Subject:
Year. Month. Date. ( )

◁ در تمامی حالت هایی که بررسی کردیم، فرض این بوده که $V_g = V$ ولی این در شرایطی صادق است که سرعت باد صفر باشد.

◁ سرعت باد یکنواخت، در هواپیماهای توربینی، اثری بر مقاومت پروازی ندارد ولی برد را تغییر می دهد.

◁ بادهای جانبی اثری بر برد ندارند و فقط باد مستقیم، از جلو (Head wind) یا از عقب (Tail wind) روی برد اثرگذار است.

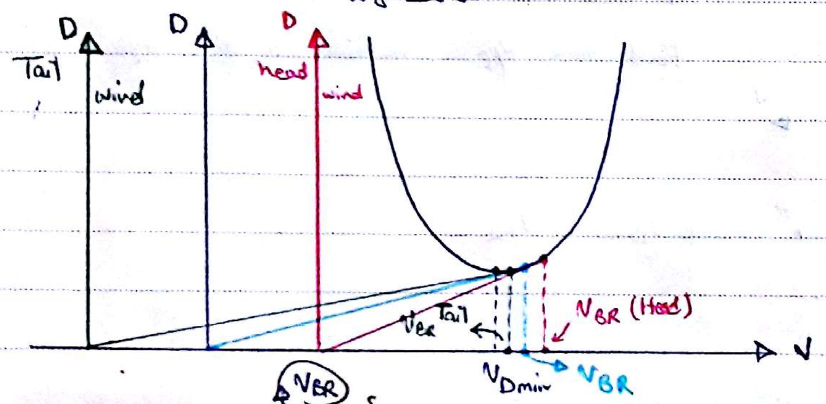
مقاومت می‌کند

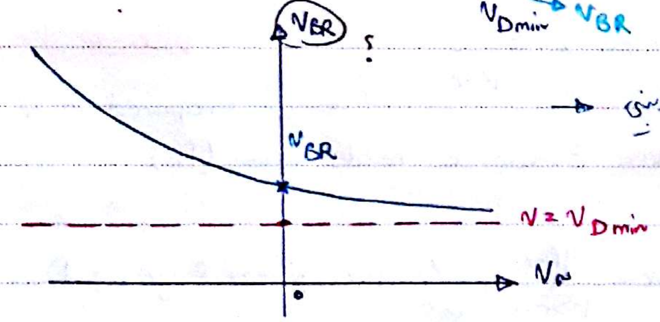
$V_g = V - V_w$ ← Head Wind ← باد از روبرو

◁ باد در راستای پرواز

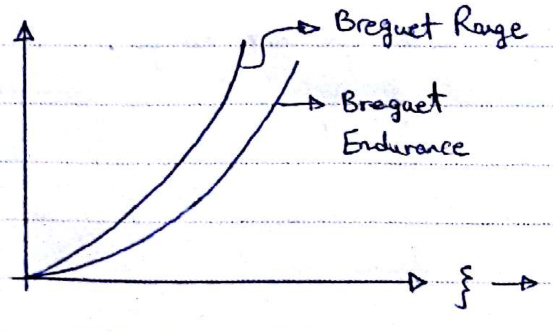
$V_g = V + V_w$ ← Tail wind ← باد از عقب

کمک می‌کند





→ برای هواپیماهای توربینی



$\xi \rightarrow \xi = \dfrac{W_{fuel}}{W_{full}}$

اسطرد ...

Subject:
Year.　　Month.　　Date.　　( )

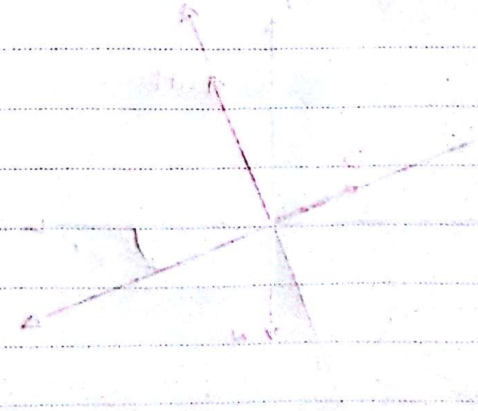
مثال- هواپیمایی با مساحت بال $100\ m^2$ و $C_D = 0.014 + 0.038 C_L^2$ در ابتدای پرواز دارای وزن $W_1 = 245\times10^3\ N$ است که 20 درصد
آن، سوخت است. اگر در انتهای پرواز وزن سوخت $W_{f_2} = 13500\ N$ باشد این هواپیما دارای دو موتور توربوجت می‌خواهیم باشد که در
ارتفاع 11000 m دارای تراست 14700 N است. TSFC در تمامی این ارتفاع‌ها ثابت و برابر $0.085\ \frac{kgf}{N\cdot hr}$ است. مطلوب است حداکثر مسافت
طی شده مذکور و ارتفاع شروع و پایان.

$$W_1 = 245\times10^3\ N \rightarrow W_{f_1} = 0.2 \times W_1 = 49\times10^3\ N$$

استراتژی 1 $\rightarrow$ $X = -\frac{V_{BR}}{TSFC} \times \left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{BR} \ln\frac{W_2}{W_1}$, $C_{L_{BR}} = \sqrt{\frac{C_{D_0}}{3K}} = 0.35$

cruise climb

$$-W_{f_2} + W_{f_1} = 35500\ N =$$



* الحمدلله علی کل نعمة *

Subject. Year. Month. Date. ( )

بررسی کارایی هواپیما در پرواز گلاید

1- $\cancel{m\dot{V}} = -D + \cancel{Th}\cos(\alpha+\varepsilon)\cos\beta - W\sin\gamma$

2- $\cancel{mV\cos\gamma\dot{\chi}} = Y\cos\mu + L\sin\mu - \cancel{Th(\cos(\alpha+\varepsilon)\sin\beta\cos\mu - \sin(\alpha+\varepsilon)\sin\mu)} = 0$

3- $\cancel{mV\dot{\gamma}} = -\cancel{Y\sin\mu}^{\,0} + L\cos\mu + \cancel{Th(\cos(\alpha+\varepsilon)\sin\beta\sin\mu + \sin(\alpha+\varepsilon)\cos\mu)} - W\cos\gamma$

برای تریم کردن شرایط برای پرواز گلاید داریم :
$Th=0\ ,\ \dot{V}=0\ ,\ \dot{\gamma}=0\ ,\ \dot{\chi}=0\ ,\ \mu=0$

1 → $D = -W\sin\gamma$

توی گلاید اصلاً کاری به اینکه هواپیما ملخی هست یا توربینی نداریم؟

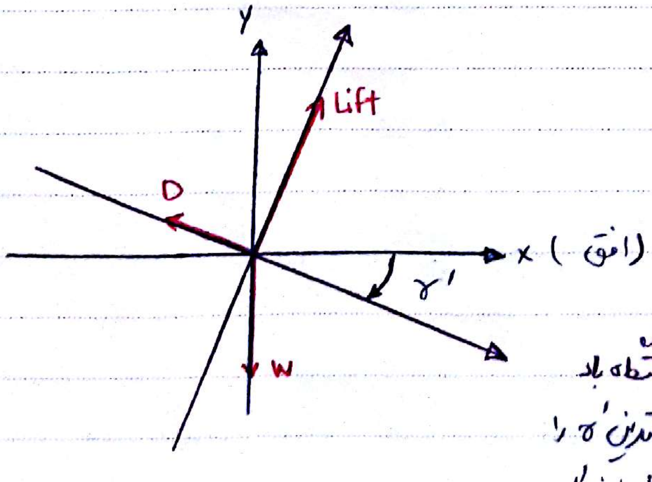
2 → if $\beta=0$ then $0=0$ (!)

3 → $L = W\cos\gamma$ → به عبارتی، نیروی وزن، وظیفهٔ تراستی که نداریم رو انجام می‌کند. (جنس شرحش...)

بحث راجع به معادلات →

معادله اول: مقدار نیروی درگ مثل مقدار نیروی وزن همواره مثبت است. بنابراین برای اینکه این رابطه برقرار باشد، باید $\sin\gamma$ منفی باشد. در این حالت $\gamma<0$ است. که نتیجه‌ای منطقی است. یعنی اگر هواپیما بدون کمک نیروی موتور بخواهد پرواز کند، قطعاً تحت اثر نیروی وزن به سمت پایین حرکت می‌کند. به عبارتی قبلاً نیروی تراست، اتلاف‌ها را جبران می‌کرد. اما الان که تراست نداریم، این اتلاف‌ها باعث افت انرژی پتانسیل گرانشی می‌شوند و بنابراین، کاهش ارتفاع نتیجه می‌شود.

به دست آوردن روابط



we call $\gamma' = -\gamma$ the sinking angle.
then we will have: $D = W\sin\gamma'$
$L = W\cos\gamma'$
$\Rightarrow tg\gamma' = \frac{D}{L}$

دستهٔ باد

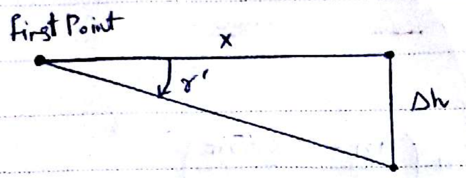
برای اینکه بیشترین مسافت در مانور گلاید طی شود، لازم است که کمترین γ' را داشته باشیم. کمترین γ' یعنی کمترین سرعت نزول ممکن، برای این کار، باید $tg\gamma'$ که همان $\frac{D}{L}$ است، min شود.

$dt = \frac{dh}{\gamma} \xrightarrow[\text{بیاریم}]{\text{می‌خواهیم}}$ یه رابطه سرراست که زمان رو بهمون بده :)

Subject :
Year . Month . Date . ( )

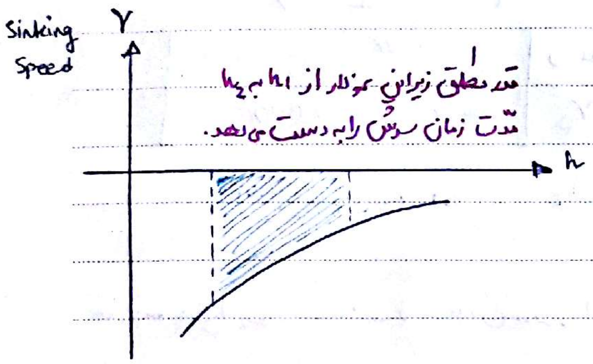
کمترین مقدار $\frac{D}{L}$ یعنی بیشترین مقدار $\frac{L}{D}$ یا بیشترین مقدار برای Aerodynamic Efficiency یا E_{max} . برای اینکه E_{max} داشته باشیم

لازم است که با سرعت $V_{D_{min}}$ پرواز کنیم .



$tg\,\gamma' = \frac{\Delta h}{X} \rightarrow$ if X is max, then γ' must be min.

$(tg\,\gamma')_{min} = \frac{\Delta h}{X_{max}} \Rightarrow X_{max} = \frac{\Delta h}{(D/L)_{min}} = \Delta h \times \underbrace{\frac{L}{D}}_{E_{max}} = \frac{\Delta h}{2\sqrt{KC_{D_0}}}$



← بیشترین ماکزیمم مدت زمان سرش ←

$\gamma = \frac{dh}{dt} = -\underline{V \sin\gamma'}$

$$\boxed{dt = \frac{dh}{\gamma}}$$

$\gamma = -V\sin\gamma'$ $\quad L = W\cos\gamma' \rightarrow \frac{1}{2}\rho S V^2 C_L = W\cos\gamma' \Rightarrow \boxed{V = \sqrt{\frac{2W\cos\gamma'}{\rho S C_L}}}$

$(L = +D\sin\gamma')$ در راستای افق)

$\gamma = -\sqrt{\frac{2W\cos\gamma'}{\rho S C_L}}\sin\gamma'$, $tg\,\gamma' = \frac{D}{L} = \frac{C_D}{C_L} = \frac{C_{D_0} + KC_L^2}{C_L} = \frac{\sin\gamma'}{\cos\gamma'}$ ①

① $\Rightarrow \sin\gamma' = \frac{C_D}{\sqrt{C_D^2 + C_L^2}}$, $\cos\gamma' = \frac{C_L}{\sqrt{C_D^2 + C_L^2}}$

$\boxed{\gamma = -\sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \times \frac{C_D}{(C_D^2 + C_L^2)^{3/4}}}$ $\longrightarrow$ برای رسیدن به max مدت زمان سرش، لازم است که $\frac{C_D}{(C_D^2 + C_L^2)^{3/4}}$ min باشد.

با صرف نظر کردن از C_D نسبت به C_L مخرج عبارت بالا، داریم:

$\frac{C_D}{(C_D^2 + C_L^2)^{3/4}} \simeq \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \Rightarrow \left(\frac{C_D}{C_L^{3/2}}\right) \rightarrow min \Rightarrow \left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right) \rightarrow max \Rightarrow$ باید با $V_{P_{min}}$ پرواز کنیم

نکته: درصورتی که اختلاف ارتفاع سرش کم باشد و بتوانیم اختلاف چگالی‌ها را ناچیز فرض کنیم، γ تابع ρ می‌شود در زمان سرش

رابطه مستقیم با اختلاف ارتفاع سرش خواهد داشت: $\sin\gamma'$

$\gamma = -\sqrt{\frac{2W\cos\gamma'}{\frac{\rho}{\rho_0}\rho_0 S C_L}}\sin\gamma' = -\frac{1}{\sqrt{\sigma}}\sqrt{\frac{2W\cos\gamma'}{\rho_0 S C_L}}\sin\gamma'$

ارتفاع:

$\Rightarrow V_0(\gamma') = -\sqrt{\frac{2W\cos\gamma'}{\rho_0 S C_L}} \times \gamma' \Rightarrow V = \frac{1}{\sqrt{\sigma}} V_e$ در این حالت، V_e در ارتفاع‌های مختلف ثابت است.

$$\boxed{dt = \frac{dh}{V} = \frac{1}{\sqrt{\sigma}}\,\frac{dh}{V_e}}$$

در تروپوسفر $\rightarrow \dfrac{\rho}{\rho_{SL}} = \left(\dfrac{T}{T_{SL}}\right)^{4.256} \Rightarrow \sigma^{\frac{1}{2}} = \left(\dfrac{T}{T_{SL}}\right)^{2.128} = \left(\dfrac{T_{SL} - 0.0065h}{T_{SL}}\right)^{2.128}$

$$\Rightarrow dt = \frac{T_{SL}^{2.128}}{V_e} \times \frac{dh}{(T_{SL} - 0.0065h)^{2.128}} \Rightarrow \Delta t = \frac{14165}{V_e}\left[\left(\frac{T_1}{288.15}\right)^{2.128} - \left(\frac{T_2}{288.15}\right)^{2.128}\right]$$

where $T_i = T_{SL} - 0.0065h_i \Rightarrow \Delta T = \Delta T(h, \gamma')$

مثال – هواپیمایی با مشخصات زیر، بدون موتور، از ارتفاع 350m از سطح زمین رها می‌شود. مطلوب است:

$W = 4500\,N$

$\frac{W}{S} = 600\,N/m^2$

$C_D = 0.01 + 0.022\,C_L^2$

الف) حداکثر زمان پرواز و حداکثر مسافت طی شده در این شرایط

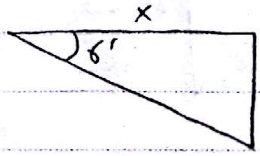
ب) حداکثر مسافت سُرش

ج) درصورتیکه هواپیمای مذکور با همان تنظیمات برای ماکزیمم زمان سُرش از 4500m سطح دریا رها گردد و پس از مدتی سُرش به سطح دریا برسد، مدت زمان سُرش را بیابید.

د) فرض کنیم لازم است با توجه به شرایط باند فرودگاه هواپیما تحت زاویهٔ $\gamma' = 20^\circ$ به سمت باند به صورت مثال الف (بدون تراست) تقرب کند و سرعت آن معادل $1.15V_s$ باشد. هواپیما دارای فلپی است که قادر است $C_{L\,max}$ برابر با 2.5 ایجاد کند. در این شرایط C_{D_0} چه قدر باید افزایش پیدا کند؟

$$C_{L\,D\min} = \sqrt{\frac{C_{D_0}}{k}} = \sqrt{\frac{0.01}{0.022}} = 0.675$$

$$C_{D\min} = 0.01 + 0.22 \times C_{L\,D\min}^2 = 0.02$$



$$tg\,\gamma' = \frac{C_{D\min}}{C_{L\,D\min}} = 0.0296$$

$$\Delta h \rightarrow x = \frac{\Delta h}{tg\,\gamma'} = \frac{350\,m}{0.0296} = 11824\,m$$

$$V = -\sqrt{\frac{2W\cos\gamma'}{\rho S C_L}} \times \sin\gamma' = -1.128\,m/s$$

$\sin\gamma' \simeq tg\gamma' = 0.0296$, $\cos\gamma' \simeq 1$ $\rightarrow$ $h_1 = 350\,m$, $h_2 = 0\,m$ $\rightarrow$ $\Delta t = \dfrac{0-350}{-1.128} = 310.282\,s$

ب)

$C_{L\,pmin} = \sqrt{\dfrac{3C_{D_0}}{k}} = 1.168 \rightarrow C_{D\,pmin} = 0.04$

$tg\gamma' = \dfrac{0.04}{1.168} = 0.034 \rightarrow x = \dfrac{350}{0.034} = 10294\,m$

$V = -V_y \times \sin\gamma' = -0.823 \rightarrow \Delta t = \dfrac{-350}{-0.823} = 425\,s$

ج) $\Delta t = \dfrac{14165}{V_E}\left[\left(\dfrac{T_1}{288.15}\right)^{3.128} - \left(\dfrac{T_2}{288.15}\right)^{3.128}\right]$ $V_E = -0.823 \rightarrow \Delta t = 7572\,s$

* در شرایط تریم حساب فرض می‌شود.

د) $L = W\cos\gamma' = \frac{1}{2}\rho_0 V_S^2 S C_{L\max}$, $V_S = \sqrt{\dfrac{2W\cos\gamma'}{\rho_0 S C_{L\max}}} = \sqrt{\dfrac{2\times600\times0.939}{1.225\times2.5}} = 19.19\,m/s$

$V_{APP} = 1.15 V_S = 22.07$

$\frac{1}{2}\rho_0 V_{APP}^2 S C_{L_{app}} = W\cos\gamma' \rightarrow C_{L_{APP}} = 1.89$

$tg\gamma' = \left(\dfrac{C_D}{C_L}\right)_{app} = tg\,20^\circ \Rightarrow C_{D\,app} = 0.688$

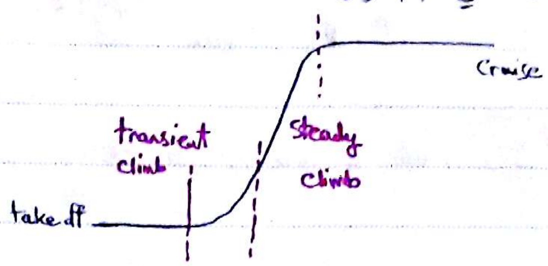
$C_{D\,app} = 0.01 + 0.022 \times C_{L\,app}^2 + \Delta C_{D_0} \rightarrow \Delta C_{D_0} = 0.606$

بررسی طراحی هواپیما در مانور Climb (اوج گیری هواپیما)

معادلات حرکت نقطه‌ای را این بار با فرض های $\gamma = 0$ ، $\beta = 0$ ، $\mu = 0$ ساده می‌کنیم و به معادلات زیر می‌رسیم:

$$T_h\cos(\alpha+\varepsilon) - D - W\sin\gamma = m\dot V$$

$$L + T\sin(\alpha+\varepsilon) - W\cos\gamma = mV\dot\gamma$$



* دو مرحله climb داریم. در مرحله transient، هم $\dot\gamma > 0$ هم $\dot V > 0$ داریم. این مرحله خیلی کوتاه است و ادامه می‌یابد تا به مرحله steady برسیم. در حالت اوج گیری پایا، $\dot V = \dot\gamma = 0$ است.

← اوج گیری پایا ←

با فرض $(\alpha+\varepsilon)$ کوچک می‌توان گفت:

$$T_h - D = W\sin\gamma \Rightarrow \frac{T_{ha} - D}{W} = \sin\gamma$$

$$L = W\cos\gamma$$

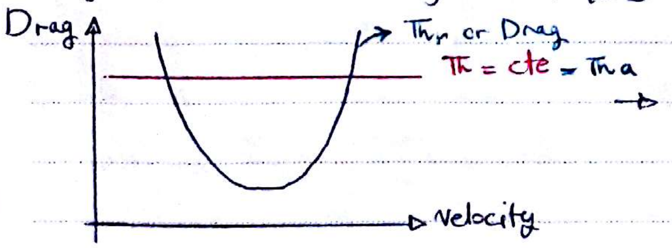
کمیتی به نام نرخ اوج گیری تعریف می‌کنیم. داریم:

$$N = \frac{dh}{dt} = V\sin\gamma = V\left(\frac{T_h - D}{W}\right) = \frac{VT_{ha} - VD}{W}$$

$$\Rightarrow \boxed{N = \frac{P_a - P_r}{W}} \rightarrow \text{rate of climb}$$

← بررسی مقوله اوج گیری با max زاویه برای هواپیماهای "توربینی" ← Steepest Climb

همین ابتدای کار با اینکه تصمیم داریم ماکزیمم زاویه اوج گیری یعنی γ را پیدا کنیم، با فرض کوچک بودن و $\cos\gamma \simeq 1$ از منحنی Drag-V در پرواز افقی استفاده می‌کنیم.



((در شرایطی که γ کوچک نباشد $L = nW$ خواهد بود و ممکن است در روابط D، پرواز افقی، nW را جایگزین W کنیم. در این شرایط منحنی درگ تغییر می‌کند ولی باز هم به صورت یک منحنی مقعر خواهد بود.))

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

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

خلاصه :) $\quad D = A^* V^2 + \frac{B^*}{V^2}$ where $A^* = A = \frac{1}{2}\rho S C_{D_0}$, $B^* = \frac{2kn^2W^2}{\rho S}$

با استفاده از رابطه‌ی فوق و نیز رابطه‌ی Tha به همراه اطلاعاتی، می‌توانیم مجهولات رابطه‌ی $N = \frac{T_h - D}{W}V$ را پیدا و سپس آن را محاسبه کنیم.

Subject:
Year.　　Month.　　Date.　( )

نهایتاً برای داشتن بیشترین زاویه اوج‌گیری، بررسی می‌کنیم:

$$\sin\gamma = \frac{Th - D}{W} \quad \text{W is constant} \Rightarrow \gamma_{max} \Rightarrow (Th - D)_{max}$$

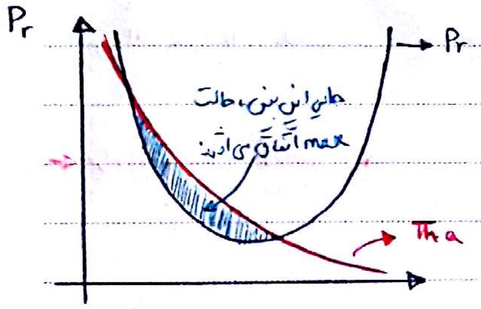
چه زمانی ما $(Th - D)$ بیشینه را داریم؟

طبق شکل صفحه قبل، در قعر نمودار، فاصله D یا Th_r با Th_a بیشینه است. یعنی برای اینکه با یک موتور توربینی بخواهیم با max زاویه اوج‌گیری داشته باشیم، باید سرعت را روی $V_{D\,min}$ تنظیم کنیم.

$$C_{L_{\gamma max}} = C_{L_{D min}}, \quad V_{\gamma max} = V_{D min}$$

* بررسی اوج‌گیری با بیشینه زاویه برای هواپیماهای "ملخی" *

در این هواپیماها، γ_{max} به ازای $V_{D min}$ اتفاق نمی‌افتد چراکه تراست با سرعت تغییر می‌کند. P_a برای هر ارتفاع ثابت است ولی تراست با سرعت متغیر است.



$$\sin\gamma = \frac{Th_a - D}{W} \quad :)$$

$$L = nW \rightarrow \frac{1}{2}\rho S V^2 C_L = nW \Rightarrow V = \sqrt{\frac{2nW}{\rho S C_L}}$$

$$P_a = cte \;(\text{برای هر ارتفاع، نسبت به سرعت}) \Rightarrow Th_{max} = \frac{P_{a\,max}}{V} \left(\text{برای هر ارتفاع}\right)$$

$$\sin\gamma = \frac{P_a/W}{V} - \frac{nD}{L} = \frac{P_a}{W} \times \sqrt{\frac{\rho S C_L}{nW}} - \frac{C_D}{C_L} \times n \overset{n=1}{=} \frac{P_a}{W^{3/2}} \times \sqrt{\frac{\rho S}{2}}\, C_L^{\frac{1}{2}} - \frac{C_{D_0} + K C_L^2}{C_L}$$

$$\frac{d\sin\gamma}{dC_L} = 0 \rightarrow C_{L_{\gamma max}} \;\boxed{\checkmark} \Rightarrow C_{D_{\gamma max}} \;\boxed{\checkmark}$$

(با فرض $\gamma < 12°$، n رو برابر با 1 گذاشتیم)

V : سرعت ν : نو γ : شاخ $\forall$: حجم   :)

Subject:
Year.   Month.   Date.   ( )

※ سریع‌ترین اوج‌گیری ※

نو

we had $\nu = \dfrac{P_a - P_r}{W} = \dfrac{dh}{dt}$. For fastest climb, ν must be maximume!

باتوجه به اینکه درحال اوج‌گیری، وزن ثابت فرض می‌شود، برای اینکه ν بیشینه شود، $(P_a - P_r)$ باید بیشینه شود.

← برای موتورهای ملخی →

P_a is invarient with respect to Velocity $\Rightarrow \dfrac{\partial P_a}{\partial V} = 0$

بنابراین باتوجه به ثابت بودن P_a برای هر سرعت در هر ارتفاع، برای max شدن اختلاف P_a و P_r، P_r باید مینیمم شود.

$(P_r)_{min} \Rightarrow C_L = C_{L\,Pmin} = \sqrt{\dfrac{3C_{D_0}}{k}}$ which leads to $V_{Pmin} \Rightarrow V_{Pmin} = V_{\nu max}$ ملخی

پس اگر هواپیمای ملخی بخواهد با بیشینه سرعت اوج‌گیری داشته باشد، باید سرعتش را روی V_{Pmin} تنظیم کند.

← برای موتورهای توربینی →

از نقطه نظر بیشینه Excess Power جلو نرفتیم! چون $\frac{dh}{dt}$ رو بیشینه کنیم.

$(P_a)_{max} = Th_{max}(@h) \times V$

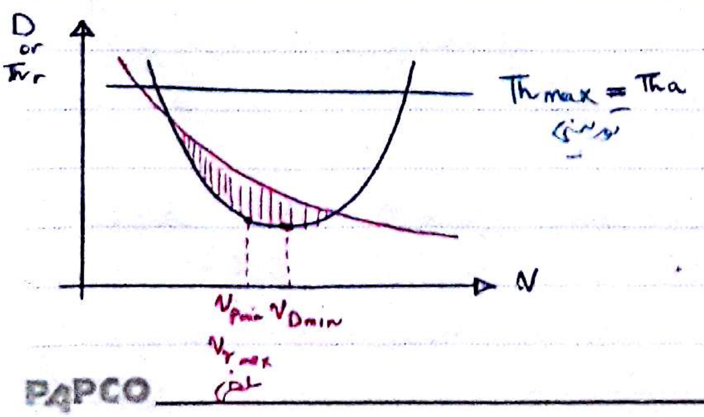
$$\nu = V\sin\gamma = V\left(\frac{Th_{max} - D}{W}\right) = V\left(\frac{Th_{max}}{W} - \frac{D}{W}\right) = \sqrt{\frac{2W\cos\gamma}{\rho S C_L}}\left(\frac{Th_{max}}{W} - \frac{C_D}{C_L}\cos\gamma\right)$$

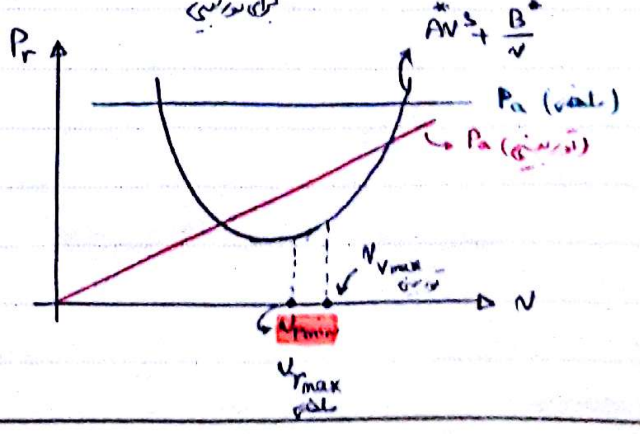
$$(\text{فرض}: \gamma < 12^\circ) \quad \nu = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}}\left(\frac{Th_{max}}{W} - \frac{C_{D_0} + kC_L^2}{C_L}\right)$$

$$\frac{d\nu}{dC_L} = 0 \rightarrow kC_L^2 + \frac{Th_{max}}{W}C_L - 3C_{D_0} = 0 \rightarrow ax^2 + bx + c = 0$$

$$C_{L_{1,2}} = \frac{-\frac{Th_{max}}{W} \pm \sqrt{\left(\frac{Th_{max}}{W}\right)^2 + 12kC_{D_0}}}{2k} \xrightarrow[\text{را انتخاب می‌کنیم}]{\text{حالت بیشینه}} C_{L_{\nu max}} = \frac{\sqrt{\left(\frac{Th_{max}}{W}\right)^2 + 12kC_{D_0}} - \frac{Th_{max}}{W}}{2k}$$

برای توربینی

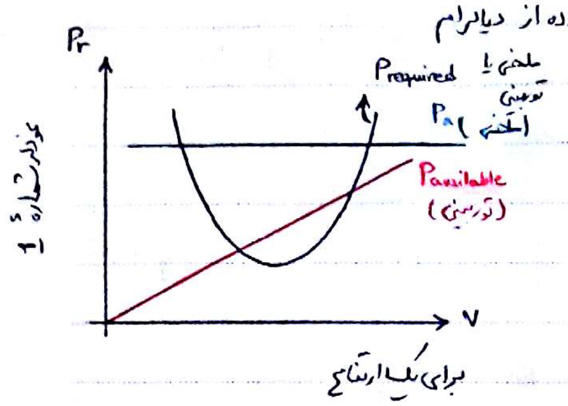




$v = \frac{dh}{dt} = V\sin\gamma \Rightarrow$ ما باهاش کاری نداریم اینجا

Subject:
Year. Month. Date. ( )

به دست آوردن شرایط سریع‌ترین اوج گیری و اوج گیری با بیشینهٔ زاویه ، با استفاده از دیاگرام

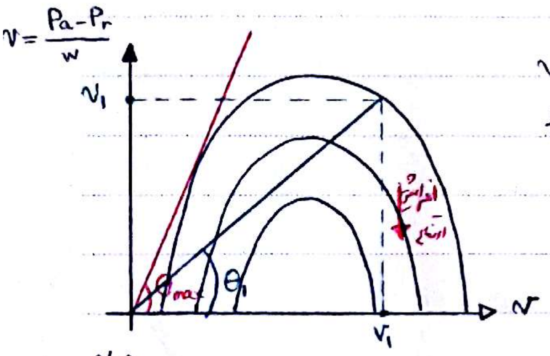


∆ گفتیم چون در مدت climb می‌توان فرض کرد که وزن ثابت است ، برای آنکه v ماکزیمم باشد ، کافی است $(P_a - P_r)$ بیشینه شود. رفتار توان هم در موتورهای توربینی و ملخی، نسبت به سرعت و ارتفاع متفاوت است.

$$P_{required} = A^* V^3 + \frac{B^*}{V}$$ ملخی یا توربینی

$P_{available} \rightarrow$ ملخی $P_a = cte$

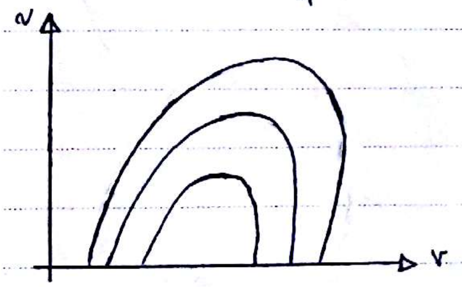
$\rightarrow$ توربینی $P_a = \underbrace{T_{ha}}_{constant} \times V$

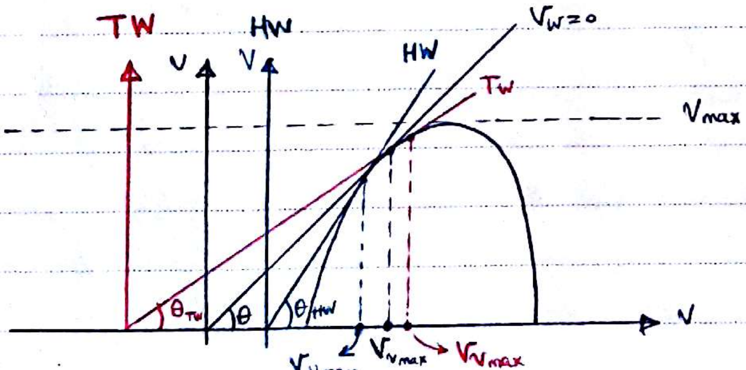


$v = V\sin\gamma \Rightarrow$ if we need $(\sin\gamma)_{max}$ then we actually need $\left(\frac{v}{V}\right)_{max}$

$tg\,\theta = \frac{v}{V} \Rightarrow tg\,\theta = \sin\gamma \xrightarrow[\text{کوچک}]{\text{در زوایای}} \theta \simeq \gamma$

if we find θ_{max} then we will have γ_{max} either :)



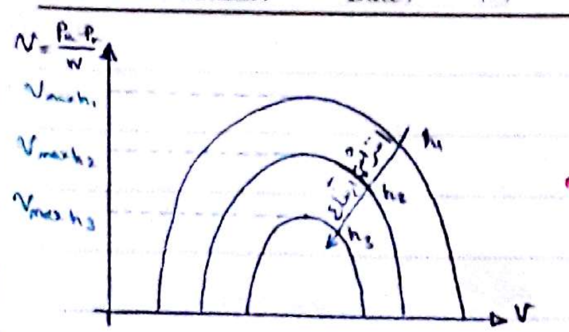


Head & Tail wind

باد روی rate of climb هیچ اثری ندارد ولی γ_{max} برازای Head-W بیشتر و به ازای Tail Wind کمتر است.

Subject:
Year. Month. Date. ( )

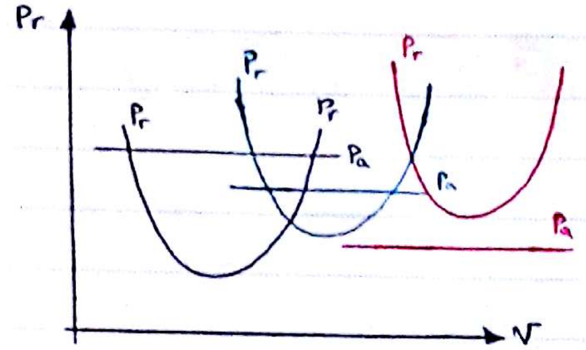
محاسبه سقف پروازی



$h_1 < h_2 < h_3$

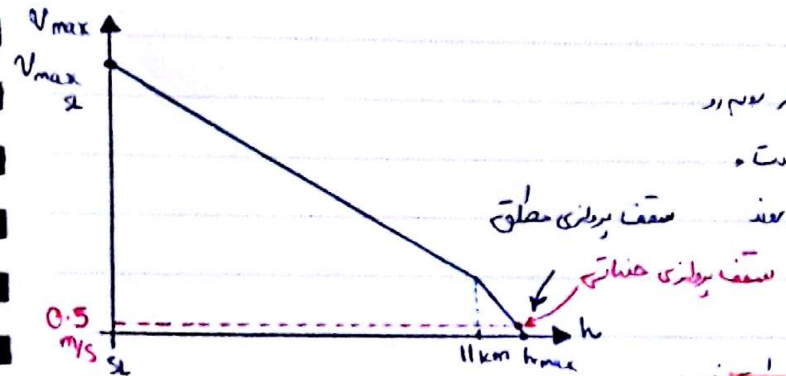
$V_{max\,h_1} > V_{max\,h_2} > V_{max\,h_3}$

(نسبت عکس دارد.)



سقف پروازی جایی تعیین می‌شود که $(P_r)_{min}$ با P_a برابر شود و اگر

$(P_r)_{min}$ در یک ارتفاعی، بیشتر از P_a در آن ارتفاع شود، سقوط !!



بیشینه نرخ اوج‌گیری نسبت به ارتفاع کاهش می‌یابد و نمودار آن رو همین نمودار نشان می‌دهد. این کاهش به صورت خطی است.
در ارتفاع 11 km یک شکستگی دارد ولی در تمام قسمت‌ها روند تغییراتش خطی است.

◀ ارتفاعی که در آن، نرخ اوج‌گیری، صفر است، سقف پروازی مطلق نام دارد.

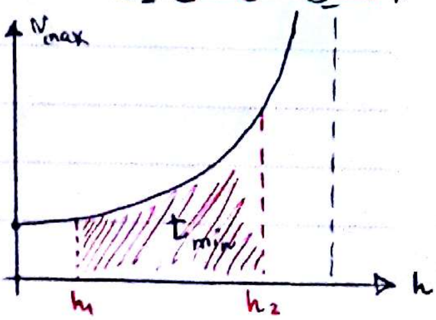
◀ ارتفاعی که در آن، نرخ صعود 0.5 m/s یا (100 fpm) است را، سقف پروازی خدماتی می‌گوییم.

تعیین زمان اوج‌گیری

$\frac{dh}{dt} = v \Rightarrow dt = \frac{dh}{v}$ if v is max, then dt is min.

$\frac{dh}{dt} = v \rightarrow dt = \frac{dh}{v} \rightarrow$ if v is max then dt is min.

$t_{\text{اوج‌گیری}} = \int_0^t dt = \int_{h_1}^{h_2} \frac{dh}{v} \longrightarrow t_{min} = \int_{h_1}^{h_2} \frac{dh}{v(h)}$



فرض کنیم هواپیمایی داریم که سقف پروازی آن در تروپوسفر ($h<11$) است. اگر مقدار آن را به صورت خطی ترسیم بزنیم. داریم:

$$\frac{V_{max}(@h_{max}) - V_{max,SL}}{h - 0} = \frac{V - V_{max,SL}}{h - 0} \Rightarrow V_{max}(@h) = -\frac{V_{max\,SL}}{h_{max}} h + V_{max,SL}$$

دلخواه, A, B

$$N_{max}\,(@\text{ any } h) = Ah + B \longrightarrow t_{min} = \int_{h_1}^{h_2} \frac{dh}{Ah+B} = \frac{1}{A} \ln|Ah+B| \Big|_{h_1}^{h_2}$$

$$\Rightarrow t_{min} = \frac{1}{A} \ln\left(\frac{Ah_2+B}{Ah_1+B}\right)$$

$$\text{if } h_1 = 0,\; h_2 = h_{max} \longrightarrow t = \frac{1}{A}\left[\ln 0 - \ln N_{max,SL}\right] \longrightarrow \infty \;!!!$$

این نشان می دهد که از نظر تئوری، مدت زمان بی‌نهایت طول می کشد تا یک هواپیما، به سقف پروازی مطلق خود برسد و به لحاظ عملیاتی، هیچ وقت به آن نمی رسد.

← سقف پروازی عملیاتی →

100 fpm

این ارتفاع، برای هواپیماهای مسافربری، ارتفاعی است که در آن، ماکزیمم نرخ اوج گیری، $0.5\,m/s$ است و برای هواپیماهای جنگنده، این مقدار

500 fpm

$2.5\,m/s$ است.

Subject:
Year. Month. Date. ( )

مثال۲ـ الف) هواپیمای جت با مشخصات زیر، V_{max} را در ارتفاع سطح دریا بیابید.

$W = 160{,}000\ N$

$S = 42\ m^2$

$C_D = 0.014 + 0.05\,C_L^2 \quad , \quad T_{max,SL} = 27{,}000\ N$

ب) اگر موتورهای هواپیمای جت به موتورهای ملخی تبدیل شود، به طوری که سرعت max پرواز افقی در سطح دریا یکسان باقی بماند، $V_{max,SL}$ چقدر است؟

الف) fastest Climb → for jets : $k C_L^2 + \frac{T_m}{W} C_L - 3C_{D_0} = 0$

$$0.05 \times C_L^2 + \frac{27000}{160\,000} C_L - 3 \times 0.014 = 0 \longrightarrow C_{L_{V_{max}}} = 0.233$$

$$V_{max} = \frac{T_m - D}{W} V_{\gamma max} \Rightarrow V_{V_{max}} = \sqrt{\frac{2W\cos\gamma}{\rho_0 S C_{L_{V_{max}}}}} \simeq 163.4\ m/s$$

$$C_{D_{V_{max}}} = 0.014 + 0.05 \times 0.233^2 = 0.0167 \longrightarrow D = 11430\ N$$

$$\sin\gamma_{max} = \frac{T_{max} - D_{V_{max}}}{W} = 0.097$$

$$\gamma_{V_{max}} = \sin^{-1}(0.097) = 5.34^\circ \longrightarrow V_{max} = V_{V_{max}} \sin\gamma_{V_{max}} = 163.4 \times 0.097 = 15.85\ m/s$$

ب) $C_{L_{V_{max}}}$ ملخی $= C_{L_{P_{min}}} = \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{k}} = 0.92 \longrightarrow C_{D_{V_{max}}} = 4C_{D_0} = 0.056$

در پرواز افقی

$$V_{max} = \frac{P_a - P_r}{W} \longrightarrow T_{max} = D = AV^2 + \frac{B}{V^2} \quad , \quad A = 0.5\rho S C_{D_0} \ , \ B = \frac{2kW^2}{\rho_0 S}$$

$$V^2 T_m = AV^4 + B \longrightarrow V_{max} = 270\ m/s \longrightarrow P_a = T_m \times V_m = 7.29 \times 10^6\ Watt$$

P_a به ازای سرعت های مختلف در هواپیمای ملخی ثابت است.

P_r را برای V_{max} های مختلف می‌خواهیم:

$$\frac{C_D}{C_L} = \frac{D}{L} = \frac{D}{W} \longrightarrow D_{V_{max}} = W\left(\frac{C_D}{C_L}\right)_{V_{max}} = 9739\ N$$

$$V_{V_{max}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho_0 S C_{L_{V_{max}}}}} = 82.22\ m/s$$

موتور ملخی V_{max} را افزایش داده است ولی چنین موتوری بسیار خیلی بزرگ است، شدنی نیست.

$$P_{min} = 9739 \times 82.22 = 800760\ watt \ , \ V_{max} = 40\ m/s$$

Subject:
Year. Month. Date. ( )

△ شرط پروازهای مانوردار ← $\dot{\chi} \neq 0$ or $\dot{\gamma} \neq 0$ ← اگر یکی از این دو شرط نباشد، اصلاً پرواز مانوردار نیست!

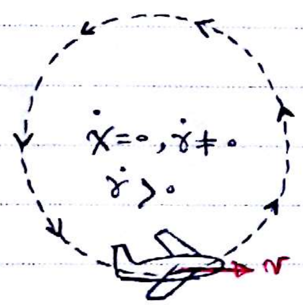
اگر در یک پرواز مانوردار، $\dot{V} = 0$ یعنی $V = cte$، گوییم پرواز مانوردار سرعت ثابت است.

اگر $\dot{V} \neq 0$ باشد، گوییم پرواز مانوردار با سرعت متغیر است.

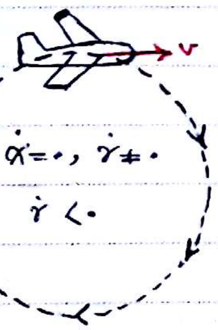
نکته: در هر دو صورت، چه $\dot{V} = 0$ یا $\dot{V} \neq 0$، حرکت شتابدار است زیرا بردار سرعت در حال تغییر است.

△ پرواز مانوردار در صفحه قائم ▷

Pull up



Push Over



« معادلات حرکت »

$$\begin{cases} m\dot{V} = Th - D - W\sin\gamma \\ mV\dot{\gamma} = L - W\cos\gamma \end{cases} \qquad \alpha + \varepsilon \simeq 0 , \quad \dot{\chi} = 0$$

با فرض $\dot{\gamma} \neq 0$ ، $\gamma = 0$ (برای بررسی تعادل دایره) و در حالتی که $\dot{V} = 0$ است، داریم:

Th -

$$\begin{aligned} Th - D &= W\sin\gamma \\ mV\dot{\gamma} &= L - W\cos\gamma \end{aligned} \longrightarrow \begin{aligned} &\boxed{Th = D} \\ &mV\dot{\gamma} = L - W \end{aligned}$$

$$\text{as } \dot{\gamma} = \frac{V}{R} \Rightarrow L - W = m\frac{V^2}{R}$$

R ← شعاع گردش

برای این حالت، ضریب بار را استفاده و بررسی می‌کنیم:

ضریب بار $n = \frac{L}{W} \rightarrow L = W + \frac{V^2}{R} \times m$

منظور این است که در حالت pull up، نیروی لیفت علاوه بر وزن، باید نیروی گریز از مرکز را هم خنثی کند تا مسیر هواپیما را بر روی دایره حفظ کند.

$$\Rightarrow n_{pull\ up} = 1 + \frac{V^2/R}{g}$$

شتاب گرایش به مرکز

△ به همین ترتیب برای حالت "Push Over" داریم:

$$n = 1 - \frac{V^2/R}{g}$$

شتاب گریز از مرکز

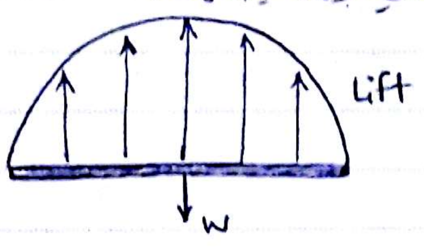
$$@\ \text{Push over} \rightarrow L = W - m\frac{V^2}{R} \rightarrow n = \frac{L}{W} = 1 - \frac{V^2/R}{g}$$

در هر پرواز و برای هر هواپیما، ما برای n محدودیت هایی داریم:

$$n = \frac{L}{W} = \frac{D}{W} \times \frac{L}{D} = \frac{Th}{W} \times E$$

$$n_{max} = \frac{(Th \times E)_{max}}{W} = \frac{Th_{max} \times E_{max}}{W} = \frac{Th_{max}}{2W\sqrt{KC_{D_0}}}$$ "محدودیت Propullsion" (I)

"محدودیت سازه ای" اگر بال و بدنهٔ هواپیما را یک تیر فرض کنیم، دو نوع محدودیت برای ما ایجاد می‌کند:

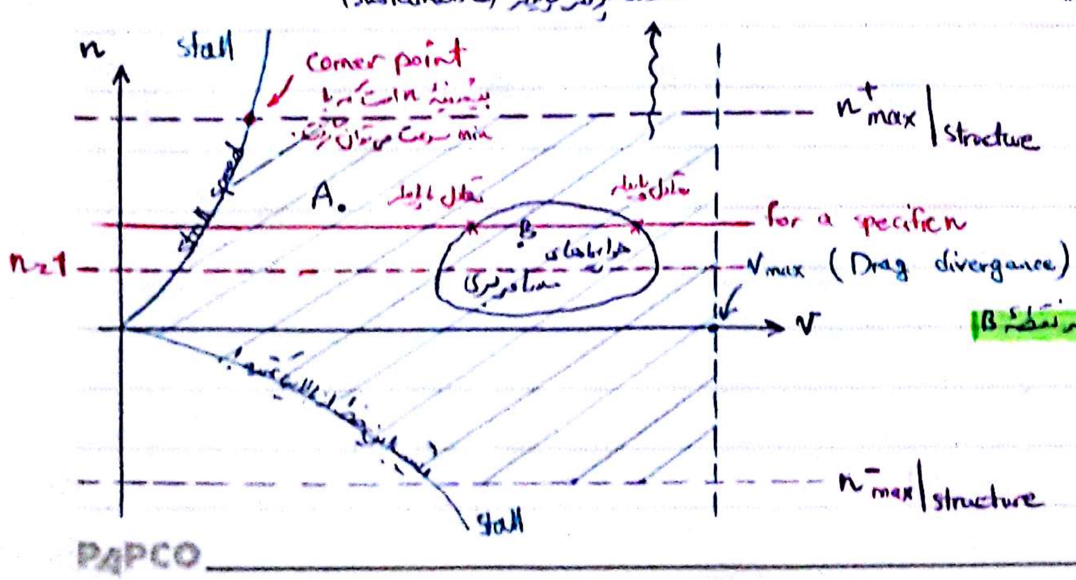


$n^+_{max}\big|_{structure} \rightarrow$ Comeing from Lift (II)

$n^-_{max}\big|_{structure} \rightarrow$ Coming from Weight (III)

که در صورت عبور از این محدودیت های سازهٔ هواپیما، fail می‌کند.

"محدودیت سرعت Stall" (IV)



طبق کتاب می‌بینیم که با افزایش n،

سرعت Stall هم بالا می‌رود.

پرواز در نقطهٔ A پایدار نیست. ولی در نقطهٔ B

می‌توان به صورت پایدار پرواز کرد.

بررسی حالت‌های مختلف n

$n=1 \rightarrow L=W \Rightarrow \frac{1}{2}\rho S C_L V^2 = W \Rightarrow V_s = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{max}}}}$

$n \neq 1 \rightarrow L=nW \Rightarrow V_{ns} = \sqrt{n}\sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{max}}}} = \sqrt{n}\, V_s \qquad n\uparrow \;\; V_s\uparrow$

$\triangleleft$ در مثبت و منفی، V_s یکسان نیست. چون معمولاً $C_{L_{max}}^{+} > C_{L_{max}}^{-}$ داریم: $V_s^{-} > V_s^{+}$

دو نوع مانور داریم: ۱ـ مانور لحظه‌ای (که معمولاً هواپیماهای جنگنده براساس آن برنامه‌ریزی می‌شوند) 2ـ مانور پایدار

با هواپیماهای جنگنده می‌توانیم در بعضی از نقاط این پوشش قرار بگیریم. اشکال مانور در این نقاط این است که propulsion باید انرژی مورد نیاز را تأمین کند که این هم کار سختی است.

Subject:
Year. Month. Date. ( )

▷ پرواز مانوردار در صفحه افقی ▷

$\dot{\chi} \neq 0 \ , \ \dot{\gamma} = 0 \ , \gamma = 0$

$$\begin{cases} m\dot{V} = Th\cos(\alpha+\varepsilon)\cos\beta - D - W\sin\gamma \\ mV\dot{\chi}\cos\gamma = Y\cos\mu + L\sin\mu - Th\left[\cos(\alpha+\varepsilon)\sin\beta\cos\mu - \sin(\alpha+\varepsilon)\sin\mu\right] \\ mV\dot{\gamma} = -Y\sin\mu + L\cos\mu + Th\left[\cos(\alpha+\varepsilon)\sin\beta\sin\mu + \sin(\alpha+\varepsilon)\cos\mu\right] - W\cos\gamma \end{cases}$$

$$\left.\begin{array}{l} \alpha+\varepsilon \cong 0 \\ \dot{V} = 0 \\ \gamma = 0 \\ \dot{\gamma} = 0 \end{array}\right\} \begin{array}{l} T\cos\beta = D \\ mV\dot{\chi} = Y\cos\mu + L\sin\mu - Th\sin\beta\cos\mu \\ -Y\sin\mu + L\cos\mu + Th\sin\beta\sin\mu - W\cos\gamma = 0 \end{array}$$

$\mu \to 90°$

انجام مانور گردش، به دو شکل انجام می‌شود:

✓1ـ بدون Bank ($\mu = 0$)

$$\mu = 0 \to \begin{array}{l} Th\cos\beta = D \\ mV\dot{\chi} = Y - Th\sin\beta \\ L = W \Rightarrow n = 1 \end{array}$$

در این حالت هواپیما Skid to turn انجام می‌دهد. یعنی مانور گردش بر اساس تولید β قابل ملاحظه و نیروی جانبی انجام می‌شود. $Y = \bar{q}SC_{Y_\beta}\beta$

در موشک‌های تاکتیکی استفاده می‌شود

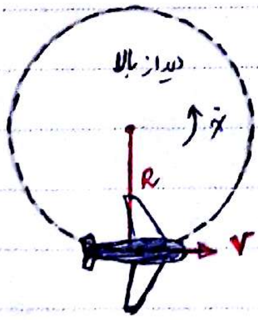
2ـ بدون Skid ($\beta = 0$)

$$\beta = 0 \to \begin{array}{l} Th = D \\ mV\dot{\chi} = L\sin\mu \quad (\text{as } \beta = 0 \to Y = 0) \\ L\cos\mu = W \to n = \dfrac{1}{\cos\mu} > 1 \end{array}$$

@ level turn by bank!

این پرنده‌ها بال بزرگی دارند. در هواپیماها به کار می‌رود.

یعنی در مانور گردش افقی با bank، در وضعیتی بالای $n=1$ در نمودار V-n هستیم.



$$\dot{\chi} = \frac{V}{R}$$

$$tg\,\mu = \frac{mV\dot{\chi}}{W} = \frac{V\dot{\chi}}{g} = \frac{V^2}{Rg}$$

PAPCO

Subject:
Year. Month. Date. ( )

برای حالتی که n_{max} است، بررسی های زیر را داریم:

$$Th_{max} = D = \bar{q} S C_D = \bar{q} S (C_{D_0} + k C_L^2) \quad ①$$

$$L = nW \Rightarrow \bar{q} S C_L = nW \quad ②$$

$$② \text{ in } ① \Rightarrow Th_{max} = \bar{q} S \left(C_{D_0} + \frac{k n^2 W^2}{\bar{q}^2 S^2}\right) = \bar{q} S C_{D_0} + \frac{k n^2}{\bar{q} S} W^2$$

حالا...

$$\bar{q} S\, Th_{max} = \bar{q}^2 S^2 C_{D_0} + k n^2 W^2 \rightarrow \bar{q} = \frac{Th_{max}/S}{2 C_{D_0}} \left[1 \pm \sqrt{1 - \frac{4 C_{D_0} n^2}{(Th_{max}/W)^2}}\right]$$

$$V = \sqrt{\frac{Th_{max}/S}{2 C_{D_0}} \left[1 \pm \sqrt{1 - \frac{4 C_{D_0} n^2}{(Th_{max}/W)^2}}\right]}$$

or

$$V = \sqrt{\frac{Th_{max}/S}{\rho C_{D_0}} \left[1 \pm \sqrt{1 - \frac{n^2}{E_{max}^2 (Th_{max}/W)^2}}\right]}$$

$$n_{Th_{max}} = \sqrt{\frac{\bar{q}^2 S^2}{k W^2} \left[\frac{Th_{max}}{\bar{q} S} - C_{D_0}\right]} = \frac{\bar{q}}{W/S} \sqrt{\frac{1}{k} \left[\frac{Th_{max}/S}{\bar{q}} - C_{D_0}\right]}$$

Aircraft type	n^+_{max}
Fighter – Trainer – attacker	7–9
Passenger	3–4

" Coordinated Turn "

معادلات و شرایط تریم

$$\begin{cases} Th = D \\ m V \dot{\chi} = L \sin\mu \\ W = L \cos\mu \end{cases}$$

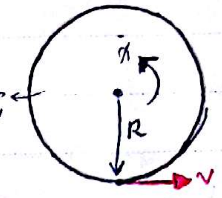
$\mu = cte$

$h = cte \rightarrow \gamma = 0$

$V = cte \rightarrow \dot{V} = 0$

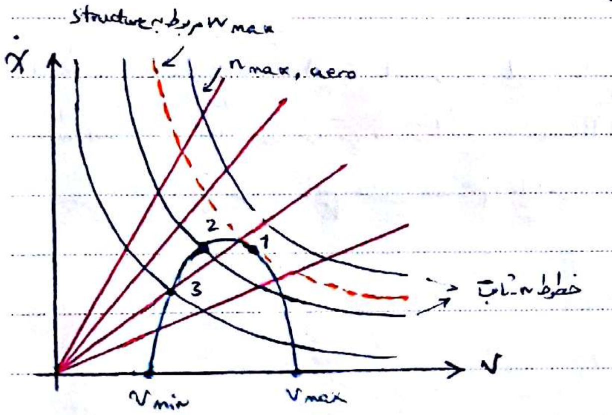
$\beta = 0 \rightarrow Y = 0$

$$\rightarrow tg\,\mu = \frac{m V \dot{\chi}}{m g}, \quad \dot{\chi} = \frac{V}{R} \rightarrow tg\,\mu = \frac{\cancel{m} V^2}{\cancel{m} R g} = \frac{V^2/R}{g}$$



$$\dot{\chi} = \frac{g\sqrt{n^2-1}}{V}$$ → رابطه‌ای برای به‌دست آمدن $\dot{\chi}$، بدون اینکه هنوز محدودیت‌های propulsion را اعمال کرده باشیم.

$$tg\,\mu = \frac{V^2/R}{g}, \quad \cos\mu = \frac{1}{n} \rightarrow \sin\mu = \sqrt{1-\frac{1}{n^2}} = \frac{\sqrt{n^2-1}}{n} \Rightarrow tg\,\mu = \sqrt{n^2-1}$$



این نمودار برای هر پروازی قابل استفاده است و وابستگی به هیچ هواپیمای خاصی ندارد.

محدودیت‌های n_{max}

$$n = \frac{L}{W} = \frac{L}{D} \times \frac{D}{W} = E \times \frac{Th}{W}$$

1) $n_{max,\,aero} = \left(\frac{L}{D}\right)_{max} \times \frac{Th_{max}}{W} = \frac{Th_{max}}{2W\sqrt{K C_{D_0}}}$

2) $n_{max,\,structure}$ => coming from datasheets

از بین این سه محدودیت، هرکدام که کمتر باشد ملاک اصلی و اساسی قرار می‌گیرد.

(1) ← به طور لحظه‌ای می‌توانیم turn را داشته باشیم. چون موتور نمی‌تواند مانند این شرایط را پشتیبانی کند.

(2) ← باید با full throttle پرواز را ادامه بدهیم.

(3) ← می‌توانیم با throttle کمتر هم پرواز رو ادامه بدیم

Subject:
Year.   Month.   Date.   ( )

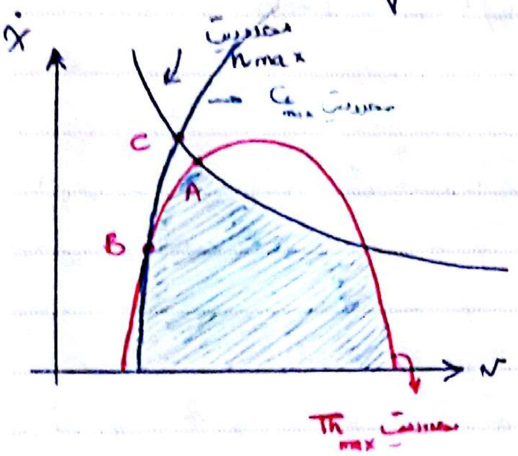
$$\dot{\chi} = \frac{g\sqrt{\frac{\bar{q}^2 S^2}{K W^2}\left(\frac{Th_{max}}{\bar{q} S} - C_{D_0}\right) - 1}}{\sqrt{\frac{2\bar{q}}{\rho}}}$$

△ اعمال محدودیت Propulsion روی $\dot{\chi}$ ← Th_{max} تعیین شده است.

△ اعمال محدودیت شرایط استال ← $C_{L_{max}}$ تعیین شده است.

$$n = \frac{L}{W} \rightarrow n_{max} = \frac{L}{W} = \frac{\frac{1}{2}\rho S V^2 C_{L_{max}}}{W} \quad ① \quad , \quad \dot{\chi} = \frac{g}{V}\sqrt{n^2 - 1} \quad ②$$

$$①, ② \Rightarrow \dot{\chi} = \frac{g}{V}\sqrt{\frac{\left(\frac{1}{2}\rho S V^2\right)^2 C_{L_{max}}^2}{W^2} - 1}$$



نقطه‌ی C، corner point است. ما به صورت پایا نمی‌توانیم در این نقطه پرواز کنیم. اما اگر موتور قوی‌تری داشته باشیم که Th_{max} آن، این نقطه را هم دربرگیرد، می‌توانیم در این نقطه هم، پایا پرواز کنیم.

دو نقطه‌ی مهم دیگر روی نمودار داریم که ویژگی‌های خاصی از پرواز را نشان می‌دهند:

FT ← "A" : سریع‌ترین چرخش است یعنی با بیشترین تغییرات در $\dot{\chi}$ ($\dot{\chi}_{max}$)

TT ← "B" : تندترین چرخش یا چرخش با حداقل شعاع (نقطه‌ی برخورد Th_{max} و $C_{L_{max}}$، که البته ممکن است تحت شرایطی، خم‌های Th_{max} به ازای یک ارتفاع به $C_{L_{max}}$، بر هم مماس شوند که در این صورت نقطه‌ی تماس ملاک است)

"سریع ترین چرخش"

$$\dot{\chi} \rightarrow \dot{\chi}_{max} \qquad \dot{\chi} = \frac{g}{V}\sqrt{n^2-1}$$

$$\frac{d\dot{\chi}}{dV} = 0 \xrightarrow[\text{حالت}]{\text{بیشینه}} \bar{q}_{FT} = \frac{W}{S}\sqrt{\frac{K}{C_{D_0}}} \Rightarrow V_{FT} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S\sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}}} = V_{D\,min}$$

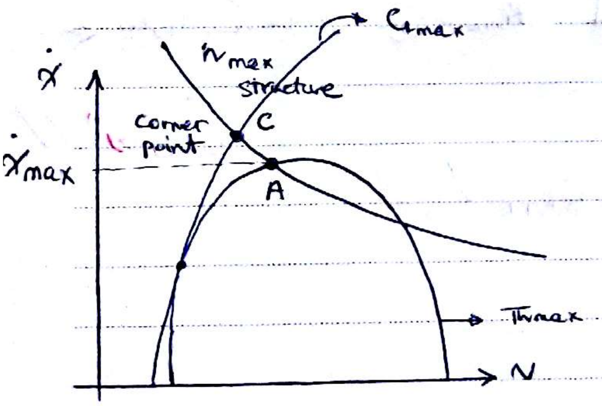
$$C_{L_{FT}} = n_{FT} \times C_{L_{Dmin}} \quad , \quad C_{L_{Dmin}} = \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}$$

$$n = \frac{\bar{q}}{W/S}\sqrt{\frac{1}{K}\left[\frac{T_{h\,max}/S}{\bar{q}} - C_{D_0}\right]} \xrightarrow{FT} n_{FT} = \frac{\bar{q}_{FT}}{W/S}\sqrt{\frac{1}{K}\left[\frac{T_{h\,max}/S}{\bar{q}_{FT}} - C_{D_0}\right]}$$

$n_{FT} =$

$$n_{FT} = \sqrt{2\left(\frac{T_{h\,max}}{W}\right)E_{max} - 1} = \sqrt{2n_{max\,aero} - 1} \qquad n_{max\,aero} = \left(\frac{L}{W}\right)_{max} = \left(\frac{L}{D}\times\frac{D}{W}\right)_{max} = E_{max}\times\frac{T_{h\,max}}{W}$$

$$\dot{\chi} = \frac{g}{V}\sqrt{n^2-1} \Rightarrow \dot{\chi}_{max} = \sqrt{\rho g^2 S} \times \sqrt{\frac{\frac{T_{h\,max}}{W} - 2\sqrt{KC_{D_0}}}{2KW}}$$



درصورتی که $C_{L_{max}} > \overbrace{n_{FT} \times C_{L_{Dmin}}}^{C_{L_{FT}}}$ باشد، آنگاه سریع‌ترین چرخش تحت اثر $\dot{\chi}_{max}$ خواهد بود اما اگر $C_{L_{max}}$ کمتر از این مقدار باشد، این نکته مد نظر است که در نقطه‌ی max بودن Th max، واماندگی رخ می‌دهد و آنگاه سریع‌ترین چرخش تحت اثر corner point رخ خواهد داد.

بدست آوردن سرعت و $\dot{\chi}$ نقطه‌ی گوشه

$L = nW$

$$C_L = C_{L\,max} \rightarrow \frac{1}{2}\rho S V_C^2\, C_{L\,max} = n_{max} W \rightarrow V_C = \sqrt{\frac{2n_{max}W}{\rho S C_{L\,max}}}$$

$$\dot{\chi}_C = \frac{g}{V_C}\sqrt{n_{max}^2 - 1}$$

$\frac{T_{h\,max}}{W}$, $\frac{W}{S}$, $KC_{D_0} \rightarrow$ اعداد مهم طراحی هواپیماها

هر چه $\frac{T_{h\,max}}{W}\uparrow$ و $\frac{W}{S}\downarrow$ ، $n\uparrow$، هواپیما چابک‌تر

"چرخش با حداقل شعاع (R_{min})"

$$\dot{\chi} = \frac{V}{R} \rightarrow R = \frac{V}{\dot{\chi}} = \frac{V^2}{g\sqrt{n^2-1}} \rightarrow \frac{dR}{dV} = 0$$ ⟶ محاسبات در اسلاید هست!

$$\bar{q}_{TT} = \frac{2\left(\frac{W}{S}\right)K}{\frac{Th_{max}}{W}} \Rightarrow V_{TT} = 2\sqrt{\frac{\frac{W}{S}K}{\rho\left(\frac{Th_{max}}{W}\right)}}$$

$$n_{TT} = \sqrt{2 - \frac{4W^2KC_{D0}}{Th_{max}}} = \sqrt{2 - \frac{1}{\left(\frac{Th_{max}}{W}E_{max}\right)^2}} = \sqrt{2 - \frac{1}{n^2_{max\,aero}}}$$

$$R_{min} = \frac{V_{TT}^2}{g\sqrt{n_{TT}^2-1}} = \frac{4K\left(\frac{W}{S}\right)}{\rho g\left(\frac{Th_{max}}{W}\right)\sqrt{1-\frac{1}{n^2_{max\,aero}}}} \quad , \quad \dot{\chi}_{R_{min}} = \frac{g\sqrt{n_{TT}^2-1}}{V_{TT}}$$

هرچه R_{min} ↓ ، هواپیما مانورپذیرتر :)

← ممکن است که قبل از رسیدن به R_{min} ، stall رخ بدهد و این را باید چک کنیم. →

"روش اول" ✓✓

$$L_{TT} = n_{TT}W \rightarrow \frac{1}{2}\rho V_{TT}^2 S\, C_{L_{TT}} = n_{TT}W \rightarrow C_{L_{TT}}$$ ✓

if $C_{L_{TT}} < C_{L_{max}}$ → به R_{min} میرسیم بدون استال

if $C_{L_{TT}} > C_{L_{max}}$ → به R_{min} نمیرسیم و قبلش استال میکنیم

"روش دوم"

$$Th_{max} = D = \frac{1}{2}\rho V_s^2 S\left(C_{D0} + KC_{L_{max}}^2\right) \rightarrow V_s = \sqrt{\frac{2Th_{max}/S}{\rho\left(C_{D0}+KC_{L_{max}}^2\right)}}$$

$$n_s = \frac{L_s}{W} = \frac{\frac{1}{2}\rho V_s^2 C_{L_{max}}}{W/S} = \frac{\frac{1}{2}\rho}{W/S} \times \frac{2Th_{max}/S}{\rho\left(C_{D0}+KC_{L_{max}}^2\right)} C_{L_{max}}$$

$$n_s = \frac{Th_{max}}{W} \times \frac{C_{L_{max}}}{C_{D0}+KC_{L_{max}}^2} = \frac{Th_{max}}{W}E_{C_{L_{max}}} \Rightarrow R_s = \frac{V_s^2}{g\sqrt{n_s^2-1}}$$

$$\dot{\chi}_s = \frac{g}{V_s}\sqrt{n_s^2-1}$$

if $R_{min} < R_s$ → قبل از رسیدن به R_{min} استال میکنیم

Subject :
Year . Month . Date . ( )

مثال- برای هواپیمای جت با مشخصات زیر مطلوبست مقادیر γ ، n ، R ، C_L ، L/D برای پرواز در سطح دریا.

$S = 30 m^2$ الف) FT

$T_{m,sl} = 39240 N$

$C_{Lm} = 1.2$, $C_D = 0.012 + 0.12 C_L^2$ ب) TT

$W = 78480 N$

$(n_{max})_{structure} = 8$