مکانیک پرواز ۱ :

تعاریف : مکانیک : بررسی رفتار و حرکت اجسام تحت اثر نیروها و گشتاورهای وارده .

پرواز : حرکت ۶ درجه آزادی (فضائی کامل) شامل ۳ درجه آزادی حرکت انتقالی و ۳ درجه آزادی حرکت زاویه ای

مکانیک پرواز : بررسی پرواز اجسام و یا وسایل متحرک تحت اثر نیروها و گشتاورهای وارده .

وسایل پرنده ← سبک تر از هوا : بالن ها - کشتی های پرنده
سنگین تر از هوا : هواپیماها - بالگردها - موشک ها و راکت ها - فضاپیماها
کشتی ها و زیردریائی ها

درجات آزادی ← انتقالی $x\ y\ z$ $\dot{x}\ \dot{y}\ \dot{z}$ $\ddot{x}\ \ddot{y}\ \ddot{z}$
زاویه ای ← ψ زاویه سمت حول محور قائم
θ زاویه فراز حول محور جانبی
ϕ زاویه غلت حول محور طولی

Performance
مکانیک پرواز در دوره لیسانس ← مکانیک پرواز I : شامل بررسی کارآئی و هدایت هواپیما
مکانیک پرواز II : پایداری و کنترل هواپیما
stability & Control of flight

سرفصل های اصلی درس Sylabus :

۱- آشنائی با اتمسفر زمین و ویژگی های مرتبط با مکانیک پرواز : درجه حرارت ، چگالی ، فشار ، لزجت ، رطوبت ، ارتفاع

۲ـ معادلات حرکت هواپیما و عملکرد نیروهای خارجی

نیروهای خارجی (نیروی وزن ، نیروهای آیرودینامیکی ← نیروی برآ / نیروی پسا ، نیروهای پیشران)

معادلات کامل دارای ۶ درجه آزادی و ۶ متغیری باشد.

در بحث مکانیک پرواز ، حرکت انتقالی بیشتر مدنظر می باشد ضمن این که زاویه حمله نیز بایستی کنترل شود. α

هر حرکت دلخواه در هواپیما با تنظیم زاویه حمله α و نیروی پیشران T قابل انجام است.

۳ـ بررسی نیروهای آیرودینامیکی (محاسبه نیروی پسای هواپیما انجام می شود)

$$C_D = C_{D_0} + KC_L^2$$

Drag Polar (هواپیمای ایده آل) رابطهٔ قطبی پسا

$$C_L = C_{L_0} + K_1 \alpha$$

رابطهٔ خطی برای ضریب برآ

۴ـ بررسی و محاسبه نیروی پیشران هواپیما که شامل انواع موتورها و نیروی پیشران در ارتفاعات مختلف

۵ـ مفاهیم و مباحث کارائی هواپیمای جت

۶ـ مفاهیم و مباحث کارائی هواپیمای ملخی

۷ـ بررسی برآیندهای اوج گیری و کاهش ارتفاع

۸ـ برآیندهای برخاست و فرود هواپیما

۹ـ مانورهای پروازی هواپیماها

فاکتورهای کارآیی:

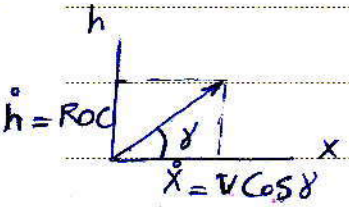
- سرعت‌ها
  - سرعت حداقل (سرعت واماندگی) (V_{stall})
  - سرعت سیر (Cruse Speed) V_c
  - سرعت ماکزیمم V_{max}

- برد (Range): مقدار مسافت طی شده با یک بار سوخت‌گیری
  برد ماکزیمم و سرعت ماکزیمم برد

- مداومت پروازی (Endurance): مقدار زمان پرواز دائمی با یک بار سوخت‌گیری.
  مداومت پروازی ماکزیمم، سرعت مداومت پروازی ماکزیمم

- سرعت اوج‌گیری و حداکثر سرعت اوج‌گیری ROC ROC_{max}

- زاویه اوج‌گیری γ (زاویه مسیر) γ_{max} زاویه اوج‌گیری ماکزیمم



$ROC = V \times \sin\gamma$

- طول باند فرود و برخاست.

سرعت برخاستن $V \cong 1.2 \cdot V_{stall}$

شتاب $\dot{V} = a$

مانورهای پروازی:
- دور زدن (Turn) $\dot{\psi}$ سرعت زاویه‌ای دور زدن
  $\Delta\psi$ مقدار تغییر سمت پرواز
- بالاکش (Pull up) $\dot{\theta}$
- غلت (فرجرخ) (Roll (spin)) $\dot{\phi}$
- حرکت مارپیچی (spiral) (شامل $\dot{\psi}$ و $\dot{\phi}$)

آقای صدرایی
برای فصل ۹

مراجع اصلی درس :

۱- مکانیک پرواز ، تألیف دکتر محمدهاشم صدرایی - انتشارات دانشگاه امام حسین (ع)

۲) Fundumentals of Airplane Flight Mechanics
David G. Hull, Springer - 2007

۳) Aircraft Performance and Design, John D. Anderson
Mc. Coraw Hill, 1998

توزیع نمره درس : ۴ نمره تمرین ها - ۶ نمره میان ترم تا آخر فصل ۴
۱۰ نمره پایان ترم

اخلاق حرفه ای ← اخلاق دانشجویی : وظایف دانشجو : ۱- حضور به موقع در کلاس
۲- توجه به درس
۳- حضور با آمادگی جسمی و روحی
۴- انجام تکالیف مناسب تک نمره

فصل ۱ : اتمسفر زمین : Atmospher

تعریف از دیدگاه مکانیک پرواز : اتمسفر (هوا) عبارتست از توده گازی شکل اطراف زمین که بخش نزدیک به زمین آن (حدود زیر ۲۰ کیلومتری) می تواند نیروی برآ (Lift) جهت جبران وزن هواگرد را تولید کند.

Airplane هواپیما — Aircraft هواگرد

ساختمان اتمسفر : ۱- نیتروژن N_2 : ۷۸٪ حجمی (۷۵٪ وزنی)

۲ـ اکسیژن O_2 : ۲۰,۹ ٪ حجمی (۲۳ ٪ وزنی)

۳ـ آرگون Ar : ۰,۹۳ ٪ حجمی (۱,۲۸ ٪ وزنی)

۴ـ دی اکسیدکربن CO_2 : ۰,۰۳ ٪ حجمی (۰,۰۴۶ ٪ وزنی)

۵ـ دیگر گازها ۰,۱۴ ٪ حجمی (۰,۶۷۴ ٪ وزنی)

لایه‌های اتمسفر: ۱ـ تروپوسفر Tropospher (تا ۱۱ کیلومتری) وجود ابر

لایه میانی ← تروپوپوز Tropopouse

۲ـ استراتوسفر Stratospher (تا ۴۸ کیلومتری)

۳ـ مزوسفر Mesospher (تا ۸۰ کیلومتری)

لایه میانی ← مزوپوز Mesopouse

۴ـ ترموسفر Thermospher

۵ـ اگزوسفر Exospher

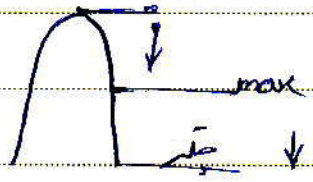
ویژگی‌های مهم: بعد از ۱۸ کیلومتری فشار اکسیژن برای تنفس انسان کافی نیست.
بعد از ۳۷ کیلومتری اکسیژن کافی برای کارکرد موتورهای هواسوز وجود ندارد.

رکورد ستوح آزاد از اتمسفر: ورژن اسطاراتریشی. فیلکس بوم گارتنر Boom Goartner

از ارتفاع ۳۹ کیلومتری به طرف پایین پرید. ماکزیمم سرعت: ۱۱۱۰ $\frac{Km}{h}$ (حدود ۱,۰۲۳ ماخ)
فشار هوا ۲٪ سطح دریاست.

سال‌های ۱۹۶۰ ـ ۲۰۰۰ خلبان امریکایی بنام جوکیتنگر از ۳۱ کیلومتری ۱۵ دقیقه زمان رسیدن به زمین

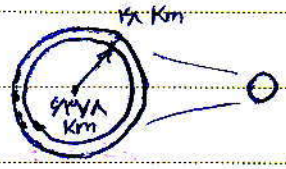
سرعت تا ۱۰۰۰ کیلومتر بر ساعت



از ارتفاع ۲۰ کیلومتری سرعت ماکزیمم $V_{max} = 600 \frac{Km}{h}$

کاوشگر ایران ← میمون

سرعت برخورد



زیر پای او 99 ٪ وزن اتمسفر قرار دارد.

کره‌ای شامل کل حجم اتمسفر فقط برابر ۵ ٪ حجم کره زمین است.

استاندارد بین المللی اتمسفر، International Standard Atmspher (ISA)

خصلت‌های فیزیکی اتمسفر، در سطح دریا

۱ ـ دما T

$T_0 = 15^\circ C = 288.15\ K$

۲ ـ فشار P

$P_0 = 1\ atm = 101325\ pa$

۳ ـ چگالی ρ

$\rho_0 = 1.225 \frac{Kg}{m^3}$

۴ ـ لزجت دینامیکی μ

$\mu_0 = 1.78 \times 10^{-5} \frac{Kg}{m.s}$

لزجت سینماتیکی ν

$\nu = \frac{\mu}{\rho}$

a ـ سرعت صوت

$a = \sqrt{\gamma RT} \qquad a_0 = 340.29 \frac{m}{s}$

۶ـ شتاب جاذبه g : $g_0 = 9.81 \frac{m}{s^2}$ $g(h) = g_0 \left(\frac{R_e}{R_e+h}\right)^2$

$R_e = 6378 \ Km$

$g(32 \ Km) = 9.77 \frac{m}{s^2}$ خطای g حدود ٪۱

محاسبات پارامترهای هوا :

۱ـ T (ما) : در تروپوسفر : $T_{ISA} = T_0 - Lh$

h ارتفاع از سطح دریا (ارتفاع پرواز) $L = 0.0065 \frac{°C}{m}$

در استراتوسفر : $T_{ISA} = -56.5 °C = 216.65 \ K$

۲ـ فشار P : $P = \rho RT$ یا $\frac{P_1V_1}{T_1} = \frac{P_2V_2}{T_2}$ $R = 287.26 \frac{J}{Kg.K}$

رابطه تغییرات فشار با ارتفاع : $\frac{dp}{dh} = -\rho g$

در لایه اول : $\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\left(\frac{g}{R.L}\right)}$ $\frac{g}{R.L} = 5.256$

$\frac{P_{ISA}}{P_0} = \left(\frac{T_{ISA}}{T_0}\right)^{5.256}$

در لایه دوم : $\frac{P_{ISA}}{P_0} = 0.22336 \, e^{\left(\frac{11000-h}{6341.6}\right)}$ $\rho = \frac{P}{R.T}$

۳ـ چگالی ρ : در لایه اول : $\frac{\rho_{ISA} \cdot RT_{ISA}}{\rho_0 . R . T_0} = \left(\frac{T_{ISA}}{T_0}\right)^{5.256}$

$\frac{\rho_{ISA}}{\rho_0} = \left(\frac{T_{ISA}}{T_0}\right)^{4.256}$

در لایه دوم : ابتدا فشار از رابطه مربوطه حساب می‌شود . $\rho = \frac{P}{RT}$

۴- لزجت μ ،

$$\left(\frac{\mu}{\mu_0}\right)=\left(\frac{T}{T_0}\right)^{0.75}$$

۵- سرعت صوت $a=\sqrt{\gamma RT}$ $\gamma=1.4$

محدوده های سرعت پرواز (ماخ) :

۱- سرعت های کم Low Speed $M<0.2$ $\%-50\ \frac{m}{s}$

۲- سرعت های مادون صوت SubSonic Speed $0.2<M<0.8$

۳- حدود صوت Trans Sonic Speed $0.8<M<1.2$

۴- سرعت مافوق صوت SuperSonic sp. $M>1.2$

۵- سرعت ماوراء صوت HyperSonic Speed $M>3$

حرارت آیرودینامیکی :

$\Delta T=0.0005\,(V)^2$ افزایش دمای سطح جسم پرنده به خاطر برخورد هوا

V سرعت پرواز (سرعت نسبی هواپیما و هوا)

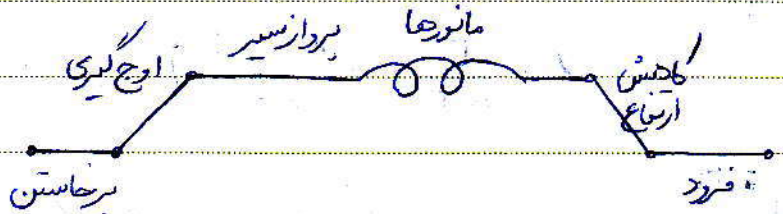
$T_1=40^\circ C$ هوا

$T=T_1+\Delta T$ سطح جسم

$L=\frac{1}{2}\rho V^2 S\,C_L$ نیروی برآ

$D=\frac{1}{2}\rho V^2 S C_D$ نیروی پسا

فصل ۲- معادلات حرکت هواپیما :



توضیحات :

۱- زمین مسطح و بدون چرخش است.

۲- شتاب جاذبه ثابت و برابر 9.81

۳- اتمسفر ثابت و نامتحرک

۴- در اتمسفر استاندارد کمیت های اتمسفر فقط به ارتفاع بستگی دارند

۵- هواپیما صلب و دارای صفحهٔ تقارن گذرنده از محور طولی است.

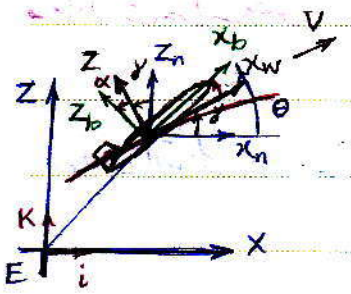
۶- حرکت هواپیما در صفحهٔ قائم و با ۳ درجه آزادی در نظر گرفته می‌شود.

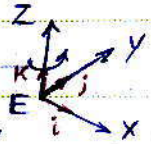
مختصات x, z ، زاویهٔ حمله α یا (α, V_z, V_x) یا (α, γ, V)

V سرعت پرواز ، γ زاویه مسیر (شیب مسیر) path angle

۷- نیروهای وارده فقط شامل نیروهای خارجی هستند شامل وزن و نیروی پیشران و نیروهای آیرودینامیکی L, D T W

دستگاه های مختصات :





راست گرد

۱- دستگاه مختصات زمینی (اینرسی) E xyz

بر روی زمین قرار دارد و حرکات آن ثابت است.

۲- دستگاه مختصات محلی افق (محراه) $OX_nY_nZ_n$

مبدأ آن در مرکز جرم هواپیما و محورهای آن به موازات محورهای دستگاه زمینی. local horizon axes

۳- دستگاه مختصات مسیر $OX_wY_wZ_w$ wined axes

مبدأ آن در مرکز جرم هواپیما محور X_w در جهت سرعت (مماس بر مسیر)

محور Z_w در جهت مرکز دوران . زاویه بین دو محور X_w و X_n زاویه مسیر γ نامیده می‌شود که زاویه بردار سرعت با افق می‌باشد.

۴- دستگاه مختصات بدنی $OX_bY_bZ_b$ Body axes

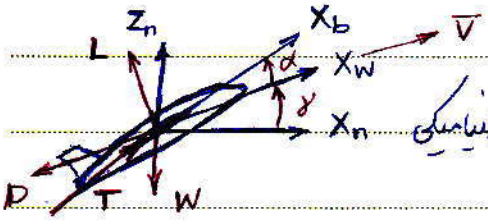
بطور صلب متصل به هواپیما می‌باشد و محور X_b در امتداد محور طولی هواپیما و محور Z_b در صفحهٔ تقارن محور دلبر X_b.

زاویه بین محور X_b و X_w را زاویه حمله α گویند. Angle of attack

یعنی زاویه محور طولی هواپیما با مماس بر مسیر (یا بردار سرعت)

* زاویه محور طولی هواپیما با افق را زاویه فاز (θ) یا pitch angle گویند برابر مجموع دو زاویه α و γ می باشد.

$$\theta = \gamma + \alpha$$



دیاگرام آزاد هواپیما:

$\bar{W} = -m.g\ K_n$

نیروی آیرودینامیکی $\bar{A} = \bar{L} + \bar{D}$

$= L K_w - D i_w$

Thrust بردار نیروی پیشران $\bar{T} = T i_b$

معادلات حرکت هواپیما در دستگاه مسیر:

حرکت انتقالی:

$$\Sigma \bar{F} = \frac{d}{dt}(m\bar{V}) \qquad \frac{d}{dt}(m\bar{V}) = \dot{m}\bar{V} + m\dot{\bar{V}}$$

معمولاً در نیروی موتور لحاظ می شود.

$$\bar{V} = V i_w$$

$$\frac{d}{dt}(\bar{V}) = \dot{V} i_w + V.\dot{\gamma} K_w \qquad \frac{d}{dt}(i) = \dot{\gamma} K$$

$$\Sigma \bar{F} = \frac{d}{dt}(m\bar{V}) \qquad \bar{T} + \bar{A} + \bar{W} = m(\dot{V} i_w + V.\dot{\gamma} K_w)$$

$$T\cos\alpha\, i_w + T\sin\alpha\, K_w + L K_w - D i_w - W\cos\gamma\, K_w - W\sin\gamma\, i_w = m(\dot{V} i_w + V\dot{\gamma} K_w)$$

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{g}{W}(T\cos\alpha - D - W\sin\gamma) \\ \dot{\gamma} = \frac{g}{W.V}(T\sin\alpha + L - W\cos\gamma) \end{cases}$$

معادله های سرعت در دستگاه قائم:

$$\begin{cases} V\sin\gamma = \dot{h} & \text{سرعت قائم} \\ V\cos\gamma = \dot{x} & \text{سرعت افقی} \end{cases}$$

$V\sin\gamma = ROC$ سرعت صعود یا نرخ اوج گیری

Rate of climb

برد $R = \int \dot{x}\, dt$ مسافت افقی طی شده هواپیما

تغییرات جرم : $\dot{W} = \dot{W}_{fuel}$ $\quad C = \frac{\dot{W}_{fuel}}{T} = SFC$

Specific Fuel Consumption

مصرف ویژه سوخت : مقدار سوخت مصرف شده در واحد زمان برای تولید واحد نیروی پیشران .

$\dot{W} = -CT$

$\begin{cases} D = D(h, V, \alpha) \\ L = L(h, V, \alpha) \\ T = T(h, V, P) \\ C = C(h, V, P) \end{cases}$

P : متغیر تنظیم توان موتور ← زاویه دریچه سوخت

Engine Power Setting

متغیرهای معادلات :

متغیرهای حرکت هواپیما

$x(t)$ $\quad h(t)$ $\quad V(t)$ $\quad \gamma(t)$ $\quad w(t)$

$\alpha(t)$ $\quad P(t)$

متغیرهای کنترلی هواپیما ← معین برای معلوم بودن حرکت هواپیما باید مشخص باشند.

نیروی برآ (L) معلوم $\rightarrow \alpha = \alpha(L, V, h)$

نیروی پسا (D) ← نیروی موتور $T \rightarrow P = P(T, V, h)$

حالات خاص حرکت :

۱- حرکت سیر Cruise (حرکت مستقیم الخط افقی با سرعت ثابت)

$\gamma = 0$ $\quad h = Const$ $\quad \alpha = 0$ $\quad V = Const$

$\begin{cases} L = W \\ T = D \end{cases}$

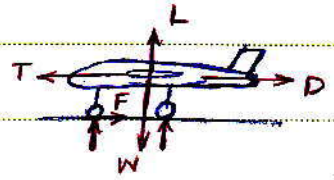
$\dot{W} = -CT$ $\quad \dot{h} = 0$ $\quad \dot{x} = V$

۲- اوج گیری با نرخ ثابت .

$\dot{h} = ROC = Const$ $\quad \dot{V} = 0$ $\quad \dot{\gamma} = 0$

$$\begin{cases} \dot{x} = V\cos\gamma \\ \dot{h} = V\sin\gamma \\ L + T\sin\alpha = W\cos\gamma \\ T\cos\alpha = D + W\sin\gamma \end{cases} \qquad \dot{W} = -cT$$

۳ـ نیرو های وارد بر هواپیما



$\Sigma F_z = 0 \qquad L - W + N = 0$

توقف $V = 0 \qquad L = 0$

قبل از برخاستن $L < W$

در لحظه برخاستن $L = W$

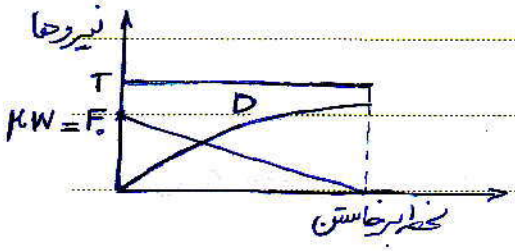
در اوج گیری $\longrightarrow \quad L > W$

$\Sigma \bar{F}_x = m\bar{a} \qquad T - D - F = m\bar{a}$

F ، نیروی اصطکاک چرخ ها با زمین

$F = \mu N$

$N = W - L$



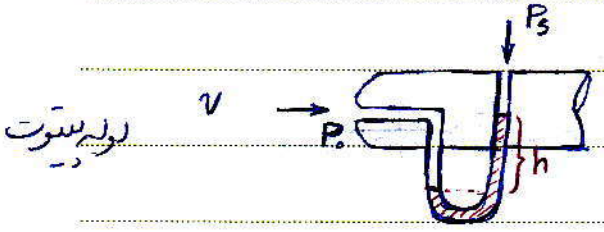
* سرعت پرواز یا سرعت هوایی V Air speed

عبارتست از سرعت نسبی هواپیما و جریان هوا.

۱ـ سرعت هوایی واقعی ، True Air speed

۲ـ سرعت هوایی معادل ، Equal Air speed

* اندازه گیری سرعت هوایی ، از روش فشار سنجی



P_0 = Stagnation Pressure فشار کل (سکون)

P_s = Static Pressure فشار استاتیکی

سرعت هوایی

$P_0 - P_s = q = \frac{1}{2}\rho V^2$ $\quad V = \sqrt{\frac{2(P_0 - P_s)}{\rho}}$

۱) اگر چگالی ρ چگالی ارتفاع پرواز باشد سرعت V را سرعت هوایی واقعی گویند.

۲) اگر چگالی ρ چگالی سطح دریا باشد $\rho = \rho_0$ سرعت V را سرعت هوایی معادل گویند.

$V_E = \sqrt{\frac{2(P_0 - P_s)}{\rho_0}}$ $\quad V_T = \sqrt{\frac{2(P_0 - P_s)}{\rho}}$ $\quad V_E = V_T\sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}}$

واحدهای سرعت:

در دستگاه SI : $\frac{m}{s}$ ، $\frac{Km}{hour}$

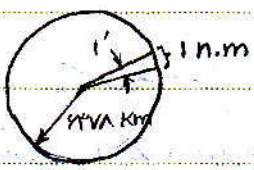
واحدهای معمول در هوانوردی: $1\ Knot = 1,\Delta\Upsilon\ \frac{Km}{hour} =$ یک Knot برابر $\cdot,\Delta\backslash\Upsilon\Upsilon\ \frac{m}{s}$

$Knot = \frac{Nautical\ Mile}{hour}$

برای نرخ صعود (ROC) $\frac{ft}{min}$

نایتکال مایل

یک مایل دریایی طول کمان روبروی زاویه ۱ دقیقه برای استوای زمین می باشد. $1\ n.m = 1\Delta\Upsilon\ m$

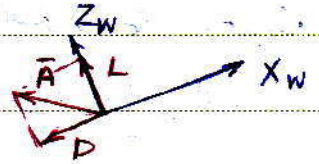


محیط استوا $\simeq$ ۴۰۰۰۰ Km $\quad nm = \frac{۴۰۰۰۰}{۳۶۰ \times ۶۰} = 1,\Delta\Upsilon\ Km$

نیروهای آیرودینامیکی وارد بر هواپیما:

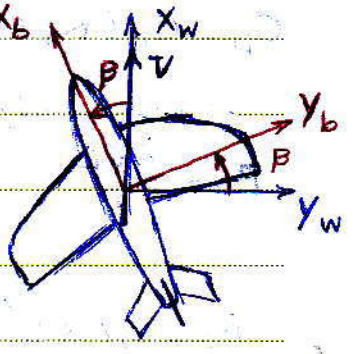
$\bar{A} = \bar{L} + \bar{D}$ $\quad \beta = 0$: فرض

$\bar{A} = L\,k_w - D\,i_w$



β = Side slip angle

زاویه لغزش

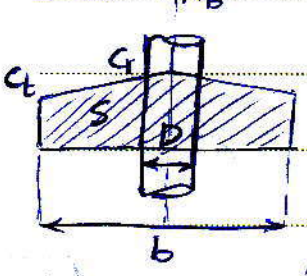


$$\begin{cases} L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L \\ D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_D \end{cases}$$

ρ چگالی اتمسفر

V سرعت هوایی

S ـ مساحت مرجع هواپیما (مساحت ناخالص بال‌ها)



C_r ، وتر ریشه بال C_t ، وتر انتهای بال

$$\bar{c} = \frac{C_r + C_t}{2}$$

وتر متوسط آیرودینامیکی

b ، دهانه بال Wing span

$$\bar{c} = \frac{S}{b} \qquad \text{ضریب منظری } AR = \frac{b}{\bar{c}}$$

سطح خیس شده بال‌ها، سطح تماس جریان هوا از روی بال‌ها.

مساحت خیس شده $= (b\bar{c} - DC_r) \times 2$

↓ بالایی و پایینی بال

تمرین شماره ۱،

Wp.Kntu.ac.ir/niKKhah

$$L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L$$

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_D$$

C_D ، C_L بنام ضرایب آیرودینامیکی خوانده می‌شوند.

که ضرایب بدون بعد هستند که به متغیرها و پارامترهای مختلف بستگی دارند.

$$C_L = C_L(\alpha, M, R_e)$$

$$C_D = C_D(\alpha, M, R_e) \qquad M = \frac{V}{a}$$ عدد ماخ

عدد رینولدز (R_e) معیاری برای آرام و مغشوش بودن جریان اطراف هواپیما می‌باشد.

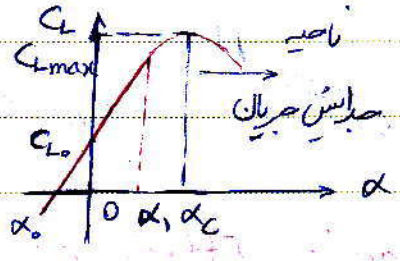
$$R_e = \frac{\rho V L}{\mu}$$

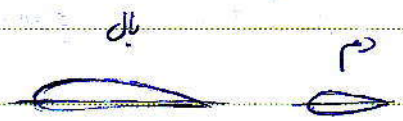
$R_e = 3{,}8 \times 10^6$ عدد رینولدز بحرانی که نشان دهنده گذر از ناحیه آرام جریان به ناحیه مغشوش می‌باشد.

رابطهٔ ضرایب آیرودینامیکی با زاویهٔ حمله :

$$C_L = C_{L_0} + \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \cdot \alpha$$

$$\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} = C_{L_\alpha}$$





$C_L > 0$ نامتقارن — $C_{L_0} = 0$ متقارن

زاویه حملهٔ برآصفر $\alpha_0 = \frac{-C_{L_0}}{\frac{\partial C_L}{\partial \alpha}}$

در هر سرعت پرواز و برای هر وزن زاویهٔ حمله تعادلی برای خنثی شدن وزن توسط نیروی برآ لازم است. α_{trim}

α_1 انتهای ناحیهٔ خطی
α_c زاویه حملهٔ بحرانی

* در پرواز افقی دائم (پرواز سیر) :

$$W = L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L \qquad V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}}$$

سرعت واماندگی ، حداقل سرعت ممکن پرواز برای ارتفاع مشاخص با وزن W — Stall Speed

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{max}}}}$$

* اگر سرعت کمتر از V_{stall} گردد نیروی برآ، کمتر از وزن می گردد و ارتفاع کاهش پیدا می کند.

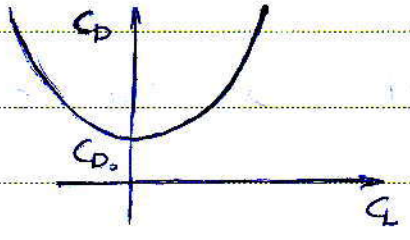
* وابستگی C_D به α :

$$C_D = C_{D_0} + \frac{\partial C_D}{\partial \alpha} \cdot \alpha$$

ضریب پایداری نیروی پسا ←

$$\frac{\partial C_D}{\partial \alpha} = C_{D_\alpha}$$

برای پرواز معلوم نیروی برآ معلوم خواهد بود. یعنی می توان زاویهٔ حمله را با توجه به ارتباط آن با C_L مشخص کرد. α_{trim}



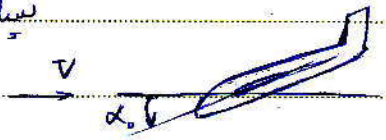
سهمی — $C_D = C_{D_0} + K C_L^2$

منحنی قطبی پسا — Drag Polar

رابطهٔ فوق برای هواپیمای ایده آل برقرار است.

$C_D = C_{D_0} + C_{D_i}$

C_{D_0}: پسای شکل و اصطکاک — C_{D_i}: پسای القایی



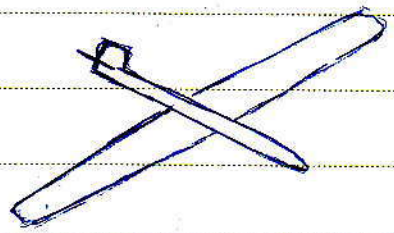
حداقل پسا $C_D = C_{D_0}$

بازده آیرودینامیکی، Aerodynamic Efficiency

$$E = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D}$$

به طور کلی بازده آیرودینامیکی بزرگتر مطلوب‌تر است.

$E_{max} = \left(\frac{L}{D}\right)_{max}$ بیشینه بازده آیرودینامیکی



گلایدر یا Glider

پسای کم نسبت به برآ

هواپیما	$\left(\frac{L}{D}\right)_{max}$
گلایدرها	۳۵
مسافری	۱۸
GA هواپیماهای عمومی هوانوردی	۱۴
جنگنده مادون صوت	۱۰
جنگنده مافوق صوت	۷
بالگردها	۳

سرعت کم ← α بازده آیرودینامیکی بیشتر

پس محدودیت در هواپیمای مسافربری و جنگنده

$C_D = 2C_{D_0}$ $\quad C_L = \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}$

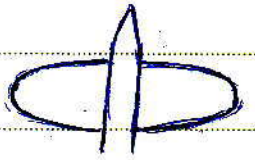
* رابطه K (ضریب تصحیح) برای پسای القایی

$$K = \frac{1}{\pi e AR}$$

AR: نسبت منظری Aspect Ratio

$$AR = \frac{b}{\bar{c}} = \frac{b^2}{S}$$

e: عدد اوسوالد Oswald

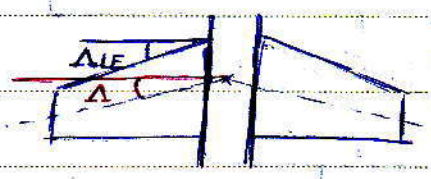


$e = 1$

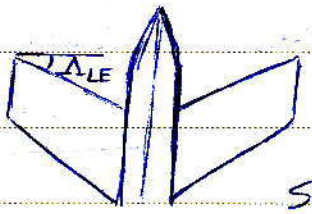
عدد e برای بال‌های غیر بیضوی با توجه به زاویه عقب‌گرد بال دو رابطه دارد :

Sweep Angle زاویه عقب‌گرد بال Λ

زاویه عقب‌گرد لبه حمله Λ_{LE}



براساس مرکز سطح مقطع



جنگنده سوخو Su47

افزایش مانورپذیری و ناپایداری

Sweep forward

$\Lambda_{LE} < 30^\circ \quad e = 1.78\left(1 - 0.045\, AR^{0.68}\right) - 0.64$

$\Lambda_{LE} > 30^\circ \quad e = 4.61\left(1 - 0.045\, AR^{0.68}\right)\left(\cos(\Lambda_{LE})\right)^{0.15} - 3.1$

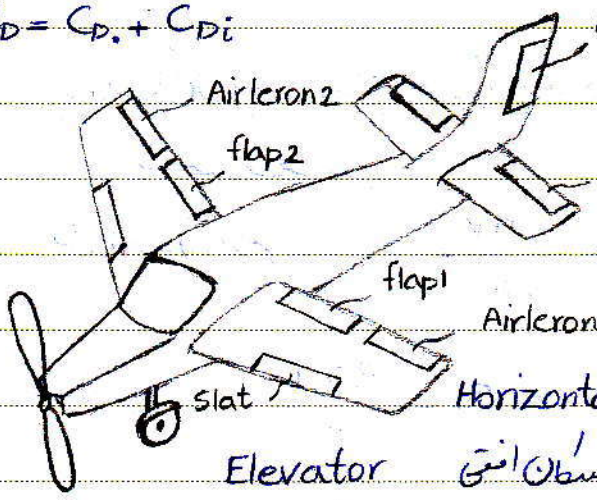
فصل سوم ـ برآورد نیروی پسای هواپیما :

محاسبه ضریب پسای برآ صفر C_{D_0} :

$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_D$

$C_D = C_{D_0} + C_{D_i}$

* اجزا و سطوح اصلی تولیدکننده پسا در یک هواپیما



۱ـ بدنه fuselage

۲ـ بال‌ها Wings

۳ـ دم Empenage ← دم افقی Horizontal Tail ← سطان افقی Elevator

دم عمودی Vertical Tail ← سطان عمودی Rudder

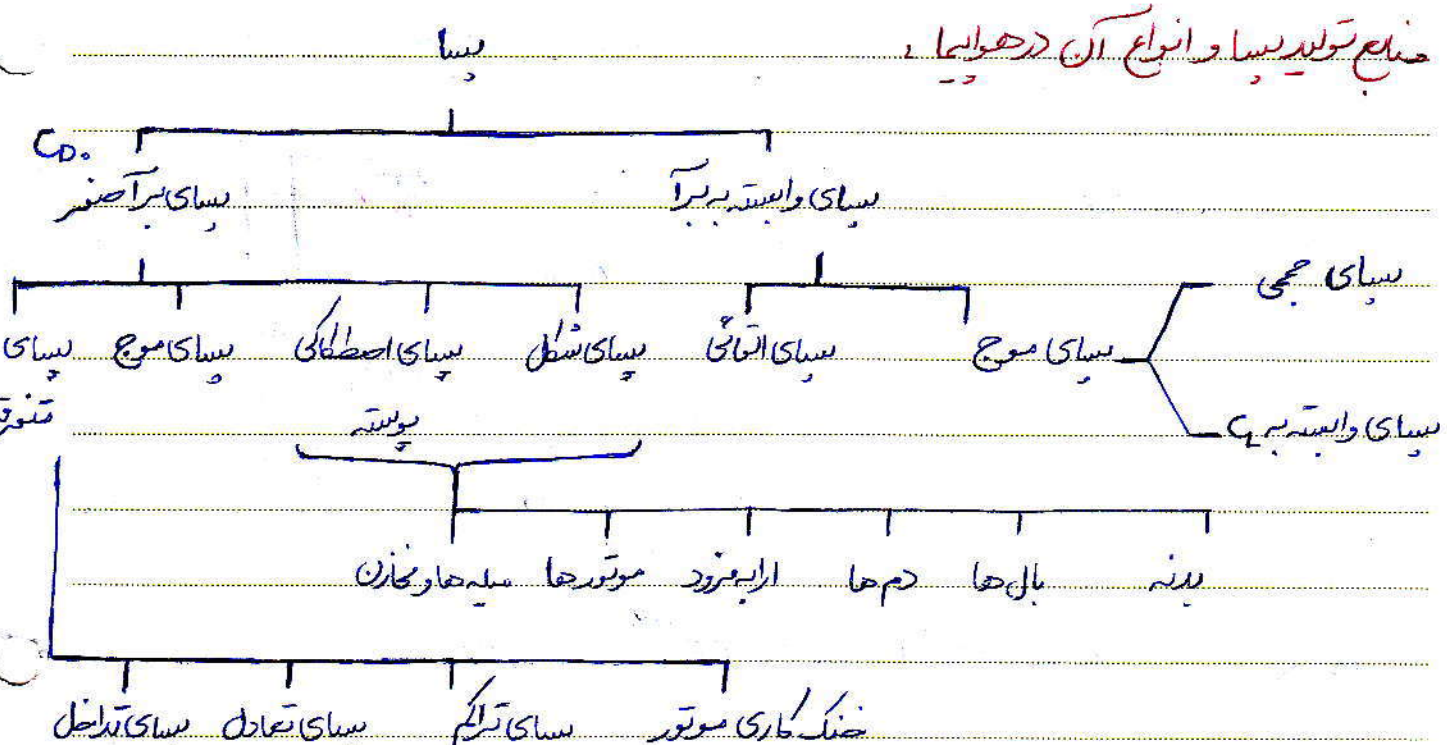
۴ـ برافزاها ← flap

slat ↙

۵ـ شهپرها Airlerons

۶ـ ارابه فرود Landing Gear

منابع تولید پسا و انواع آن در هواپیما :



$$C_{D_0} = K_c\left(C_{D_0 f} + C_{D_0 w} + C_{D_0 Vt} + C_{D_0 Ht} + C_{D_0 Lg} + C_{D_0 c} \right)$$

نوع هواپیما	ضریب تصحیح K_c
مسافری	۱٫۱
جنگنده	۱٫۱
باری	۱٫۲
یک موتور پیستونی	۱٫۳
هواپیماهای عمومی هوانوردی GA	۱٫۲ تا ۱٫۴
کشاورزی	۱٫۵

ضریب پسای بدنه :

$$C_{D_0 f} = C_f f_{LD} f_M \frac{S_{wetf}}{S}$$

C_f ضریب اصطکاک پوسته و برای جریان آرام و مغشوش به صورت زیر حساب می‌شود :

برای جریان آرام :
$$C_f = \frac{۱٫۳۲۷}{\sqrt{Re}}$$

L طول بدنه $\quad Re = \frac{\rho . V . L}{\mu}$ عدد رینولدز

برای جریان مغشوش :
$$C_f = \frac{۰٫۴۵۵}{\left(\text{Log}_{۱۰}^{(Re)}\right)^{۲٫۵۸}}$$

$Re_c = ۳٫۸ \times ۱۰^{۶}$

f_{LD} ضریب تصحیح نسبت طول به قطر بدنه :
$$f_{LD} = ۱ + \frac{\frac{۶۰}{(L/D)^3} + ۰٫۰۰۱۲۵\left(\frac{L}{D}\right)}{B}$$

D بیشترین مقاومت بدنه

B بستگی به محدوده سرعت دارد ، $0 < M < 0.9$: $B = \sqrt{1 - M^2}$

$B = 0.14$ $\quad 0.9 < M < 1.1$

$B = 1$ $\quad M \geq 1.1$

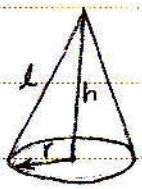
f_M ضریب وابسته به عدد ماخ ، $f_M = 1 - 0.08\, M^{1.25}$

$$M = \frac{V}{a} = \frac{\text{سرعت پرواز}}{\text{سرعت صوت در ارتفاع پرواز}}$$

Swetf ، مساحت خیس شده یا مساحتی که جریان هوا آن را احاطه می‌کند.

شامل سطح جانبی اجسام ،

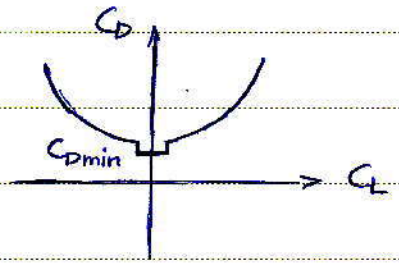
$\frac{1}{2}$ × محیط قاعده × طول بال = مساحت جانبی مخروط



$l = \sqrt{h^2 + r^2}$

ضریب پسای بال و دم‌ها ،

$$C_{D,W} = C_{fw} \cdot C_{tcw}\, f_M \left[\frac{S_{wetW}}{S}\right]\left[\frac{C_{dminW}}{0.004}\right]^{0.4}$$



C_{fw} و f_M همانند بدنه محاسبه می‌شود $\quad Re = \frac{\rho \cdot V \cdot \bar{c}}{\mu}$

f_{tcw} ، ضریب تصحیح مربوط به نسبت ضخامت بال به وتر متوسط

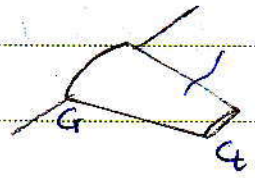
$$f_{tcw} = 1 + \frac{2.7\left(\frac{t}{c}\right) + 100\left(\frac{t}{c}\right)^4}{B}$$

t بیشترین ضخامت پروفیل بال در قسمت وتر متوسط و c وتر متوسط

برای پروفیل بال ، $0.12 < \frac{t}{c} < 0.18$

برای دم ، $0.09 < \frac{t}{c} < 0.12$

$S_{wet\,w}$: مساحت یک طرف بال بیرون از بدنه ضرب در ۲ .



$$S_{wet\,w} = 2 \times \frac{C_r + C_t}{2} \times \frac{b - D}{2}$$

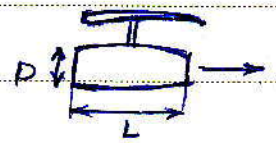
دم افقی

$$C_{D,ht} = C_{ft}\, f_{tct}\, f_M \left[\frac{S_{wet\,t}}{S}\right]\left[\frac{C_{Dmin\,t}}{0.004}\right]^{0.4}$$

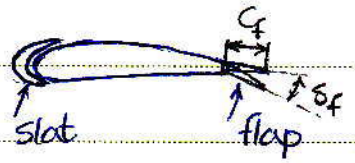
دم عمودی

$$C_{D,vt} = C_{fvt}\, f_{tcvt}\, f_M \left[\frac{S_{wet\,vt}}{S}\right]\left[\frac{C_{Dmin\,vt}}{0.004}\right]^{0.4}$$

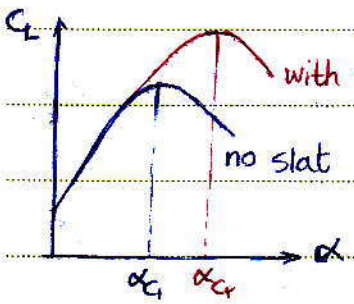
بسیای موتور ، روابط ضریب بسیای مانند بدنه ، اگر $\frac{L}{D}$ کمتر ۲ باشد ، بجای $\frac{L}{D}$ عدد ۲ قرار داده می شود .

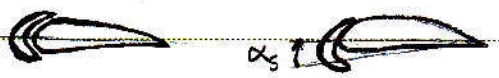


ضریب بسیای برآفزاها : HLD



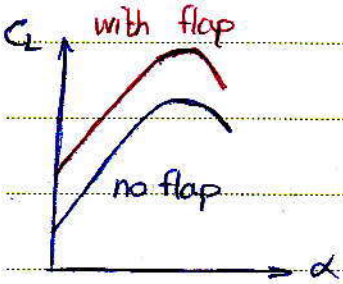
اثر slat : عملاً slat زاویه حمله بال را کاهش می دهد .

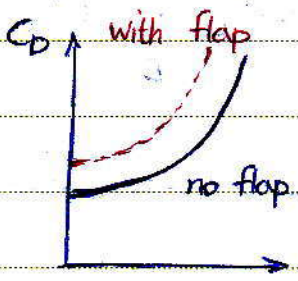




$$C_{D,\,slat} = C_{D,w}\left(\frac{C_{sl}}{C}\right)$$

اثر فلپ ها :



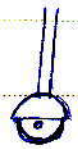


$$C_{D,\,flap} = \left(\frac{C_f}{C}\right) A\, \delta_f^{\,B}$$

ضرایب A و B از جدول زیر برای انواع فلپ ها مشخص می شود :

شکل	نوع فلپ	A	B
	ساده	۰/۰۰۱۶	۱/۵
	شکسته	۰/۰۰۱۴	۱/۵
	شکافدار	۰/۰۰۱۸	۲
	دوشکافه	۰/۰۰۱۱	۱
	کشویی یا fowler	۰/۰۰۱۵	۱/۵

ضریب پسای ارابه فرود : Landing Gear



برای چرخ ها :

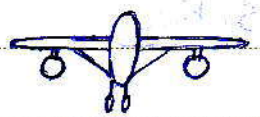
$$C_{D.Lg} = \sum_{i=1}^{n} \left(C_{DLgi} \frac{S_{Lgi}}{S} \right)$$

برای چرخ بدون پوشش آیرودینامیکی $C_{DLgi} = ۰/۳$

برای چرخ با پوشش آیرودینامیکی $C_{DLgi} = ۰/۱۵$

$$S_{Lg} = dg \times tg$$

ضریب پسای میله‌ها و ستون‌ها : struts



$$C_{D.S} = \sum_{i=1}^{n} C_{D.Si} \left(\frac{S_{Si}}{S} \right)$$

$$S_{Si} = L \times t$$

برای شکل متقارن غیرایرفویلی $C_{D.S} = ۱$

برای شکل متقارن ایرفویلی $C_{D.S} = ۰/۱$

ضریب پسای خنک کاری موتور :

$$C_{D.en} = ۴/۵۱ \times ۱۰^{-۸} \frac{P T^{۲} K_e}{V \sigma S}$$

P : توان موتور برحسب اسب بخار

T دما برحسب کلوین

V سرعت پرواز

K_e ضریب وابسته به نوع موتور $۱ < K_e < ۳$

$\sigma = \frac{\rho}{\rho_0}$ ← ارتفاع پرواز

مثال - C_{D_0} هواپیمای Cates Lear jet 25

نام اجزاء	C_{D_0}	درصد از کل C_{D_0}
بدنه	٪۰۰۶۳	۲۷,۸۸
بال	٪۰۰۵۳	۲۳,۴۵
دم افقی	٪۰۰۱۶	۷,۰۸
دم عمودی	٪۰۰۱۱	۴,۸۶
پوسته موتورها	٪۰۰۱۲	۵,۳۱
پایه‌های اتصال	٪۰۰۰۳	۱,۳۳
مخازن سوخت روی بال	٪۰۰۲۱	۹,۲۹
کل هواپیما	٪۰۲۲۶	۱۰۰

C_{D_0} در تست ۰,۱ ، ۰,۲ و یا ٪۰۰ □ غلط می‌باشد.

↑ خیلی آیرودینامیک!

با احساب ضریب K

پسای موج (برای هواپیماهای مافوق صوت)

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_i} + \underbrace{C_{D_W}}_{\text{Shock Wave}}$$

$$C_{D_W} = C_{D_{WL}} + C_{D_{WV}}$$

$C_{D_{WL}}$ وابسته به نیروی برآ

$C_{D_{WV}}$ وابسته به حجم

$$C_{D_{WL}} = \frac{(M^2-1)\, C_L^2 S \cdot K_{WL}}{2\pi L^2}$$

$$K_{WL} = 2\left(\frac{S}{b \cdot L}\right)^2$$

L طول هواپیما

b طول دهانه بال‌ها

$$C_{D_{WV}} = \frac{118\, V^2 \cdot K_{WV}}{\pi S L^4}$$

V حجم هواپیما

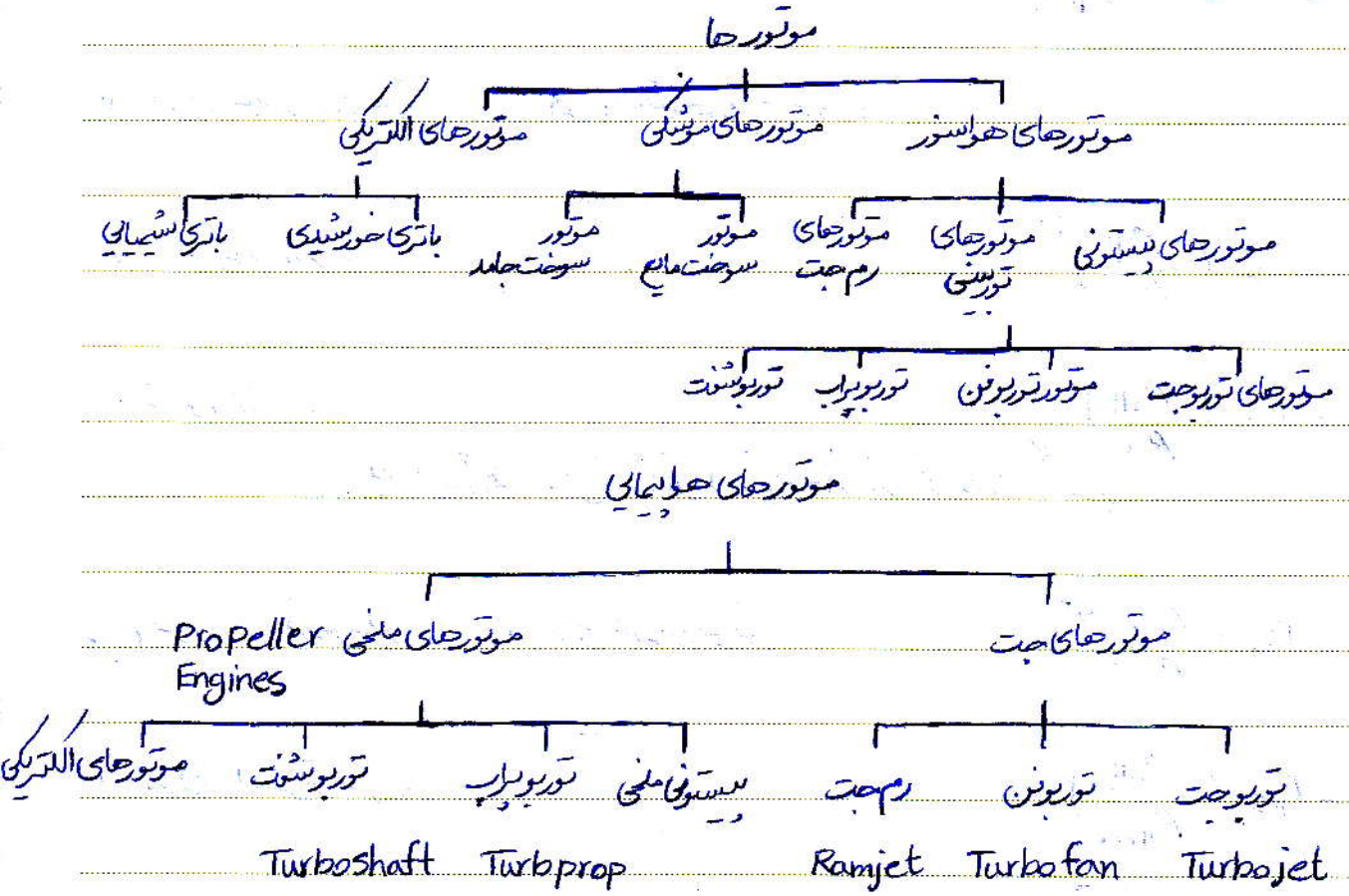
$$K_{WV} = 1,1\left(\frac{1 + 0,75\beta\frac{b}{L}}{1 + 2\beta\frac{b}{L}}\right)$$

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

فصل ۴ : موتورهای هوایی :

تعریف : موتور در هواپیماها وسیله‌ای است جهت تولید نیروی لازم جهت غلبه دادن به حرکت هواپیما به منظور غلبه بر نیروی پسا و به طور غیر مستقیم در تولید نیروی برآ نقش دارد.

تقسیم بندی انواع موتورها :



* اغلب هواپیماهای سبک دارای موتورهای پیستونی هستند.
* اغلب هواپیماهای باری و مسافری کوچک دارای موتورهای توربوپراپ یا توربوملخی هستند.
* اغلب هواپیماهای بزرگ و متوسط باری و مسافری دارای موتور توربوفن هستند.
* اغلب هواپیماهای جنگنده موتور توربوجت دارند.
* هواپیماهای ماوراء صوت می توانند موتور رم جت داشته باشند.

تغییرات نیروی محرکه و توان موتورها با ارتفاع :

۱_ برای موتورهای جت (روابط برای نیروی محرکه T نوشته می شود)

sea level

$$T_{alt} = T_{SL}\left(\frac{\rho_{alt}}{\rho_0}\right)^{0.9}$$

تراست در دسترس در ارتفاع مناظر با ρ_{alt}

تراست نامی موتور

در رابطه اول توربوسنج :

$\rho_{11...} = 1,225 \times \left(\frac{216,65}{288,15}\right)^{4,256} = 0,3639$

PAYA

در لایه دوم (استراتوسفر) :

$T_{alt} = T_{11...}\left(\frac{\rho_{alt}}{\rho_{11...}}\right)$

۲ـ برای موتورهای ملخی : الف) موتورهای نیستونی :

بدون توربوشارژر :

$P_{alt} = P_{SL}\left(\frac{\rho_{alt}}{\rho_0}\right)^{1/2}$

با توربوشارژر :

$P_{alt} = P_{SL}\left(\frac{\rho_{alt}}{\rho_{ch}}\right)$

ρ_{ch} چگالی ارتفاعی که تا آن ارتفاع توربوشارژر توان را ثابت نگه می دارد.

ب) موتورهای توربوملخی : ۱) برای لایه تروپوسفر :

$P_{alt} = P_{SL}\left(\frac{\rho_{alt}}{\rho_0}\right)^{0.9}$

۲ـ در لایه استراتوسفر :

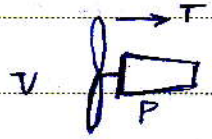
$P_{alt} = P_{11...}\left(\frac{\rho_{alt}}{\rho_{11...}}\right)$

* بازده ملخ : T تراست تولیدی

$\eta_P = \frac{T.V}{P}$

V سرعت پرواز

P توان تولیدی موتور



$0,8 < \eta_P < 0,9$

$T = \frac{P\eta_P}{V}$

فصل ۵ : پرواز افقی و مستقیم الخط هواپیماهای جت :

پرواز سیر و کارائی هواپیما در پرواز سیر

Cruise, Aircraft Performance

هواپیمای ایده آل :

$C_D = C_{D_0} + KC_L^2$

$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_D$

$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S(C_{D_0} + KC_L^2)$

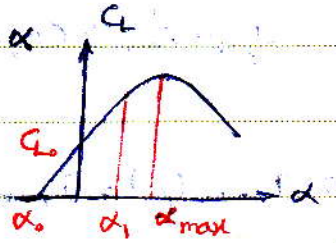
$D = D_0 + D_i$

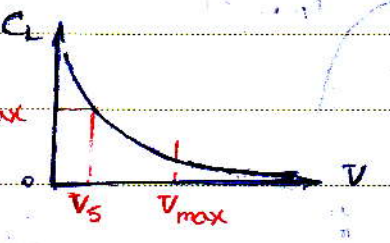
$D_0 = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_{D_0}$ $\quad D_i = \frac{1}{2}\rho V^2 S K C_L^2 = \frac{2KW^2}{\rho S V^2}$

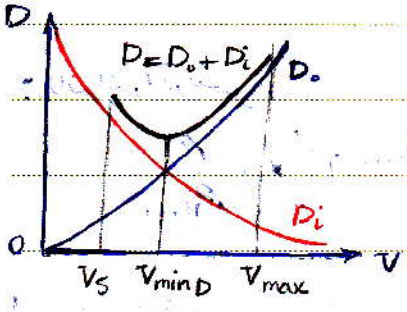
در پرواز سیر

$W = L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L$ $\quad C_L = \frac{2W}{\rho S V^2}$

$C_L = C_{L_0} + \frac{\partial C_L}{\partial \alpha}\alpha$







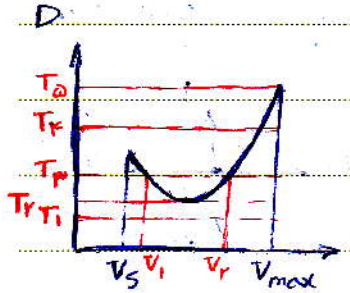
سرعت واماندگی $\quad V_S = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{max}}}}$

سرعت حداقل پسا $\quad V_{min\,D}$.

$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_{D_0} + \frac{2KW^2}{\rho S V^2}$

$\frac{\partial D}{\partial V} = 0 \quad C_{D_0}\rho V S - \frac{4KW^2}{\rho S V^3} = 0 \quad V_{min\,D} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S\sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}}}$

$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} \quad C_{L\,min\,D} = \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}} \quad C_{D\,min} = C_{D_0} + C_{D_0} = 2C_{D_0}$



- پرواز سیر امکان پذیر نیست $\quad T_1 < D$
- حداقل نیروی محرکه لازم $\quad T_2 = D_{min}$
- هواپیما می تواند با ۲ سرعت $\quad T_3 > D$

V_1 و یا V_2 پرواز سیر انجام دهد.

- حداکثر سرعت پرواز را مشخص می کند. $\quad T_5 =$ ماکزیمم نیروی محرکه در یک ارتفاع است.

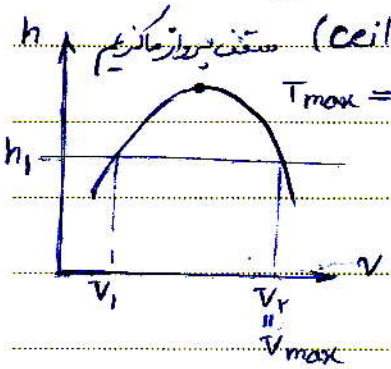
برای ارتفاع ثابت $\quad T_3 \rightarrow \begin{cases} V_1 \rightarrow C_{L_1} \rightarrow \alpha_1 \\ V_2 \rightarrow C_{L_2} \rightarrow \alpha_2 \end{cases}$

پایدارتر و بهینه تر ✓

در کل سرعت میانگین V_S و V_{max} می شود.

محاسبه حداکثر سرعت پرواز افقی :

در حالت اعمال حداکثر نیروی محرکه در یک ارتفاع مشخص حداکثر سرعت آن ارتفاع حاصل می‌شود.



$$T_{max} = D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_D$$

$$T_{max} = \frac{1}{2}\rho V_{max}^2 S C_{D_0} + \frac{2KW^2}{\rho V_{max} S}$$

در ارتفاع $T_{max}(\rho) = T_{max\,SL}\left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^{0.9}$ توربوسنر

پاکت پروازی (Flight Envelope)

در ارتفاع استراتوسفر :

$$T_{max}(\rho) = T_{max\,SL}\left(\frac{\rho_{11000}}{\rho_0}\right)^{0.9} \times \frac{\rho}{\rho_{11000}}$$

از روابط فوق :

$$AV_{max}^4 - C T_{max\,SL} V_{max}^2 + B = 0$$

$$A = \frac{1}{2}\rho S C_{D_0} \qquad B = \frac{2KW^2}{\rho S} \qquad C = \left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^{0.9}$$ در ارتفاع اول

$$C = \left(\frac{\rho_{11000}}{\rho_0}\right)^{0.9} \times \frac{\rho}{\rho_{11000}} \Longrightarrow V_{max}^2 = \frac{C T_{max\,SL} \pm \sqrt{C^2 T_{max\,SL}^2 - 4AB}}{2A}$$

حداکثر نسبت برآ به پسا (بازده آیرودینامیکی)

بازده آیرودینامیکی $\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D}$

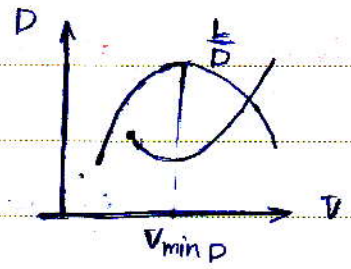
$T = D$

$L = W$

$$\frac{L}{D} = \frac{W}{T} \Longrightarrow T_{min} = \frac{W}{\left(\frac{L}{D}\right)_{max}}$$

$$\frac{C_L}{C_D} = \frac{C_L}{C_{D_0} + KC_L^2}$$

$$\frac{\partial}{\partial C_L}\left(\frac{L}{D}\right) = \frac{C_{D_0} + KC_L^2 - 2KC_L \cdot C_L}{(C_{D_0} + KC_L^2)^2} = 0 \qquad C_L = \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}$$



$$V_{min\,D} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}\sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}}$$

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = \frac{\sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}}{C_{D_0} + K\left(\sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}\right)^2} = \frac{1}{2\sqrt{KC_{D_0}}}$$

بهینه‌سازی مسیر : Trajectory Optimization

تعریف مسئله بهینه‌سازی : براساس تئوری حساب تغییرات (Calculation of variation)

برای تابع $y(x)$ هدف بهینه‌سازی یافتن $y(x)$ بصورتی است که یک اندیس کارآیی (تابع معیار)

$$J = \int_{x_0}^{x_f} f(y, x)\,dx$$

مثل J ماکزیمم یا مینیمم گردد.

شرط بهینه بودن $y(x)$ یا J عبارت است از دو شرط زیر :

$$\frac{\partial f}{\partial y}\Big|_{x=Const} = 0$$

,

$$\begin{cases} \dfrac{\partial^2 f}{\partial y^2}\Big|_{x=Const} < 0 & \text{شرایط ماکزیمم} \\ \dfrac{\partial^2 f}{\partial y^2}\Big|_{x=Const} > 0 & \text{شرایط مینیمم بودن} \end{cases}$$

برای برد ماکزیمم هواپیما ... $X = W$ وزن هواپیما یا وزن سوخت

$$\begin{cases} y = V_{max\,R} \\ C_L = \text{ثابت} \end{cases} \text{ یا } \begin{cases} y = C_{L_{max\,R}} \\ V = \text{ثابت} \end{cases}$$

$f(x,y) = SR$ برد ویژه

* برد ویژه مقدار مسافت طی شده به ازاء واحد جرم سوخت مصرف شده است.

Specific Range

$J = R$ برد یا مسافت طی شده

به ازاء کل سوخت مصرف شده

برد هواپیما : Range

$$R = \int_{t_1}^{t_f} V \cos\gamma \, dt$$

برد ویژه :

$$SR = -\frac{\Delta X}{\Delta W} = -\frac{dX}{dW}$$

X مسافت و W وزن لحظه‌ای هواپیما

$X = V.t \qquad dX = V dt$

$dW = Q.dt$ Q دبی مصرفی سوخت

$Q = SFC \times T$ SFC مقدار سوخت مصرف شده در واحد زمان برای تولید واحد تراست

$SFC = C$

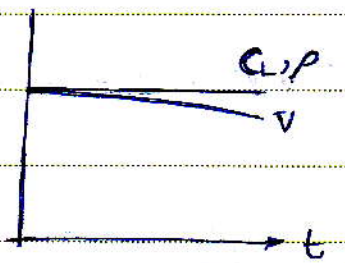
$$SR = -\frac{V dt}{Q dt} = \frac{-V}{C.T}$$

$$\left.\begin{matrix} T = D \\ L = W \end{matrix}\right\} \Rightarrow T = \frac{W}{(\frac{L}{D})}$$

$$SR = -\frac{V(\frac{L}{D})}{CW}$$

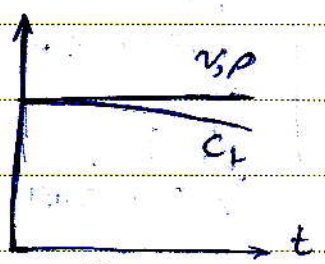
حالات ممکن برای برد :

متغیر V : سرعت V $\leftarrow$ C_L ثابت، ρ ارتفاع



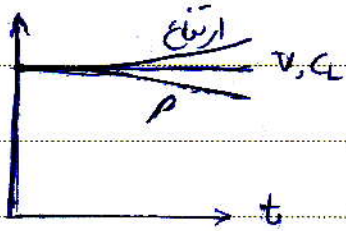
و کاهش وزن

C_L متغیر { سرعت V ثابت ، ارتفاع ρ



$L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L$

ارتفاع متغیر { V ثابت ، C_L ثابت



حالت ۱ ـ سرعت و C_L ثابت :

$$J = R = \int_{W_i}^{W_f} SR\, dW = \int_{W_i}^{W_f} -\frac{V(\frac{L}{D})}{C.W} dW = \frac{-V(\frac{L}{D})}{C} \int_{W_i}^{W_f} \frac{dW}{W}$$

$$= \frac{-V(\frac{L}{D})}{C} \ln(\frac{W_f}{W_i}) = \frac{V(\frac{L}{D})}{C} \ln\left(\frac{1}{1 - \frac{W_{fuel}}{W_i}}\right) \qquad W_i - W_f = W_{fuel}$$

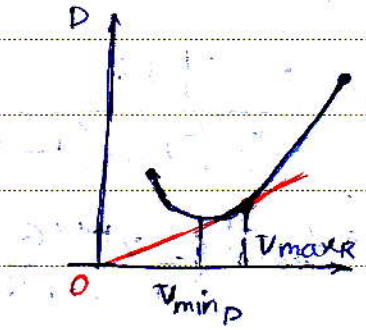
سرعت حداکثر برد :

$$\frac{d}{dV}(SR) = \frac{d}{dV}\left(\frac{V}{CT}\right) = \frac{d}{dV}\left(\frac{V}{CD}\right) = \frac{1}{C.D} - \frac{V}{CD^2}\frac{dD}{dV} - \frac{V}{C^2D}\left(\frac{dC}{dV}\right) = 0$$

$$\Rightarrow \boxed{\frac{dD}{dV} - \frac{D}{V} = 0} \qquad D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_{D_0} + \frac{2KW^2}{\rho S V^2}$$

$$\rho V S C_{D_0} - \frac{2W^2K}{\rho V^3 S} - \frac{1}{2}\rho V S C_{D_0} - \frac{2KW^2}{\rho S V^3} = 0 \qquad V_{max\,R} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}\sqrt{\frac{C_{D_0}}{3K}}}$$

$$\begin{cases} V_{min\,D} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}\sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}} \\ V_{max\,R} = \sqrt[4]{3}\, V_{min\,D} \end{cases}$$



$$\frac{dD}{dV} = \frac{D}{V}$$

ابتدا به نمودار مماس رسم می‌کنیم، محل تماس $V_{max\,R}$ است.

روابط برد ماکزیمم :

۱- سرعت و ضریب برآ ثابت :

$$R = \frac{V(\frac{L}{D})}{C}\ln\left(\frac{1}{1-G}\right) \qquad G = \frac{W_{fuel}}{W_1}$$

وزن کل هواپیما

$$V_{max\,R} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}\sqrt{\frac{C_{D_0}}{3K}}} \qquad C_{L\,max\,R} = \frac{1}{\sqrt{3}}C_{L\,min\,D} = \frac{1}{\sqrt{3}}C_{L(\frac{L}{D})_{max}}$$

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max\,R} = \frac{\sqrt{3}}{2}\left(\frac{L}{D}\right)_{max}$$

$$R_{max\,1} = \frac{\frac{\sqrt{3}}{2}\left(\frac{L}{D}\right)_{max} V_{max\,R}}{C}\ln\left(\frac{1}{1-G}\right)$$

۲ـ ضریب برآ ثابت و ارتفاع ثابت (سرعت متغیر)

$$R_2 = \frac{2V\left(\frac{L}{D}\right)}{C}\left(1-\sqrt{1-G}\right)$$

C مصرف ویژه سوخت $C = SFC$

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}}, \quad V_1 = \sqrt{\frac{2W_1}{\rho S C_L}}, \quad V = \sqrt{\frac{W}{W_1}}\,V_1$$

$$R_{2\,max} = \frac{\sqrt{2}\left(\frac{L}{D}\right)_{max} V_{max\,R1}\left[1-\sqrt{1-G}\right]}{C} \qquad V_{max\,R_1} = \sqrt{\frac{2W_1}{\rho S\sqrt{\frac{C_{D_0}}{2K}}}}$$

۳ـ سرعت و ارتفاع ثابت (C_L متغیر):

نکته: $R_{1\,max} > R_{2\,max} > R_{3\,max}$

$$R_3 = \frac{3V\left(\frac{L}{D}\right)_{max}}{C}\tan^{-1}\left[\frac{\left(\frac{L}{D}\right)G}{2\left(\frac{L}{D}\right)_{max}\left[1-KC_L\left(\frac{L}{D}\right)G\right]}\right]$$

$$R_{max\,3} = \frac{2\left(\frac{L}{D}\right)_{max} V_{max\,R}\tan^{-1}\left(\frac{0.433G}{1-0.25G}\right)}{C}$$

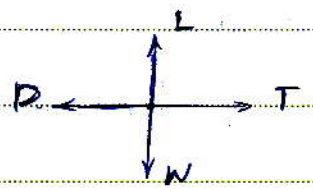
مداومت پروازی: (Endurance)

مدت زمان پرواز هواپیما فقط با یک بار سوخت‌گیری.

مداومت پروازی ویژه: مدت زمان پرواز هواپیما به ازای مصرف واحد وزن سوخت.

Specific Endurance

$$SE = \frac{-dt}{dW}$$



$$SE = -\frac{dt}{dW} = -\frac{dt}{CT.dt} = \frac{-L}{CDW}$$

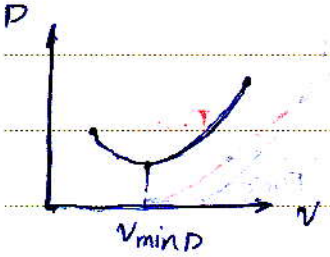
$$E = \int SE\,dt = \int \frac{-L}{C.D.W}\,dW$$

دو حالت : ۱- ضریب برآ ثابت ،

$$E_1 = \frac{(\frac{L}{D})}{C} \ln\left(\frac{1}{1-G}\right)$$

۳- ضریب برآ متغیر ،

$$E_3 = \frac{2(\frac{L}{D})_{max}}{C} \tan^{-1}\left[\frac{(\frac{L}{D})G}{2(\frac{L}{D})_{max}[1-KC_L(\frac{L}{D})G]}\right]$$



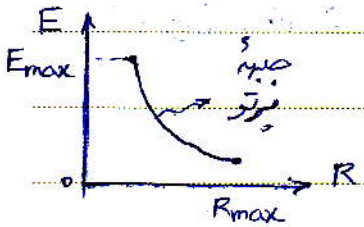
بر اساس رابطه مستقیم تراست و مصرف سوخت و نسبت وزن تراست و درگ معلوم است که کمترین مصرف سوخت یعنی مداومت پروازی ماکزیمم در $V_{min\,D}$ ، $C_L = \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}$ بدست می آید.

$$V_{max\,E} = V_{min\,D} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S\sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}}}$$

$$C_{L\,max\,E} = \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}} \qquad E_{max\,1} = \frac{(\frac{L}{D})_{max}}{C} \ln\left(\frac{1}{1-G}\right)$$

$$R_{max\,1} = \frac{\frac{\sqrt{3}}{2}(\frac{L}{D})_{max} V_{max\,R}}{C} \ln\left(\frac{1}{1-G}\right) \qquad E_{max\,1} V_{max\,R} = \frac{\sqrt{3}}{2} R_{max\,1}$$

!



$$V_{max\,E} < V < V_{max\,R}$$

$$E_{max\,2} = \frac{2(\frac{L}{D})_{max}}{C} \tan^{-1}\left(\frac{\%80\,G}{1-\%80\,G}\right)$$

مقایسه زمان ها :

$$\left(\frac{E_{max\,2}}{t_{max\,R_2}}\right) = \frac{1.120\,(1-\%20\,G)}{1-\%80\,G}$$

سقف پروازی (h_c) : Ceiling

ماکزیمم ارتفاعی که پرواز سیر قابل انجام است یا ارتفاعی که در پرواز سیر اوج گیری قابل انجام نباشد (سرعت اوج گیری صفر باشد)

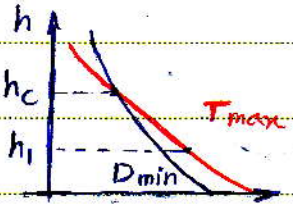
$$T = D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_D \qquad L = W = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L$$

↓ حداقل ρ مربوط به سقف پرواز

عوامل موثر در سقف پرواز :

۱- نیروی محرکه ۲- وزن هواپیما ۳- بهترین شرایط آیرودینامیکی هواپیما $\left(\frac{L}{D}\right)_{max}$

$$T_{max} = T_{max\,SL}\left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^{0.9}$$



$T_{max} = D_{min}$ در رابطه اول از رابطه بالا

$$T_{max} = T_{max\,SL}\left(\frac{\rho_{11\ldots}}{\rho_0}\right)^{0.9}\left(\frac{\rho}{\rho_{11\ldots}}\right)$$

$$D_{min} = \frac{1}{2}\rho_{ac} V^2_{min\,D} S C_{D\,min\,D} = \frac{1}{2}\rho_{ac} V^2_{min\,DE} \times \frac{\rho_0}{\rho_{ac}} S(2C_{D_0})$$

Equal ↑ سقف پروازی

$$V_{min\,DE} = \sqrt{\frac{2W}{\rho_0 S\sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}}}$$

ρ_{ac} حداکثر سقف پرواز مطلق absolute ceiling (ماکزیمم)

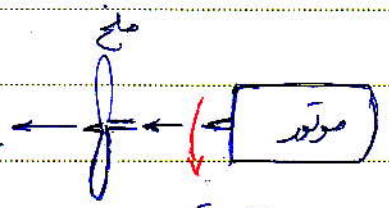
$$\rho_{ac_1} = \left[\frac{C_{D_0}\rho_0^{1.9} V^2_{min\,DE} S}{T_{max\,SL}}\right]^{1/11}$$ در رابطه اول ← h_{ac_1}

$$\rho_{ac_2} = \frac{C_{D_0}\rho_0^{1.9}\rho_{11\ldots}^{0.1} V^2_{min\,DE}\cdot S}{T_{max\,SL}}$$ ← h_{ac_2}

فصل ۶- پرواز سیر هواپیماهای ملخی :

هواپیما با موتور پیستونی

هواپیما با موتور توربوپراپ (توربوملخی)



$P_{موتور}$ η_P بازده ملخ

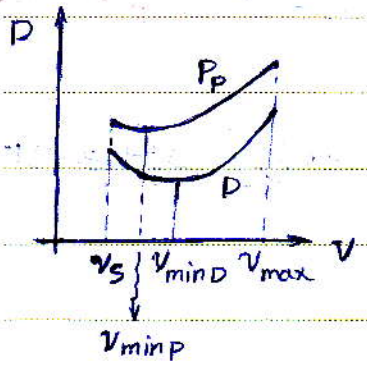
$$P = P_{SL}\left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^{0.9}$$ در رابطه اول

$$P_{ملخ} = P_{موتور}\,\eta_P \qquad P = P_{SL}\left(\frac{\rho_{11\ldots}}{\rho_0}\right)^{0.9}\left(\frac{\rho}{\rho_{11\ldots}}\right)$$

$T = \frac{P\eta_p}{V}$ $\quad P\eta_p = T.V =$ توان مفید ملخ $\quad V$ سرعت پرواز

P = توان مورد نیاز از موتور

(توان ورودی ملخ)



$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_{D_0} + \frac{2KW^2}{\rho S V^2}$$

$$P_{ملخ} = \frac{1}{2}\rho V^3 S C_{D_0} + \frac{2KW^2}{\rho S V} \qquad P = \frac{P_{ملخ}}{\eta_p}$$

محاسبه سرعت حداقل توان:

$$\frac{\partial P}{\partial V} = 0 \quad \frac{3}{2}\rho V^2 S C_{D_0} - \frac{2KW^2}{\rho S V^2} = 0$$

$$V_{min\,P} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S\sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}}} \qquad C_{L\,min\,P} = \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}$$

در مورد هواپیماهای ملخی:

$$C_{L\,min\,D} = C_L\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}$$

$$V_{min\,D} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S\sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}}}$$

* سرعت ماکزیمم، V_{max}:

$T_{max} = D$

$$\frac{P_{max}\cdot\eta_p}{V_{max}} = \frac{1}{2}\rho V_{max}^2 S C_{D_0} + \frac{2KW^2}{\rho S V_{max}^2}$$

در لایه اول: ←

برای هواپیما توربوپراپ

$$P_{max\,SL}\,\eta_p\left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^{0.9} = \frac{1}{2}\rho V_{max}^3 S C_{D_0} + \frac{2KW^2}{\rho V_{max} S}$$

در لایه اول: ←

برای هواپیما با موتور پیستونی

$$P_{max\,SL}\,\eta_p\left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^{1/2} = \frac{1}{2}\rho V_{max}^3 S C_{D_0} + \frac{2KW^2}{\rho V_{max} S}$$

برد هواپیماهای ملخی:

برد ویژه: $\quad SR = -\frac{dx}{dW} \leftarrow SR = \frac{-V}{CP} \leftarrow SR = \frac{-\eta_p\left(\frac{L}{D}\right)}{CW}$

$$R = \int SR\,dW$$

$$R_1 = \frac{\eta_p (\frac{L}{D})}{C} \ln(\frac{1}{1-G})$$

حالات ممکن : ۱ـ ضریب برای ثابت

۲ـ ضریب برای متغیر (ثابت بودن ارتفاع و سرعت)

$$R_2 = \frac{2\eta_p (\frac{L}{D})_{max}}{C} tg^{-1}\left[\frac{G(\frac{L}{D})}{2(\frac{L}{D})_{max}\left[1 - KC_L(\frac{L}{D})G\right]}\right]$$

$$R_{1\,max} = \frac{\eta_p (\frac{L}{D})_{max}}{C} \ln(\frac{1}{1-G})$$

$$C_{L\,max} = \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}} \longrightarrow V_{max\,R} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S\sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}}} = V_{min\,D}$$

$$R_2 = \frac{2\eta_p (\frac{L}{D})_{max}}{C} \tan^{-1}(\frac{G}{2-G})$$

مداومت پروازی و مداومت پروازی ماکزیمم :

با توجه به حداقل بودن مصرف سوخت (در شرایط توان حداقل) حاصل می‌شود.

$$C_{L\,max\,E} = C_{L\,min\,P} = \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}$$

$$V_{max\,E} = V_{min\,P}$$

مداومت پروازی ویژه :

$$SE = \frac{-dt}{dW} = \frac{-\eta_p (\frac{L}{D})}{CV} \frac{dW}{W}$$

حالات ممکن : ۱ـ ضریب برآ و سرعت ثابت (ارتفاع آزاد)

$$E_1 = \frac{\eta_p (\frac{L}{D})}{CV} \ln(\frac{1}{1-G})$$

$$E_{1\,max} = \frac{\frac{\sqrt{3}}{2}\eta_p (\frac{L}{D})_{max}}{C.V_{max\,E}}$$

۲ـ ضریب برآ و ارتفاع ثابت (سرعت متغیر)

$$E_2 = \frac{\eta_p (\frac{L}{D})}{C.V_1}\left[\frac{1-\sqrt{1-G}}{\sqrt{1-G}}\right]$$

کنترل سرعت

$$E_{r\,max} = \frac{\sqrt{3}\,\eta_p \left(\frac{L}{D}\right)_{max}}{C \cdot V_{max\,E}} \left(\frac{1-\sqrt{1-G}}{\sqrt{1-G}}\right) \qquad V_1 = \sqrt{\frac{2W_1}{\rho S C_L}}$$

۳- سرعت و ارتفاع ثابت (ضریب برآ متغیر)

کنترل C_L

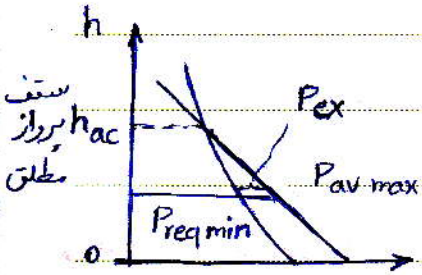
$$E_r = \frac{\eta_p \left(\frac{L}{D}\right)_{max}}{C \cdot V} \tan^{-1}\left[\frac{G\left(\frac{L}{D}\right)_1}{2\left(\frac{L}{D}\right)_{max}\left[1 - KC_{L_1} G\left(\frac{L}{D}\right)_1\right]}\right]$$

در لحظهٔ اول پرواز: $\left(\frac{L}{D}\right)_1$

$$E_{r\,max} = \frac{3\eta_p \left(\frac{L}{D}\right)_{max}}{C \cdot V_{max\,E}} \tan^{-1}\left(\frac{0.433\,G}{1 - 0.5\,G}\right) \qquad C_{L_1} = \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}$$

$$\left(\frac{L}{D}\right)_1 = \frac{\sqrt{3}}{2}\left(\frac{L}{D}\right)_{max}$$

سقف پرواز هواپیماهای ملخی:



$P_{av\,max}$: ماکزیمم توان موجود در ارتفاع

$P_{req\,min}$: حداقل توان مورد نیاز

در h_{ac}: $P_{av\,max} = P_{req\,min}$

$V_{min\,p}$, $C_{L\,min\,p}$

$$C_{L\,min\,p} = \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}$$

$$V_{min\,p} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S\sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}}} \qquad \eta_p P_{max} = T \cdot V_{max}$$

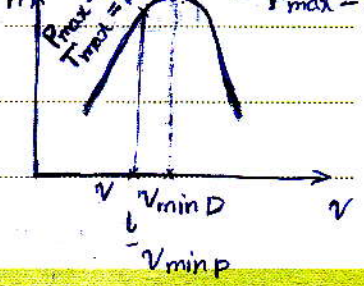
برای هواپیمای پیستونی:

$$\eta_p P_{max}\left(\frac{\rho_{ac}}{\rho_0}\right)^{1/2} = \frac{1}{2}\rho_{ac} V_{min\,p}^2 \cdot S C_{D\,min\,p} \cdot V_{min\,p}$$

$$C_{D\,min\,p} = 4C_{D_0} \qquad , \qquad V_{min\,PE} = \sqrt{\frac{2W}{\rho_0 S\sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}}}$$

$$V_{min\,p} = \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_{ac}}}\, V_{min\,PE}$$

مکزیمم ارتفاع بازاء سرعت V یا $T_{max} = D_{min}$



$$\rho_{ac} = \left[\frac{(\rho_0)^{1.75} V_{E\,min\,p}^3 \cdot S \cdot C_{D\,min\,p}}{3\eta_p P_{max\,SL}}\right]^{0.857}$$

برای سرعت ماکزیمم : $T_{max} = D$

(برای یک ارتفاع مشخص)

* سقف پرواز هواپیماهای توربوملخی :

$$P_{max} = P_{max\,SL} \left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^{0.9}$$ در رابطه اول

$$P_{max} = P_{max\,SL} \left(\frac{\rho_{11000}}{\rho_0}\right)^{0.9} \left(\frac{\rho}{\rho_{11000}}\right)$$ در رابطه دوم

$$\rho_{ac1} = \left[\frac{\rho_0^{1.14} V_{E_{min_P}}^{3} \cdot S \cdot C_{D_{min_P}}}{2\eta_P P_{max\,SL}}\right]^{0.714}$$ در رابطه اول

$$\rho_{ac2} = \left[\frac{\rho_0^{1.14} \rho_{11000} V_{E_{min_P}}^{3} \cdot S \cdot C_{D_{min_P}}}{2\eta_P P_{max\,SL}}\right]^{0.417}$$ در رابطه دوم

* سقف پرواز خدمتی : Service Ceiling

ارتفاعی کمتر از سقف پرواز مطلق، که نرخ صعود برابر ۰٫۵ متر بر ثانیه باشد (۱۰۰ فوت بر دقیقه)

$$h = ROC_{max} = 0.5 \frac{m}{s}$$

* سقف پرواز سیر : Cruise Ceiling

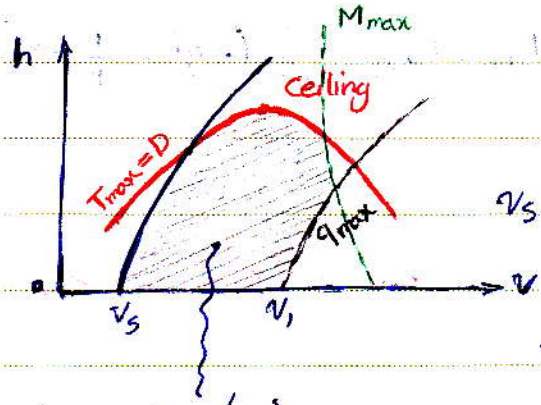
ارتفاعی که در آن ماکزیمم نرخ صعود $1.5 \frac{m}{s}$ باشد.

$$h_{cc} = ROC_{max} = 1.5 \frac{m}{s}$$

	$\sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}$	$\sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}$	$\sqrt{\frac{C_{D_0}}{3K}}$		V_{min_P}	V_{min_D}
هواپیمای جت	—	$C_{L_{min_D}}$ $C_{L_{max_E}}$	$C_{L_{max_R}}$	ملخی	V_{max_E} $V_{ceiling}$	V_{max_R}
هواپیمای ملخی	$C_{L_{min_P}}$ $C_{L_{max_E}}$	$C_{L_{max_R}}$	—	جت	—	V_{max_E} $V_{ceiling}$

پایگاه پروازی : Flight Envelope

محدوده های پروازی ممکن برای هواپیما :



۱- سرعت واماندگی V_S یا $C_{L_{max}}$ $\quad V_S = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{max}}}}$

۲- آسایت ماکزیمم (توان ماکزیمم) $\quad T_{max} = D$

۳- حداکثر فشار دینامیکی $\quad q_{max} = \frac{1}{2}\rho V^2$

۴- عدد ماخ ماکزیمم : M_{max}

محدوده امکان پذیری پرواز سیر برای هواپیما

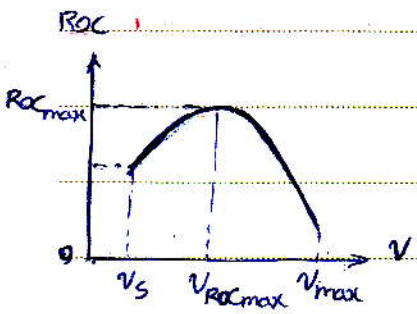
فصل ۷ : اوج گیری و کاهش ارتفاع : Climb & Descent

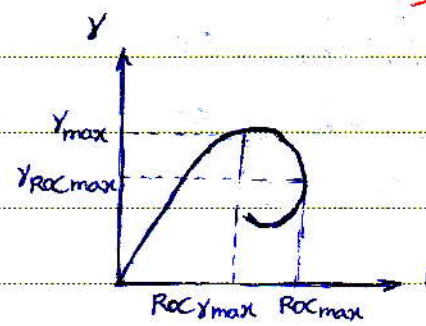
تعریف : منظور از اوج گیری افزایش ارتفاع نسبت به ارتفاع قبلی از سطح دریا (یا بالا رفتن نسبت به آن محلی می باشد) h ، $h = V\sin\gamma$ و کاهش ارتفاع (نزول) کم کردن فاصله عمودی هواپیما نسبت به سطح دریا می باشد.

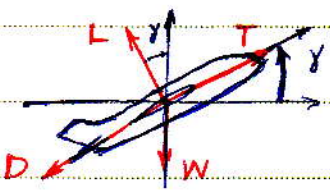
Rate of climb = ROC

* ماکزیمم شدت اوج گیری $\quad h_{max} = ROC_{max} = V_{ROC_{max}} \times \gamma_{ROC_{max}}$

* ماکزیمم زاویه اوج گیری (عمیق ترین اوج گیری) $\quad \gamma_{max}$







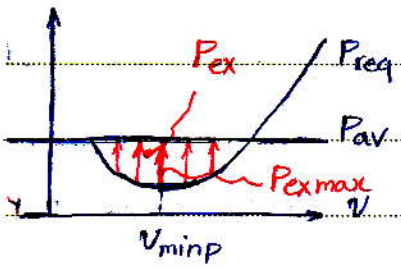
$$\begin{cases} T - D - W\sin\gamma = m\frac{dV}{dt} \\ L - W\cos\gamma = mV\dot{\gamma} \end{cases}$$

$TV - DV - WV\sin\gamma = mV\frac{dV}{dt}$ تولان اضافی

$(T-D)V = mgh + mV\frac{dV}{dt}$

$P_{ex} = P_{av} - P_{req} = \frac{d}{dt}(mgh + \frac{1}{2}mV^2)$

P



* برای سرعت ثابت، $R_{OC\,max}$ در سرعت ثابت

R_{OC} ۱- حداکثر صعود

$\frac{d(R_{OC})}{dV} = 0 \longrightarrow V_{R_{OC}max}$

$\frac{d(R_{OC})}{dV} = \frac{d}{dV}\left(\frac{TV-DV}{W}\right) = T - D - V\frac{dD}{dV} = 0$

$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_{D_0} + \frac{2KW^2}{\rho V^2 S}$ $\quad W\cos\gamma = W$

$q = \frac{1}{2}\rho V^2$ $\quad (qS)^2 - \frac{T}{2D_0}(qS) - \frac{KW^2}{SC_{D_0}} = 0$

$q_{max\,R_{OC}} = \frac{T}{4C_{D_0}S}\left[1 + \sqrt{1 + \frac{2}{\left[\left(\frac{L}{D}\right)_{max}\frac{T}{W}\right]^2}}\right]$

$V_{R_{OC}max} = \sqrt{\frac{2q_{max}}{\rho}}$

$\gamma_{R_{OC}max} =$ ؟ * برای $\gamma_{R_{OC}max}$

$$\begin{cases} T - D - W\sin(\gamma_{R_{OC}max}) = 0 \\ L - W\cos(\gamma_{R_{OC}max}) = 0 \\ L = \frac{1}{2}\rho V^2_{R_{OC}max} S C_L \\ D = \frac{1}{2}\rho V^2_{R_{OC}max} S C_D \\ C_D = C_{D_0} + KC_L^2 \end{cases}$$

$$Roc = \frac{P_{av} - P_{req}}{W}$$

محاسبه Roc_{max} برای هواپیمای ملخی :

$$Roc_{max} = \frac{P_{av\,max} - P_{req\,min}}{W} \Longrightarrow V_{Rocmax} = V_{min\,P} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S\sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}}}$$

γ_{Rocmax} = ؟ $\quad \begin{cases} T - D - W\sin\gamma_{Rocmax} = 0 \\ L - W\cos(\gamma_{Rocmax}) = 0 \\ L = ___ \\ D = ___ \end{cases}$ ← $\gamma_{Roc\,max}$

$C_D = C_{D_0} + KC_L^2 \qquad T = \frac{P_{max}\,\eta_P}{V_{min\,P}}$

* محاسبه‌ی کلی زاویه اوج گیری :

$$T - D - W\sin\gamma = 0$$

$$\gamma = \sin^{-1}\left(\frac{T-D}{W}\right)$$

$$\gamma_{max} = \sin^{-1}\left(\frac{T_{max} - D_{min}}{W}\right)$$

۱- برای هواپیماهای جت :

$$V_{\gamma max} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S\sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}}}$$

$\gamma = 90^\circ \qquad T - D = W \qquad T = W + D$

$D = 0$, $\dot{h} = V = 0$ $\qquad T = W$ $\qquad$ hovering حالت تعلیق

Thrust vector control

* محاسبه‌ی کلی زاویه صعود هواپیمای ملخی :

$$\gamma = \sin^{-1}\left(\frac{T-D}{W}\right) = \sin^{-1}\left(\frac{T_{maxP} - D_{minP}}{W}\right)$$

$$\begin{cases} \sin\gamma = \dfrac{T_{maxP} - D_{minP}}{W} \\ \cos\gamma = \dfrac{L}{W} \end{cases} \qquad \tan\gamma = \frac{T_{maxP} - D_{minP}}{L}$$

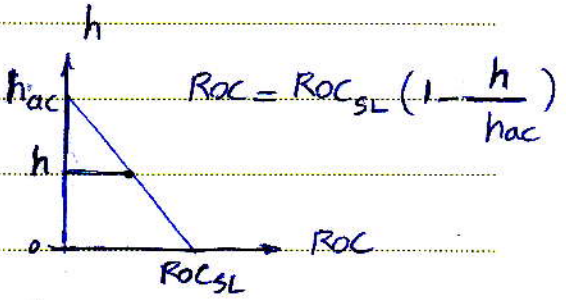
$$\tan\gamma_{max} = \frac{\frac{P_{max}\,\eta_P}{V_{\gamma max}} - \frac{1}{2}\rho V_{\gamma max}^2 S(KC_{D_0})}{\frac{1}{2}\rho V_{\gamma max}^2 S\left(\sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}\right)}$$

$$\tan\gamma_{max} = \frac{\frac{2P_{max}\eta_p}{\rho S V_{\gamma max}^3} - 4C_{D_0}}{\sqrt{\frac{4C_{D_0}}{K}}}$$

$$P_{max} = P_{max_{SL}}\left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^{1/2}$$

مدت زمان اوج گیری :

$$ROC = \frac{dh}{dt} \qquad dt = \frac{dh}{ROC}$$

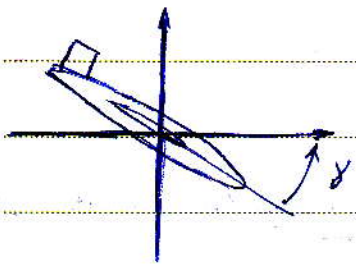


$$ROC = ROC_{SL}\left(1 - \frac{h}{h_{ac}}\right)$$

مدت زمان صعود $\Delta T(T_2 - T_1) = \int_{t_1}^{t_2} dt = \int_0^{h_{ac}} \frac{1}{ROC}\, dh$

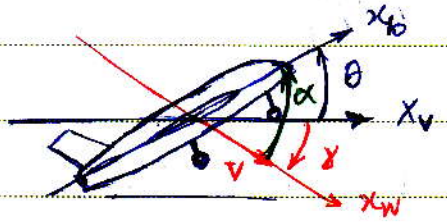
$$\Delta T = \int_0^h \frac{dh}{ROC_{SL}\left(1 - \frac{h}{h_{ac}}\right)} = \frac{h_{ac}}{ROC_{SL}} \ln\left[\frac{1}{1 - \frac{h}{h_{ac}}}\right]$$

* کاهش ارتفاع (نزول هواپیما) : Descent



شیب منفی $\gamma <$. (نزول)

نیروهای وارد :



$\theta = \alpha + \gamma$

θ ← شیب هواپیما (فراز)

γ ← زاویه مسیر

$\alpha =$.

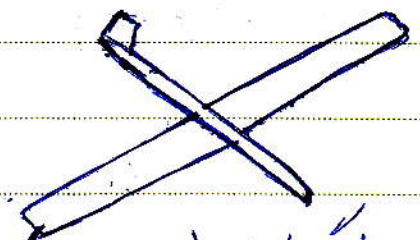
$$\begin{cases} T - D - W\sin\gamma = 0 \\ L - W\cos\gamma = 0 \end{cases}$$

$\gamma <$.

فرآیند سرش : Glide کاهش ارتفاع بدون نیروی موتور

$$\begin{cases} D - W\sin\gamma = 0 \\ L - W\cos\gamma = 0 \end{cases}$$

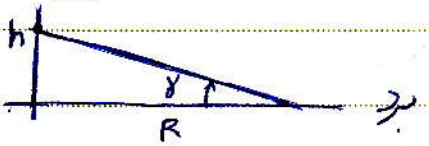
$$\tan\gamma = \frac{D}{L} = \frac{C_D}{C_L}$$



در هواپیماهای گلایدر (هواپیمای بدون موتور)

$\tan\gamma = \frac{h}{R}$ ارتفاع

مقدار بازده آیرودینامیکی $\left(\frac{L}{D}\right)_{max}$ بسیار بزرگ است. (حدود 35)



حداقل زاویه سرش : $\gamma_{min} = \tan^{-1}\left[\left(\frac{L}{D}\right)_{min}\right] = \tan^{-1}\left[\frac{1}{\left(\frac{L}{D}\right)_{max}}\right]$

$= \tan^{-1}\left[\frac{1}{\frac{1}{2\sqrt{C_{D_0} K}}}\right]$

کنترل پرواز $\leftarrow$ $C_L = \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}$

$V = V_{min_D} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}}}$ حداکثر مسافت افقی $R_{max} = \frac{h}{\tan(\gamma_{min})} = h \times \left(\frac{L}{D}\right)_{max}$

$t = \frac{h}{ROD}$ ROD = Rate of Descend

مانکزیم زمان پرواز سرش $t_{max} = \frac{h}{ROD_{min}} = \frac{h}{V_{min_D} \times \sin\left(\tan^{-1}(2\sqrt{C_{D_0} K})\right)}$

فصل ۸ : برخاستن و فرود هواپیما : Take off & Landing

تعریف برخاستن : برخاستن هواپیمای بال ثابت شامل حرکت روی باند پرواز جهت رسیدن به سرعت لازم

برای ایجاد نیروی برآی جبران کننده وزن و نیز کسب ارتفاع اولیه پرواز تا رسیدن به یک ارتفاع مشخص (h_0).

برای هواپیمای نظامی $h_0 = 15\,m$

برای هواپیمای غیرنظامی $h_0 = 11\,m$

هواپیماهای غیربال ثابت : مثل بالگردها یا دیگر هواپیماهای عمود پرواز

عمود پرواز

نیاز به باند کوتاه

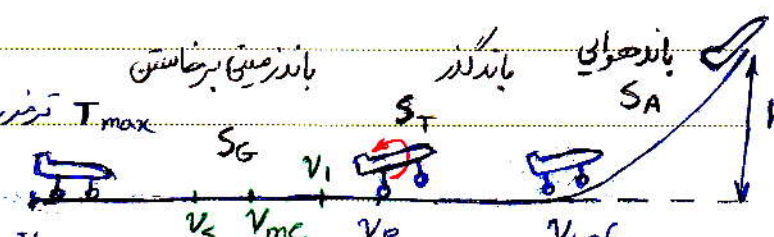
Vertical Take off & Landing (VTOL)

Short Take off & Landing (STOL)

(SVTOL)

$V_0 > 0$

UAV با سیستم پرتاب



سرعت چرخش Rotation Speed

V_R = سرعت چرخش ، سرعت هواپیما در لحظه‌ای که چرخ‌های جلو از زمین بلند می‌شود.

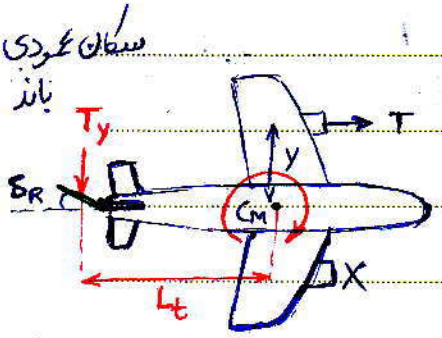
V_S : سرعت واماندگی

$$V_R > V_{mc} > V_S$$

V_{mc} : سرعت کنترل ممان Moment Control Speed

حداقل سرعتی که هواپیما می‌تواند توسط دم کنترل شود.

(کنترل در دو حول محور قائم (Yaw Control

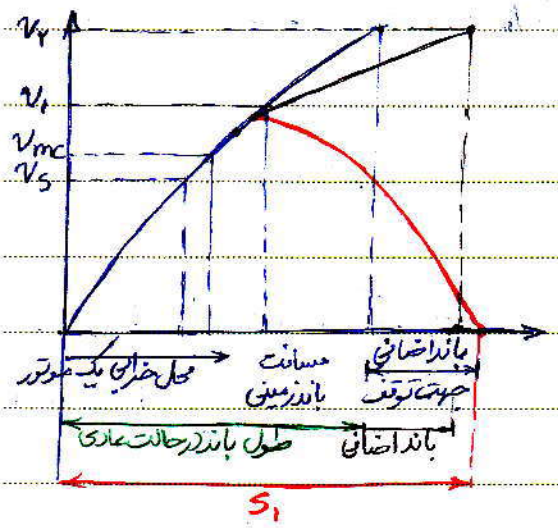


$T \times y = T_y \times L_t$ حفظ تعادل ممنی

$T_y = \frac{1}{2}\rho V_{mc}^2 S C_{Lt}$ C_{Lt} ضریب برآی دم عمودی

V_1 سرعت تصمیم‌گیری Decision Speed

حداکثر سرعت هواپیما است ، که خلبان می‌تواند هواپیما را روی باند متوقف کند.



T به سمت عقب

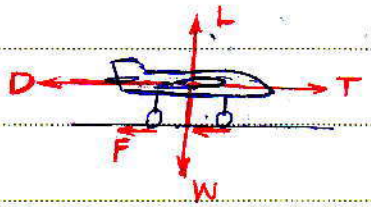
$S_1 > 1,25\, S_{TO} = 1,25 (S_G + S_T + S_A)$

$S_G < 0,75\, S_1$

$S_G + S_T < 0,8\, S_1$

$S_{TO} = S_G + S_T + S_A$

محاسبه طول باند برحسب :



$\sum F_x = ma_x$ $\quad T - D - F = ma_x$ $\quad F = \mu(N) = \mu(W - L)$.

نوع باندها	ضریب اصطکاک μ
آسفالت یا بتن	۰/۰۲
زمین خاکی سفت	۰/۰۴
زمین خاکی نرم	۰/۱ تا ۰/۳
زمین چمن کوتاه	۰/۰۵
زمین چمن بلند	۰/۱۲

$$\frac{ds}{dt} = v \qquad \frac{dv}{dt} = a$$

$$\Downarrow$$

$$a\,ds = v\,dv \Longrightarrow ds = \frac{v}{a}\,dv$$

$$S_G = \int \frac{v}{a}\,dv$$

شرط پایان مسافت زمینی برخاستن

$$V = V_R = 1.2\,V_S$$

$$S_G = \int_0^{V_R} \frac{v}{a}\,dv \qquad a = \frac{1}{m}(T - D - F)$$

مقدار تراست:

برای جت: $T = T_{max} \times 0.9$

برای هواپیمای ملخی: $T = \frac{80\,P_{max}}{V_R}$

$$D = \frac{1}{2}\rho v^2 S C_D \qquad C_D = C_{DG}$$

$$C_D = C_{DG} = C_{D.TO} + K(C_{LG})^2$$

$$C_{LG} \equiv C_{Lc} + \Delta C_{Lf} \quad , \quad C_{LG} = C_{L_0} + \Delta C_{Lf}$$

Cruise فلپ — در حالت اقتی

$$S_G = \int_0^{V_R} \frac{mv\,dv}{T - \mu W - \frac{1}{2}\rho v^2 S(C_{DG} - \mu C_{LG})}$$

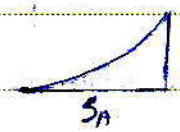
$$S_G = \frac{-1}{2B} \ln\left[\frac{\frac{T}{W} - \mu}{\frac{T}{W} - \mu - \frac{E \times 1.44}{C_{Lmax}}}\right] \qquad B = \frac{-\rho S}{2mE} \qquad E = C_{DG} - \mu C_{LG}$$

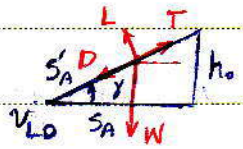
هواپیما	t_T (ثانیه)
جنگنده	۱ تا ۵/۰
نیمه مانوری	۱ تا ۳
GA	۲ تا ۴
مسافری	۳ تا ۶

* برای S_T:

$$S_T = v_R \cdot t_T$$

* باندهوایی S_A:





$$S'_A \simeq S_A$$

$$\int_0^{S'_A} (T - D - W\sin\gamma)\, dS'_A = \frac{1}{2} m (V_f^2 - V_{LO}^2) + mgh_0$$

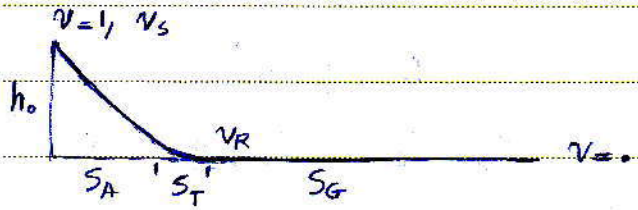
$$\int_0^{S_A} (T - D)\, dS_A = \frac{1}{2} m (V_f^2 - V_{LO}^2) + mgh_0 \qquad V_f \simeq 1.2 V_S$$

$$V_{LO} \simeq 1.2 V_S$$

$$(T-D)_{av} = T_{av} - D_{av}$$

برای هواپیمای ملخی : $T_{av} = \dfrac{0.4 P_{max}}{1.2 @ V_S}$ ، برای جت : $T_{av} = 0.9 T_{max}$

$$D_{av} = \frac{1}{2}\rho S C_{D_{TO}} (1.2 @ V_S)^2 \Longrightarrow S_A = \frac{W}{(T-D)_{av}} \left[\frac{V_f^2 - V_{LO}^2}{2g} + h_0 \right]$$



محاسبه باند فرود :

$$S_L = S_A + S_T + S_G$$

S_A ، S_T شبیه برجاستن حساب می‌شود.

S_G برای حالتی که تراست موتور صفر است :

$$S_G = \int_{V_R}^{0} \frac{-mV dV}{D + \mu N + F_B}$$

F_B نیروی ترمزها ، $F_B = \mu_B N$

$$S_G = \frac{W}{\rho g S (C_{DL} - (\mu + \mu_B) C_{LL})} \ln \left[1 + \frac{\rho g S C_{DL} - (\mu + \mu_B) C_{LL} V_{TD}^2}{2(\mu + \mu_B) W} \right]$$

↓ Landing

Tach down Speed سرعت لاس بازین $V_{TD} = 1.2 V_S$

تأثیر عوامل مختلف روی طول باند :

۱ـ سرعت هوا (باد) ← باد روبرو ← طول باند کوتاه‌تر می‌شود.
← باد پشت سر ← طول باند افزایش می‌یابد.
← باد جانبی ← باعث انحراف از مسیر می‌شود.

۲ـ شیب باند ← شیب مثبت باند ← افزایش طول باند
← شیب منفی باند ← کاهش طول باند

محاسبه طول باند زمینی در حالت سرعت باد :

$$ads = vdv$$

v سرعت هواپیما نسبت به زمین

V_W سرعت باد

$$S_G = \int_0^{V_R+V_W} \frac{v}{a} dv$$

* سرعت بیشتر سر : V_W هم جهت سرعت هواپیما

$$S_G = \int_0^{V_W} \frac{mvdv}{T-\mu W - \frac{1}{2}\rho(v-V_W)^2 S(C_{DG}+\mu C_{LG})}$$

L معکوس خواهد داد

$$+ \int_{V_W}^{V_R+V_W} \frac{mvdv}{T-\mu W - \frac{1}{2}\rho(v-V_W)^2 S(C_{DG}-\mu C_{LG})}$$

* باد رویرو : V_W در جهت خلاف حرکت :

$$S_G = \int_0^{V_R-V_W} \frac{mvdv}{T-\mu W - \frac{1}{2}\rho(v+V_W)^2 S(C_{DG}-\mu C_{LG})}$$

* طول باند در زمین شیب دار : γ_0

$$S_G = \int_0^{V_R} \frac{mvdv}{T-W\sin\gamma_0 - \mu W\cos\gamma_0 - \frac{1}{2}\rho v^2 S(C_{DG}-\mu C_{LG})}$$

$$S_G = -\frac{1}{2\beta} Ln\left\{\frac{\frac{T}{W}-(\sin\gamma_0+\mu\cos\gamma_0)}{\frac{T}{W}-(\sin\gamma_0+\mu\cos\gamma_0)-\frac{Ex\ 1/44}{C_{Lmax}}}\right\}$$