
بسم الله الرحمن الرحيم

شرح جامع

مکانیک پرواز(کنترل اتوماتیک، عملکرد، پایداری و کنترل)

«مهندسی هوافضا»

مولف: میلاد عظیمی لیوارجانی

انتشارات ارشد

پیشگفتار ناشر

خداوند بزرگ را شاکریم که فرصتی عنایت فرمود تا بتوانیم قدمی در جهت گسترش علم و فرهنگ کشور عزیزمان برداریم و مسیری هموار را در اختیار مخاطبان و داوطلبان علاقمند به ادامه تحصیل قرار دهیم. از آنجائی که درحوزه کتاب‌های درسی و کمک درسی کارشناسی ارشد کتاب‌های زیادی به رشته تحریر در آمده است با این حال وجود یک مجموعه جامع، دقیق، کامل و دارای رفرنس(منابع) مستند احساس می‌شود.

همیشه دغدغه داشتیم که ای کاش می‌شد تمامی منابع پراکنده و گاهاً دست نایافتنی کنکور در یک مجموعه به گونه‌ای جذاب و شیوا آماده می‌شد و همچنین سوالات دوره‌های قبل کنکور نیز به گونه‌ای تشریحی پاسخ داده می شدند، که خدشه‌ای بر آنها وارد نشود و خیال داوطلبان عزیز آنقدر آسوده باشد که اطلاعات مندرج در پاسخنامه‌ها را برای بهره‌گیری در آزمون خود بکار گیرند. این کار با یاری خداوند بزرگ و همکاری نخبه‌ترین دانشجویان و اساتید کشور در انتشارات ارشد هماهنگ گردید و در تمامی مقاطع تحصیلی از کاردانی به کارشناسی، کارشناسی ارشد و دکتری در حوزهٔ آزمون‌های سراسری – آزاد و پیام نور بسته‌های آموزشی شامل کتاب‌های بانک سوالات و کتاب‌های شرح جامع درس آماده گردید. در تهیه مجموعه‌های فوق‌الذکر از فارغ‌التحصیلان کارشناسی ارشد و دکتری که حائز رتبه‌های تک رقمی کنکور می‌باشند، استفاده کرده‌ایم، تا شما عزیزان بتوانید در راستای افزایش توان علمی خود در جهت نیل به مقصود خویش نایل آیید. بدون تردید می‌توان گفت که برای اولین بار در نظام آموزشی کشور مجموعه‌ای به این سبک عرضه می‌شود که در کیفیت و کمیت بی‌نظیر بوده و تمامی نیازهای دانشجویان و داوطلبان عزیز را پوشش می‌دهد. امید است که استفاده از این مجموعه عزیزان را در جهت موفقیت در آزمون یاری رسانده باشد. در پایان لازم به ذکر است که بی نقصی محض از آن خداوند متعال می‌باشد، بنا براین از تمامی خوانندگان و داوطلبان عزیز خواهشمندیم نظرات سازنده خود را در مورد این کتاب به سایت انتشارات ارشد اعلام نمایند تا ما را در جهت هر چه بهتر آماده کردن این محصولات یاری رسانند.

با تشکر

ناشـــــر

www.arshadbook. ir

فهرست مطالب

عنوان **صفحه**

فصل اول: مقدمه

۱-۱ مقدمه ۱۱
۱-۲. شکل هواپیما و اثرات موقعیت ۱۲
اثرات عدد رینولدز (لزجت) ۱۷
۱-۴ اثرات عدد ماخ: تراکم‌پذیری ۱۸
۱-۵ اثرات شکل بال ۲۱
تست‌های آخر فصل ۲۳
پاسخ تستهای آخر فصل ۲۵

فصل دوم: پرواز افقی یکنواخت

۲-۱ مقدمه ۲۹
۲-۲ معادلات پایه پرواز افقی ۳۱
۲-۳ محدوده پرواز ۴۰
۲,۴ بردپرواز ۴۴
۲-۴-۱ معادله عمومی برد پروازی (هواپیمای جت) ۴۵
۲-۴-۲ معادلات بهترین برد پروازی (هواپیماهای جت) ۴۶
۲-۴-۳ طولانی‌ترین برد پروازی (هواپیمای جت) ۴۸
۲-۴-۴ اوج‌گیری کروز پله‌ای ۴۹
۲-۴-۵ دیاگرام برد حداکثر بار ۵۰
۲-۴-۶ اثر انحراف از سرعت V_{BR} (هواپیمای جت) ۵۱
۲-۴-۷بهترین برد زمینی پرواز (هواپیمای جت) ۵۳
۲-۴-۸ معادلات برد عمومی (هواپیمای پیسونی - ملخی) ۵۶
۲-۵ دوام پرواز ۵۷
۲-۵-۱ ماکزیمم دوام پرواز (هواپیمای جت) ۵۷
۲-۵-۳ ماکزیمم دوام پروازی (هواپیماهای پیستونی - ملخی) ۵۹
تمرینات آخر فصل ۶۱
تستهای آخر فصل ۶۳
پاسخ تست‌های آخر فصل ۶۶

فصل سوم: پرواز در صفحه عمودی

۳-۱ مقدمه ۷۱
۳-۲ زاویه اوج‌گیری ماکزیمم ۷۲
۳-۳ نرخ اوج‌گیری ماکزیمم ۷۳
۳-۴ نمودار برداری سرعت ۷۴
۳-۵ تحلیل اوج‌گیری شبه پایا ۷۶
۳-۶ عوامل موثر بر نرخ اوج‌گیری ۷۸
۳-۷ اوج‌گیری هواپیماهای پیستونی – ملخی ۸۱
۳-۸ پرواز گلایدی (بدون نیروی موتور) ۸۲
۳-۹ مانور در صفحه عمودی ۸۶
۳-۱۰ اثرات باد بر زاویه اوج‌گیری ۹۰

عنوان | صفحه

تمرینات آخر فصل ۹۲
تستهای آخر فصل ۹۳
پاسخ تست‌های آخر فصل ۹۴

فصل چهارم: برخاست و فرود

۴-۱ مقدمه ۹۷
۴-۲ برخاست ۹۷
۴-۲-۱ برخاست هواپیما جت ۹۷
۴-۲-۲ برخاست هواپیمای پیستون – پراپ ۱۰۶
۷-۳ فرود ۱۰۸
تمرینات آخر فصل ۱۱۴
تست‌های آخر فصل ۱۱۵
پاسخ تست‌های آخر فصل ۱۱۶

فصل پنجم: پرواز چرخشی

۵-۱: مقدمه ۱۱۹
۵-۲ عملکرد لحظه‌ای و ثابت چرخش ۱۲۰
۵-۳ ماکزیمم نرخ چرخش SUSTAINED ۱۲۴
۵-۴ مینیمم شعاع چرخش SUSTAINED ۱۲۶
تمرینات آخر فصل ۱۲۸
تست‌های آخر فصل ۱۲۹
پاسخ تست‌های آخر فصل ۱۳۰

فصل ششم: پیشرانش هواپیما

۶-۱ مقدمه ۱۳۳
۶-۲ ملخ هواپیما ۱۳۳
۶-۲-۱ نظریه مومنتوم رانکین – فرود ۱۳۳
۶-۲-۲ بازده واقعی ملخ ۱۳۶
۶-۳ موتورهای پیستونی رفت و برگشتی (پیستونی ملخی) ۱۴۰
۶-۳-۱ چرخه توان ۱۴۱
کارایی حرارتی ترمزی ۱۴۵
۶-۳-۲ عوامل موثر بر بازده ۱۴۵
حرارت آزاد شده در واحد پوند هوا ۱۴۵
بار هر مرحله کاری و تاثیرات ارتفاع ۱۴۶
۶-۴ موتورهای توربین گاز ۱۴۶
۶-۴-۱ معادله تراست ۱۴۷
تاثیر دور موتور ۱۴۹
دبی جریان سوخت و دمای ورودی توربین ۱۵۰
سطح نازل و دما ۱۵۰
هوای کمپرس‌شده و توان مصرفی ۱۵۱
تاثیر سرعت هواپیما ۱۵۱
اثرات شرایط جوی ۱۵۱

عنوان | صفحه

۶-۴-۲ بازده موتور ۱۵۱
مصرف مخصوص سوخت ۱۵۱
کارایی پیشرانش ۱۵۲
کارایی حرارتی ۱۵۲
کارایی کل ۱۵۲
۶-۴-۳ موتورهای توربوفن ۱۵۲
۶-۴-۴ توربوپراپ، توربوشفت و توربوفن ۱۵۵
۶-۴-۵ پس سوز ۱۵۶
۶-۵ سیستم‌های پیشرانش نصب شده در مقابل سیستم‌های نصب نشده ۱۵۷
۶-۵-۱ هواپیمای با ملخ متحرک ۱۵۷
۶-۵-۲ هواپیمای مجهز به توربوجت و توربوفن ۱۵۸
۶-۶ فرضیات پایه‌ای پیشرانش برای بازده هواپیما ۱۶۲
۶-۶-۱ بازده پیستون ـ پراپ ۱۶۲
۶-۶-۲ بازده توربوجت ۱۶۲
تست‌های آخر فصل ۱۶۴
پاسخ تست‌های آخر فصل ۱۶۵

فصل هفتم: روش انرژی

۷ - ۱ مقدمه ۱۶۹
۷ - ۲ انرژی مخصوص هواپیما ۱۶۹
۷-۳ انرژی مورد نیاز برای مانور ۱۷۲
۷-۴ روش انرژی در تست هواپیما برای پرواز ۱۷۵
تمرینات آخر فصل ۱۷۶
خلاصه تمام فصول ۱۷۷
«مکانیک پرواز I» ۱۷۷
«اتمسفر استاندارد» ۱۷۷
شرایط ISA ۱۷۷
انواع ارتفاع‌ها ۱۷۹
«انواع سرعت‌ها» ۱۸۲
مشخصات کارایی یک هواپیما خوب ۱۸۴
بررسی تغییرات اثر ارتفاع ۱۸۶
«محدوده پرواز افقی» ۱۸۷
« نمودارهای پرواز افقی در موتورهای ملخی» ۱۸۹
«سقف پرواز مطلق هواپیمای ملخی» ۱۹۱
«RANGE & ENDURANCE» ۱۹۲
«برد و مداومت پروازی در هواپیمای جت» ۱۹۳
سه حالت مختلف پرواز کروز توسط خلبان یا سیستم کنترل ۱۹۳
«اوج‌گیری در حالت پرواز افقی» (حالت واقعی) (CLIMB - CRUISE) ۱۹۶
هواپیماهای موتور ملخی ۱۹۹
«GLIDE با تغییرات چگالی» ۲۰۵

عنوان	صفحه
«اوجگیری» «CLIMBE»	۲۰۶
موتور ملخی	۲۰۸
(هواپیمای ملخی)	۲۰۹
اوجگیری شتابدار	۲۱۱
اوجگیری با سرعت ثابت (در هر ارتفاعی)	۲۱۲
(پرواز SUPER SONIC)	۲۱۷
«TAKE OFF» (برخاست)	۲۱۹
ضمیمه	۲۲۷

فصل اول

مقدمه

فصل اول

مقدمه

۱-۱ مقدمه

هدف کلی این فصل مشخص کردن پارامترهای آئرودینامیکی متفاوتی است که بر عملکرد هواپیما اثر می‌گذارد. در این فصل مقصود بررسی عمیق تک‌تک پارامترهای مؤثر نمی‌باشد، بلکه منظور این است که خواننده دانش کافی از آئرودینامیک و مباحث وابسته به آن را پیدا کند. این فصل تفاوت میان منابع آئرودینامیکی که عملکرد هواپیما را تحت تأثیر قرار می‌دهند، تعریف و طبقه بندی می کند.

یک هواپیما در پرواز (شکل۱-۱)، در یک سرعت مشخص، در معرض نیروی آئرودینامیکی F قرار می‌گیرد. که این نیرو به واسطه توزیع فشار و تنش پوسته ای بر روی سطح خیس هواپیما (منظور سطحی که در تماس با هوای عبوری می باشد) ایجاد می شود. به طور مشابه انتظار می رود که نیروهای آئرودینامیکی وابسته به سرعت V_∞ هواپیما، چگالی هوا ρ، اندازه هواپیما (سطح خالص هواپیماS)، ویسکوزینه هوا μ_∞، شکل و جهت هواپیما با توجه به جریان هوایی که با هواپیما برخورد می کند، در ارتباط می باشد. شایان ذکر است، تراکم‌پذیری هوا بستگی به سرعت صوت در هوا دارد. بنابراین برای یک هواپیما با یک جهت پروازی مشخص نیروی آئرودینامیکی به شکل زیر نمایش داده می‌شود:

$F = f(v_\infty, \rho_\infty, M_\infty)$ (جهت پرواز، شکل هواپیما

در واقع، نیروی آئرودینامیکی به فرم زیر استخراج می‌شود:

$$F = \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S C_F \qquad (1-1)$$

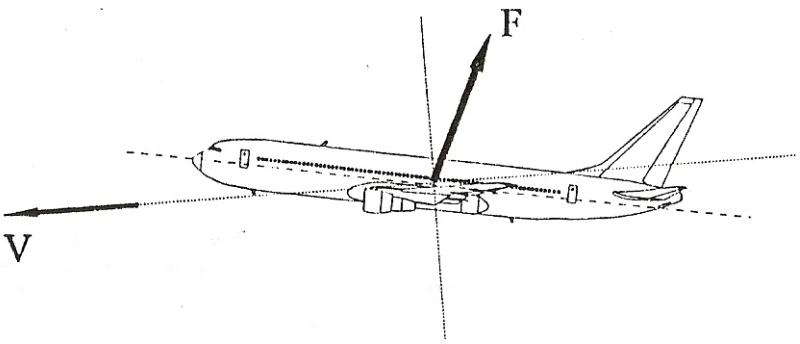
که: $C_F f(Re, M_\infty,$ (جهت پرواز، شکل هواپیما

کهC_F . ضریب نیروی بی بعد شده مرتبط با شکل و موقعیت هواپیما می‌باشد.

فرمول (۱-۱) عبارت ساده‌ای را برای نیروی آئرودینامیکی میان می کند که این پارامتر شامل اطلاعاتی مهم و ضروری برای مطالعه عملکرد هواپیما می باشد.

بردار نیروی آئرودینامیکی F در محورهای مختصات به چند مولفه با توجه به محور مختصات مزبور مرجع تقسیم می شود. سیستم محورهای استفاده شده در این کتاب، مرتبط با جهت جریان هوا، و مسیر پروازی هواپیما می باشد. مولفه ای از نیروی F که عمود بر مسیر پرواز می باشد، به عنوان نیروی لیفت[1] L تعریف شده و مولفه ای که به موازات مسیر پرواز می باشد، نیروی دراگ[2] D تعریف می شود. (شکل ۱-۲).

Lift [1]
Drag [2]



شکل ۱-۱: نیروی آئرودینامیکی اعمال شده بر هواپیمای در حال پرواز

این دو مولفه، به صورت تحلیلی به یک شکل تعریف می‌شوند (مانند نیروی F). بنابراین:

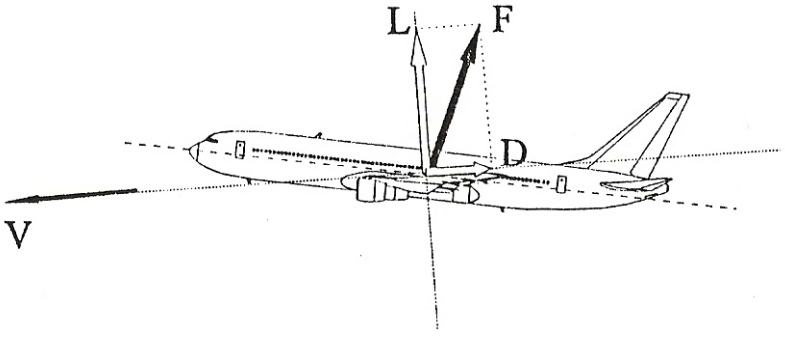
$$L = \frac{۱}{۲}\rho_{\infty} V_{\infty}^{۲} S.C_L$$

$$D = \frac{۱}{۲}\rho_{\infty} V_{\infty}^{۲} S.C_D \qquad (۱-۲)$$

که (جهت پرواز، شکل هواپیما $C_L = f_۱(Re, M_{\infty},$

(جهت پرواز، شکل هواپیما $C_D = f_۲(Re, M_{\infty},$

بنابراین این مسئله مهم می باشد که شرایط محیطی را که هواپیما به منظور بیان کردن مفهوم نیروی آئرودینامیکی در آن پرواز می کند را تعریف کنیم. چگالی هوا، تابعی از فشار هوای محیط و درجه حرارت آن می باشد. شرایط استاندارد اتمسفر در این کتاب مورد استفاده قرار گرفته است، پس تغییرات دانسیته با ارتفاع پروازی می تواند مشخص گردد.



شکل ۱-۲: مولفه‌های لیفت و دراگ نیروی آئرودینامیکی.

۱-۲. شکل هواپیما و اثرات موقعیت

همانطور که قبلاً اشاره شد، نیروی آئرودینامیکی به واسطه اثرات فشار و تنش پوسته‌ای بر سطح خیس هواپیما به وجود می‌آید. که این باعث توزیع پیچیدهٔ جریان می‌شود. این لگان می‌رود که اکثر نیرو لیفت به واسطه بال هواپیما تولید می‌شود. (APP.A).

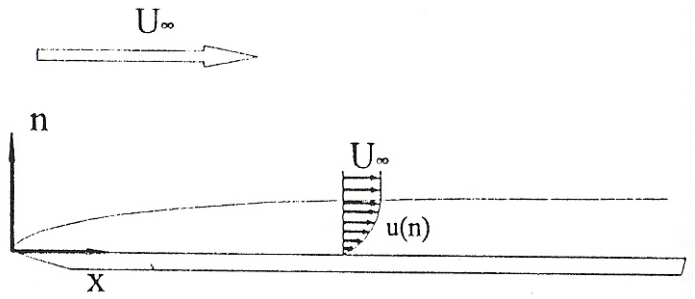
به واسطه این که هوا اطراف جسمی جریان می یابد، سرعت در ناحیه لایه ای روی جسم تقریباً صفر می گردد و این به خاطر ویسکوزیته هوا می باشد. لودویگ پرانتل تئوری لایه مرزی را در سال ۱۹۰۴ تبیین کرد. به این ترتیب که ناحیه بسیار

نازکی نزدیک سطح وجود دارد که اثرات اصطکاک در آن بسیار مهم می باشد و خارج از آن ناحیه جریان غیـر چرخـشی در نظر گرفته می شود. این تغییرات سرعت به کمک پروفیل سرعت نشان داده شـده در شـکل (۳-۱) بیـان مـی شـود. لغـزش نسبی لایه ای در لایه نازک نزدیک دیواره باعث به وجود آمدن تنش برشی در این ناحیه می شود (نیرو بر واحد سطح). کـه این نیرو مماس با سطح و در جهت جریان هوا می باشد. مقدار این تنش برشی برابر است با ضریب ویسکوزیته هوا تقسیم بر گرادیان سرعت عمود بر صفحهٔ آن.

$$\tau = \mu\left[\frac{du}{dn}\right]_{n=,} \qquad (۱-۳)$$

به دلیل اینکه اصطکاک، یک نیروی اصراف‌آمیز است مقدار انرژی بسیار زیادی را هماننـد عبـور جریـان از روی سـطح یـک جسم تلف می کند. این باعث می شود که سرعت سیال بیشتر کاهش یابد و به تبع آن ضخامت لایه مرزی افزایش یابد. ایـن نیروی کاهنده برابر است با انتگرال تنش برشی موضعی بر روی سـطح خـیس شـده از جـسم. ایـن اتـلاف مومنتـوم، دراگ اصطکاک پوسته‌ای[۳] نامیده می شود.

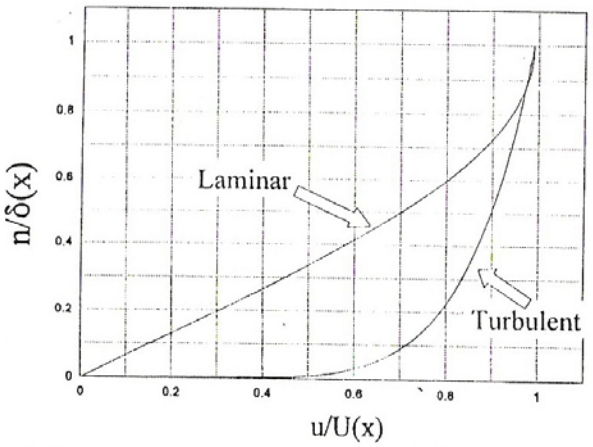
جریان در داخل لایه مرزی بر دو نوع می‌باشد. نوع اول، جریان آرام، تشکیل شده از لایه هایی از هوا که بدون مخلوط شـدن با هم بر روی هم سُر می خورند. نوع دوم: جریان آشفته نام دارد که از ذراتی از هوا با حرکتهای کاملاً تصادفی و بدون قاعده تشکیل شده است. به منظور تعیین پروفیل سرعت در لایه مرزی آشفته، ابتدا باید به پروفیل توزیـع سـرعت متوسـط انـدازه گیری شده در یک بازه زمانی نسبتاً طولانی توجه کرد. معمولاً بین این دو ناحیه آرام و آشفته را ناحیه انتقالی نامند.



شکل ۱-۳: توسعه لایه مرزی بر روی صفحهٔ تخت

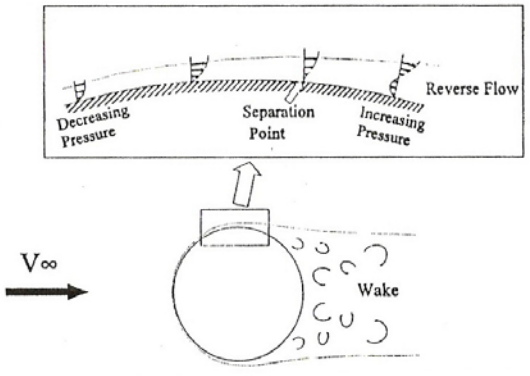
جریان میان بین ناحیه آرام و آشفته تغییر می کند که این تغییر توسط آزبرن رینولدز[۴] در سال۱۸۸۳ ارئه گردیده و تقریباً با رابطهٔ بی بعد $\left(\frac{\rho uL}{\mu}\right)$ قابل بیان می باشد که در اینجا L طول مشخصه جسم در داخل جریان است.

Skin - fraction [3]
Osborne Reynolos [4]



شکل ۱-۴ پروفیل سرعت در داخل لایه مرزی آشفته و آرام

این رابطه معرف رابطهٔ رینولدز می باشد و پارامتر حاکم برای جریان لزج می‌باشد.
ضخامت لایه مرزی آشفته نازک تر از ضخامت لایه مرزی آرام می باشد. پرش بین دو خط جریان به این دلیل می‌باشد که مخلوط هوا و به تبع آن تبدیل انرژی بین سیال با انرژی بالا و ناحیه خارجی لایه مرزی و سیال با انرژی پایین نزدیک سطح وجود دارد. پروفیل سرعت برای لایه مرزی آشفته کامل تربوده و گرادیان سرعت بر روی سطح بزرگ‌تر می‌باشد که این به واسطه اصطکاک پوسته ای بزرگتر در لایه مرزی آشفته نسبت به لایه مرزی آرام می باشد. بنابراین برای کاهش دراگ حاصل از اصطکاک پوسته ای، باید جریان آرام را توسعه داد. (شکل۴-۱).
برخلاف آن برای تنش برشی که به صورت مماس بر سطح عمل می‌کند، فشار به صورت عمود بر سطح وارد می شود. از معادلات برنولی برای جریان های غیر قابل تراکم، انتظار می رود که جریان هوا بر روی جسم، توزیع فشاری را حول جسم به وجود می آورد. در ناحیه ای که فشار کاهش می یابد، سرعت افزایش یافته و به مراتب لایه مرزی آهسته تر رشد می کند به دلیل اینکه توسط کاهشی که در جلوی آن ایجاد شده است تقلیل می یابد. در ناحیه ای که فشار افزایش می یابد (ناحیه فشار معکوس)، سرعت کاهش یافته و لایه مرزی به سرعت ضخیم می شود. لایه مرزی به واسطه داشتن انرژی پایین، از جریان هوای در اطراف آن سریعتر کاهش می یابد.
اگر گرادیان فشار معکوس به اندازه کافی قوی باشد، جریان در لایه مرزی متوقف شده و حتی در جهت عکس حرکت می کند. زمانی که وارد ناحیه جریان معکوس می شویم لایه مرزی جدا می شود.

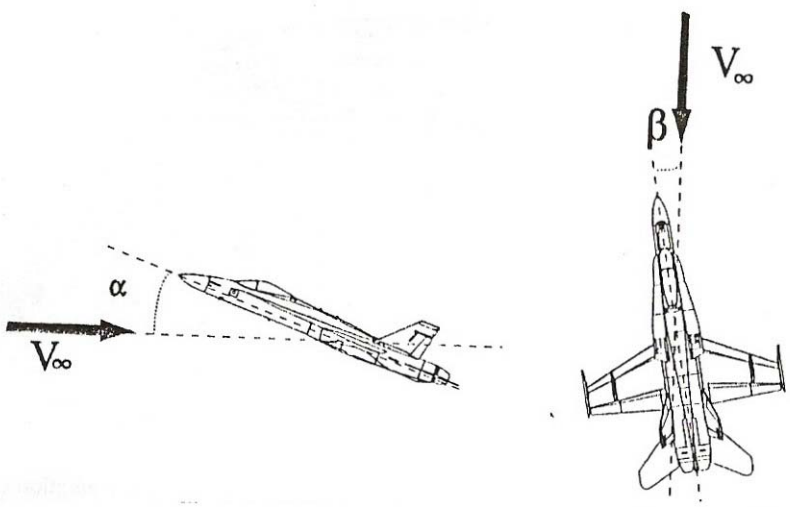


شکل ۱-۵: جدایش جریان در لایه مرزی بر روی استوانه

نقطهٔ جدایش دقیقاً بر روی نقطه ای قرار دارد که در آنجا تنش برشی صفر می باشد و این زمانی است که گرادیان سرعت عمود بر سطح، صفر می باشد (معادله ۳-۱) پی آمد جدایش جریان این است که فشار بر روی سطح عقبی کمتر از فشار بر روی سطح جلویی جسم می باشد. این باعث به وجود آمدن دراگی می شود که به نام دراگ فشاری مرتبط با جدایش جریان می شود. جریان های حلقوی۵ (ویک) ناشی از جسم در ناحیه ای کم انرژی در پشت جسم واسطه اصطکاک و جدایش جریان تولید می شوند. شکل دراگ تقریباً متناسب است با سایز (ویک). پروفیل دراگ مجموع دو نیروی اصطکاک پوسته ای و اصطکاک لایه ای می باشد. پروفیل دراگ می تواند به واسطه شکل جسم به منظور دستیابی به بهترین تعامل بین اصطکاک پوسته ای و اصطکاک لایه ای، کوچک شود.

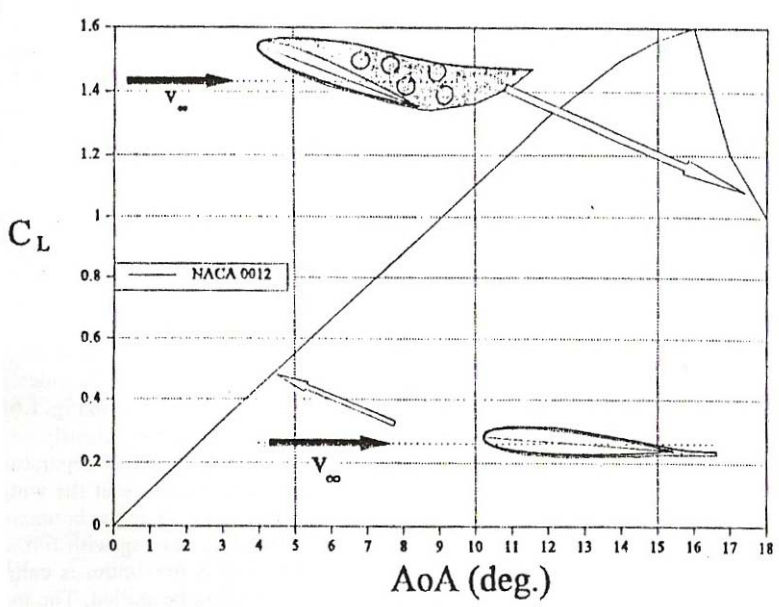
برای یک هواپیما با شکل بدنه مشخص، نیروهای آئرودینامیکی فقط وابسته به جهت و موقعیت آن دارد. زاویه حمله α زاویه بین جریان ورودی و خط مرجع هواپیما (خط تقارن) که منطبق بر محور طولی (جریان سه بعدی) یا وتر (جریان دو بعدی) می باشد. زاویه حمله[5] α مثبت است در صورتی که دماغهٔ هواپیما بالای بردار سرعت باشد، زاویه سرخوردن[6] β، زاویه بین جریان ورودی و خط مرجع هواپیما (محور عمودی) می باشد.

زاویه ساید اسلیپ مثبت است در صورتی که دماغهٔ هواپیما سمت چپ بردار سرعت باشد، (شکل ۶-۱). عموماً برای زاویه حمله های کوچک، ضریب لیفت ایرفویل به صورت خطی با افزایش α افزایش می یابد. (شکل ۷-۱). بالای مقادیر اصلی منطقهٔ جدایش، لایه مرزی شروع به حرکت در جهت بالا دست جریان و از روی سطح بالایی بال می کند، که در این حالت شیب منحنی ضریب لیفت تا زاویهٔ حمله کاهش یافته (جایی که لایه مرزی کاملاً جدا می شود)، وضریب لیفت شروع به کاهش و در ادامه زاویه حمله افزایش می‌یابد. زاویه ای که در آن ضریب لیفت ماکزیمم است، زاویه حمله واماندگی می نامند. (α_{stall})

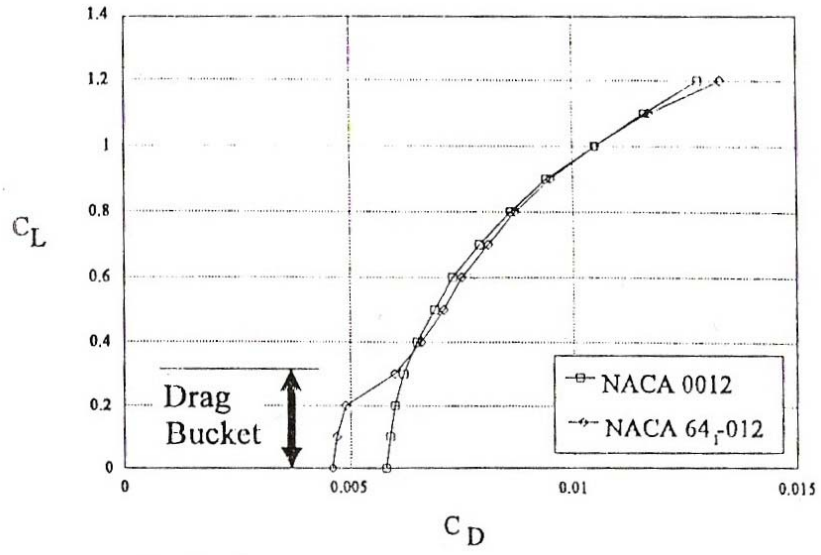


شکل ۱-۶: تعاریف زوایای آئرودینامیکی

AOA (Angle of Attack) [5]
Side slip [6]



شکل ۱-۷ ضریب لیفت بر حسب زاویه حمله برای NACA۰۰۱۲ $(Re = ۶\times۱۰^{۶})$.



شکل ۱-۸: ضریب دراگ برای دوایرفویل در $Re=6\times10^6$.

در زوایای بیشتر از این زاویه می گویند واماندگی (stall) رخ داده است. تلفات در اِستال و در ضریب لیفت عمدتاً تحت تأثیر شکل لبهٔ جلویی بال[۷] (ایرفویل) قرار دارد. یک ایرفویل نوک تیز عموماً افت شدیدی را در ضریب لیفت به وجود می آورد. و این به دلیل این است که لایه مرزی تمایل به جدایش در لبه جلویی ایرفویل و پیشروی در جهت لبه خروجی ایرفویل دارد.

Leading edge [7]

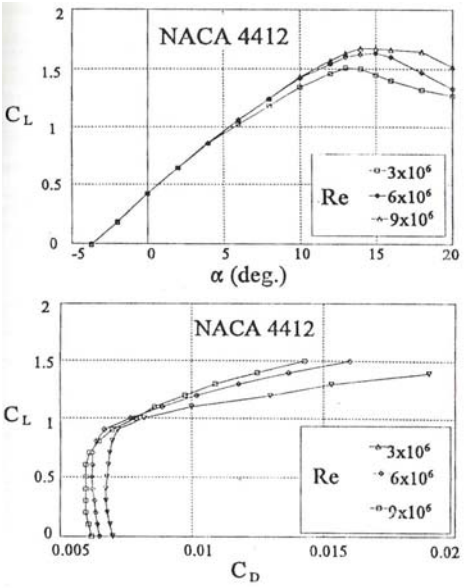
که در اینجا برای لبه های جلویی با شعاع زیاد جدایش لایه مرزی در نقطه ای نزدیک به لبهٔ خروجی ایرفویل اتفاق می افتد و به صورت آهسته در جهت لبهٔ ورودی ایرفویل حرکت می کند (همزمان با افزایش زاویه حمله). زاویه حمله برای لیفت برابر با صفر $\alpha_\circ$ بستگی به انحناء ایرفویل دارد. ایرفویل های متقارن $\alpha_\circ$ای برابر با صفر دارند، که ایرفویل با انحناء مثبت $\alpha_\circ$ای کوچکتر از صفر دارد که باعث به وجود آمدن لیفت در زاویه حمله صفر می‌شود. در زاویه حمله های کوچک نیروی دراگ وارده بر ایرفویل عمدتاً دراگ حاصل از اصطکاک پوسته‌ای می باشد. با افزایش زاویه حمله، لایه مرزی در لبه خروجی (انتهایی) شروع به جدا شدن می کند که در ابتدا باعث افزایش اندکی در نیروی دراگ ایرفویل شده و در ادامه این نیروی دراگ با سرعت بیشتری افزایش می یابد. این به این معنی است که در زاویه حمله های کوچک، ضریب دراگ اساساً ثابت باقی مانده و فقط وابسته به درصدی از سطح است که تحت تاثیر جریان آشفته قرار دارد. بعضی ایرفویل ها به منظور توسعه جریان آرام برای ضرائب لیفت کوچک طراحی می شوند.
رنج ضریب دراگ مرتبط است با دراگ منحنی پیوند[8] (شکل ۱-۸).

اثرات عدد رینولدز (لزجت)

عدد رینولدز (Re) اثر بسیار زیادی بر جریان هوای اطراف ایرفویل دارد. این عدد بی بعد بیانگر نسبت نیروهای اینرسی بر نیروهای لزجت جریان هوا می باشد. عدد رینولدز برای شرایط پرواز هواپیما به صورت زیر است:

$$Re = \rho_\infty V_\infty \bar{e} / \mu_\infty \qquad (۱-۴)$$

که $\bar{e}$ متوسط وتر[9] آئرودینامیکی هواپیما می باشد(MAC). هرچه قدر عدد رینولدز بیشتر باشد، لایه مرزی اطراف ایرفویل انرژی بیشتری دارد. به خاطر داشته باشیم که در یک جریان ایده آل نیروهای لزجت اثری ندارند، بنابراین عدد رینولدز تقریباً بی نهایت است.



شکل ۱-۹: اثرات عدد رینولدز روی مشخصه دراگ و لیفت بر NACA4412

[8] *Drag Bucket*
[9] *Chord*

همچنین هیچ جدایش جریان و استالی وجود ندارد. برای یک جریان واقعی، بزرگی عدد رینولدز هیچ اهمیتی ندارد، زیرا لزجت نقش اساسی را بازی می کند و باعث جدایش جریان دریک زاویه حمله مشخص می شود. اما باید به این نکته توجه داشت که اگر عدد رینولدز افزایش پیدا کند، جدایش به تأخیر می افتد. نتایج افزایش ضریب لیفت در شکل (۹-۱) نشان داده شده است.

اعداد رینولدز بالا دراگ Form را با تبدیل زود هنگام لایه مرزی جریان آرام به جریان آشفته کاهش می دهد. بنابراین جدایش جریان لایه مرزی به تاخیر می افتد. از طرف دیگر، عدد رینولدز بالاتر دراگ ناشی از اصطکاک پوسته ای را با پوشش سطح بیشتری از ایرفول توسط جریان آشفته، افزایش می دهد.

رفتار واقعی ضریب دراگ در زاویه حمله های کوچکتر ناشی از تغییرات عدد رینولدز، ارتباط شدیدی با شکل ایرفول دارد.

یک نمونه بارز از رنج عدد رینولدز برای بوئینگ ۷۶۷ با MAC ای در حدود20ft بین $۱/۷\times۱۰^{۷}$ (بیشترین ارتفاع و سرعت پایین) و $۱/۱۵\times۱۰^{۸}$ (کمترین ارتفاع و سرعت بالا) می باشد.

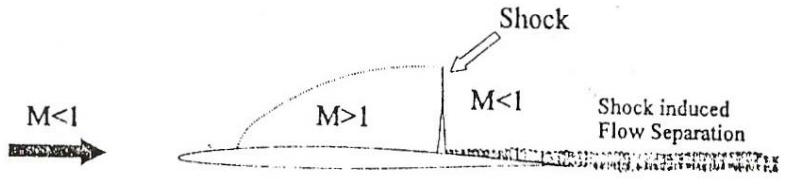
برای جنگندهٔ F-20 با MAC ای در حدود 7/5ft، رنج عدد رینولدز بین $۸/۵\times۱۰^{۶}$ (بیشترین ارتفاع و سرعت پایین) و $۵/۳\times۱۰^{۷}$ (کمترین ارتفاع و سرعت بالا) می باشد.

۱-۴ اثرات عدد ماخ: تراکم‌پذیری

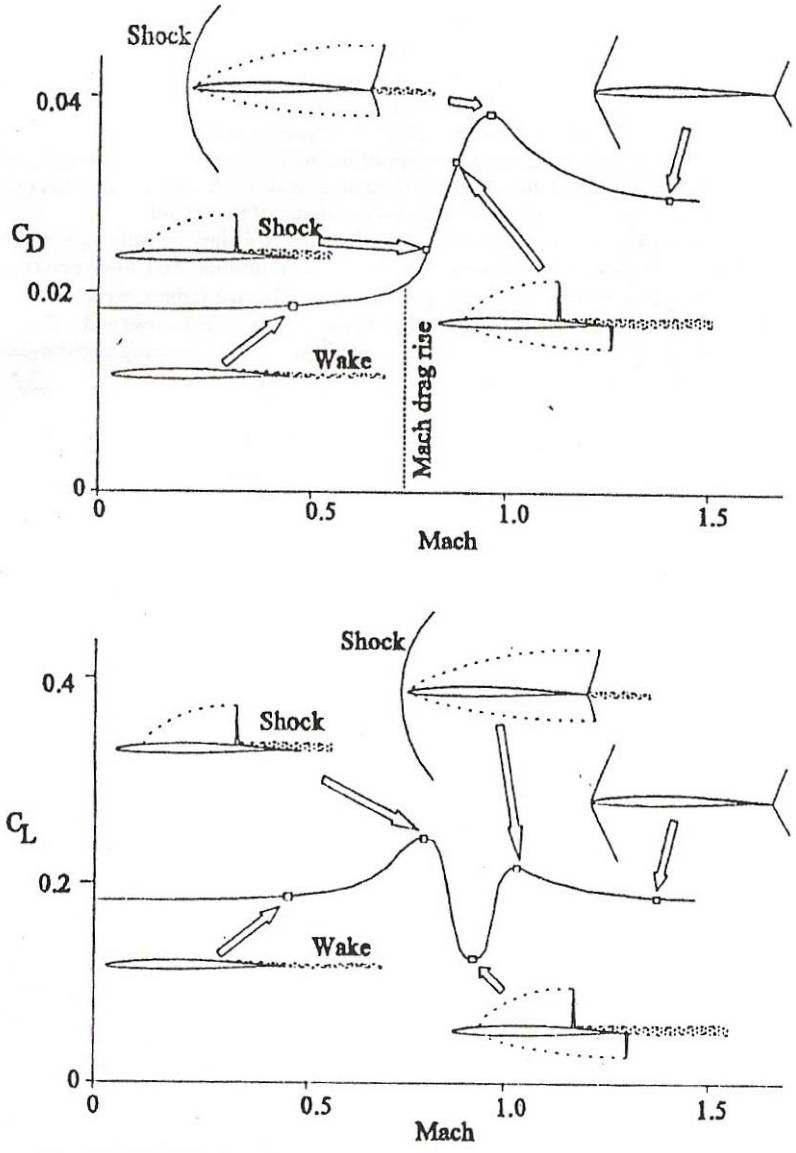
عدد ماخ M، نسبت سرعت هوا Vبه سرعت صوت a (معادله ۵-۱) می باشد. عدد ماخ پرواز، نسبت سرعت هواپیما به سرعت صوت در هوایی است که هواپیما در آن پرواز می‌کند. گفته می شود جریان هوا مادون صوت است اگر عدد ماخ کوچکتر از یک باشد، و جریان هوا مافوق صوت است اگر عدد ماخ بزرگتر از یک باشد.

$$M = V/a \qquad (۱-۵)$$

هنگامی که هوا بر روی ایرفویل جریان می یابد تا ماکزیمم سرعت محلی، شتاب داده می شود. در یک عدد ماخ پروازی داده شده (وابسته به ضخامت ایرفویل و زاویه حمله)، سرعت ماکزیمم محلی به عدد ماخ یک می رسد حتی اگر عدد ماخ پروازی کوچکتر از یک باشد. عدد ماخ پروازی در این شرایط عدد ماخ بحرانی M_{crit} نامیده می شود. افزایش بیشتر سرعت باعث تغییر شکل ناحیه جریان مافوق صوت عبوری از سطح بالایی ایرفویل می شود که جریان در این حالت ترانسونیک[۱۰] گفته می شود. هنگامی که ناحیه مافوق صوت توسعه می یابد، یک شوک نرمال پشت ناحیه مافوق صوت تشکیل می شود. هنگامی که جریان هوا به سمت این شوک نرمال حرکت می کند، افزایش ناگهانی فشار و کاهش سرعت در جریان هوا را شاهد خواهیم بود که این باعث ایجاد شرایط مادون صوت می شود. این تراکم باعث افزایش فشار هوا و دمای پشت شوک و اتلاف انرژی می شود. اگر شوک به اندازه کافی قوی باشد، افزایش فشار بسیار زیاد، می‌تواند باعث جدایش جریان شود.



شکل ۱-۱۰: جریان ترانسونیک و جدایش جریان به واسطه تولید شوک.



شکل ۱-۱۱: اثر عدد ماخ بر ضریب لیفت در یک زاویه حمله مشخص و بر ضریب دراگ در یک ضریب لیفت مشخص.

اتلاف انرژی به همراه جدایش جریان ناشی از شوک دراگ موجی[۱۱] نامیده می‌شود.

عدد ماخ پروازی که در آن دراگ موجی آغاز می شود، عدد ماخ[u] افزایش دراگ[۱۲] نامیده می شود (MDr) همچنین جـدایش جریان باعث کاهش لیفت می شود. شکل (۱-۱۱) نمایانگر تغییرات ضریب لیفت و دراگ با عدد ماخ می‌باشد.

هنگامی که عدد ماخ به یک می رسد، یک شوک نرمال روبروی لبهٔ جلویی ایرفویل تشکیل می شود، که ایـن باعـث افـزایش دراگ موجی می شود. در اعداد ماخ بالاتر، شوک های موجود بر لبه های جلویی و انتهایی به موجهای مایل تبدیل می شوند. جریان هوای گذرا از شوک مایل، همچنان متراکم می شود، اما افزایش فشار و دما به بزرگی شوک های نرمال نیست. سرعت جریان کاهش یافته، اما همچنان مافوق صوت باقی می ماند.

---

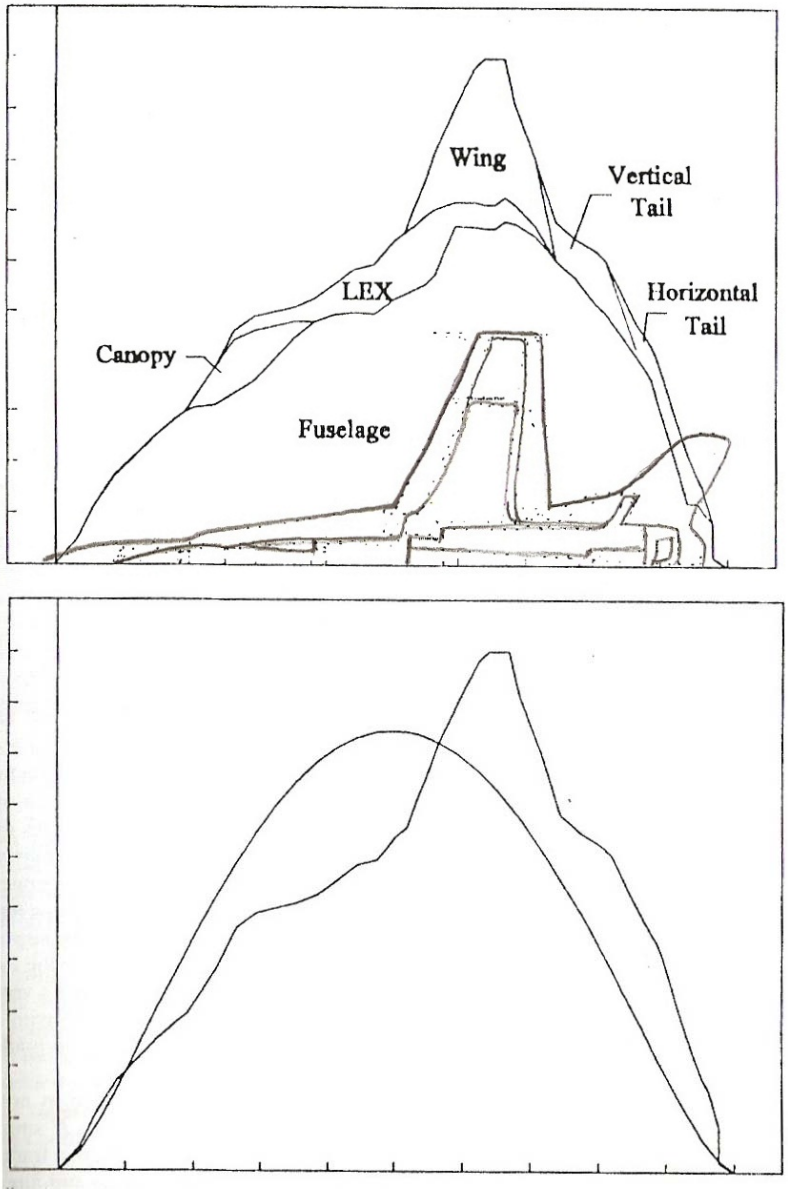
wave Drag [11]
Drag rise [12]

دراگ موجی را می توان با استفاده از ایرفویل های نازک کاهش داد که به موجب آن ایجاد شوک به تأخیر افتاده و از شدت و اثرات آن کاسته می شود.

استفاده از ایرفویل های فوق بحرانی همچنین باعث کاهش دراگ موجی شده که این به واسطه نزدیک تر کردن عدد ماخ افزایش دراگ به عدد یک و کاهش قدرت شوک نرمال موجود بر روی سطح بالایی ایرفویل می باشد.

دراگ موجی یک هواپیما می تواند توسط توزیع حجمی هواپیما کمتر شود.

شکل (۱-۱۲) سطح مقطع یک هواپیمای جنگنده و مقایسه آن با سطح Sears-Haack که حداقل دراگ موجی را دارد نشان می دهد.



شکل ۱-۱۲: سطح مقطع هواپیمای جنگنده در مقایسه با Sears-Haack با همان حجم.

۱-۵ اثرات شکل بال

جریان اطراف بال هواپیما در سه جهت منتشر می شود. نیروی لیفت نیز همچنین توسط فشار متوسط وارده بر سطح بالایی ایرفویل تولید می شود و مقدار این متوسط فشار کمتر از فشار وارده بر سطح پایینی ایرفویل می باشد. به هر حال فشار در هر دو سطح ایرفویل باید بر روی باکهای موجود بر روی بال یکسان باشد.

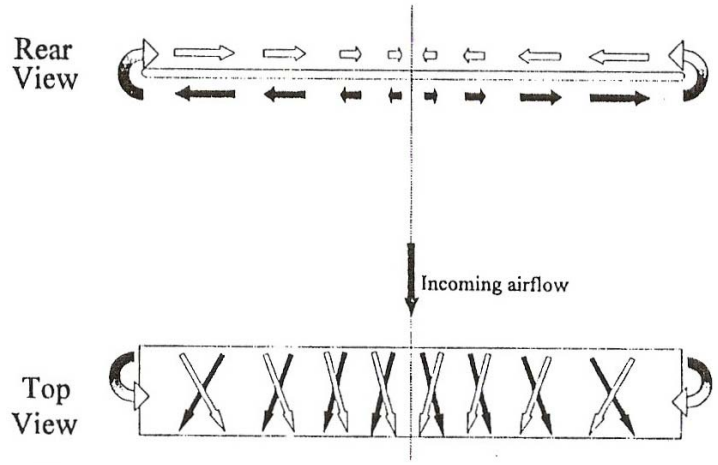
ورتکس های نشان داده شده در شکل (۱۳-۱) القاء کننده سرعتی می باشد که به آن باد زیرپا[13]گویند و جهت آن عمود بر سرعت جریان آزاد وئ جهت آن به سلب زمین می‌باشد این باد زیرپا که در طول اِسپن[14] تغییر می کند، سرعت محلی V_e را در هر دو جهت عبوری از روی بال اصلاح می کند. نیروی لیفت L_e که عمود بر بردار سرعت محلی می باشد. پس از مدت کمی عمود بر سرعت جریان آزاد می شود. این نیروی لیفت یک مولفه عمود بر سرعت جریان آزاد، و مولفه ای موازی با سرعت V_∞ دارد. این مولفه اخیر، نیروی دراگ می باشد که دراگ ورتکس d_υ نامیده می شود. (شکل ۱۴-۱). و این نیرو فقط در ارتباط است با نیروی لیفت نه اصطکاک.

زاویه حمله موثر α_e برای مقطع بال برابر است با زاویه حمله هندسی α منهایِ زاویه حمله القاء شده α_i:

$$\alpha_e = \alpha - \alpha_i \qquad (۱-۶)$$

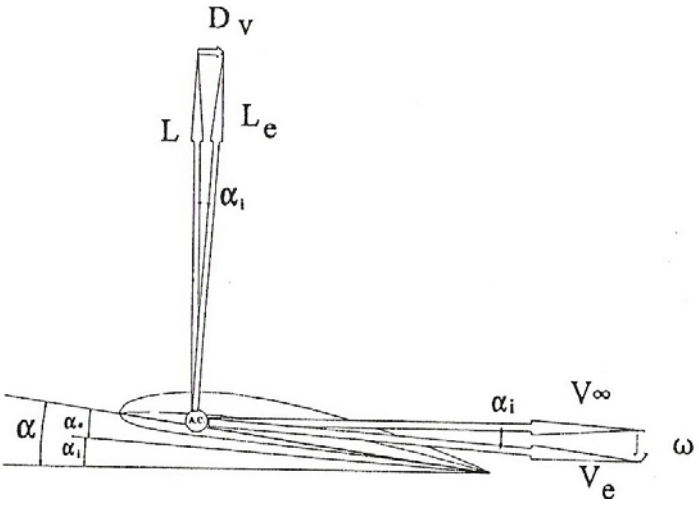
$$\alpha_i = \arctan\left(\omega / V_\infty\right) \approx \omega / V_\infty$$

به دلیل اینکه هواپیما برای شناور ماندن در هوا نیاز به نیروی لیفت دارد، زاویه حمله هندسی باید به منظور تأمین نیروی لیفت مورد نیاز افزایش یابد. این باعث کاهش شیب ضریب لیفت موثر بال می‌شود. این کاهش در ضریب لیفت باعث تغییر در مقدار زاویه حمله صفر نمی شود زیرا در ادامه هیچ سرعت القائی و زاویه حمله القائی وجود ندارد.



شکل ۱-۱۳: تولید ورتکس به سبب گرادیان فشار بین سطوح بالایی و پایینی صفحه.

Dawnwash [13]
Span [14]



شکل ۱-۱۴: جریان القائی در مقطع بال.

تست‌های آخر فصل

۱- اثر وجود بخار آب را اتمسفر:

۱) سرعت برخاست هواپیما را کاهش می‌دهد.
۲) باعث عملکرد بیشتر موتورهای توربوپراب خواهد گردید.
۳) باعث پدیده دالتون در اتمسفر می‌گردد.
۴) در یک فشار داده شده باعث کاهش دانسیته خواهد گردید.

۲- در خصوص CAS , EAS کدام گزینه صحیح است؟

۱) CAS سرعت معادل هواپیما در سطح دریا با درنظر گرفتن اثرات تراکم‌پذیری است
۲) EAS سرعت معادل هواپیما در سطح دریا با درنظر گرفتن اثرات تراکم‌پذیری است
۳) CAS سرعت حقیقی هواپیما بدون در نظر گرفتن اثرات تراکم‌پذیری است.
۴) EASسرعت حقیقی هواپیما بدون در نظر گرفتن اثرات تراکم‌پذیری است.

۳- با افزایش ارتفاع تراست هواپیما:

۱) کاهش می‌یابد.
۲) افزایش می‌یابد.
۳) تغییر نمی‌کند.
۴) ابتدا افزایش و سپس کاهش می‌یابد.

۴- تغییرات نیروی تراست نسبت به سرعت چگونه است؟

۱) با افزایش سرعت در ارتفاعات بالاتر تغییرات تراست چشمگیر است.
۲) تغییرات تراست مستقل از سرعت می‌باشد.
۳) تغییرات شدیدتر است با سرعت در ارتفاعات پایین قابل ملاحظه می‌باشد.
۴) هیچکدام

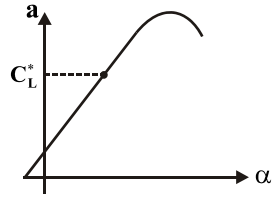
۵- سرعت استال V_S زمانی به کمترین مقدار خود می‌رسد که:

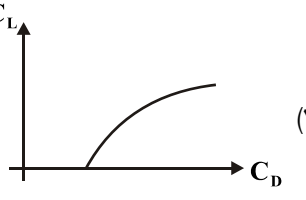
۱) بیشترین C_D را تولید کنیم.
۲) بیشترین نیروی L را به کار بگیریم.
۳) زاویه حمله را افزایش دهیم.
۴) بیشترین $C_{L_{max}}$ را تولید کنیم.

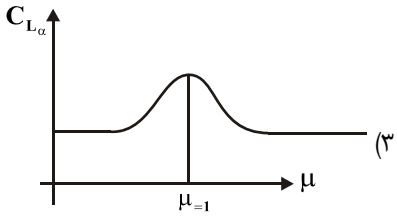
۶- کدام یک از گزینه‌های زیر محدوده وسیع پروازی را تعریف می‌کند؟

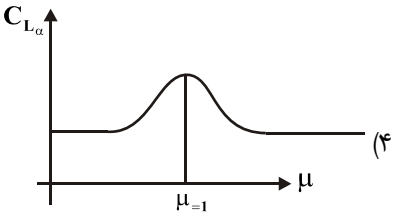
۱) افزایش $C_{D_0} = KC_{L_{md}}^2$
۲) افزایش $\left.\frac{C_L}{C_D}\right|_{max}$
۳) افزایش $\left.\frac{C_L^{\frac{1}{2}}}{C_D}\right|_{max}$
۴) کاهش $\frac{C_{L\,max}}{C_{D\,min}}$

۷- کدام یک از نمودارهای زیر بیانگر تغییرات C_L نسبت به C_D می‌باشد؟

۱)


۲)


۳)


۴)


۸- کدام یک از تعاریف زیر بیانگر عملکرد هواپیما می‌باشد؟

۱) بررسی حرکت هواپیما که شامل برخاست و اوج‌گیری می‌باشد.

۲) بررسی حرکت مرکز جرم هواپیما که شامل برخاس و اوج‌گیری می‌باشد.

۳) بررسی حرکت هواپیما که شامل نشست و برخاست و مانور در صفحه می‌باشد.

۴) بررسی حرکت مرکز جرم هواپیما که شامل برخاست، اوج‌گیری ، مانور در صفحه و پرواز افقی می‌باشد.

۹- کدام یک از موارد زیر جزء موارد استفاده و کاربرد هواپیماهای ملخی نمی‌باشد؟

۱) هواپیماهای سرعت کم و ارتفاع پایین مثل سمپاش‌ها.

۲) هواپیماهای با ارتفاع بالا و مسافربری

۳) هواپیماهایی که در چند لحظه کوتاه به سرعت بالاتر از سرعت استال برسد مثل ناونشینها

۴) هواپیماهای با قابلیت مانور بالا و تراست ماکزیمم.

پاسخ تستهای آخر فصل

۱- گزینه«۴»

با افزایش رطوبت هوا باعث کاهش چگالی آن می‌شود. بنابراین گزینه ۴ صحیح می‌باشد.

۲- گزینه«۲»

با توجه به تعریف سرعت EAS، گزینه ۲ صحیح می‌باشد.

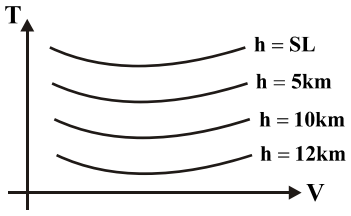
۳- گزینه«۱»

با افزایش ارتفاع p (چگالی) کاهش یافته و به تبع آن $\dot{m}$ نیز کم می‌شود. و با کاهش $\dot{m}$، تراست نیز کاهش می‌یابد.

$$\dot{m} = p.s.v$$

۴- گزینه«۳»

همانطور که در شکل مشخص است در یک دسته گاز ثابت، با افزایش ارتفاع تغییرات تراست با سرعت کاهش می‌یابد.



$$T = T\left(h, v, \underset{\downarrow}{\pi}\right)$$

دسته‌گاز موتور

۵- گزینه«۴»

جایی که بیشترین $C_{L\max}$را تولید می‌کنیم، سرعت استال V_s کمتری را ایجاد کرده‌ایم زیرا در موقع نشست و یا برخاست کمترین سرعت را خواهیم داشت).

۶- گزینه«۱»

نسبت $\frac{C_{L\max}}{C_{D\min}}$ بیانگر محدوده پروازی می‌باشد که این نسبت از سرعتهای خیلی کم تا خیلی زیاد تعریف شده است.

۷- گزینه«۲»

با افزایش C_L , C_D افزایش می‌یابد و در هیچ نقطه‌ای روند کاهشی ندارد و تنها شکل گزینه ۲ می‌باشد که این مشخصات را دارا می‌باشد.

۸- گزینه«۴»

این گزینه تعریف عملکرد یک هواپیما می‌باشد.

۹- گزینه«۴»

قابلیت مانور در هواپیماهای توربوفن بسیار پایین می‌باشد زیرا موارد استفاده آنها متفاوت از هواپیماهای توربرجت می‌باشد و همچنین برای بررسی قدرت موتور آنها به جای تراست، توان مورد استفاده قرار می‌گیرد.

فصل دوم

پرواز افقی یکنواخت