



دانشگاه صنعتی شریف
دانشکده مهندسی هوافضا

به نام خدا

تمرینات سری سوم

نیمسال دوم سال تحصیلی ۹۹-۱۳۹۸

نام درس: دینامیک پرواز ۱

موعد تحویل: ۱۳۹۹/۰۲/۱۶

۱. در تمرین شماره ۷ سری دوم خواسته شد که معادلات دینامیکی حاکم بر هواپیما (با فرض هواپیما به صورت نقطه مادی) در دستگاه بدنی پرنده استخراج گردند. حال معادلات حرکت را با فرض حرکت صفحه‌ای این بار در دستگاه افق محلی استخراج نموده و با نوشتن متغیرهای حالت، نشان دهید سامانه در حرکت در صفحه تنها دارای دو درجه آزادی می‌باشد. (۲۰ نمره)

۲. منحنی‌های $T_R - V_\infty$ و $L - D$ را برای یک هواپیمای نوعی در پرواز افقی پایا در نظر بگیرید. با توجه به منحنی‌های فوق: (آ) توضیح دهید به چه علت نیروی پیشران لازم با افزایش سرعت ابتدا کاهش یافته و پس از رسیدن به کمینه مقدار خود، روند افزایشی به خود می‌گیرد. (۱۰)

(ب) دلیل اطلاق سمت چپ نمودار به بخش ناپایداری سرعت و سمت راست آن به بخش پایداری سرعت چیست؟ (۱۰ نمره)
(ج) آیا پارامترهای موثر بر بیشینه راندمان ایرودینامیکی $(L/D)_{max}$ برای فازهای مختلف پروازی تغییر می‌کنند؟ سرعت متناظر با این مقدار $V_{(L/D)_{max}}$ ، چگونه؟ پاسخ خود را تبیین نمایید. (۱۰ نمره)

۳. در هواپیماهای پیشران جت:

(آ) به چه علت در موتورهای توربوجت با افزایش ارتفاع، بیشینه سرعت پروازی V_{max} کاهش یافته اما در هواپیماهای توربوفن این کمیت افزایش می‌یابد (با فرضیات در نظر گرفته شده در کتاب مربوط به تغییرات نیروی پیشران با ارتفاع). (۱۰ نمره)
(ب) آیا در یک پرواز افقی پایا، همواره هواپیماها قابلیت رسیدن به بیشینه سرعت پروازی خود را که به کمک پسای قطبی سهموی برای یک ارتفاع مشخص می‌شود، دارند؟ اگر پاسخ منفی است دلیل آنرا توضیح دهید. (۱۰ نمره)

۴. در عملکرد اوجگیری یک هواپیما:

(ب) آیا همواره با افزایش ارتفاع، نرخ اوجگیری کاهش می‌یابد؟ توضیح دهید. (۱۰ نمره)
(ج) آیا همواره امکان دستیابی به $V_{\theta_{max}}$ وجود دارد؟ پاسخ خود را تبیین نمایید. (۱۰ نمره)

۵. یک هواپیمای توربوجت را با اطلاعات زیر در نظر بگیرید:

$$W = 50 \text{ kN}; \quad S = 32 \text{ m}^2; \quad b = 17; \quad e = 0.9; \quad C_{L_{max}} = 1.8; \quad C_{D0} = 0.015 \quad \& \quad T = 2350 \sigma \text{ N}$$

(آ) برای پرواز افقی در سطح دریا و ارتفاع 10 km ، بیشینه راندمان ایرودینامیکی $(C_L/C_D)_{max}$ و همچنین سرعت و نیروی پیشران لازم متناظر با $(C_L/C_D)_{max}$ را محاسبه کرده و با یکدیگر مقایسه نمایید. (۱۰ نمره)

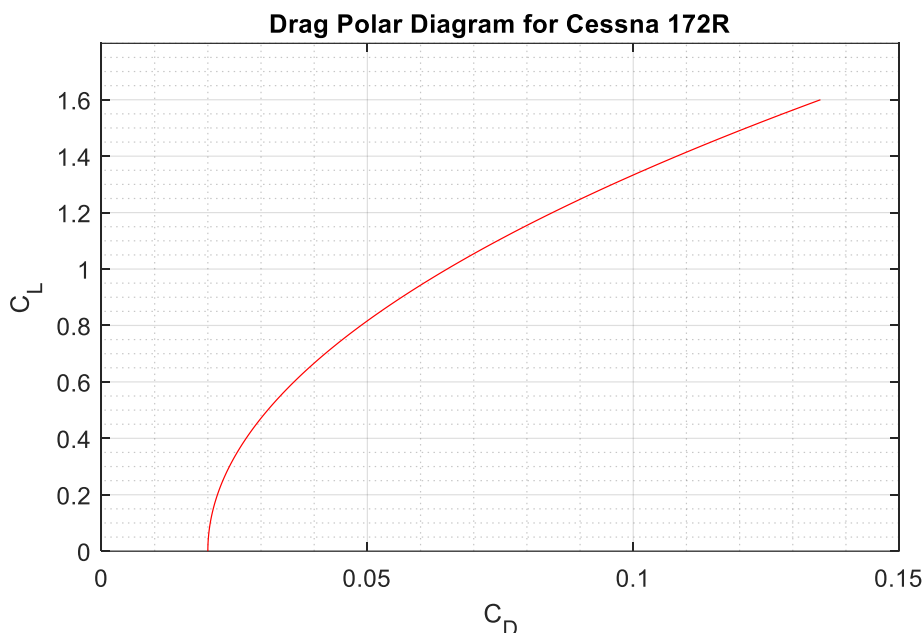
(ب) برای پرواز افقی در سطح دریا و ارتفاع 10 km ، مقادیر هر یک از کمیت‌های $(C_L^{1/2}/C_D)_{max}$ و $(C_L^{3/2}/C_D)_{max}$ و سرعت متناظر با آنها را محاسبه نموده و با مقادیر بدست آمده در قسمت (آ) مقایسه کنید. (۱۰ نمره)

(ج) مقدار کمینه توان لازم در سطح دریا و ارتفاع 10 km چقدر می‌باشد. (۱۰ نمره)

- د) برای ارتفاع پروازی 10 km ، بیشینه و کمینه سرعت پروازی را که هواپیما امکان پرواز دارد، بدست آورید. (۲۰ نمره)
- ه) بیشینه ارتفاع پروازی قابل دستیابی برای هواپیما جهت پرواز افقی پایا چقدر خواهد بود؟ (۱۰ نمره)
- و) حداکثر زاویه صعود θ_{max} ، نرخ صعود متناظر $(R/C)_{\theta_{max}}$ و همچنین بیشینه نرخ صعود $(R/C)_{max}$ و زاویه متناظر $\theta_{(R/C)_{max}}$ را در شرایط سطح دریا بدست آورید. (۲۰ نمره)

۶. هواپیمای تک موتوره پیستون ملخی Cessna 172R دارای مشخصات زیر می باشد:

$$W = 2450\text{ lb}; \quad S = 174\text{ ft}^2; \quad b = 36\text{ ft}; \quad \eta = 0.8; \quad \text{Maximum Shaft Power at S.L} = 200\text{ hp}$$



شکل (۱) نمودار پسای قطبی هواپیمای Cessna 172R در ناحیه اعتبار ایرودینامیکی هواپیما

- آ) با توجه به نمودار مقدار ضریب اسوالد (Oswald efficiency factor) را برای هواپیمای فوق بدست آورید. (۱۰ نمره)
- ب) سرعت واماندگی هواپیما را در شرایط سطح دریا و ارتفاع 5000 ft محاسبه کرده و مقایسه نمایید. (۱۰ نمره)
- آ) بیشینه سرعت پروازی این هواپیما را در شرایط سطح دریا و ارتفاع 5000 ft بدست آورید. (۱۰ نمره)
- د) چنانچه هواپیمای فوق به یک سوپرشارژر مجهز شده باشد که موتور را قادر سازد تا ارتفاع 3000 ft توان معادل با توان سطح دریا را تولید نماید، بیشینه سرعت پروازی در ارتفاعات 3000 ft و 5000 ft چقدر می باشد. (۲۰ نمره)
- ه) بیشینه ارتفاع پروازی هواپیما را با و بدون بکارگیری سوپرشارژر محاسبه نموده و مقایسه نمایید. (۲۰ نمره)
- و) مقدار هر یک از کمیت های $(R/C)_{max}$ و $(R/C)_{\theta_{max}}$ برای هواپیمای فوق در شرایط سطح دریا چقدر می باشد. (۱۰ نمره)

۷. یک هواپیمای توربوپراپ را با وزن 97000 lb سطح بال 1800 ft^2 راندمان ملخ 0.88 در نظر بگیرید که بیشینه توان شفت معادل تولیدی آن در هر ارتفاعی بر حسب اسب بخار از رابطه $P_{es} = 7650\sigma^{0.65}$ بدست می آید. اگر رابطه پسای قطبی این هواپیما به صورت $C_D = 0.015 + 0.05C_L^2$ باشد. مطلوب است. بیشینه ارتفاع پروازی را با فرض اینکه σ به صورت زیر با ارتفاع تغییر می کند، بدست آورید. (h و s بر حسب فوت) (۲۰ نمره)

$$\sigma = \frac{s - h}{s + h} \quad \text{where} \quad s = 65617\text{ ft}$$

۸. یک هواپیمای توربوپن با وزن 157 kN ، مساحت بال 45 m^2 و رابطه پسای قطبی $C_D = 0.016 + 0.045C_L^2$ داده شده است. چنانچه بیشینه نرخ اوجگیری هواپیمای فوق در سطح دریا برابر با 152.6 m/s باشد:

(آ) نیروی پیشران تولید شده توسط موتورهای هواپیما را در شرایط سطح دریا محاسبه کنید. (۲۰ نمره)

(ب) چنانچه بیشینه نیروی پیشران با ارتفاع به صورت $T = T_0\sigma^{0.6}$ تغییر نماید، بیشینه ارتفاع پروازی را بدست آورید؟ (۲۰ نمره)

(ج) فرض نمایید که هواپیما با سرعت ثابت 250 m/s در سطح دریا در حال پرواز است که ناگهان خلبان متوجه مانعی به ارتفاع 640 m در فاصله 3600 m خود می‌شود. چنانچه زمان عکس العمل خلبان 2 s بوده و سپس هواپیما در فرایند قرارگیری در مسیر اوجگیری مسافت 700 m را به سمت جلو و 100 m را به سمت بالا طی نماید و در این حالت هواپیما بر روی بیشینه نیروی پیشران خود تنظیم گردد، آیا هواپیما امکان رد کردن مانع را دارد؟ چنانچه هواپیما بخواهد با حداقل زاویه اوجگیری ممکن مانع را رد نماید، در این حالت سرعت پرنده چه میزان خواهد بود؟ (دانسته و نیروی پیشران را در کل فرایند، معادل مقادیر نامی در سطح دریا در نظر بگیرید) (۳۰ نمره)

تمرینات کامپیوتری

۱. در زیر مشخصات هواپیمای Gulfstream IV داده شده است (مدل مرجع کتاب):

$$W = 73000\text{ lb}; \quad S = 950\text{ ft}^2; \quad C_{D0} = 0.015 \quad \& \quad K = 0.08$$

با نوشتن برنامه کامپیوتری به کمک MATLAB برای ارتفاع 30000 ft ، نمودارهای $(5,5)$ ، $(5,8)$ ، $(5,11)$ ، $(5,20)$ و $(5,37)$ کتاب را بازتولید نمایید. (۵۰ نمره)

۲. **(تمرین امتیازی)** هواپیمای The Beechcraft Model 99 یک هواپیمای غیرنظامی است که توسط شرکت Beechcraft ساخته شده و تولید گردیده است. این مدل که با عنوان Beech 99 و Commuter 99 نیز شناخته می‌شود دارای ۲ موتور توربوپراپ و ۱۵ تا ۱۷ صندلی مسافر می‌باشد. در واقع این هواپیما ترکیبی از مدل‌های اولیه Beechcraft King Air و Queen Air بوده که از بال‌های هواپیمای Queen Air و از موتورهای و نازل‌های Beechcraft King Air و زیرسیستم‌های هر دو مدل استفاده نموده است و دارای یک ساختار دماغه منحصر به فرد بوده که مخصوص خود این مدل می‌باشد. در شکل (۱) نمایی از این هواپیما نشان داده شده است.



شکل (۲) هواپیمای Beech 99

فرض نمایید هواپیمای مذکور در فاز کروز در ارتفاع 20000 ft با سرعت ثابت 450 ft/s در حال پرواز است. معادلات تریم هواپیما با بکارگیری قوانین نیوتن اوایلر در دستگاه مختصات پایداری به شرح زیر به دست می آیند:

$$mgsin(\gamma_0) = -\bar{q}s(C_{D0} + C_{D\alpha}|\alpha_0| + C_{D\delta_E}|\delta_{E0}| + C_{Di_H}|i_{H0}|) + T_0 \cos(\phi_T + \alpha_0) \quad (1)$$

$$mgcos(\gamma_0) = \bar{q}s(C_{L0} + C_{L\alpha}\alpha_0 + C_{L\delta_E}\delta_{E0} + C_{Li_H}i_{H0}) + T_0 \sin(\phi_T + \alpha_0) \quad (2)$$

$$T_0 dT = \bar{q}s\bar{c}(C_{m0} + C_{m\alpha}\alpha_0 + C_{m\delta_E}\delta_{E0} + C_{mi_H}i_{H0}) \quad (3)$$

در این دسته معادلات، علاوه بر سه مجهول زاویه حمله α_0 ، زاویه الویتور δ_{E0} و نیروی پیشران T_0 ، پارامترهای ϕ_T, γ_0, i_{H0} که به ترتیب معرف زاویه نصب دم افقی، زاویه مسیر پرواز و زاویه نصب موتور می باشند نیز مجهول هستند که با توجه به اینکه هواپیما در فاز کروز بر روی مسیر مستقیم الخط، متقارن و افقی در حال پرواز است، فرض می شود که راستای سرعت هواپیما در جهت محور x اینرسی بوده و راستاهای نیروی پیشران و دم افقی نیز در جهت محور طولی هواپیما هستند بنابراین زوایای ϕ_T, γ_0, i_{H0} برابر با صفر خواهند بود. همچنین فرض می گردد راستای نیروی پیشران از مرکز ثقل هواپیما گذشته و بنابراین بازوی dT نیز برابر با صفر در نظر گرفته می شود.

جدول (۱) مقادیر پارامترهای پروازی و ایرودینامیکی هواپیمای Beech 99

| Parameter | Value | Parameter | Value |
|-----------------|--------|------------------------------|--------------------------|
| C_{D0} | 0.0270 | S | 280 ft^2 |
| $C_{D\alpha}$ | 0.1310 | \bar{c} | 6.5 ft |
| $C_{D\delta_E}$ | 0.0000 | b | 46 ft |
| C_{Du} | 0.0000 | U_{s1} | 450 ft/s |
| C_{Di_H} | 0.0000 | $C.G\text{ location}$ | $0.16\bar{c}$ |
| C_{L0} | 0.2010 | W | 11000 lbs |
| $C_{L\alpha}$ | 5.4800 | I_{xxB} | 15189 slug.ft^2 |
| $C_{L\delta_E}$ | 0.6000 | I_{yyB} | 20250 slug.ft^2 |
| C_{Li_H} | 1.3500 | I_{zzB} | 34141 slug.ft^2 |
| C_{m0} | 0.0500 | I_{xzB} | 4371 slug.ft^2 |
| $C_{m\alpha}$ | -1.890 | $Altitude(h)$ | 20000 ft |
| $C_{m\delta_E}$ | -2.000 | V | 450 ft/s |
| C_{mi_H} | -4.100 | $Dynamic\ Pressure(\bar{q})$ | 128.28 lbs/ft^2 |
| C_{Tx_1} | 0.0298 | C_{Tx_u} | -0.0596 |

با توجه به پارامترهای پروازی و ایرودینامیکی هواپیمای فوق که در جدول (۱) نمایش داده شده است:

(آ) با کمک نرم افزار MATLAB مقادیر تریم هر یک از مجهولات α_0, δ_{E0} و T_0 را محاسبه نماید. (۱۰ نمره)

(ب) برنامه ای بنویسید که از کاربر مقادیر نامی هر یک از پارامترهای ϕ_T, γ_0, i_{H0} و dT را گرفته و مقادیر تریم α_0, δ_{E0} و T_0 را محاسبه نموده و در صفحه فرمان نمایش دهد. (۲۰ نمره)

توجه ۱: دستگاه مختصات پایداری که از دوران دستگاه بدنی پرنده به اندازه منفی زاویه حمله $-\alpha$ حول محور دوم دستگاه بدنی y_b بدست می آید. بنابراین در حرکت صفحه ای بدون زاویه سرش جانبی β ، دستگاه های باد و پایداری بر یکدیگر منطبق می گردند.

توجه ۲: در درس دینامیک پرواز ۱ که در آن به بررسی عملکرد پرنده پرداخته می شود، هواپیما به صورت نقطه مادی مدل گردیده و معادلات دینامیکی حاکم بر آن استخراج می شوند. در این راستا نیروهای ایرودینامیکی به شکل تشریح شده در جزوه و کتاب مدل می گردند. حال آنکه در درس دینامیک پرواز ۲ که به بررسی پایداری و کنترل پرنده پرداخته خواهد شد، معادلات دینامیک

حاکم بر پرنده به صورت جسمی صلب با ۶ درجه آزادی استخراج خواهند گردید و سهم هر یک از سطوح ایرودینامیکی و کنترلی پرنده بر مبنای پارامترهایی به نام مشتقات پایداری و کنترلی (پارامترهای نمایش داده شده در سمت چپ جدول (۱)) در هر یک از ضرایب ایرودینامیکی بایستی در نظر گرفته شوند که از اینرو ملاحظه می شود که در معادلات (۱) تا (۳) ضرایب ایرودینامیکی با جزئیات بیشتری مدل گردیده و نمایش داده شده اند که مقادیر هر یک از مولفه ها در جدول (۱) برای شرایط پروازی تشریح شده قابل مشاهده است. مشتقات پایداری و کنترلی و نحوه بدست آوردن آنها، موضوع درس حاضر نبوده و تنها از جایگذاری مقادیر داده شده در جدول (۱) در معادلات جهت دستیابی به پارامترهای مجهول استفاده نمایید.

نکته آموزشی:

در ارتباط با پرسش برخی دانشجویان در ارتباط با مفهوم عبارت "حالت شبه پایا"

هنگامی که از لفظ پایا (Steady State) در مطالعه یک سیستم دینامیکی استفاده می گردد، بدین معناست که تغییری در متغیرها و به عبارتی ساختار کلی سیستم نسبت به زمان وجود ندارد. به عبارتی $dx_i/dt = 0$. روشن است که سیستم می تواند سیال و در حال حرکت باشد اما این حرکت دائمی بوده و یک سیکل ثابت و بدون تغییر را طی می نماید. از اینرو، بکارگیری عبارت پایا در بررسی رفتار دینامیکی سامانه پیچیده ای همچون هواپیمای یک فرض خیالی و تئوریک است چرا که حتی در پرواز با سرعت و ارتفاع ثابت نیز پارامترهایی همچون وزن پرنده بواسطه مصرف سوخت تغییر می کنند و این موضوع موجب می گردد که نیروی پیشران نیز جهت ثابت نگه داشتن سرعت و ارتفاع تا حدودی هر چند ناچیز تغییر نماید. این مساله در تحلیل پایداری و کنترل یک هواپیمای صلب با شش درجه آزادی حائز اهمیت تر است. از آنجایی که جهت مطالعه هر یک از فازهای پروازی هواپیمای، غالبا بررسی رفتار کوتاه مدت، اطلاعات کاملی از دینامیک حاکم بر آن فاز را بدست می دهد، منطقی است که تغییرات زمانی وزن پرنده و اثر آن بر رفتار هواپیمای در مقایسه با اندازه دیگر پارامترها بسیار ناچیز بوده و از اینرو می توان از اثر آن در مطالعه حرکت چشم پوشی کرد. یا به عنوان مثالی دیگر در اوج گیری با نرخ ثابت، بواسطه تغییر ارتفاع، پارامترهایی همچون دانسیته و بیشینه نیروی پیشران نیز علاوه بر وزن پرنده تغییر می کنند، اما در بررسی کلی این فاز با توجه به ناچیز بودن تغییرات ارتفاع و همچنین وزن پرنده و نیروی پیشران متناظر، فرایند را می توان با در نظر گیری آنها به صورت پارامترهایی ثابت مورد مطالعه قرار داد و از اینرو فرایند را به صورت شبه پایا (Quasi Steady State) در نظر گرفت. در واقع در فرایند شبه پایا، برخی متغیرها بسیار کندتر از دیگر متغیرها در یک سیستم دینامیکی تغییر کرده و بدین ترتیب می توان از اثر آنها چشم پوشی نمود ($dx_i/dt \approx 0$). این موضوع کمک می کند، بدون آنکه از دقت مدل تحت بررسی کاسته شود، هزینه محاسباتی به شدت کاهش یابد که این موضوع اصلی اساسی در مهندسی است. در برخی مراجع همچون کتاب اندرسون از عبارت پایا در بررسی عملکرد استاتیکی هواپیمای استفاده شده و در برخی دیگر از عبارت شبه پایا، که از نظر نویسنده بنابر توضیحات ارائه شده اصطلاح شبه پایا لفظ صحیح تری می باشد.

نکات مهم جهت حل تمرینات

دانشجویان محترم درس دینامیک پرواز ۱:

- نکات لازم جهت حل تمرینات در انتهای تمرین سری نخست تشریح گردیدند. لطفا هنگام ارسال تمرینات به نکات تشریح شده، توجه نمایید.
- چنانچه ابهامی در صورت سوالات وجود دارد، دانشجویان می توانند پرسش های خود را از طریق ایمیل به آدرس الکترونیکی armin_baha@yahoo.com با دستیار آموزشی مطرح نمایند.

با سپاس

میرشمس بهاء