایرفویل tip بهتر است نازک باشد، چرا که از جلو استال می کند و وقتی که در استال هستیم، سطوح کنترلی که در out board قرار دارند (Aileron)، از کار نیافتند.

* ایرفویل root بهتر است ضخیم باشد، چرا که از عقب استال می کند و تغییرات شدید Lift نداریم و همین طور از نظر سازه ای قوی تر است.

⊕ در انتخاب ایرفویل ها:

* برای هواپیماهای مسافربری Fuel Volume، حرف اول را می زند.

* برای هواپیماهای جنگنده Drag During Cruise، حرف اول را می زند.

---

* t/c بر روی چهار پارامتر تأثیرگذار است:

1 Weight ← هرچه ایرفویل ضخیم تر باشد، وزن ایرفویل کمتر است، چرا که ممان اینرسی بال بالاتر است و می توان آن را سبک تر ساخت.

2 Drag ← هرچه بیشتر باشد، c_D بیشتر می شود.

3 max Lift ← هرچه بالاتر باشد، توانایی بال را برای رفتن به سرعت های بالا محدود می کند.

4 fuel volume ← هرچه بالاتر باشد، باعث افزایش حجم سوخت می شود.

* در نظر داشته باشید، t/c مرتبط با انتخاب زاویه sweep است، افزایش sweep باعث می شود که قابلیت افزایش thickness را داشته باشیم. چون با بالا رفتن sweep، chord افزایش یافته و برای یک t/c ثابت، می توان t را بالا برد.

---

* بررسی ایرفویل های NACA:

⊕ سری 4: عموماً در سرعت های کم مورد استفاده قرار می گیرند و سریعاً دچار استال می شوند، و به دلیل سادگی ساخت، از این نوع ایرفویل 4 رقمی استفاده می کنند.
برای سطوح کنترلی از NACA های 4 رقمی متقارن استفاده می کنند، چون باید Lift مثبت و منفی برابری بدهند.

⊕ سری 5: $c_{L_{max}}$ زیاد، و در سرعت های زیاد مورد استفاده قرار می گیرند.

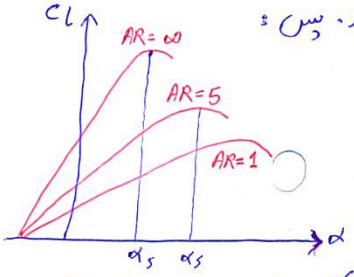
⊕ سری 6: در ماخ بالا مورد استفاده قرار می گیرند - رسیدن به جریان نسبتاً Laminar - بهبود $\frac{L}{D}$

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

* AR

$$AR = \begin{cases} \frac{b}{c} & \text{برای بال مستطیلی} \\ \frac{b^2}{S} & \text{برای بال ذوزنقه ای} \end{cases}$$

* از نظر سه بعدی، یک بال کوتاه و چاق (AR کم) ، از یک بال بلند و نازک (AR زیاد ولی با همان مساحت) ، پسای بیشتری دارد. نوک بال به دلیل وجود اختلاف فشار بین بالا و پایین بال ایجاد گرداب کرده و جریان از پایین به بالا فرار می‌کند. بنابراین هرچه دهندی بال بیشتر باشد، این عارضه کمتر بوده و لذا باعث کاهش پسا و افزایش برآ می‌شود. پس:



* افزایش AR باعث افزایش $C_{L\alpha}$ می‌شود.
* " " " " $C_{L_{max}}$ " "
* " " " کاهش α_s " "
  استال ← α_s

* هرچه AR بیشتر شود، جریان روی بال به دوبعدی بودن نزدیک‌تر شده و بازده بال بالا می‌رود.
* افزایش AR ، اثر Down wash را کاهش می‌دهد.
* افزایش AR ، باعث کاهش اثر tip vortex می‌شود.
* هرچه $\sqrt{AR}$ افزایش یابد $\left(\frac{L}{D}\right)_{max}$ برای هواپیمای مادون صوت کاهش می‌یابد.

* tip vortex : vortex هایی که روی نوک بال ایجاد می‌شوند و باعث جریانات عرضی می‌گردند. به همین دلیل در نوک بال Lift کمتری داریم و AR این اثر را در span کاهش می‌دهد.

* AR هرچه بالاتر برود، باعث ضعف سازه ای می‌گردد و باعث خم شدن بال، به طرف بالا شده و روی رفتار ایرفویل تأثیر می‌گذارد.
* افزایش AR یک مشکل ذاتی دارد، با اینکه افزایش AR ، باعث افزایش $C_{L\alpha}$ می‌شود و این برای take off و Landing مناسب است، ولی در سرعت های بالا، این افزایش $C_{L\alpha}$ مضر است، چون زاویه حمله استال آن کم می‌شود.
* افزایش AR رفتار هواپیما را برای گذر از توربولانس مشکل می‌کند.
* اگر از High AR استفاده کنیم، معمولاً اجازه می‌دهیم که بال قبل از دم استال کند، و به این خاطر که جریان مغشوش شده ی روی بال، به دم برخورد می‌کند و دم را می‌لرزاند و trim طولی

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

دستخوش تغییر می‌گردد. AR_{wing} بهتر است از AR_{tail} بیشتر باشد، به این علت که دم دیرتر در یک زاویه حمله برابر، دچار استال می‌شود. این جمله با جمله قبلی منافاتی ندارد، چراکه محدوده‌ی AR بهینه، توسط طراح باید مدنظر قرار گیرد.

* AR_{canard} بهتر است که از AR_{wing} بیشتر باشد، چراکه زودتر از بال در یک زاویه حمله برابر، استال می‌کند.

---

* Sweep Angle (۱):

* sweep باعث افزایش عدد ماخ بحرانی می‌شود، چراکه باعث به تعویق افتادن پدیده شاک می‌شود، همان طور که می‌دانیم شاک با مؤلفه عمودی سرعت بر لبه حمله متناسب است و نه با بردار سرعت حرکت، در واقع sweep باعث کاهش مؤلفه عمودی سرعت بر لبه حمله می‌شود، و لذا با هواپیمای sweep دار می‌توان در سرعت‌های بالا پرواز کرد.

* sweep باعث بهبود static margin می‌گردد و باعث بهبود پایداری استاتیکی طولی هواپیما می‌گردد. sweep باعث عقب رفتن CG و AC تواماً می‌گردد، ولی AC را نسبت به CG بیشتر عقب می‌برد.

$$\frac{C_{m\alpha}}{C_{L\alpha}} = \frac{\delta C_m}{\delta C_L} = \underbrace{\bar{X}_{CG} - \bar{X}_{AC}}$$

فاصله CG و AC را static margin می‌نامند. (S.M)

S.M > 0 $\xrightarrow{\text{پایدار}}$ $X_{AC} - X_{CG} > 0$

S.M < 0 $\xrightarrow{\text{ناپایدار}}$ $X_{AC} - X_{CG} < 0$

* به علت به وجود آمدن natural Dihedral، (تبدیل بال β به α)، sweep باعث بهبود پایداری عرضی سمتی می‌شود.

* sweep باعث بهبود دید در هواپیماهای نظامی می‌گردد.

* sweep باعث کاهش $C_{L\alpha}$ و C_L می‌گردد. (اثر آن عکس اثر AR است، لذا در طراحی باید نقطه optimum را حساب کرد.)

* sweep باعث افزایش گشتاور خمشی می‌گردد.

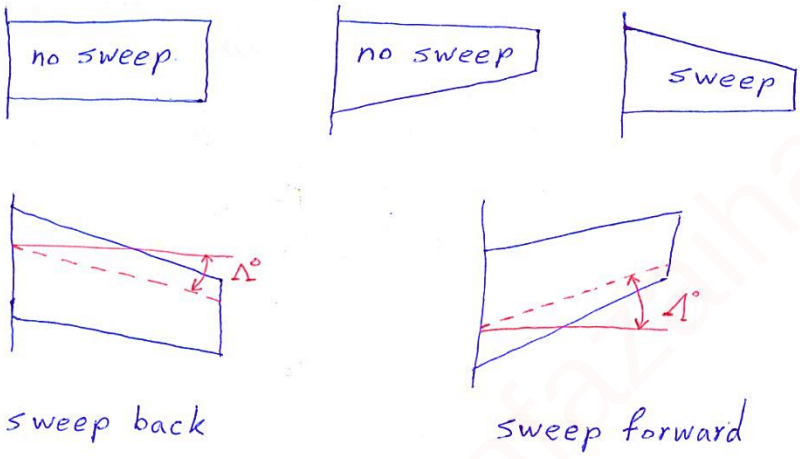
* زاویه sweep زیاد، برای هواپیماهای که با سرعت پایین پرواز می‌کنند، مناسب نیست، چون در سرعت‌های پایین induced drag بر پارازیت درگ غالب است، لذا همانطور

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

sweep می باشد، بر اثر $\frac{s}{\pi b^2 e}$ یا $\frac{1}{\pi AR e}$ که برابر k (در kc_l^2) می دانید پارامتر

زیاد، دارای b کم می شود، که در نتیجه باعث افزایش k و افزایش induced drag می شود و این قضیه برای هواپیماهایی که در سرعت های پایین پرواز می کنند، مناسب نیست.

* تمام نکات بالا برای حالت sweep back می باشد و برای sweep forward، عکس نکات بالا برقرار است.



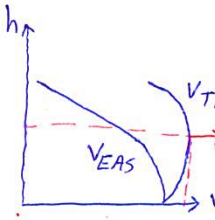
* در صورتی که لبه قرار بال زاویه داشته باشد، نمی گویند بال عقب گرد است. (یعنی no sweep)

* معمولاً هواپیماهایی که می خواهند در رژیم های مختلف پرواز کنند، را به صورت variable sweep می سازند، تا در رژیم های مختلف، بالاترین عملکرد را داشته باشند. مشکل variable sweep این است که باعث افزایش وزن بال می شود. (متعلقات این سیستم، باعث افزایش 20% وزن بال می شوند).

* sweep باعث ایجاد یک جریان عرضی روی بال می گردد، که پدیده flutter را باعث می شود و در sweep forward، چون جریان از tip به root می آید، لذا در این نوع، ایلرون ها سریع تر دچار flutter می شوند. (نسبت به sweep back)

* در هواپیماهای subsonic، shock در $\frac{c}{4}$، تشکیل می شود، لذا این زاویه از جهت طراحی، مهم است. ($\Lambda_{c/4}$)

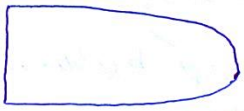
subsonic sweep angle ←



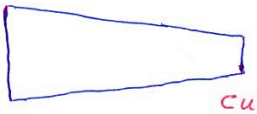
* برای جلوگیری از فلاتر، وزنه تعادلی را جلوی Hinge line قرار می دهند، چرا که Hinge line، محور خنثی بال است و تأثیری روی پایداری طولی هواپیما ندارد.

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

* taper ratio :



Rounded
کاهش درگ القایی
تا حدود 7%



cut off
کاهش درگ القایی
تا حدود 6%

* باعث کاهش induced drag می‌شود، چرا که به توزیع بیضوی نزدیک می‌شویم.
* باعث کاهش وزن هواپیماهای غیرنظامی می‌شود.
* taper دادن زیر 0.2، برای هواپیماهای civil، کار درستی نیست.
* اگر از taper برای طراحی استفاده کنیم، باید توجه داشته باشیم که ممکن است ایرفویل‌های tip و root مختلف باشند، لذا سیستم taper دادن، پیچیده‌تر می‌شود، چون ایرفویل وسطی را نمی‌دانیم.
* هرچه taper ratio به سمت صفر میل کند، سرعت بالاتر می‌رود و در هواپیماهای supersonic، از taper ratio کم و sweep angle زیاد استفاده می‌کنند.
* اگر taper استفاده کنیم، باعث می‌شود که Lift نوک بال، نسبت به حالت مستطیلی کمتر شود و در نتیجه ممان آن نسبت به محور طولی بدنه کاهش یابد و در نتیجه باعث کاهش احتمال پدیده فلاتر می‌شود.
* taper باعث بهبود رفتار استال می‌گردد.
* sweep angle هرچه بیشتر شود، در حالت subsonic، induced drag را زیاد می‌کند، ولی taper، باعث کاهش induced drag می‌شود. پس بین این دو حالت باید نقطه‌ی optimum را حساب کرد.
* تأثیر sweep نسبت به taper، بر درگ القایی غالب است.

---

* Twist :

پیچش زاویه‌ای است که بین دو ایرفویل tip و root، داده می‌شود و باعث می‌شود که زاویه حمله tip و root تغییر کند.

* 2 نوع Twist داریم:
  - Geometric Twist → در هر مقطع، زاویه حمله فرق می‌کند.
  - Aerodynamic Twist → در هر مقطع، ایرفویل فرق می‌کند → پارامتر $\alpha_{L=0}$ تغییر می‌کند.

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

* wash out ، توزیع Lift را به توزیع بیضوی نزدیک می‌کند.

$$\hat{\varepsilon} = \hat{\alpha}_t - \hat{\alpha}_r$$

(+ مثبت ↓ wash in) (− منفی ↘ wash out)

* Twist معمولاً بیشتر از 3° ، نباید باشد.

* wash out جلوگیری از استال tip می‌کند و باعث به تأخیر افتادن استال می‌شود.

* ساخت Aerodynamic از Geometric ، سخت‌تر است.

* Twist باعث کاهش وزن بال می‌شود، چراکه اعمال Twist ، موجب حرکت مرکز فشار روی بال به سمت root می‌شود، که این باعث کاهش گشتاور خمشی حول root بال شده و موجب سبک شدن سازه بال می‌شود.

---

* Incidence :

* زاویه بین وتر ریشه و center line هواپیما را زاویه نصب یا Incidence می‌گویند.

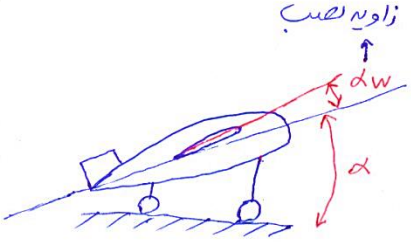
* این زاویه را برای فاز cruise طراحی می‌کنند.

* هواپیماهایی که دارای بدنه بلند هستند، هنگام برخاست Lift مناسب می‌خواهند و باید در عین حال بدنه را افقی نگه دارند، بنابراین برای دادن زاویه حمله مناسب به بال، از زاویه نصب بال استفاده می‌شود، پس می‌توان گفت: تأثیر زیاد زاویه نصب بال، در فرآیند برخاست است.

* باعث کم شدن drag fuselage ، در هنگام کروز می‌شود.

نکته مهم: توجه کنید هنگامی که طراحی می‌کنید، اگر Incidence داریم، Twist به هم نخورد.

* در هواپیماهای fighter ، معمولاً incidence نمی‌دهند، اگر هم بدهند، بیشتر از 1° نیست.

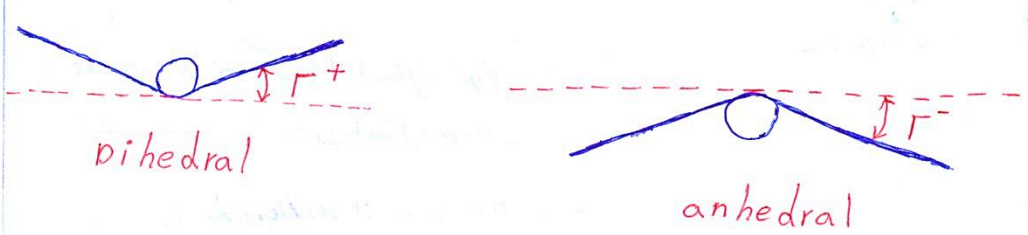


* در هواپیماهای مسافربری، زاویه نصب حدود 3 تا 5 درجه است.

* زاویه نصب را طوری تعیین می‌کنند، که در پرواز کروز، زاویه حمله بدنه صفر باشد، یا با زاویه‌ای حمله‌ای که، پسای بدنه را حداقل می‌کند، هواپیما حرکت کند.

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

* Dihedral Angle : زاویه‌ای که بال در صفحه yz، با افق می‌سازد.



* Dihedral به position بال بستگی دارد.
* " باعث پایداری عرضی سمتی می‌شود در هنگام roll.
* در هنگام side slip، باعث rolling stability می‌شود.
* در پایداری عرضی سمتی: 1° dihedral ≡ 10° sweep
* Dihedral بیش از حد، باعث می‌شود که مود Dutch roll رفتار نامناسبی داشته باشد.
* همانطور که می‌دانیم High wing، دارای پایداری است و Low wing، دارای ناپایداری عرضی است. لذا از دیدگاه پایداری بهتر است، برای کنترل پذیری بهتر، یک عامل پایدار کننده، با یک عامل ناپایدار کننده ترکیب شود. بنابراین ترکیب Low wing با Γ^+ و ترکیب High wing با Γ^- مناسب است.
* ترکیب‌های قسمت قبل، باعث تقویت سازه هم می‌شوند.

---

* Fuel Volume :

$$V_{WF} = 0.59 \frac{S^2}{b} \left(\frac{t}{c}\right)_r \left[\frac{1 + \lambda_w T_w^{1/2} + \lambda_w^2 T_w}{(1+\lambda_w)^2}\right]$$

$$T_w = \frac{(t/c)_r}{(t/c)_t}$$

وزن مخصوص بنزین = 6.5 lb/Gal

1 Gal = 231 in^3

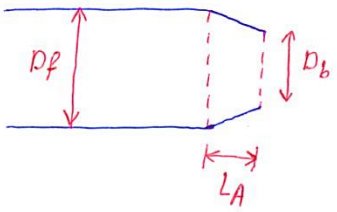
www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

* بدنه (Fuselage):

* در طراحی اولیه بدنه دید بسیار ساده ای است، به پارامترهای زیر توجه می‌کنیم:

$\frac{L_f}{D_f}$ ← طول بدنه / قطر بدنه

$\frac{L_f}{D_f}$ ⟶ هرچه بزرگتر باشد، بدنه کشیده‌تر است. ⟶ همچنین هرچه بیشتر باشد، هواپیما هنگام برخاستن، دچار مشکل چرخش بدنه می‌شود.



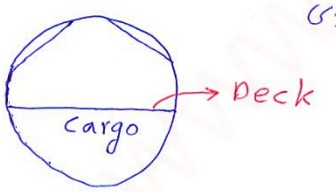
* هواپیما احتیاج به یک قوس مناسب در عقب بدنه دارد. (محدوده L_A)، برای تخمین ابعاد بدنه هواپیما، باید از Data base استفاده کنیم و نباید از جدول 1-4 کتاب جلد 2 راسکم استفاده کنیم.

* در Cabin Cross section، مسایل زیر را در نظر می‌گیریم:

1. نحوه سوار و پیاده شدن مسافر
2. سایز صندلی هواپیما (استاندارد نیست، چون بستگی به نوع طراحی دارد.

تشریفاتی / commercial / ⋮

* pakage های مربوط به بال، استاندارد می‌باشد. (برای بالانس کردن وزن هواپیما)



* ابتدا قطر را بر حسب مقدار نشستن مسافرین در عرض هواپیما، به دست می‌آوریم و آنگاه با استفاده از این رابطه و داشتن $\frac{L_f}{D_f}$، می‌توانیم L_f را تعیین کنیم.

* عرض صندلی‌ها بین 28" تا 34" برای دو راهرو
  // 18" تا 28" برای تک راهرو
  // 36" تا 38" برای طراحی لوکس

* بدنه دایروی نسبت به بدنه تخم مرغی فضای بیشتری برای حمل بار دارد.
* در بدنه‌های تخم مرغی، اگر از نمای روبرو، نگاه کنیم، درگ ناشی از shape کمتر است.

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

* در بدنه‌های تمام مرغی ، توزیع تنش برشی کمتر است.
* ساخت بدنه های تمام مرغی سخت تر است و وزن آنها هم بیشتر است. (به خاطر تقویت سازه و رفع fatigue)
* اگر هواپیما نظامی باشد، باید مسأله حمل سلاح را نیز مد نظر قرار دهیم.
* طراحی کابین مسافری از نظر ارتفاعی اهمیت دارد.
* طراحی کابین خلبان و ابعاد صندلی خلبان ، از نظر راحتی دارای اهمیت است.

---

* Empennage Design :

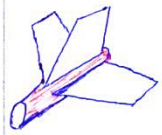
طراحی دم (قسمت عقب هواپیما) - (Tail Design)

* وظیفه اصلی دم هواپیما ، پایداری و trim کردن حرکت طولی و سمتی هواپیما می باشد.
* به علت اینکه دم در هواپیما ، نقش پایداری دارد ، به مجموعه دم افقی و عمودی ، stabilizer می گویند.
* سطوح کنترلی متصل روی دم افقی و عمودی ، وظیفه کنترل کننده نیز دارند.

provides trim and stability control

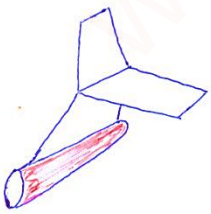
* انواع شکل دم در هواپیما:

1 دم معمولی ، conventional :



طراحی ساده - به نسبت دیگر شکل‌ها کمترین وزن را دارد.

2 دم T شکل :

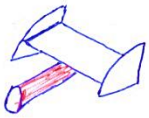


سنگین‌تر از دم معمولی است - دم عمودی در این نوع نیاز به مساحت کمتری دارد - در این نوع دم افقی کمتر تحت تأثیر Down wash بال و یا جریانات ناشی از ملخ ، قرار می‌گیرد و به همین دلیل ، لرزش در دم افقی کمتر است - لرزش در دم عمودی بیشتر خواهد بود - در α زیاد احتمال وقوع پدیده Deep stall وجود دارد که مفید نیست ، برای جلوگیری از این پدیده باید دهنه دم از فاصله موتور تا بدنه بیشتر باشد. C_{L_α} دم عمودی، در این نوع نسبت به دم معمولی

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

بیشتر است - اگر بخواهیم از موتور درعقب استفاده کنیم ، مثلاً 3 موتوره ازاین نوع استفاده می‌کنند - در هواپیما های دوزیست ، ازاین نوع بیشتر استفاده می شود - دم عمودی جهت تحمل دم افقی، باید قوی‌تر باشد . (دلیل سنگینی نسبت به دم معمولی)

* دم H شکل :



* اغتشاشات ناشی از بدنه تأثیری روی دم عمودی ندارد.
* نازل های موتورهای هواپیماهای جنگنده را مخفی می‌کنند.
* ارتفاع دم عمودی در این حالت ، نسبت به بقیه کمتر است .
* بیشتر برای هواپیماهای بدون سرنشین High endurance استفاده می شود.

* V tail :

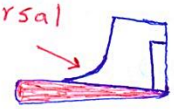
* کم کردن Swet
* هم زمان نقش دم عمودی و افقی را بازی می‌کند.
* درگ تداخلی کمتر است.
* سیستم کنترلی پیچیده تر است . (عیب این نوع این است که فقط یک مدل سطح کنترلی - rudder vator دارند).
* برای اینکه مشکل این نوع دم را اصلاح کنند ، طرح Y شکل را پیشنهاد دارند ، که باعث بهبود پایداری عرضی می‌شود.

---

* spin یک پدیده ذاتی هواپیماست ، که بعد از stall اتفاق می افتد ، بعد از استال و وارد dive شدن ، باید منتظر باشیم تا جریان روی دم بچسبد ، تا کنترلرها کار کنند ، ولی هنگامی که در spin می افتیم ، هواپیما وارد یک حرکت دورانی و مارپیچی می‌گردد و برای کنترلرها مشکل ایجاد می‌کند ، ابتدا باید spin را متوقف کنیم و سپس بتوانیم هواپیما را به حالت پایدار ، recover نمایم.
* در حالت spin ، ایلرون ها عکس العمل یا response خوبی ندارند.
* به علت سرعت گردشی که در نوک بال ایجاد می‌شود ، این مشکل پیش می‌آید.
* عمده مشکل ، طراحی درست دم افقی و عمودی است ، چرا که Rudder نیز به علت جریاناتی که از روی دم افقی بیرون می‌ریزد ، تحت تأثیر قرار می‌گیرد و دچار مشکل می‌شود.

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

* یکی از راه‌های بهبود recover کردن spin، این است که دم عمودی را کمی جلو می‌آورند، که در fighter ها، این شیوه مرسوم است.



* راه دیگر، استفاده از Dorsal است.

* و راه دیگر استفاده از vertical fin است.

نکته: توجه داشته باشید که هواپیماهای مسافربری نباید stall کند و در spin بیافتد، نکات بالا فقط برای هواپیماهای جنگنده و آکروباتیک کاربرد دارد.

---

* canard (دم جلو):

* راندمان آن بالاست، چون تحت تأثیر جریانات آشفته‌ی بال قرار نمی‌گیرد. البته بال تحت تأثیر جریانات آشفته کانارد قرار دارد و باعث کاهش لیفت بال می‌شود، ولی خود کانارد هم لیفت تولید می‌کند.

* کانارد اثر مثبت در Lift دارد، درحالی که دم عقب، اثر منفی روی لیفت دارد.

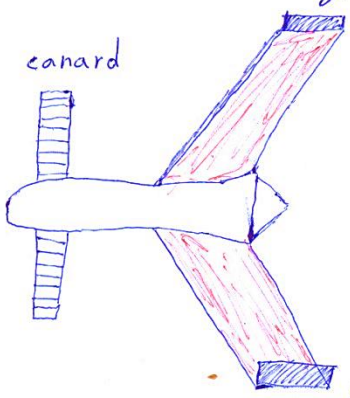
* باعث افزایش برد و کاهش مصرف سوخت می‌شود و اثر مثبت در Loiter دارد. (کیفیت گشت زنی را بهبود می‌دهد)

* static margine در هواپیماهای کانارد، به‌نسبت کاهش می‌یابد.

* با آنکه سازه کانارد باعث جلو آمدن cg می‌شود، امّا تأثیری که بر جلو آمدن ac دارد، بیشتر است.

* قابلیت مانور پذیری این نوع هواپیماها، بالاتر است، چون پایداری کمتری دارند.

* این هواپیماها محدوده‌ی most aft cg و most fwd cg بزرگتری دارند، پس trim پذیرتراند.



* طول باند هواپیماهای canard، به‌نسبت کمتر است.

* تکنولوژی ساخت، بالاتر و سخت‌تر و پرهزینه‌تری است.

* مساحت بیشتری نسبت به دم عقب دارند. (به‌علت بازوی کمتر نسبت به cg (نسبت به دم عقب))

* هواپیماهای کانارد دارای تعادل (تریم پذیری) بهتری هستند.

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

* کاربرد Canard در هواپیماهای supersonic زیاد است، چون زمانی که موج مایل، روی کانارد ایجاد می‌شود، پس کل هواپیما در جریان ماورن صوت حرکت می‌کند و این خوب است. البته اگر ماخ پروازی بالا باشد، این امر صادق نیست، ولی با این حال، باعث کاهش سرعت عبوری از روی بال می‌شود.

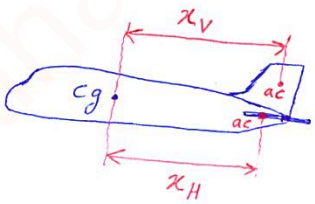
---

static margine ≡ روی پایداری (stability) تأثیر دارد.

فاصله‌ی most fwd cg تا most aft cg ≡ روی تعادل یا مهارپذیری (Trim) تأثیر دارد.

ضریب حجمی دم افقی (بی بعد) $V_H = \dfrac{x_H \cdot S_H}{S_w \cdot \bar{c}_w}$ ← سطح دم افقی / سطح بال / وتر بال

ضریب حجمی دم عمودی (بی بعد) $V_V = \dfrac{x_V \cdot S_V}{S_w \cdot b_w}$ ← سطح دم عمودی / سطح بال / دهانه بال



x_H = فاصله‌ی ac دم افقی از cg

x_V = فاصله‌ی ac دم عمودی از cg

* با توجه به اینکه V_H و V_V، اعداد بدون بعدی هستند، این اعداد را از روی هواپیماهای هم رده تعیین می‌کنیم.
* هر چه V_H و V_V بزرگتر باشند، طول بدنه بیشتر است، درگ بیشتر است و محدوده‌ی مرکز ثقل بیشتر می‌شود.
* هر چه V_H و V_V کوچکتر باشند، یک کمتر، نیروی کمتری برای به حرکت درآوردن فرامین کنترلی توسط خلبان لازم است.
* با انتخاب مقادیر S_H و S_V و پارامترهای گفته شده در طراحی بال، پارامترهای دم مشخص می‌شوند.
* t/c دم عمودی و افقی معمولاً بزرگتر از بال است.
* AR دم از بال کوچکتر است.
* Λ بال را طوری طراحی می‌کردیم که موج ضربه‌ای روی آن ایجاد نشود، sweep دم را طوری طراحی می‌کنیم، که بیشتر از بال باشد و اصلاً روی آن شاک ایجاد نشود.
* Average گیری V_H و V_V، باید با توجه به Data base خودمان صورت گیرد.

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

* در دم های T شکل ، AR بین 0.7 تا 1.2 ، برای قسمت عمودی است.

* در دم های عمودی ، علاوه بر stability trim & control ، باید max roll rate و spin recovery را مد نظر داشت.

* fuel را در دم قرار نمی دهند، چون CG عقب می رود.

---

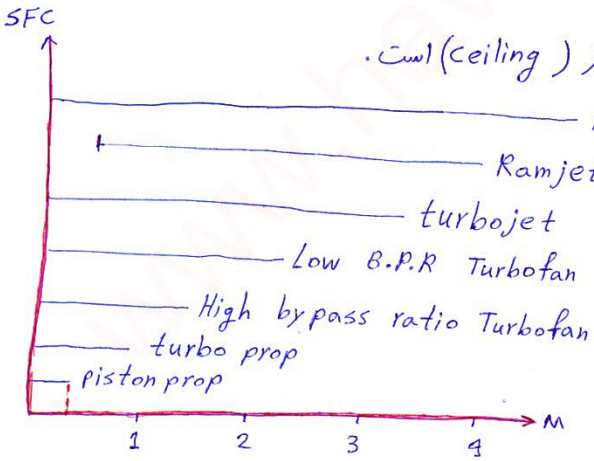
* propulsion system (سیستم پیشرانش) :

1	capter Air	Intake or Inlet
2	compress Air	compressor
3	Add fuel	combustion chamber
4	Burn	// //
5	exhaust	Nozzle

* تنها نکاتی که در اینجا ، برای طراح مهم است ، هوای ورودی و هوای خروجی است.

* هوایی که ورودی موتور آنها supersonic است ، نسبت به $T = \dot{m}(u_e - u)$ ⟶ subsonic ، مشکل کمتری دارند.

* اساس انتخاب موتور ، بر پایه سقف پرواز (ceiling) است.



* افزایش BPR در خنک کاری و راندمان تأثیر زیادی دارد.

---

* برای انتخاب موتور :

* موتور تأمین کننده تراست یا power است.

1) Type 2) Number 3) Intigration

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

* برای BPR ، از هواپیما های هم رده استفاده می‌کنیم.

* for turbofan:

$$W = 0.084\ T^{1.1}\ e^{-0.045\ BPR}$$

$$L = 2.22\ T^{0.4}\ M^{0.2}$$

$$D = 0.393\ T^{0.5}\ e^{-0.04\ BPR}$$

* for propller:

$$P_{b_1} = \frac{P_{max}}{\eta_P \frac{\pi D_P^2}{4}}$$

* P_{b_1} را از آمارگیری تعیین می‌کنیم.

صفحه 129 کتاب، یک سری هواپیما دارد، P_{b_1} را حساب کرده، همان روند را تکرار می‌کنیم.

---

* نصب موتور:

* بهترین عملکرد را از نظر هوای ورودی، داشته باشد و هوا مغشوش نباشد.

* به پارامترهای مختلف configuration بستگی دارد.

* $S.F = \frac{\text{تراست موتوری که لازم داریم.}}{\text{تراست موتوری که موجود است.}}$

* $W = W_{av} \cdot (S.F)^{1.1}$

* $L = L_{av} \cdot (S.F)^{0.4}$

* $D = D_{av} \cdot (S.F)^{0.5}$

$W_{av} = W_{available}$

---

* Landing Gear:

* طراحی L.G کار طراح هواپیما نیست، بلکه فقط طراح باید این درک را داشته باشد که بداند چگونه و کجا L.G را قرار دهد. بی حساب و کتاب ترین قسمت طراحی هواپیما، طراحی L.G است.

* وظیفه طراح هواپیما ← Airframe طراحی — Engine انتخاب — L.G انتخاب

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

* تعداد و اندازه تایرها - بخصوص لاستیک ها :

* مقدار و قطر strut (اهرم)
* جایگذاری اولیه
* قابلیت جمع شوندگی

---

* وظایف L.G :

1. در فاز نشستن و برخاست ، وجود آن لازم است .
2. بر روی زمین نقش پایداری را ایفا می‌کند.
3. در هنگام فرود، ضربات را جذب می‌کند. Shock Absorber
4. نقش هدایت هواپیما را روی باند دارد.
5. باعث سرعت گیری هواپیما درهنگام برخاستن است .
6. باعث کاهش سرعت هنگام نشستن است .

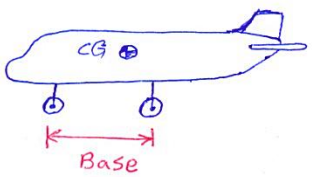
---

* انواع چیدمان :

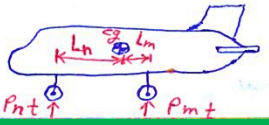
1 Main single

* Geometry Requirements :

* تذکر : چرخ اصلی باید به CG نزدیک باشد.



* از آنجایی که در نوع ارابه فرود هایی که پشت سرهم قرار دارند ، چرخ های عقب ، چرخ اصلی است ، باید فاصله‌ی آن تا CG ، کمتر از $\frac{Base}{2}$ باشد.



* $L_m =$ فاصله ارابه فرود m تا CG
$L_n =$ CG // n // // //

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

51

n = تعداد lastrut

$W_{T.O}$ = وزن برخاست

S.F = safty factor

P_{nt} = نیروی وارد به ارابه‌فرود n

P_{mt} = m " " " " "

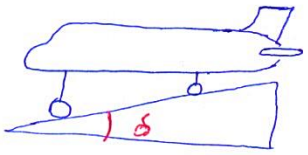
P_{mp} = کل نیروی که بر هر strut وارد می‌شود.

* $P_{nt} = P_{mp} * n$

* $P_{nt} = \frac{(SF)*(L_n)*W_{TO}}{Base}$

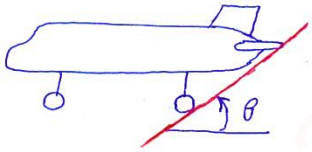
---

* زاویه بین خطوط مماس مشترک بین چرخ‌های جلو و عقب، از نمای کناری را با زاویه δ نمایش می‌دهند.

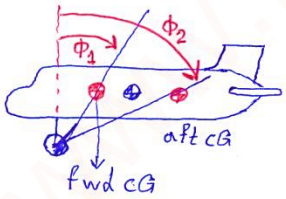


$10^\circ \leq \delta \leq 15^\circ$

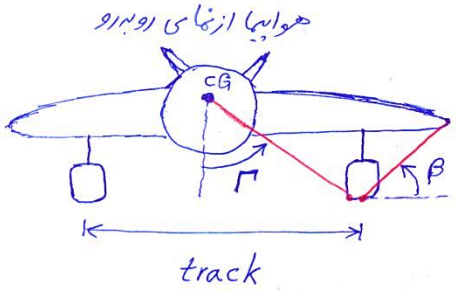
* زاویه بین مماس بر چرخ عقب و دم را زاویه θ گویند و حداقل باید 15° باشد. (برای جلوگیری از برخورد دم با زمین، در هنگام rotation برخاست و نشست).



* زاویه بین خط گذرنده از عقب‌ترین و جلوترین محل cG و محور چرخ جلو، با خط عمودی را با ϕ نمایش می‌دهند. معمولاً $16^\circ \leq \phi \leq 25^\circ$

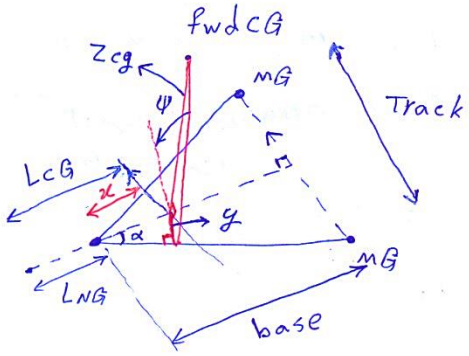


* زاویه بین چرخ‌های کناری در راستای مرکز ثقل روی محور z ها را با Γ نمایش می‌دهند. (برای tail dragger L.G که بعداً توضیح داده خواهد شد، حدوداً 25° است.)



* زاویه بین خط گذرنده از نوک بال و زیر هر چرخ را با خط افقی، با β نمایش می‌دهند. حداقل β، 20° است.

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir



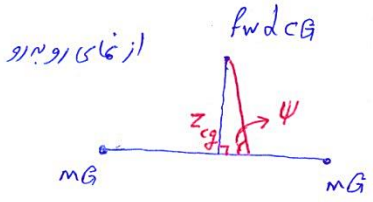
$$* \tan\alpha = \frac{track/2}{base}$$

$$* \tan\psi = \frac{Z_{CG}}{y}$$

$$* x = L_{CG} - L_{NG}$$

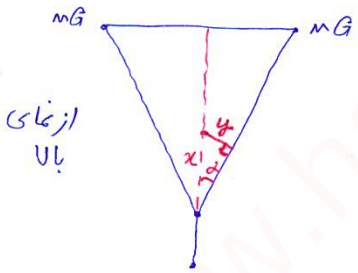
L_{CG}: فاصله دماغه تا fwd CG

L_{NG}: فاصله دماغه تا NG



$$* \sin\alpha = \frac{y}{x}$$

با پایداری $* \sin\alpha = \frac{\frac{Z_{CG}}{\tan\psi}}{L_{CG} - L_{NG}}$



* معمولاً زاویه ψ کمتر از 55° است. $\psi \leq 55^\circ$

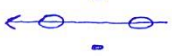
* ψ معرف ارتفاع ارابه فرود است.

---

* Main Gear می‌تواند هم جلوی CG باشد، هم عقب CG

* ادامه L.G ها ←

2 Byicycle Main :



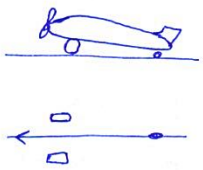
* در این حالت، ناپایداری استاتیکی وجود دارد، که برای از بین بردن این موضوع، در نوک بال‌ها، 2 تا چرخ کوچک قرار می‌دهند.

* چون زاویه pitch مناسب برای بلند شدن ندارند، هواپیما خیلی دیر از زمین بلند می‌شود و طول باند این نوع هواپیما ها زیاد است. به همین دلایل این نوع L.G ها منسوخ شده است.

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

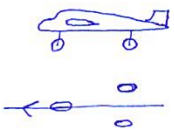
* ناپایداری ذاتی در نیروی جانبی داشته، لذا هنگامی که هواپیما Landing می‌کند، این طرف و آن طرف می‌رود و نمی‌تواند در خط مستقیم حرکت کند و خلبان باید هنگام فرود با ترمز، بسیار بازی کند.

3 Tail Dragger :



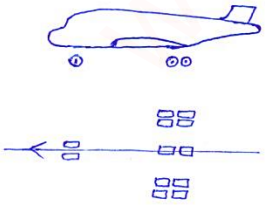
کاربرد در هواپیماهای ملخی موتور جلو است، که فاصله‌ی مناسب ملخ را تا زمین به وجود می‌آورند. ناپایداری استاتیکی دارند. زاویه دید خلبان، بر روی باند کم می‌شود. مشکل سوار و پیاده شدن خلبان وجود دارد، چون هواپیما هنگامی که روی زمین است، افقی قرار ندارد.

4 Tricycle یا Nose Gear :



امروزه رایج‌ترین نوع L.G است، چرخ‌ها در این مدل، هم اندازه هستند، پس هواپیما روی زمین افقی قرار می‌گیرد. از آنجایی که CG جلوتر از چرخ‌های اصلی (Main) می‌باشد، لذا روی زمین پایدار است و دید خلبان مناسب است.

5 Multi bogey :



در هواپیماهای سنگین استفاده می‌شود و چرخ‌ها با وسایلی به نام bogey، به هم وصل می‌شوند.

6 skid :

برای هواپیماهای سبک استفاده می‌شوند، برای نشستن روی آب یا چمن یا زمین‌های نرم.

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

Mass stabilizer
Long Rod
Cone
Fin

* ما هیچ وقت یک Version هواپیما طراحی نمی‌کنیم، بلکه Version های مختلفی از هواپیما را طراحی می‌کنیم، چون در این حالت ممکن است وزن هواپیما تغییر کند و ما هربار نمی خواهیم یک Landing Gear جدید انتخاب کنیم. هرهواپیما را تا جایی می‌توان Modify کرد که Landing Gear آن اجازه دهد.

$$P = P_m * (1.25) * (1.08)$$

- P_m: فشاری که Landing Gear در طراحی اولیه می‌تواند تحمل کند. → طراح P_m را محاسبه می‌کند.
- 1.25: ضریب اطمینان
- 1.08: ترم افزایش فشار دینامیکی

* پس از بدست آوردن این فشار { 9.1 / 9.2 } سایز تایر و فشار لاستیک ها و اطلاعات اولیه L.G استخراج می شوند.

* سایر مواردی که برای L.G باید مد نظر طراح باشند:

* تعریف وزن (وزن هواپیما + وزن L.G)

* Retraction kinematics → مکانیزم جمع شوندگی:

در حالتی که این مکانیزم وجود داشته باشد، طراح باید به این فکر کند که L.G کجا و چگونه باید جمع شود؟

1) درون بال
2) درون بدنه
3) درون پوشش موتور جمع شوند.
4) زیر بال
5) درکنار بدنه

* L.G { solid spring / Rudder & Hings / Pneumatics shock strut / // // Hings

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

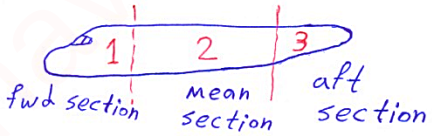
* Weight & Balance :

* از لحاظ تئوری ، این مطلب ساده است ولی از لحاظ طراحی این مطلب پیچیده است.

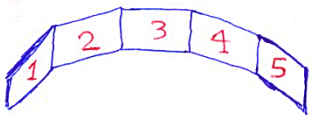
* Item 1 تا 13 برای وزن هواپیما داریم :

1) fuselage
2) wing
3) Empenage
4) Landing Gear
5) engine
6) Fixed equipments
7) Trapped Fuel & oil
8) Crew
9) Fuel
10) passanger
11) Baggage
12) Cargo
13) Expendable loads ← بارهایی که در وسط راه از هواپیما بیرون پرتاب می‌شوند.

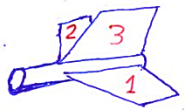
1) Fuselage



2) wing



3) Empenage



2 + 1
یک دم دوقسمت
عمودی دم افقی

4) Landing Gear → 3 قسمت

5) trapped Fuel & oil → 2 قسمت → 1 سوخت + 1 روغن

* بقیه موارد ، بستگی به تعداد دارد.

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

CG

* $\sum_{i=1}^{7} w_i = W_E$

* $\sum_{i=1}^{8} w_i = W_{OE}$

* $\sum_{i=1}^{13} w_i = W_{T.O}$

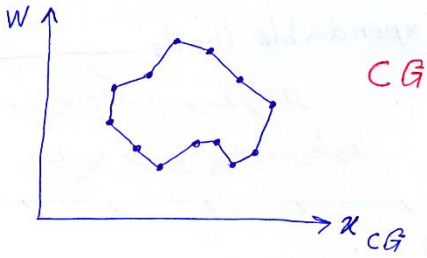
w_i	x_i	$w_i \cdot x_i$	y_i	$w_i y_i$	z_i	$w_i z_i$
w_1						
w_2						
⋮						
w_{13}						

مرکز جرم هر قسمت از وزن

* $x_{CG} = \frac{\sum w_i x_i}{\sum w_i}$

* $y_{CG} = \frac{\sum w_i \cdot y_i}{\sum w_i}$

* $Z_{CG} = \frac{\sum w_i z_i}{\sum w_i}$



CG Potato

* بهترین حالت توزیع جرمی هواپیما، زمانی است که x_{CG} در حالت های زیر برابر باشند:

$$x_{CG})_{OE} = x_{CG})_{Fuel} = x_{CG})_{payload}$$

* هنگام محاسبات، مرکز مختصات را جایی بگذارید که تمام مختصات مثبت باشند، یعنی در نوک هواپیما

* توجه داشته باشید CG هواپیما، باید جلوی AC باشد، تا هواپیما پایدار باشد و اگر ناپایداری داشته باشیم، باید از سیستم های مصنوعی مثل SAS (Stability Augmention system) استفاده کنیم، که درباره این سیستم در طراحی 2، توضیح خواهند داد.

* wing : $x_{CG} = 37\% \sim 42\% \bar{c}$

* $\begin{cases} H.T \\ V.T \end{cases}$: $x_{CG} = 30\% \bar{c}_{H,V}$

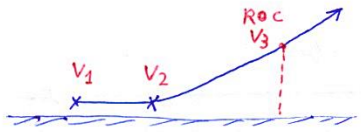
* Fuselage conopy : $x_{CG} = 0.26 L_f$

* V cabin : $x_{CG} = 39\% \sim 40\% L_f$

* Nacells : $x_{CG} = 40\% L_{Nacells}$ (پوستی موتور)

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

* Sizing to climb requirements :



prop

$$Roc = 33000 \left\{ \frac{\eta_p}{(\frac{W}{P})} - \frac{(\frac{W}{S})^{1/2}}{19\sqrt{\frac{C_L^3}{C_D^2}\sigma}} \right\}$$

$$CGR = \frac{18.97\,\eta_p\,\sigma^{1/2}\,C_L^{1/2}}{(\frac{W}{P})(\frac{W}{S})^{1/2}} - \frac{1}{C_L/C_D}$$

CGR ← به صورت رادیان

Jet

$$Roc = V\left[\frac{T}{W} - \frac{1}{C_L/C_D}\right] \leftarrow \gamma < 15^\circ$$

$$Roc = V\left[k - \left[k^2 - k + \frac{1}{1+(\frac{C_L}{C_D})^2}\right]^{1/2}\right]\frac{T}{W} \leftarrow \gamma > 15^\circ$$

$$k = \frac{(C_L/C_D)^2}{1+(C_L/C_D)^2}$$

$$CGR = \frac{T}{W} - \frac{1}{C_L/C_D}$$

مثال * هواپیمایی را طراحی کنید که در وضعیت بعد از take off ، Roc این هواپیما $1000\ \frac{ft}{min}$ و $CGR = 0.01\ rad$ باشد.

1) Configuration → تعیین فرم‌های مختلف درگ و پلار → مثلاً یک موتور از دست رفته- فلپ باز- فلپ بسته و...

2) Note for OEI
- Thrust ← $T\,\frac{N-1}{N}$
- power ← $P\,\frac{N-1}{N}$

N = تعداد موتورها

* در حالتی که یک موتور از دست رفته است و می‌خواهیم climb انجام دهیم، آیین‌نامه V_3 را تعیین می‌کند.

3) compute approximate $C_L = \frac{C_{L_{max}}}{k^2}$

ex: $V = 1.3 V_{S\,T.O}$

$\rightarrow C_L = C_{L_{max}} / 1.69$

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

4) C_D می‌سبی ⟶ با توجه به Drag polar این فاز پروازی

5) برای می‌سبی م ⟶ شرایط فرود گاهی هم داده شده است

---

* Sizing to ceiling requirements:

$$Roc)_0 = \frac{h_{abs}}{t_{cl}} \ln\left(\frac{1}{1-\frac{h}{h_{abs}}}\right)$$

$$Roc = Roc)_0 * \left(1 - \frac{h}{h_{abs}}\right)$$

* مثال: مطلوب است size هواپیمایی که سقف پرواز آن 25000 ft باشد. $(h_{abs} = 30000\ ft)$

$$\underset{\text{Roc خدمتی}}{100} = Roc)_0 * \left(1 - \frac{25000}{30000}\right) \longrightarrow Roc)_0 = 600\ ft/min$$

* مثال: مطلوب است طراحی هواپیمایی که برای رسیدن به ارتفاع 25000 پایی، فقط 10 min زمان بخواهد. $(h_{abs} = 30000\ ft)$

$$Roc)_0 = \frac{30000}{10} \ln\left(\frac{1}{1-\frac{25000}{30000}}\right) = 5375.2\ ft/min$$

---

* Sizing to manuvering:

$$L = n\,w$$

load factor

* مانور طبق رابطه ساده روبه‌رو تعیین می‌شود.

* یعنی جایی که لازم است بیشتر از وزن یا کمتر از وزن، lift داشته باشیم.

* کروز، مانوری است که $n=1$ است.

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

* $L = nW$ { آیرودینامیکی ⟵ یعنی بتواند n برابر وزنش، Lift تولید کند
سازه‌ای ⟵ بدنه آن براثر باری که به آن وارد می‌شود، بتواند سالم بماند

* برای آنکه هواپیمایی دارای یک مانور بشود ($L = nW$)، همزمان باید $T = D$ باشد.

* $T = D = C_D \cdot \bar{q} \cdot S = \left(C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi AR e}\right) \bar{q} S$ (1)

* $C_L = \frac{n.W}{\bar{q}.S}$ (2)

(1), (2) ⟶ $T = \left(C_{D_0} + \frac{\frac{n^2 W^2}{(\bar{q}S)^2}}{\pi AR e}\right) . \bar{q} \cdot S = C_{D_0} \cdot \bar{q} \cdot S + \frac{n^2 W^2}{\pi . AR . e . \bar{q} . S}$

$$\frac{T}{W} = C_{D_0} \cdot \bar{q} \cdot \frac{1}{\left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{n^2 \left(\frac{W}{S}\right)}{\bar{q} \cdot \pi . AR . e}$$

مثال * هواپیمایی را طراحی کنید که در ارتفاع 25000 ft وارد مانوری با $n = 3$ و سرعت 525 ft/s شود.

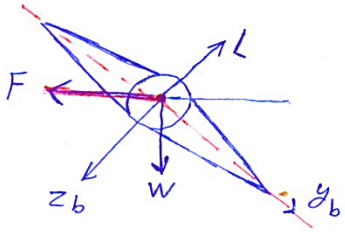
$\bar{q} = \frac{1}{2} \rho V^2$

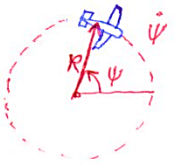
* اگر عدد ماخ را داده باشند، باید با توجه به ارتفاع، a و سپس V را تعیین کنیم.

* sizing to Turn :

* دور زدن، مانوری است که در همه هواپیماها وجود دارد.

* هواپیمایی را تعیین کنید که در ارتفاع 20000 ft، شعاع دورانش به اندازه R باشد.





www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir

$$L\cos\phi = W \longrightarrow L = \frac{1}{\cos\phi} W \qquad L = nW \Bigg\} \longrightarrow n = \frac{1}{\cos\phi}$$

$$F = L\sin\phi = \frac{W}{g} R\dot{\psi}^2 \longrightarrow F = \frac{1}{\cos\phi} W.\sin\phi = \frac{W}{g} R\dot{\psi}^2$$

$$\longrightarrow \tan\phi = \frac{R}{g}\dot{\psi}^2$$

$$* \quad V = R\dot{\psi}$$

$$* \tan^2\phi = \frac{1-\cos^2\phi}{\cos^2\phi} = \frac{1}{\cos^2\phi} - 1$$

$$\longrightarrow \tan^2\phi = n^2 - 1 = \left(\frac{R}{g}\dot{\psi}^2\right)^2$$

$$\longrightarrow \begin{cases} n = \sqrt{\left(\frac{V\dot{\psi}}{g}\right)^2 + 1} \\ n = \sqrt{\left(\frac{V^2}{Rg}\right)^2 + 1} \end{cases} \quad \text{یا}$$

مثال * هواپیمایی طراحی کنید که سرعت دور زدنش ($\dot{\psi}$) برابر ... باشد.

www.havafazaiha.ir
www.Asec.ir