

بِسْمِ اللَّهِ
الرَّحْمَنِ
الرَّحِيمِ

مبانی پرواز



FUNDAMENTALS OF FLIGHT

مهندس امین احمدی

تقدیم به برادرم

مهندس دانیال احمدی

شکر و سپاس فرآوان خدای را که توفیق عنایت فرمود تا این بنده حقیر در حد بضاعت خویش قدمی ناچیز در عرصه وسیع علم بردارم.

در میان تمام رشته‌هایی که به هر نحوی مرتبط با صنعت هواپیمایی هستند، توصیف رفتار و چگونگی پرواز هواپیما، مبحثی بسیار مهم و پایه به‌شمار می‌رود و در بین دروس مربوطه از جایگاه ویژه‌ای برخوردار است. متأسفانه نبود یک منبع جامع و مناسب به زبان فارسی در خصوص این مبحث، سبب گردیده تا دانشجویان و علاقه‌مندان، برای رفع نیازهای علمی خود به کتب زبان اصلی مراجعه کنند که همین امر، سبب کاهش سرعت و سهولت در آموزش شده و در اکثر موارد نیز، خستگی ناشی از ترجمه متون اصلی، میل و رغبت خواندن کتاب را از خواننده دور می‌کند. این موضوع سبب گردید تا اینجانب با هدف پر کردن این خلاء آموزشی، اقدام به نوشتن کتابی کنم که با جامع بودن خود، دانشجویان را تا حد امکان از مراجعه به کتب مختلف بی‌نیاز نماید.

کتابی که در حال حاضر پیش روی شما است، بیانگر توصیفی جامع از هواپیما و چگونگی پرواز آن می‌باشد که در نوشتن متن آن، سعی شده است تا حد امکان، مباحث مختلف پوشش داده شود و در کنار تصاویر متعدد، از سردرگمی ذهن خواننده در رابطه با فهم مفاهیم جلوگیری به عمل آید. مطالب کتاب نیز تا حد امکان با زبانی ساده و گویا به رشته تحریر درآمده تا ضمن فهم بهتر مطالب، رغبت خواندن کتاب در خواننده افزایش یابد.

از آن جهت که صنعت هواپیمایی جزو صنایع نو پا به شمار می‌رود و پیشرفت مطالب آموزشی در آن، هر روز در حال به روز رسانی است و از سویی دیگر، اکثر منابع موجود در رابطه با این صنعت به زبان انگلیسی است، لذا این صنعت رابطه مستقیمی با زبان انگلیسی و اصطلاحات تخصصی مخصوص به خود دارد. در همین راستا، خط مشی فکری در تألیف کتاب به گونه‌ای بوده که سعی بر آن باشد تا حد امکان، خواننده با کلمات تخصصی آشنا شود تا در صورت رجوع به منابع زبان اصلی، مشکلی نداشته باشد.

امید است این کتاب بتواند راهگشایی هرچند ناچیز در عرصه علم و دانش و راهنمایی مفید برای دانشجویان و علاقه‌مندان باشد.

فهرست مطالب

۱. تاریخچه هوانوردی

۱۹

- ۱،۱. نمای کلی ۲۱
- ۱،۲. شروع ابتدایی ۲۲
 - ۱،۲،۱. پرش از ارتفاع ۲۲
 - ۱،۲،۲. بادبادک‌ها ۲۴
 - ۱،۲،۳. بال‌های چرخان (Rotor wings) ۲۵
 - ۱،۲،۴. بالون‌های هوای گرم ۲۵
 - ۱،۲،۵. دوره رنسانس ۲۶
- ۱،۳. سبک‌تر از هوا ۲۸
 - ۱،۳،۱. پیدایش تئوری مدرن ۲۸
 - ۱،۳،۲. بالون‌ها ۳۰
 - ۱،۳،۳. کشتی‌های هوایی ۳۵
- ۱،۴. سنگین‌تر از هوا ۳۹
 - ۱،۴،۱. قرن ۱۷ و ۱۸ ۳۹
 - ۱،۴،۲. قرن نوزدهم ۴۱
 - ۱،۴،۳. لانگلی ۵۷
 - ۱،۴،۴. وایت هد ۶۳
 - ۱،۴،۵. برادران رایت ۶۴
- ۱،۵. عصر پیشتاز ۷۱
 - ۱،۵،۱. پیشتازان اروپایی ۷۱
 - ۱،۵،۲. پرواز به عنوان یک تکنولوژی رسمی ۷۶
 - ۱،۵،۳. هلیکوپتر ۷۹
 - ۱،۵،۴. کاربرد نظامی ۸۱
- ۱،۶. جنگ جهانی اول ۸۲
 - ۱،۶،۱. نقشه‌های جنگی ۸۲
- ۱،۷. مابین جنگ‌های جهانی ۸۴
- ۱،۸. جنگ جهانی دوم ۹۴
- ۱،۹. دوره بعد از جنگ ۹۹
- ۱،۱۰. عصر دیجیتال ۱۰۸

۱۱۳	۲,۱ تعاریف عمومی
۱۱۳	۲,۱,۱ طول
۱۱۳	۲,۱,۲ جرم
۱۱۴	۲,۱,۳ زمان
۱۱۴	۲,۱,۴ مساحت
۱۱۴	۲,۱,۵ حجم
۱۱۴	۲,۱,۶ سرعت
۱۱۴	۲,۱,۷ شتاب
۱۱۵	۲,۱,۸ تکانه
۱۱۵	۲,۱,۹ نیرو
۱۱۵	۲,۱,۱۰ انرژی
۱۱۵	۲,۱,۱۱ کار
۱۱۶	۲,۱,۱۲ توان
۱۱۶	۲,۱,۱۳ چگالی
۱۱۶	۲,۱,۱۴ دما
۱۱۷	۲,۱,۱۵ لزجت
۱۱۷	۲,۱,۱۶ مرکز ثقل
۱۱۸	۲,۱,۱۷ گشتاور
۱۱۹	۲,۱,۱۸ تنش
۱۲۰	۲,۱,۱۹ سیال
۱۲۰	۲,۱,۲۰ اصطکاک
۱۲۰	۲,۲ فشار
۱۲۱	۲,۲,۱ فشار استاتیک
۱۲۲	۲,۲,۲ فشار دینامیک
۱۲۲	۲,۲,۳ فشار کل
۱۲۳	۲,۳ نیروهای آیرودینامیکی
۱۲۳	۲,۴ باد نسبی (Relative wind)
۱۲۴	۲,۵ سرعت‌های هوایی (Airspeeds)
۱۲۴	۲,۵,۱ Indicated airspeed (IAS)
۱۲۵	۲,۵,۲ Calibrated airspeed (CAS)
۱۲۵	۲,۵,۳ Equivalent airspeed (EAS)
۱۲۵	۲,۵,۴ True airspeed (TAS)

۱۲۶ ۲,۶ عدد ماخ
۱۲۶ ۲,۷ اتمسفر
۱۲۷ ۲,۷,۱ اتمسفر استاندارد بین‌المللی
۱۲۸ ۲,۷,۲ اتمسفر واقعی
۱۳۰ ۲,۸ تغییرات چگالی هوا
۱۳۰ ۲,۸,۱ تأثیر دما بر چگالی هوا
۱۳۰ ۲,۸,۲ تأثیر فشار بر چگالی هوا
۱۳۰ ۲,۸,۳ تأثیر ارتفاع بر چگالی هوا
۱۳۰ ۲,۸,۴ تأثیر رطوبت بر چگالی هوا
۱۳۱ ۲,۹ قوانین نیوتون
۱۳۱ ۲,۹,۱ قانون اول
۱۳۱ ۲,۹,۲ قانون دوم
۱۳۱ ۲,۹,۳ قانون سوم
۱۳۱ ۲,۱۰ جریان سیال
۱۳۱ ۲,۱۰,۱ خط مسیر ذره (Particle pathline)
۱۳۲ ۲,۱۰,۲ خط جریان (Stream line)
۱۳۳ ۲,۱۱ انواع جریان
۱۳۳ ۲,۱۱,۱ جریان دائم و غیر دائم (Steady and unsteady flow)
۱۳۴ ۲,۱۱,۲ جریان یکنواخت و غیر یکنواخت (Uniform and non-uniform flow)
۱۳۴ ۲,۱۱,۳ جریان آرام و آشفته (Turbulent and laminar flow)
۱۳۵ ۲,۱۱,۴ جریان تراکم‌پذیر و تراکم‌ناپذیر (Compressible and incompressible flow)
۱۳۶ ۲,۱۱,۵ جریان ایده‌آل و واقعی (Ideal and real flow)
۱۳۶ ۲,۱۱,۶ جریان یک بعدی
۱۳۶ ۲,۱۲ تونل باد

۱۴۱

۳ لغات تخصصی

۱۴۳ ۳,۱ مقدمه
۱۴۴ ۳,۲ نیروهای وارد بر هواپیما
۱۴۴ ۳,۲,۱ نیروی وزن (Weight)
۱۴۴ ۳,۲,۲ نیروی لیفت (Lift)
۱۴۴ ۳,۲,۳ نیروی درگ (Drag)
۱۴۵ ۳,۲,۴ نیروی تراست (Thrust)

۱۴۵ ۳.۳ سازه‌های اصلی
۱۴۶ بدنه (Fuselage) ۳.۳.۱
۱۴۶ سطوح کنترل (Control surfaces) ۳.۳.۲
۱۴۶ دم (Tail) ۳.۳.۳
۱۴۶ موتور (Power plant) ۳.۳.۴
۱۴۶ ارايه فرود (Landing gear) ۳.۳.۵
۱۴۷ بال (Wing) ۳.۳.۶
۱۵۴ ۳.۴ ایرفویل (Airfoil)
۱۵۵ اصطلاحات ایرفویل (Airfoil terminology) ۳.۴.۱
۱۵۸ ۳.۵ Mean aerodynamic chord (MAC)

۱۶۳

لیفت ۴

۱۶۵ ۴.۱ مقدمه
۱۶۵ ۴.۲ جریان هوای اطراف ایرفویل
۱۶۶ ۴.۲.۱ بال دو بعدی و سه بعدی
۱۶۸ ۴.۳ معادله پیوستگی
۱۷۰ ۴.۴ قضیه برنولی
۱۷۳ ۴.۵ لوله پیتوت (Pitot tube)
۱۷۵ ۴.۶ ترکیب معادلات برنولی و پیوستگی
۱۷۸ ۴.۷ گردابه‌های آغازین و مرزی
۱۸۲ ۴.۸ استال (Stall)
۱۸۴ ۴.۹ جابه‌جایی نقطه سکون
۱۸۴ ۴.۱۰ توزیع فشار اطراف ایرفویل
۱۸۶ ۴.۱۰.۱ اثر فشار دینامیک بر توزیع فشار
۱۸۷ ۴.۱۰.۲ اثر زاویه حمله بر توزیع فشار
۱۸۹ ۴.۱۱ گرادبان فشار
۱۹۰ ۴.۱۲ مرکز فشار (CP)(Centre of pressure)
۱۹۱ ۴.۱۲.۱ جابه‌جایی مرکز فشار
۱۹۳ ۴.۱۳ گشتاور پیچشی (Pitching Moment)
۱۹۶ ۴.۱۴ مرکز آیرودینامیکی (Aerodynamic Centre)
۱۹۸ ۴.۱۵ ضریب نیروهای آیرودینامیکی

۱۹۹ فشار دینامیک	۴،۱۵،۱
۱۹۹ توزیع فشار	۴،۱۵،۲
۱۹۹ مساحت سطح	۴،۱۵،۳
۲۰۰ معادله اساسی لیفت	۴،۱۶
۲۰۲ منحنی لیفت	۴،۱۷
۲۰۵ رابطه سرعت و فشار دینامیک	۴،۱۸
۲۰۵ عوامل مؤثر بر نیروی لیفت	۴،۱۹
۲۰۵ عوامل محیطی	۴،۱۹،۱
۲۰۶ عامل سطح مقطع ایرفویل	۴،۱۹،۲
۲۰۸ عامل وضعیت سطح بال	۴،۱۹،۳
۲۰۹ عامل شکل بال (Wing planform factor)	۴،۱۹،۴
۲۱۰ گردابه‌های نوک بال و پشت بال	۴،۲۰
۲۱۴ جریان هوا اطراف گردابه‌ها	۴،۲۰،۱
۲۱۵ Induced downwash	۴،۲۰،۲
۲۲۰ اغتشاشات جریان‌های حلقوی (Wake turbulence)	۴،۲۱
۲۲۲ حرکت گردابه‌ها در نزدیکی سطح زمین	۴،۲۱،۱
۲۲۳ اثرات سطح زمین (Ground effects)	۴،۲۲
۲۲۳ اثر سطح زمین بر گردابه‌ها	۴،۲۲،۱
۲۲۵ اثر سطح زمین بر سطوح دم	۴،۲۲،۲

۲۲۹

۵. درگ

۲۳۱ مقدمه	۵،۱
۲۳۳ لایه مرزی (Boundary layer)	۵،۲
۲۳۶ لایه مرزی حول ایرفویل	۵،۲،۱
۲۳۸ عدد رینولدز	۵،۳
۲۳۹ درگ اصطکاکی (Friction Drag)	۵،۴
۲۳۹ عوامل مؤثر بر درگ اصطکاکی	۵،۴،۱
۲۴۰ درگ شکل (Form drag)	۵،۵
۲۴۴ درگ تداخلی (Interference drag)	۵،۶
۲۴۵ درگ القایی (Induced drag)	۵،۷
۲۵۳ فرمول درگ القایی	۵،۸

۲۵۳۵,۹ روش‌های کاهش درگ القایی
۲۵۴۵,۹,۱ اصلاحات نوک بال
۲۵۵۵,۹,۲ مخروطی کردن بال
۲۵۶۵,۹,۳ پیچش هندسی (Geometric twist)
۲۵۷۵,۱۰ فرمول درگ
۲۵۹۵,۱۱ درگ کل (Total drag)
۲۶۰۵,۱۱,۱ عوامل مؤثر بر درگ کل
۲۶۲۵,۱۲ نسبت نیروی لیفت به درگ

۶. کنترل

۲۶۵

۲۶۷۶,۱ مقدمه
۲۷۱۶,۲ عملکرد سطوح کنترل
۲۷۲۶,۳ الویتور (Elevator)
۲۷۳۶,۳,۱ عوامل مؤثر بر میزان گشتاور تولیدی الویتورها
۲۷۵۶,۴ Stabilator
۲۷۶۶,۵ رادر (Rudder)
۲۷۸۶,۵,۱ عوامل اثرگذار بر میزان گشتاور تولیدی رادر
۲۷۹۶,۶ الرون (Aileron)
۲۸۳۶,۶,۱ Adverse aileron yaw
۲۸۶۶,۷ سطوح کنترل ترکیبی
۲۸۶۶,۷,۱ Elevon
۲۸۸۶,۷,۲ Ruddervator
۲۸۹۶,۸ گشتاور مفصلی (Hinge moment)
۲۹۰۶,۹ بالانس آبرودینامیکی
۲۹۰۶,۹,۱ Inset hinge
۲۹۱۶,۹,۲ Horn balance
۲۹۳۶,۹,۳ TABS
۲۹۶۶,۱۰ Mass balance
۲۹۷۶,۱۱ Trimming control system

۲۹۸۶,۱۱,۱. روش‌های تریم کردن

۳۰۵ Spoilers.۶,۱۲

۳۰۶ Roll spoiler .۶,۱۲,۱

۳۰۷ Flight spoilers .۶,۱۲,۲

۳۱۱ Ground spoilers (lift dump) .۶,۱۲,۳

۳۱۳

۷. استال

۳۱۵ ۷,۱. مقدمه

۳۱۵ ۷,۲. علت به وجود آمدن استال

۳۱۷ ۷,۳. جدایش جریان

۳۲۲ ۷,۴. زاویه حمله استال (Stalling AOA)

۳۲۳ ۷,۵. سرعت استال (Stall speed)

۳۲۴ ۷,۵,۱. زاویه حمله (Angle of attack)

۳۲۵ ۷,۵,۲. شکل هواپیما (Aircraft configuration)

۳۲۶ ۷,۵,۳. موتور (Engine)

۳۲۸ ۷,۵,۴. وزن هواپیما (Weight)

۳۲۹ ۷,۵,۵. مانور (Maneuvers)

۳۲۹ ۷,۵,۶. موقعیت مرکز ثقل (CG position)

۳۳۰ ۷,۵,۷. ارباب فرود (Landing gears)

۳۳۱ ۷,۵,۸. Wing loading

۳۳۱ ۷,۵,۹. آلودگی‌های بال (Wing contamination)

۳۳۵ ۷,۶. شناسایی استال (Stall recognition)

۳۳۶ ۷,۶,۱. وسایل هشدار دهنده استال

۳۴۱ ۷,۷. اثر سطح مقطع بال بر استال

۳۴۲ ۷,۸. اثر شکل بال بر استال

۳۴۳ ۷,۸,۱. بال مستطیلی (Rectangular wing)

۳۴۵ ۷,۸,۲. بال بیضوی (Elliptical wing)

۳۴۵ ۷,۸,۳. بال مخروطی (Tapered wing)

۳۴۶ ۷,۸,۴. Sweepback wing

۳۴۸ ۷,۹. روش‌های جلوگیری از استال

۳۴۹ ۷,۹,۱. Washout

۳۵۰ ۷,۹,۲. Leading edge slots

۳۵۱.....	Vortex generators	.۷,۹,۳
۳۵۲.....	Wing fences (Boundary wing fences)	.۷,۹,۴
۳۵۳.....	Saw tooth	.۷,۹,۵
۳۵۳.....	Vortilon	.۷,۹,۶
۳۵۴.....	Riblets	.۷,۹,۷
۳۵۶	Super stall (Deep stall)	.۷,۱۰
۳۵۸.....	Deep stall از جلوگیری از	.۷,۱۰,۱
۳۵۹	Accelerated stall or 'g' stall	.۷,۱۱
۳۶۰	استال ثانویه (Secondary stall)	.۷,۱۲
۳۶۱	Spinning	.۷,۱۳
۳۶۳.....	The incipient spin (Autorotation)	.۷,۱۳,۱
۳۶۵.....	The fully developed spin	.۷,۱۳,۲
۳۶۸.....	Recovery from stall	.۷,۱۳,۳

۳۶۹

۸. ابزارهای افزایش لیفت

۳۷۱.....	مقدمه	.۸,۱
۳۷۱.....	فلپ‌های لبه فرار (Trailing edge flaps)	.۸,۲
۳۷۲.....	Plain flap	.۸,۲,۱
۳۷۳.....	Split flap	.۸,۲,۲
۳۷۳.....	Slotted flap	.۸,۲,۳
۳۷۴.....	Fowler flap	.۸,۲,۴
۳۷۴.....	مقایسه فلپ‌های لبه فرار	.۸,۲,۵
۳۷۶.....	اثر فلپ‌های لبه فرار بر زاویه استال	.۸,۲,۶
۳۷۶.....	اثر فلپ‌های لبه فرار بر سرعت استال	.۸,۲,۷
۳۷۷.....	درگ	.۸,۲,۸
۳۷۸.....	نسبت نیروی لیفت به درگ	.۸,۲,۹
۳۷۹.....	گشتاور پیچشی	.۸,۲,۱۰
۳۸۱.....	استفاده از فلپ‌های لبه فرار برای تیک‌آف	.۸,۲,۱۱
۳۸۱.....	اثر باز شدن فلپ‌ها در طول پرواز	.۸,۲,۱۲
۳۸۲.....	استفاده از فلپ‌های لبه فرار در عمل لندینگ	.۸,۲,۱۳
۳۸۴	فلپ‌های لبه حمله (Leading edge flaps)	.۸,۳
۳۸۴.....	Drooped leading edge flaps (Droop snoot)	.۸,۳,۱
۳۸۵.....	Krueger flap	.۸,۳,۲

۳۸۶	Variable camber leading edge flaps	۸,۳,۳
۳۸۶	اثر فلپ‌های لبه حمله بر زاویه استال	۸,۳,۴
۳۸۷	اثر فلپ‌های لبه حمله بر نیروی لیفت	۸,۳,۵
۳۸۸	Slot and Slat	۸,۴
۳۸۸	Leading edge Slot	۸,۴,۱
۳۸۸	Leading edge slats	۸,۴,۲
۳۹۱	Automatic slats	۸,۴,۳
۳۹۲	معایب اسلات	۸,۴,۴
۳۹۲	ترتیب در عملکرد	۸,۵
۳۹۲	Flap load relief system	۸,۶
۳۹۳	فعال سازی فلپ‌های لبه فرار	۸,۷

۳۹۷

۹. پایداری

۳۹۹	مقدمه	۹,۱
۳۹۹	پایداری استاتیکی (Static stability)	۹,۲
۴۰۰	پایداری استاتیکی مثبت	۹,۲,۱
۴۰۰	پایداری استاتیکی خنثی:	۹,۲,۲
۴۰۰	پایداری استاتیکی منفی	۹,۲,۳
۴۰۱	محورهای مرجع هواپیما	۹,۳
۴۰۱	محور طولی (Longitudinal axis)	۹,۳,۱
۴۰۱	محور قائم (Normal axis)	۹,۳,۲
۴۰۱	محور جانبی (Lateral axis)	۹,۳,۳
۴۰۲	پایداری استاتیکی طولی (Static longitudinal stability)	۹,۴
۴۰۵	نقطه خنثی (Neutral point)	۹,۴,۱
۴۰۶	حاشیه استاتیکی (Static margin)	۹,۴,۲
۴۰۸	کنترل‌پذیری و تریم (Trim and controllability)	۹,۴,۳
۴۱۱	نمایش منحنی پایداری طولی استاتیکی	۹,۴,۴
۴۱۳	عوامل مؤثر بر پایداری استاتیکی طولی	۹,۴,۵
۴۲۴	Power off stability	۹,۴,۶
۴۲۵	Control force stability	۹,۴,۷
۴۳۱	Manoeuver stability	۹,۴,۸
۴۳۳	Stick force per "g"	۹,۴,۹
۴۳۸	کنترل طولی (Longitudinal Control)	۹,۴,۱۰

۴۴۲	۹.۵. پایداری دینامیکی (Dynamic stability)
۴۴۷	۹.۵.۱. پایداری دینامیکی طولی (Longitudinal dynamic stability)
۴۵۱	۹.۶. کنترل و پایداری سمتی (Directional stability and control)
۴۵۱	۹.۶.۱. Sideslip angle
۴۵۲	۹.۷. پایداری استاتیکی سمتی (Directional static stability)
۴۵۴	۹.۷.۱. سهم اجزای هواپیما
۴۶۱	۹.۷.۲. شرایط بحرانی
۴۶۱	۹.۷.۳. موقعیت مرکز ثقل
۴۶۲	۹.۷.۴. زاویه حمله بالا
۴۶۲	۹.۸. کنترل و پایداری جانبی (Lateral stability and control)
۴۶۳	۹.۸.۱. تعاریف
۴۶۴	۹.۹. پایداری استاتیکی جانبی (Static lateral stability)
۴۶۶	۹.۹.۱. تأثیر اجزای هواپیما
۴۷۵	۹.۱۰. Spiral Divergence
۴۷۷	۹.۱۱. Dutch Roll
۴۷۸	۹.۱۲. Yaw damper system

۴۸۱

۱۰. پرواز مافوق صوت

۴۸۳	۱۰.۱. مقدمه
۴۸۳	۱۰.۱.۱. سرعت صوت
۴۸۴	۱۰.۱.۲. عدد ماخ (Mach number)
۴۸۷	۱۰.۱.۳. تقسیمات جریان‌های آیرودینامیکی
۴۸۹	۱۰.۲. انتشار موج‌های فشاری
۴۹۱	۱۰.۳. موج ضربه‌ای قائم (Normal Shock Wave)
۴۹۲	۱۰.۴. عدد ماخ بحرانی (Critical Mach number)
۴۹۳	۱۰.۴.۱. عبور از عدد ماخ بحرانی
۴۹۵	۱۰.۵. توزیع فشار
۴۹۸	۱۰.۶. مشخصات موج ضربه‌ای
۴۹۹	۱۰.۷. موج مایل (Oblique wave)
۵۰۰	۱۰.۸. اثرات شکل‌گیری موج ضربه

۵۰۱	۱۰،۸،۱	اثر موج ضربه بر نیروی لیفت :
۵۰۳	۱۰،۸،۲	اثرات موج ضربه‌ای بر شیب منحنی لیفت و CL MAX
۵۰۴	۱۰،۸،۳	اثر موج ضربه‌ای بر نیروی درگ
۵۱۰	۱۰،۹	Buffet
۵۱۲	۱۰،۹،۱	Load factor
۵۱۲	۱۰،۹،۲	Mach number
۵۱۳	۱۰،۹،۳	Angle of attack
۵۱۵	۱۰،۹،۴	Weight
۵۱۵	۱۰،۹،۵	CG Position
۵۱۶	۱۰،۱۰	The Buffet Margin
۵۱۶	۱۰،۱۱	Use of the Onset chart
۵۱۹	۱۰،۱۲	تأخیر و یا کاهش در اثرات فشرده‌گی
۵۱۹	۱۰،۱۲،۱	مقاطع بال (Wing sections)
۵۲۰	۱۰،۱۲،۲	Sweepback
۵۲۳	۱۰،۱۲،۳	Vortex generator
۵۲۴	۱۰،۱۲،۴	قانون مساحت (Area rule)
۵۲۸	۱۰،۱۲،۵	Mach trim
۵۲۹	۱۰،۱۲،۶	ایرفویل فوق بحرانی (Supercritical airfoil)
۵۳۱	۱۰،۱۳	گرمايش آيروديناميكي (Aerodynamic heating)
۵۳۲	۱۰،۱۴	زاویه ماخ (Mach angle)
۵۳۴	۱۰،۱۵	مخروط ماخ (Mach cone)
۵۳۴	۱۰،۱۵،۱	منطقه تأثیرپذیر (Zone of Influence)
۵۳۵	۱۰،۱۶	موج کمانی (Bow Wave)
۵۳۷	۱۰،۱۷	موج‌های انبساطی (Expansion waves)
۵۳۹	۱۰،۱۸	Sonic Bang
۵۴۰	۱۰،۱۹	Sweepback – Fact sheet

فصل ۱

تاریخچه هوانوردی

HISTORY OF AVIATION





۱.۱. نمای کلی

گسترده‌گی تاریخ هوانوردی به بیش از دو هزار سال، یعنی از زمان شکل‌گیری صورت‌های اولیه هوانوردی مانند بادبادک‌ها و تلاش انسان برای پرش از ارتفاعات تا پروازهای مافوق صوت امروزی می‌رسد. تاریخ به پرواز درآوردن بادبادک‌ها به چند صد سال قبل از میلاد مسیح در کشور چین باز می‌گردد که پس از آن، این عمل بتدریج در سراسر دنیا انتشار پیدا نمود و می‌توان چنین متصور شد که بادبادک‌های پرواز داده شده توسط چینی‌ها، اولین وسایل پروازی ساخت دست بشر بوده‌اند.

در قرن پانزدهم، لئوناردو داوینچی با وجود آنکه هیچ تلاشی برای ساخت وسایل پرنده انجام نداده بود، اما به کمک تصورات و تخیلات خود، توانست یک سری طرح‌های عقلانی ولی غیر علمی از این وسایل را ارائه نماید.

کشف هیدروژن در قرن هجدهم، سبب گردید تا بالون هیدروژن نیز ساخته شود که تقریباً در همان زمان، برادران مونتگولفی^۱ نیز توانستند بالون هوای گرم را کشف و پروازهای بشری را شروع کنند.

تئوری‌های مختلفی که توسط دانشمندان در خصوص علم مکانیک به ویژه مباحث دینامیک سیالات و قوانین حرکت نیوتن، در طی یک دوره خاص زمانی مطرح شد، منجر به پیدایش علم آیرودینامیک نوین گردید که در این بین، نقش سر جورج کابلی^۲ بسیار پر رنگ بود.

لغت Aviation، اسم مصدر ریشه Avis (در زبان لاتین به معنای پرنده) به همراه پسوند ation (به معنای عمل یا در حال عمل) می‌باشد که در سال ۱۸۶۳ توسط یک پیشگام فرانسوی به نام جوزف گابریل دلالاندل^۳ در کتاب هوانوردی یا ناوبری هوایی بدون بالون^۴ ابداع گردید.

تجربیات به‌دست آمده از پرواز گلابدرها سبب گردید تا زمینه طراحی و ساخت وسایل پرنده سنگین‌تر از هوا نیز فراهم آید. در ادامه با پیشرفت تکنولوژی موتورها و علم آیرودینامیک که در اوایل قرن بیستم صورت گرفت، پرواز تحت نیروی جلو برنده برای اولین بار ممکن گردید. هواپیماهای مدرن با مشخصه دم نیز در سال ۱۹۰۹ ساخته شدند و از آن زمان به بعد، تاریخ ساخت هواپیما به توسعه موتورهای قدرتمند و قدرتمندتر گره خورد.

¹ Montgolfier brothers

² Sir George Cayley

³ Guillaume Joseph Gabriel de La Landelle

⁴ Aviation ou Navigation aérienne sans ballon



اولین وسایل پروازی بزرگی که با هوا کار می‌کردند، بالون‌های اسکلت‌دار هدایت‌پذیری بودند که توسط فردیناند ون زیپلین^۱ توسعه داده شده بودند، به طوری که خیلی زود تبدیل به کشتی‌های هوایی گردیدند و می‌توانستند مسافت‌های طولانی را پرواز کنند. بعد از جنگ جهانی دوم، کشتی‌های هوایی جای خود را به هواپیماهای مدرن هم‌زمان خود دادند که این هواپیماها بواسطه موتورهای جت نیرومند خود، موجب انقلابی گسترده در هر دو جبهه مسافری و نظامی گردیدند.

اواخر قرن بیستم، باعث گردید تا یک پیشرفت شگرفی در سیستم‌های آلات دقیق پروازی و سیستم‌های هدایت اتوماتیک هواپیما صورت بگیرد، به طوری که امروزه در قرن بیست و یکم، شاهد استفاده گسترده از هواپیماهای بدون سرنشین با اهداف نظامی و غیر نظامی هستیم.

۱،۲. شروع ابتدایی

۱،۲،۱. پرش از ارتفاع

منشاء و اساس میل و آرزوهای بشر در خصوص پرواز، به گذشته‌های بسیار دور بازمی‌گردد. مطابق افسانه‌های اولیه، افرادی با ساخت پوشش‌های دست‌ساز، همانند بال پرندگان برای خود بال درست می‌کردند و با پریدن از یک بلندی سعی بر پرواز کردن می‌نمودند. افسانه دیدالوس و ایکاروس^۲ یکی از ابتدایی‌ترین افسانه‌های شناخته شده در این رابطه است و مابقی افسانه‌ها سرمنشا از هندوستان، چین و عصر سیاه اروپا دارند. در خلال زمانی که این افسانه‌ها نقل می‌شدند، نیروهای بالابرنده، پایداری و کنترل وسایل پرنده هنوز کشف نشده بود و همین موضوع سبب گشته بود تا تمام تلاش‌ها به منظور پرواز کردن، منجر به صدمات جدی و حتی مرگ شود.



شکل ۱-۱ دیدالوس در حال کار بر روی بال‌های ایکاروس، برگرفته از کتاب

Meyers Lexikon

^۱ Ferdinand von Zeppelin

^۲ Daedalus and Icarus



ابتدایی‌ترین مدرک در رابطه با پرش از ارتفاعات، به سال ۸۵۲ میلادی (قرون وسطی اروپا) بازمی‌گردد. در آن زمان، فردی به نام آرمن فیومن^۱ ملقب به عباس بن فرناس (Abbas ibn Farnas) توانسته بود تا با پوشاندن بدن خود با پرهای کرکس و متصل کردن دو بال چوبی به بازوان خود، از روی یک بلندی در شهر کوردوبای اسپانیا به پرواز درآید. در ادامه، افراد رویاپردازی همانند ایلمرف مالمسبوری^۲ ملقب به الیور^۳ و سایر افراد، این راه را تا قرن‌های بعد ادامه دادند. بطور مثال در سال ۱۸۱۱ مخترعی به نام آلبرچ بریلینگر^۴ موفق به ساخت وسیله‌ای شد که در آن، بال‌ها حول یک محور نوسان می‌کردند ولی اجازه دوران نداشتند. آزمایش پروازی وی ناموفق بود که باعث گردید بعد از پرش، به رودخانه دانوب^۵ واقع در کشور آلمان بیفتد.



شکل ۱-۲ طرحی از وسیله پروازی آلبرچ بریلینگر بر روی یک تمبر آلمانی



شکل ۱-۳ مجسمه عباس بن فرناس، واقع در یکی از میدان‌های شهر عراق

1 Armen Firman

2 Eilmer of Malmesbury

3 Oliver

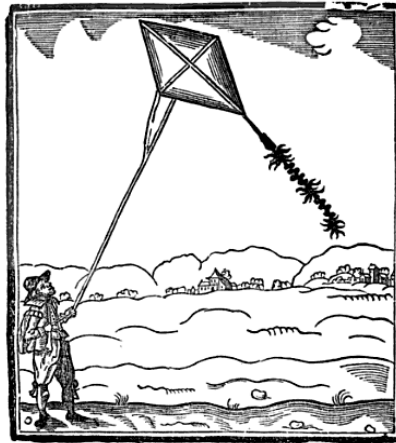
4 Albrecht Berblinger

5 Danube



۱,۲,۲. بادبادک‌ها

بادبادک^۱ را می‌توان به عنوان اولین وسیله پروازی ساخت دست بشر دانست که تاریخ ساخت آن به پنج قرن پیش از میلاد در کشور چین باز می‌گردد. این طراحی و ساخت، توسط یک اندیشمند به نام موزی^۲ و یک استاد نجار به نام لوبان^۳ صورت گرفت و طراحی‌های بعدی، متأثر از حیواناتی مثل پرنده‌گان و سایر چارپایان بود که در بعضی موارد از حیوانات افسانه‌ای نیز الهام گرفته می‌شد. در آن زمان ساخت بادبادک‌ها توسط ریسمان و نخ صورت می‌گرفت و گاه‌ها، آنها را به یک مجرای تولید صدا نیز مجهز می‌نمودند تا در حین پرواز، صدای موزیکالی را در هوا پخش کنند. اسناد و مدارک مربوط به چین باستان حاکی از آن است که در آن زمان، از بادبادک‌ها به منظور اندازه‌گیری فاصله‌ها، آزمایش جهت باد، بلند کردن انسان از روی سطح زمین، علامت دادن و ارسال پیام‌ها استفاده می‌کردند. علم ساخت بادبادک، از کشور چین به تمام نقاط دنیا انتشار پیدا نمود که بعد از معرفی این علم در کشور هند، بادبادک‌ها بیشتر به حالت جنگی درآمدند. در این حالت، با نصب یک سری نوار ساینده و برنده به بادبادک‌ها سعی به صدمه وارد کردن به دیگر بادبادک‌ها می‌کردند.



The Ferry-Drake or Kite

شکل ۱-۴ عکسی از پرواز یک بادبادک چوبی، برگرفته از کتاب John Bate بنام اسرار طبیعت و هنر، سال ۱۶۳۵ میلادی

¹ kite

² Mozi

³ Lu Ban

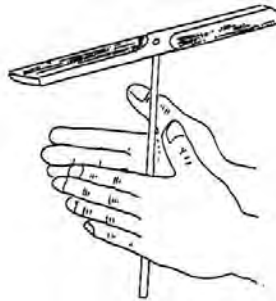


۱,۲,۲,۱. بادبادک‌های حمل‌کننده انسان

این اعتقاد وجود دارد که بادبادک‌های حمل‌کننده انسان^۱، برای هر دو منظور نظامی و غیر نظامی و حتی گاهاً به عنوان وسیله‌ای برای مجازات و تنبیه در چین باستان مورد استفاده قرار می‌گرفته است که یکی از این پروازهای مجازات‌گونه، مربوط به یک پرواز ثبت شده، در خصوص یک اسیر متعلق به شاهزاده‌ای چینی، در زمان قرن ششم بعد از میلاد می‌باشد. موضوع ساخت بادبادک‌های حمل‌کننده انسان، در کشور ژاپن نیز به دنبال معرفی آن از کشور چین به تمام نقاط جهان، که از حدود قرن هفتم پس از میلاد آغاز شد، مطرح گردید. گفته می‌شود که در برحه‌ای از زمان، یک قانون ژاپنی علیه بادبادک‌های حمل‌کننده انسان وجود داشته است.

۱,۲,۳. بال‌های چرخان (Rotor wings)

جرقه‌های اولیه برای استفاده از یک وسیله چرخشی به منظور انجام یک پرواز، به ۴۰۰ سال قبل از میلاد باز می‌گردد که در آن زمان، یک اسباب‌بازی باستانی چینی به نام بامبو کوپتر^۲ وجود داشت که با چرخاندن سریع محور آن، شروع به حرکت به سمت بالا می‌نمود.



شکل ۱-۵ طرحی از عملکرد یک بامبوکوپتر

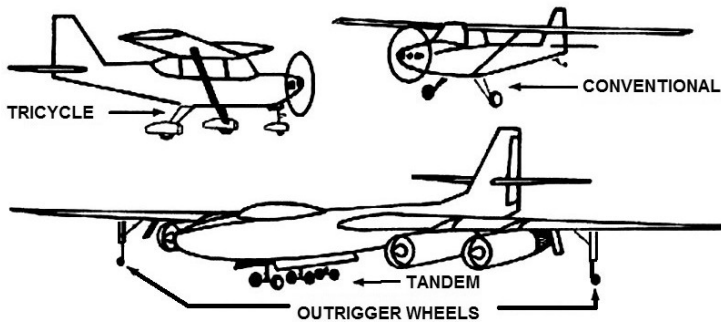
۱,۲,۴. بالون‌های هوای گرم

چینی‌ها از دوران باستان، متوجه این موضوع شده بودند که هوای گرم به سمت بالا حرکت می‌کند و از اصول اولیه همین موضوع، در بالون‌های هوای گرم خود به نام فانوس هوایی^۳ استفاده می‌کردند. یک فانوس هوایی، شامل یک کاغذ بالون به همراه یک فانوس کوچک می‌باشد که در زیر، یا دقیقاً درون آن

¹ Man-Carrying Kites

² Bamboo-copter

³ Sky lantern



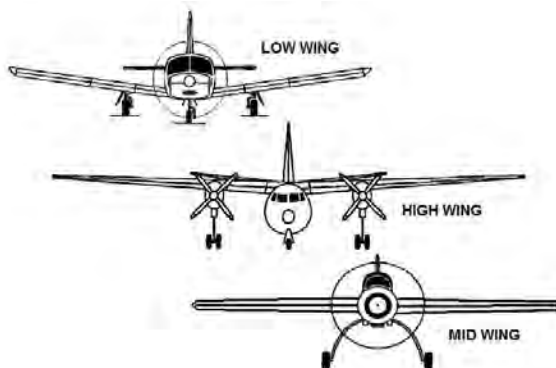
شکل ۳-۴

۳,۳,۶. بال (Wing)

هوایما، بمنظور پرواز کردن، نیازمند نیرویی است که جهت این نیرو، می‌بایست در خلاف جهت نیروی وزن هوایما باشد. این نیرو، توسط Wing یا همان بال تولید می‌شود و به همین خاطر، بال را می‌توان حساس‌ترین و موثرترین قسمت یک هوایما دانست. به دلیل حساس بودن بال، در پروسه ساخت آن، دقت و ظرافت خاصی به کار گرفته می‌شود. به قسمت جلویی بال، لبه حمله (Leading edge) و به قسمت انتهایی آن، لبه فرار (Trailing edge) گفته می‌شود.

۳,۳,۶,۱. موقعیت بال

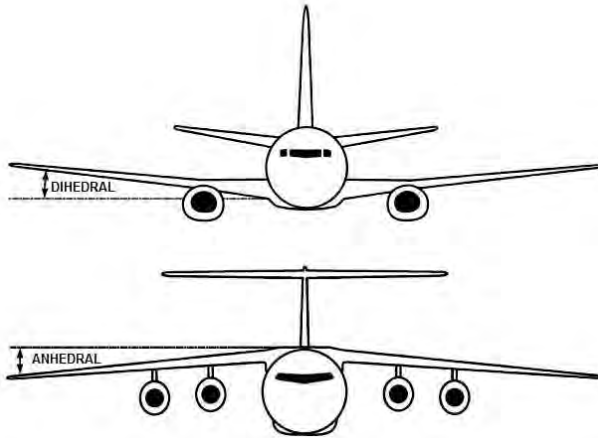
موقعیت و محل قرارگیری بال نسبت به بدنه، بنا به طراحی و کارایی هوایما تعیین می‌گردد. به حالتی که در آن، بال به‌طور کامل بالای بدنه نصب گردد، High wing و به حالتی که بال در میانه بدنه نصب شود، Mid wing و به حالتی که بال، زیر بدنه نصب شود، Low wing گفته می‌شود.



شکل ۳-۵

**Dihedral and Anhedral .۳,۳,۶,۲**

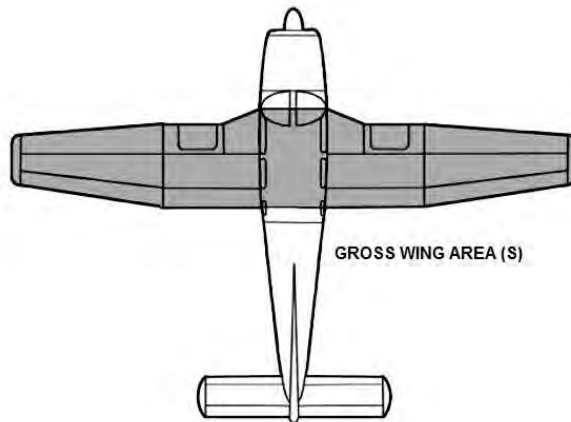
بر اساس آنچه که در فصل‌های آینده بررسی می‌کنیم، بمنظور بهبود عملکرد هواپیما، می‌توان بال‌ها را نسبت به خط افق، تحت یک شیب طراحی نمود. بالی که نسبت به خط افق، دارای شیبی به سمت بالا باشد، Dihedral و بالی که دارای شیب به سمت پایین باشد، Anhedral گفته می‌شود.



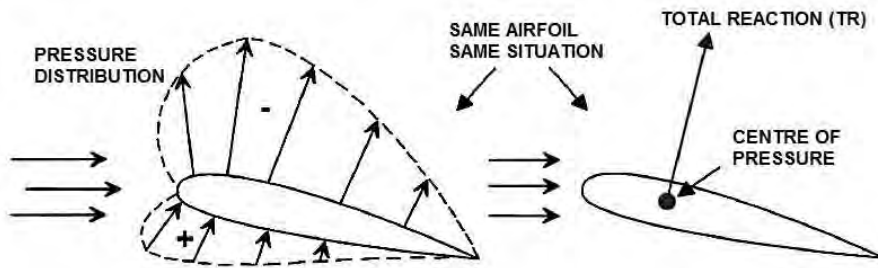
شکل ۳-۶

Gross wing area(s) .۳,۳,۶,۳

به مجموع مساحت خالص بال‌ها و آن قسمت از بال، که روی بدنه قرار می‌گیرد، و با بدنه اشتراک دارد، Gross wing area می‌گوییم.



شکل ۳-۷



شکل ۳۳-۴

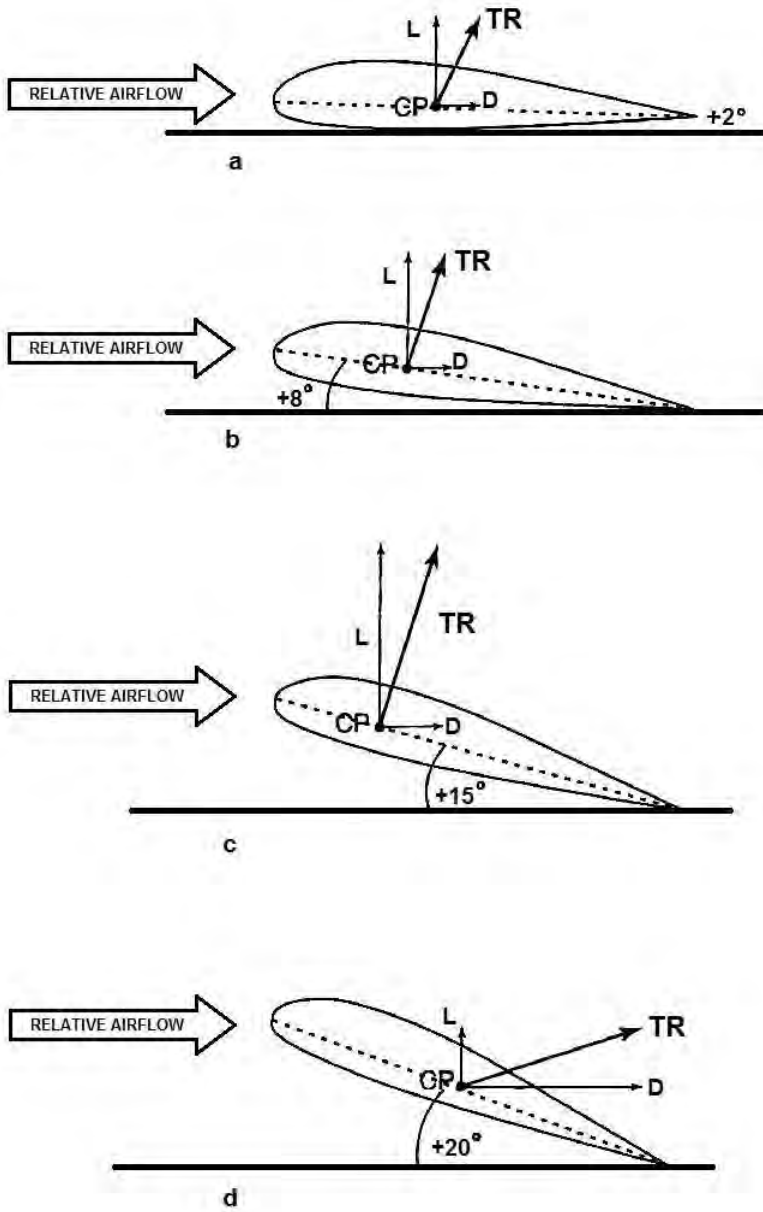
۴.۱۲.۱. جابه‌جایی مرکز فشار

هنگامی که ایرفویل با کمی زاویه حمله مثبت در مقابل جریان هوایی با سرعت مادون صوت قرار می‌گیرد، موقعیت مرکز فشار آن، روی وتر و تقریباً نزدیک مرکز ایرفویل خواهد بود. با افزایش زاویه حمله، موقعیت مرکز فشار روی وتر باقی می‌ماند، اما به بتدریج به سمت جلو حرکت می‌کند (به سمت لبه حمله). در شکل‌های ۳۳-۴ می‌توان پیشروی مرکز فشار را همراه با افزایش مقدار نیروی TR به خوبی مشاهده نمود.

هنگام عبور از زاویه حمله بحرانی، فشار منفی ماکسیمم روی سطح بال، سریعاً از بین می‌رود و باعث می‌شود، مقدار نیروی TR در یک لحظه کاهش و مرکز فشار، سریعاً به سمت لبه فرار عقب‌نشینی کند. این موضوع در شکل d نشان داده شده است. شکل‌های ۳۳-۴ نشان می‌دهند که چگونه می‌توان نیروی TR را به دو مؤلفه تجزیه نمود. نیروی لیفت، مؤلفه ای از این تجزیه می‌باشد که عمود بر باد نسبی و نیروی درگ، موازی باد نسبی قرار می‌گیرد.

- نیروی لیفت، عمود بر باد نسبی
- نیروی درگ، موازی با باد نسبی

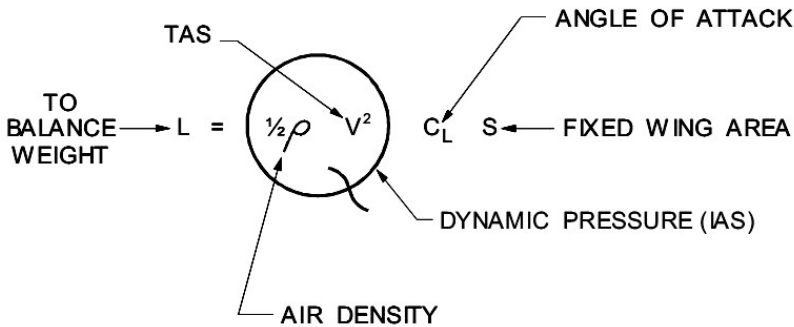
همان‌گونه که از شکل‌های a تا c مشخص است، مقدار نیروی TR پیوسته در حال افزایش است. نیروی لیفت و درگ، دو مؤلفه ای از TR هستند که اندازه آنها نیز با افزایش زاویه حمله افزایش می‌یابند اما به نسبت‌های متفاوت. مطابق شکل‌های رسم شده، افزایش نیروی لیفت نسبت به افزایش زاویه حمله (تا قبل از زاویه حمله استال) بیشتر از نیروی درگ است.



شکل ۴-۳۳

۴.۱۶. معادله اساسی لیفت

طبق گفته‌های قبلی، نیروی لیفت، نیروی خالص تولید شده ای است که به صورت عمود بر باد نسبی (مسیر پرواز) قرار می‌گیرد و نتیجه اختلاف فشار بین دو سطح بالایی و پایینی بال است. معادله نیروی لیفت به صورت زیر بیان می‌شود و یادگیری این معادله، یک عامل کلیدی در فهمیدن اصول پروازی است.



نکات

به هنگام تولید نیروی لیفت، می‌بایست توجه داشته باشیم که کمترین نیروی درگ نیز ایجاد شود، چرا که نیروی درگ، توسط نیروی پیشرانش (Thrust) خنثی می‌شود و به این خاطر که نیروی پیشرانش، توسط موتورها ایجاد می‌شود، نیروی درگ بیشتر، سبب افزایش هزینه‌های مالی ناشی از سوختن سوخت خواهد شد.

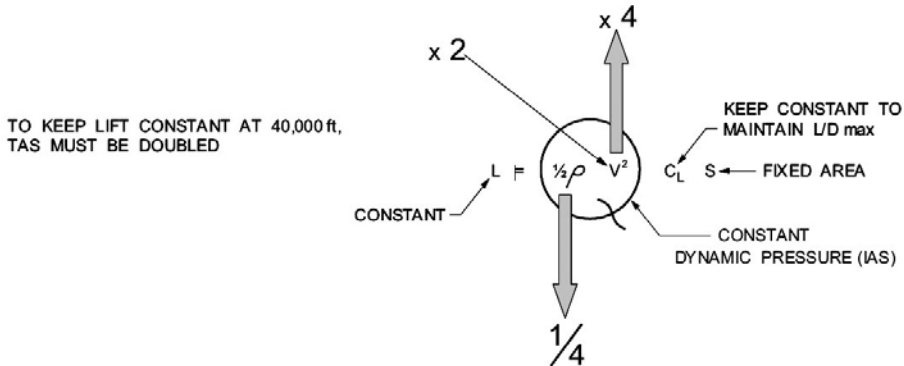
نیروی لیفت، به واسطه اختلاف فشار سطوح بالا و پایین بال ایجاد می‌شود. کاهش فشار روی سطح بالایی به واسطه شتاب‌گیری ذرات هوا صورت می‌گیرد، در نتیجه سطح روی بال باید به اندازه کافی بزرگ باشد تا نیروی لیفت مورد نیاز را فراهم آورد.

با افزایش ارتفاع، هوا رقیق‌تر می‌شود و لذا اگر با افزایش ارتفاع، سرعت هواپیما ثابت بماند، مقدار هوای عبوری از روی سطوح بال، در یک واحد زمان یکسان، کاهش می‌یابد که نتیجه آن، کاهش نیروی لیفت خواهد بود. طبق فرمول لیفت نیز می‌توان به این موضوع پی برد.

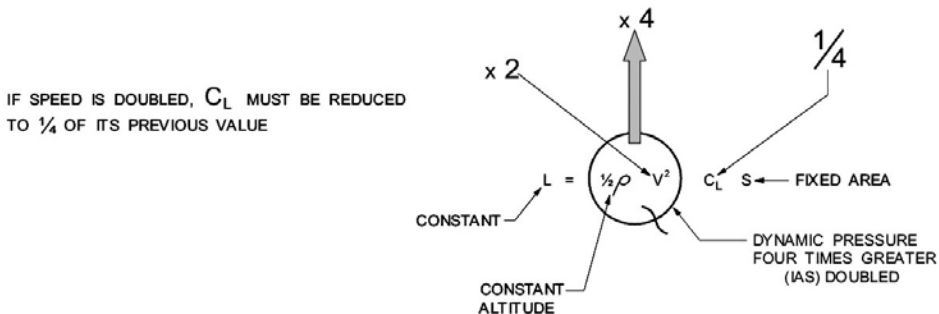
برای ثابت ماندن نیروی لیفت، می‌بایست با افزایش ارتفاع، سرعت هواپیما نیز افزایش یابد، به این خاطر که با افزایش ارتفاع، غلظت هوا (ρ) کم می‌شود و برای جبران آن باید سرعت هواپیما (V) افزایش یابد. به عنوان مثال، با توجه به اتمسفر استاندارد ICAO، غلظت هوا در ۴۰,۰۰۰ ft تنها ۱/۴ غلظت سطح دریا است. طبق فرمول لیفت، برای آنکه نیروی لیفت تغییر نکند، باید مقدار پارامترهای درون فرمول تغییر کنند.

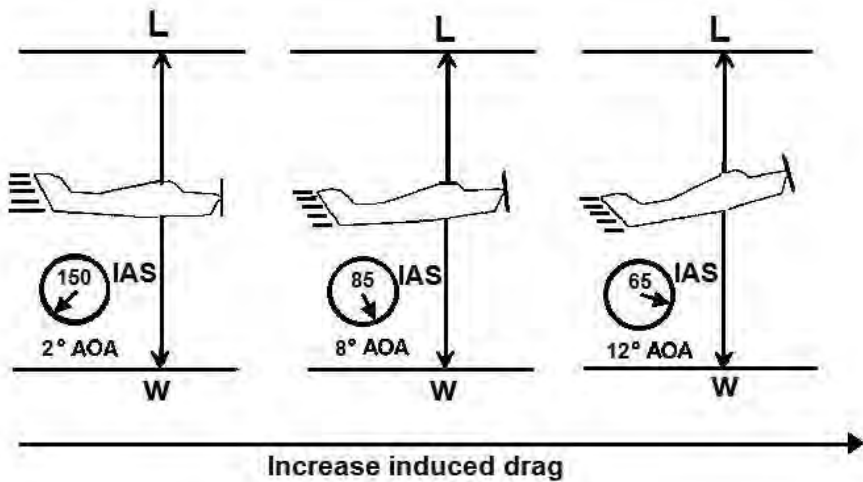


مساحت بال هواپیما ثابت است و هواپیما نیز باید در زاویه حمله بهینه پرواز کند، یعنی زاویه حمله نیز ثابت است. پارامتر باقی‌مانده، سرعت هواپیما است که طبق فرمول، برای آنکه نیروی لیفت تغییر نکند، می‌بایست سرعت هواپیما دو برابر شود.



- با استفاده از فرمول لیفت، می‌توان رابطه بین سرعت و زاویه حمله را مشخص نمود. در صورتی که بخواهیم در یک ارتفاع ثابت پرواز کنیم و نیروی لیفت ثابت بماند، می‌توان از این رابطه استفاده نمود. به عنوان مثال می‌خواهیم در سطح دریا، پروازی افقی و مستقیم الخط داشته باشیم (غلظت ثابت). در این حالت اگر سرعت هواپیما دو برابر شود، نیروی لیفت چهار برابر شده و هواپیما افزایش ارتفاع خواهد داد. برای جلوگیری از افزایش ارتفاع، می‌بایست به ناچار، نیروی لیفت را با تغییر پارامترها کاهش داد. مساحت بال (S) و چگالی هوا در این حالت ثابت است، در نتیجه برای ثابت ماندن نیروی لیفت، هواپیما باید $\frac{1}{4}$ مقدار نیروی لیفت اولیه خود را داشته باشد و برای این کاهش، می‌بایست زاویه حمله را کاهش داد. بطور خلاصه برای داشتن یک پرواز مستقیم، می‌بایست زاویه حمله را متناسب با تغییرات سرعت تغییر داد.





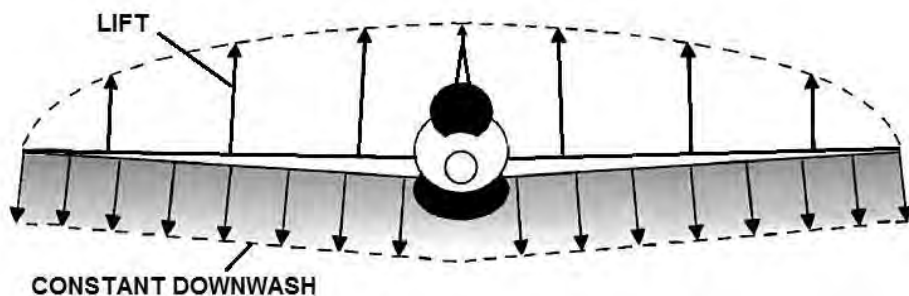
شکل ۴-۴۰

۴.۱۷. منحنی لیفت^۱

در ابتدا سه حالت پروازی را در نظر می‌گیریم. اول آن که هواپیما بخواند در پرواز مستقیم الخط، با سرعت بسیار پایین حرکت کند. دوم آنکه هواپیما در فاز فرود (Landing) باشد و به ناچار مجبور به کاهش سرعت زیاد باشد. سوم آنکه هواپیما در فاز بلند شدن از سطح زمین (Take-off) باشد و بخواند با سرعت پایین از سطح زمین جدا شود (به هر میزان که سرعت بلند شدن کمتر باشد، به طول باند کمتری نیازمند خواهیم بود). در هر سه مورد ذکر شده، شاهد هستیم که سرعت هواپیما (V) پایین آمده، که طبق فرمول لیفت، کاهش در سرعت، باعث کاهش نیروی لیفت می‌شود. می‌دانیم، برای آنکه هواپیما در هوا بماند نیازمند حداقل نیروی لیفتی است که با وزن هواپیما برابری کند، پس نیروی لیفت می‌بایست هم‌زمان با کاهش سرعت در موارد ذکر شده جبران شود.

هنگامی که به فرمول لیفت در فازهای گفته شده نگاه می‌کنیم، می‌بینیم که غلظت هوا (ρ) و سطح بال (S)، ثابت و سرعت هواپیما در حال کاهش است. برای آنکه نیروی لیفت در این حالات جبران شود، می‌بایست مقدار C_L افزایش یابد. می‌دانیم که مقدار C_L تحت تأثیر زاویه حمله است، در نتیجه برای افزایش یا کاهش آن، می‌بایست زاویه حمله را تغییر دهیم. برای بررسی تغییرات C_L نسبت به زاویه حمله، این دو پارامتر را در یک نمودار واحد ترسیم می‌کنیم و آن را منحنی لیفت می‌نامیم.

¹ Lift curve



شکل ۳۰-۵

۵,۸. فرمول درگ القایی

فرمول درگ القایی به صورت زیر تعریف می‌شود و در آن، k عددی ثابت است که متناسب با شکل، نوع بال و موقعیت آن نسبت به بدنه به میزان کمی تغییر می‌کند. برای یک بال بیضوی شکل، مقدار k برابر با $1/\pi$ (ثابت ریاضی و برابر با $3/1416$ می‌باشد) است. این کمترین مقدار k است و بیان می‌کند که بال بیضوی کمترین درگ القایی را تولید می‌کند. هر شکل دیگری، مقدار k بزرگتری داشته و درگ القایی بیشتری نیز تولید می‌کند.

$$D_i = \frac{KL^2}{AR \times \frac{1}{2} \rho V^2 S}$$

- L نیروی لیفت
- AR نسبت منظری
- ρ چگالی
- V سرعت
- S مساحت

۵,۹. روش‌های کاهش درگ القایی

از مطالب گفته شده در مباحث قبل، متوجه شدیم که درگ القایی در سرعت‌های پایین افزایش می‌یابد، به نحوی که در سرعت‌های پایین، بیش از نصف درگ کل هواپیما را این نوع درگ به خود اختصاص می‌دهد. بنابراین، می‌بایست با ایجاد راه کارهایی سعی در کاهش این نوع درگ داشته باشیم. می‌دانیم که افزایش نسبت منظری بال ($Aspect\ ratio$)، سبب کاهش گردابه‌ها و به دنبال آن، درگ القایی می‌شود،



اما افزایش طول بال از نظر ساختمانی محدودیت دارد، چرا که سبب ایجاد نیروی گشتاوری سنگین در ریشه بال می‌شود. از روش‌های ارائه شده برای کاهش درگ القایی می‌توان به موارد زیر اشاره نمود:

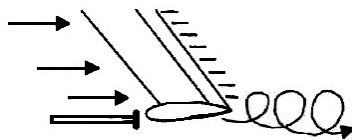
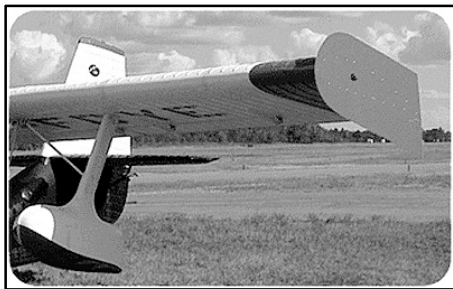
- اصلاحات نوک بال (Wing tip modifications)
- مخروطی کردن بال (Tapering the wing)
- پیچش هندسی (Geometric twist)

۵,۹,۱. اصلاحات نوک بال

اصلاحات نوک بال، بدین معنا است که با اعمال یک سری راه کارها، مقاومتی در برابر چرخش هوا در قسمت نوک بال انجام دهیم، که نتیجه این امر، کاهش میزان گردابه‌ها و نیروی درگ القایی خواهد بود. از مدل‌های رایج استفاده شده در هواپیماها، به منظور اصلاح جریان هوا در قسمت نوک بال، می‌توان به موارد زیر اشاره نمود.

۵,۹,۱,۱. Wing plate

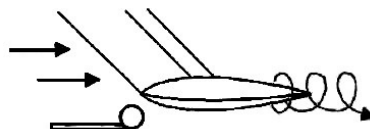
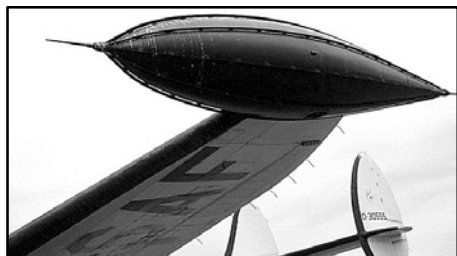
صفحه‌ای تخت می‌باشد که به نوک بال متصل می‌شود و در برابر ایجاد چرخش هوا از خود مقاومت نشان می‌دهد.



شکل ۱-۳۱

۵,۹,۱,۲. Tip tan

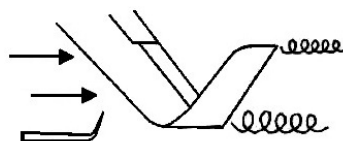
مخازنی هستند که در نوک بال نصب می‌گردند و دارای دو مزیت هستند، اول آنکه ظرفیت میزان سوخت هواپیما را بالا می‌برند و دوم آنکه روند جریان چرخشی در محل نوک بال را بهبود می‌بخشند و اثر کاهنده بر قدرت گردابه‌های نوک بال می‌گذرانند.



شکل ۲-۳۲

Winglet

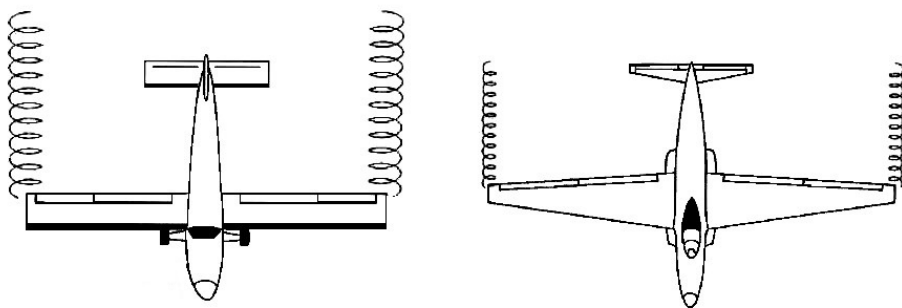
ایرفویل عمودی کوچکی است که به نوک بال متصل شده و طراحی آن به گونه‌ای است که یک مقدار نیروی آیرودینامیکی در خلاف جهت حرکت جریان چرخشی در نوک بال ایجاد می‌کند و در برابر شروع جریان چرخشی از خود مقاومت نشان می‌دهد. گردابه‌هایی که بعد از نصب Winglet ایجاد می‌شوند، نسبت به حالت بال ساده بسیار کوچکتر هستند.



شکل ۵-۳۳

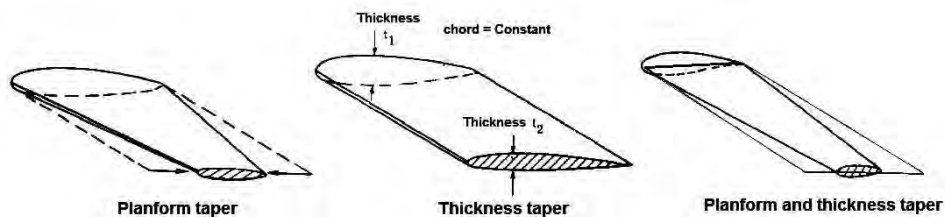
۲، ۹، ۵. مخروطی کردن بال

مخروطی کردن بال، از محل ریشه تا محل نوک، سبب می‌شود تا عرض بال در قسمت نوک (Tip) کاهش یابد و گردابه‌های ضعیف‌تری شکل بگیرد، که نتیجه آن، کاهش درگ القایی خواهد بود. از طرفی مخروطی کردن بال، سبب می‌شود تا عرض بال، در راستای طولی بال پیوسته کاهش یابد که همین موضوع سبب می‌گردد تا از لحاظ هندسی، این نوع بال، به بال بیضوی نزدیک‌تر شود و مقدار جریان downwash، در طول بال، حالت یکنواخت‌تری پیدا کند.



شکل ۵-۳۴

مخروطی کردن بال، خود نیز به سه صورت انجام می‌گیرد. حالت اول آنکه، بال از لحاظ ظاهری و نه از لحاظ ضخامت به صورت مخروطی در می‌آید که به این حالت *Taper in thickness* می‌گوییم. در حالت دوم، ضخامت بال تا قسمت نوک بال پیوسته کاهش می‌یابد، اما پهنای بال در تمام طول بال یکسان می‌ماند که به این حالت، *Taper in planform* می‌گوییم. حالت سوم، ترکیبی از دو حالت قبل است که بال از قسمت ریشه تا نوک، هم از لحاظ پهنای و هم از لحاظ ضخامت کاهش می‌یابد که به این حالت، *Taper in planform and thickness* می‌گوییم.



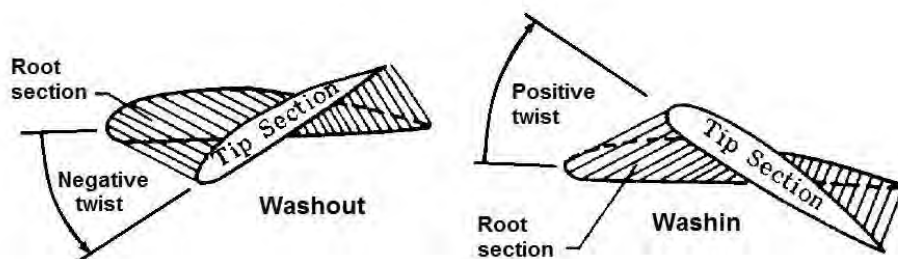
شکل ۵-۳۵

۵.۹.۳. پیچش هندسی (Geometric twist)

به طور معمول، پیچش هندسی از قسمت ریشه تا نوک بال، اعمال می‌شود به نحوی که زاویه حمله در طول بال تغییر می‌کند. کاهش تدریجی زاویه حمله به سمت نوک بال را اصطلاحاً *Washout* و عمل عکس آن را *Washin* می‌گوییم. پیچش هندسی بال، یک روش برای تغییر توزیع نیروی لیفت در کل طول بال است که به واسطه این تغییر، میزان نیروی درگ القایی نیز تغییر خواهد کرد. هنگامی که بال را *Washout* می‌کنیم، میزان زاویه حمله، به سمت نوک بال کاهش می‌یابد و به دنبال آن، نیروی لیفت نیز



به تدریج در طول بال کاهش می‌یابد و متعاقباً، کاهش در ضریب نیروی لیفت و کاهش نیروی درگ القایی در طول بال را به همراه خواهد داشت.



شکل ۵-۳۶

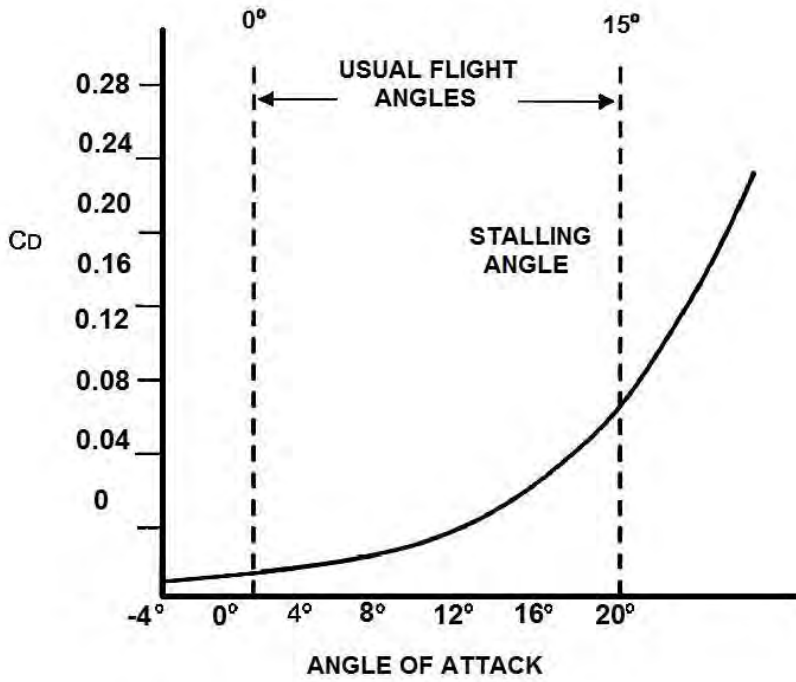
۵.۱۰. فرمول درگ

معادله درگ به صورت زیر تعریف می‌شود.

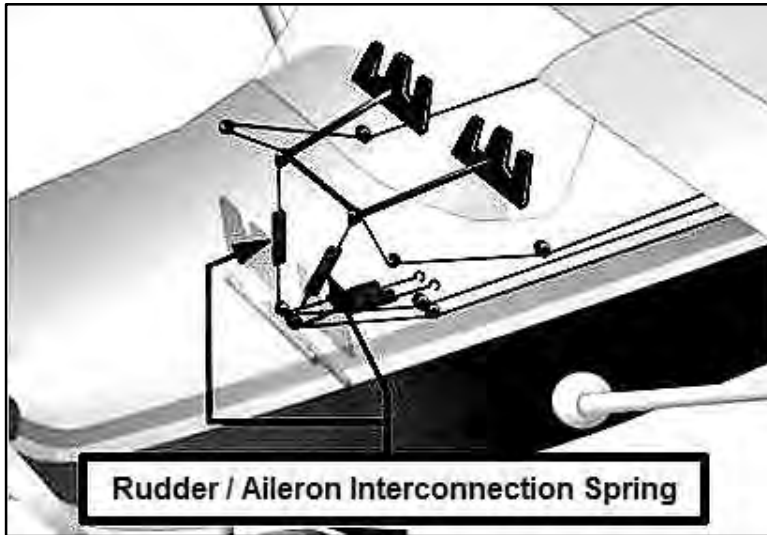
$$D = C_D \times \frac{1}{2} \rho V^2 \times S$$

نیروی درگ، همانند نیروی لیفت، دقیقاً برابر با فشار دینامیک در مساحت بال نیست، بلکه بنا به شکل، زاویه حمله و شرایط سطحی بال تغییر می‌کند. ضریب نیروی درگ، به عنوان نماینده تمامی عوامل گفته شده، در این رابطه حضور پیدا می‌کند. در مبحث نیروی درگ، بر خلاف نیروی لیفت، نیروی درگ می‌بایست به حداقل ممکن برسد. بنابراین برای افزایش راندمان هواپیما، می‌بایست مقدار ضریب نیروی درگ، تا حد ممکن کاهش یابد. این ضریب را در آزمایشگاه‌های تونل باد به دست می‌آورند. بدین صورت که در فرمول درگ، ضریب درگ را در یک طرف معادله گذاشته و پارامترهای طرف دوم را مورد اندازه‌گیری قرار می‌دهند. نیروی درگ را با وسایل آزمایشگاهی موجود در تونل باد، اندازه‌گیری و سپس با فرمول زیر ضریب درگ را محاسبه می‌کنند. گفتیم که ضریب نیروی درگ، نماینده یک سری عوامل مانند شکل و زاویه حمله بال است. نمودار ۳-۵، تغییرات ضریب نیروی درگ نسبت به زاویه حمله را نشان می‌دهد که طبق نمودار، ضریب نیروی درگ همانند ضریب نیروی لیفت با افزایش زاویه حمله افزایش می‌یابد.

$$C_D = \frac{\text{Drag}}{\frac{1}{2} \rho V^2 \times S}$$



نمودار ۵-۳



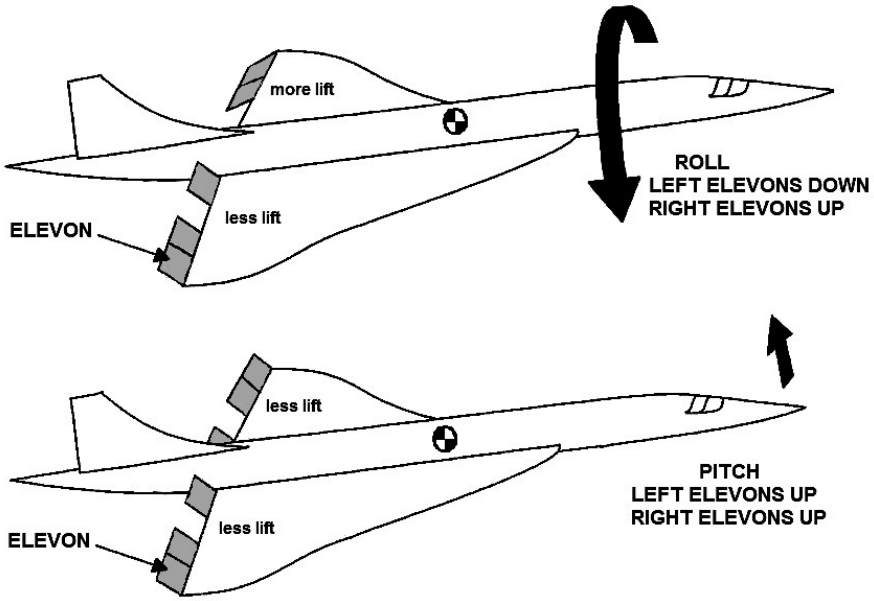
شکل ۲۸-۶

۶,۷. سطوح کنترل ترکیبی

در برخی از هواپیماها سطوح کنترل اصلی را به صورت ترکیبی طراحی می‌کنند، بدین معنا که با یک سطح کنترلی، عملکرد و نتیجه دو سطح کنترلی را به دست می‌آورند. از سطوح کنترل ترکیبی، می‌توان به موارد زیر اشاره نمود.

۶,۷,۱. Elevon

Elevon ترکیبی از دو سطح کنترلی الرون (Aileron) و الویتور (Elevator) است که با آن می‌توان دو حرکت Pitch و Roll را انجام داد. هنگامی که هر دو Elevon حرکتی موافق یکدیگر داشته باشند، نقش الویتور، و اگر بر خلاف یکدیگر عمل کنند، نقش الرون را ایفا می‌کنند و باعث می‌شوند تا دماغه به بالا یا پایین حرکت کند. اگر این سطح کنترلی، به جای انتهای بال، در قسمت دم نصب گردد، به آن Taileron می‌گوییم. دلیل این نام‌گذاری نیز این است که در این حالت، سطح کنترلی، هم نقش الرون را ایفا می‌کند و هم عملکرد سطح افقی دم (Horizontal tailplane) را به اجرا می‌گذارد.



شکل ۶-۲۹

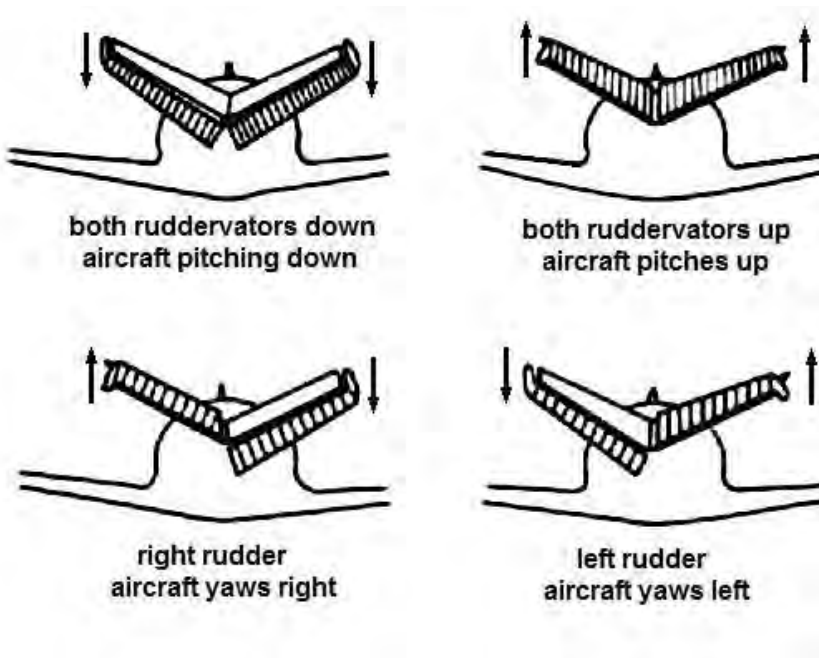


شکل ۶-۳۰



Ruddervator ۶,۷,۲

Ruddervator ترکیبی از دو سطح کنترلی رادر (Rudder) و الویتور (Elevator) است که به وسیله آن، می‌توان حرکات Pitch و yaw را انجام داد. به دلیل شکل ظاهری، به آن دم پروانه‌ای یا دم وی شکل (‘V’ or Butterfly tail) نیز گفته می‌شود. مطابق شکل ۶-۳۱ هنگامی که هر دو سطح Ruddervator موافق جهت یکدیگر حرکت کنند، سبب حرکت Pitch و اگر خلاف جهت یکدیگر حرکت کنند، باعث انجام حرکت Yaw در هواپیما می‌شوند.



شکل ۶-۳۱



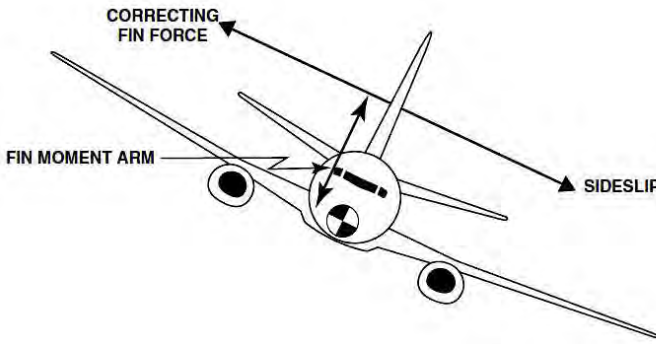
شکل ۶-۳۲



Fin ۹,۹,۱,۵

اثر Fin یا همان پایدارکننده عمودی بر پایداری جانبی را می‌توان از روی بررسی‌هایی که در مورد محل CG نسبت به مرکز سطح کناری بدنه، در قسمت قبل انجام دادیم متوجه شد. وجود سطح Fin در قسمت دم سبب می‌گردد تا میزان سطح بدنه مؤثری که بالاتر از محل CG قرار می‌گیرد بیشتر و حالت پاندولی هواپیما افزایش یابد. نتیجه این امر، افزایش در پایداری جانبی خواهد بود.

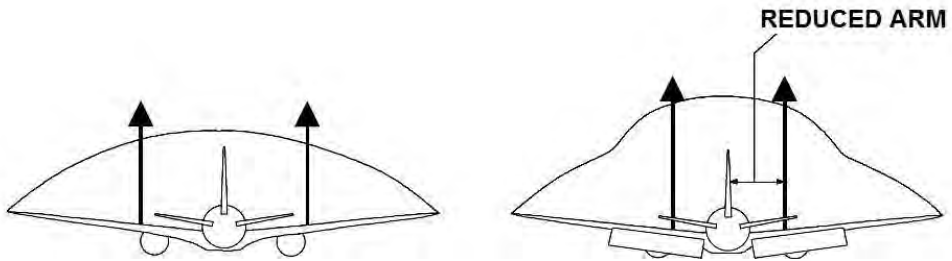
حال اگر Fin را به صورت تنها و بدون اثر سطح بدنه بررسی کنیم، باز هم به نتیجه پایدارکنندگی این سطح خواهیم رسید. مطابق شکل ۹-۵۱، هرگاه هواپیما از حالت تعادل، خارج و شروع به سر خوردن کند، جریان باد نسبی که خلاف حرکت هواپیما به سطح Fin برخورد می‌کند، نیرویی به این سطح وارد خواهد آورد که ضرب شدن این نیرو در فاصله اش تا محل CG، گشتاوری تصحیح کننده در هواپیما به وجود می‌آورد. این گشتاور، هواپیما را به حالت تعادل اولیه باز می‌گرداند. میزان تأثیر سطح Fin نیز به میزان فاصله CG هواپیما تا مرکز سطح Fin بستگی دارد.



شکل ۹-۵۱

۹,۹,۱,۶ فلپ‌ها و موتور

هنگامی که فلپ‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرند و به طور کامل باز می‌شوند، میزان نیروی لیفت، در قسمت داخلی بال‌ها به طور چشمگیر افزایش می‌یابد. مطابق شکل ۹-۵۲ محل وارد شدن نیروی لیفت مؤثر به قسمت داخلی نزدیک‌تر می‌شود. می‌دانیم که اگر هواپیما بر اثر یک نیروی خواسته یا ناخواسته دچار سر خوردن شود، میزان اختلاف نیروی لیفت ایجاد شده روی دوبال، دوباره هواپیما را به حالت تعادل باز می‌گرداند. حال اگر فلپ‌ها باز باشند، میزان بازوی گشتاوری نیروی لیفت دو بال، مطابق شکل کاهش می‌یابد و در نتیجه، میزان گشتاور تصحیح کننده، ناشی از اختلاف نیروی لیفت ایجاد شده، کمتر خواهد بود و بدین‌گونه میزان پایداری جانبی کاهش می‌یابد.



شکل ۵۲-۹

اثر موتورها نیز بستگی به نوع موتور دارد. اثر موتورهای جت بر پایداری جانبی تقریباً قابل چشم‌پوشی است اما در هواپیماهای ملخی، این اثر چشمگیر است. در هواپیمایی که از موتور ملخی استفاده می‌کند، جریان هوای پرسرعت پشت ملخ‌ها، از اطراف قسمت داخلی بال عبور می‌کنند و با افزایش فشار دینامیک در این نواحی، نیروی لیفت این نواحی افزایش می‌یابد. حال مانند حالتی که فلپ‌ها باز می‌شوند، محل نیروی لیفت مؤثر به قسمت داخلی بال نزدیک می‌شود. بدین‌گونه، اثر گشتاورهای تصحیح‌کننده ناشی از اختلاف نیروی لیفت که بعد از سر خوردن هواپیما ایجاد می‌گردد کاهش می‌یابد. اثر موتورهای ملخی بر پایداری جانبی، در حالتی چشمگیر می‌شود که موتورها با توان بالا کار کنند و سرعت هوایی (Airspeed) هواپیما کم باشد. حالت ذکر شده در فازهای لندینگ و تیک‌آف رخ می‌دهد.

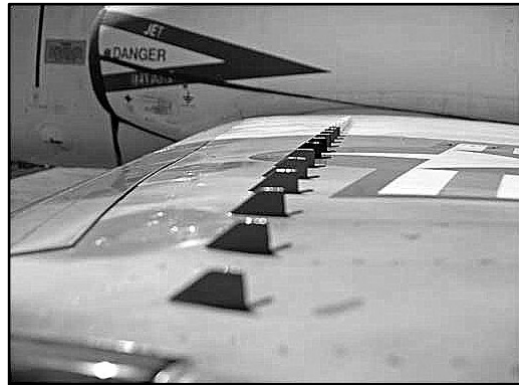
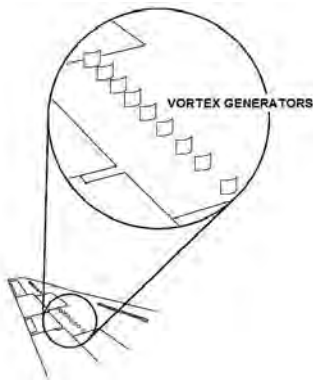
۹,۹,۱,۷ نتیجه‌گیری

با بررسی اثرات اجزای مختلف هواپیما بر پایداری جانبی، می‌توان متوجه شد که در رسیدن به یک پایداری جانبی مطلوب، مسائل غامض و پیچیده‌ای وجود دارد. برای رسیدن به سرعت‌های بالا، بال‌ها به صورت Sweepback طراحی می‌شوند اما از عوارض جانبی این طراحی، افزایش در پایداری جانبی است که خود، بوجود آورنده یک مشکل در طراحی است. از این رو، در طراحی بال‌های Sweepback میزان Dihedral بال را کاهش می‌دهند تا افزایش در پایداری جانبی کاهش یابد. همچنین اگر نیاز باشد که پایداری جانبی افزایش یابد، بال را در قسمت بالای بدنه نصب می‌کنند و بدین صورت، پایداری جانبی تا حدودی افزایش می‌یابد. توجه داشته باشید، هنگامی که بال‌ها به صورت Sweepback و بالای بدنه نصب می‌گردند، پایداری جانبی به صورت چشمگیر افزایش می‌یابد. در این حالت برای کاهش پایداری جانبی، بال‌ها را به مقدار زیادی Anhedral طراحی می‌کنند. در شکل‌های ۵۳-۹ و ۵۴-۹ می‌توان نمونه‌ای بارز از Dihedral کردن را به خوبی مشاهده نمود.



سریعاً از روی سطح بلند شود. Vortex Generators، ابزارهای بسیار ساده‌ای هستند که نصب آنها روی سطوح بال، سبب می‌شود تا انرژی جنبشی ذرات هوا تا حدودی احیاء گردد. مطابق شکل ۱۰-۲۰ این ابزارها از لحاظ ظاهری، تیغه‌های بسیار کوچکی هستند که در طول بال نصب می‌شوند.

طریقه کار این تیغه‌ها بدین صورت می‌باشد که هر تیغه، با ایجاد یک گردابه در قسمت نوک خود، انرژی زیادی به جریان هوای آزاد عبوری از روی سطح، القا می‌کند و سپس این جریان پر انرژی، با جریان لایه مرزی ترکیب می‌شود. بنابراین، بدین طریق، انرژی جنبشی لایه مرزی افزایش و روند جدایش جریان در وضعیت تشکیل موج ضربه بهبود پیدا می‌کند. به طور معمول این تیغه‌ها را بر روی سطوح بالایی بال و در مقابل سطوح کنترل نصب می‌کنند، اما ممکن است در سطوح دیگر هواپیما، که جدایش جریان در آن قسمت‌ها، میزان نیروی درگ زیادی تولید می‌کند نیز نصب گردند. توجه داشته باشید که این ابزارها تنها مورد استفاده برای سرعت‌های بالا نیستند، بلکه در سرعت‌های مادون صوت نیز برای تأخیر در استال بال مورد استفاده قرار می‌گیرند.



شکل ۱۰-۲۰

۱۰، ۱۲، ۴. قانون مساحت (Area rule)

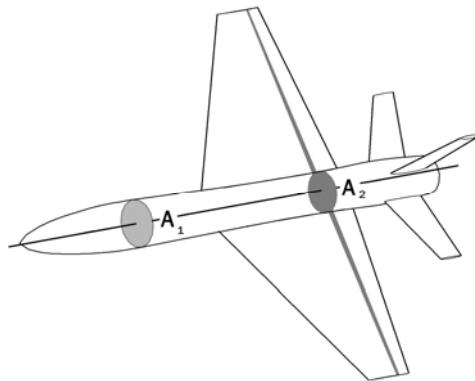
در فصل نیروی درگ، بررسی کردیم که مجموع نیروی درگ دو جزء بال و بدنه هواپیما را هنگامی که جدا از یکدیگر بررسی می‌کنیم، کمتر از زمانی می‌شود که این دو جزء را به یکدیگر اتصال می‌دهیم. دلیل این امر را نیز به وجود آمدن محل اتصال، بین سطوح بال و بدنه بیان کردیم و این درگ ناشی از اتصال سطوح را تحت عنوان درگ تداخلی (Interference drag) شناختیم. درگ تداخلی، با افزایش سرعت هواپیما، به خصوص درحین عبور از محدوده گذر صوتی، به طور چشمگیر افزایش می‌یابد، و از آن جهت که افزایش در نیروی درگ امری نامطلوب به شمار می‌رود، می‌بایست با ارائه روشی، از افزایش درگ



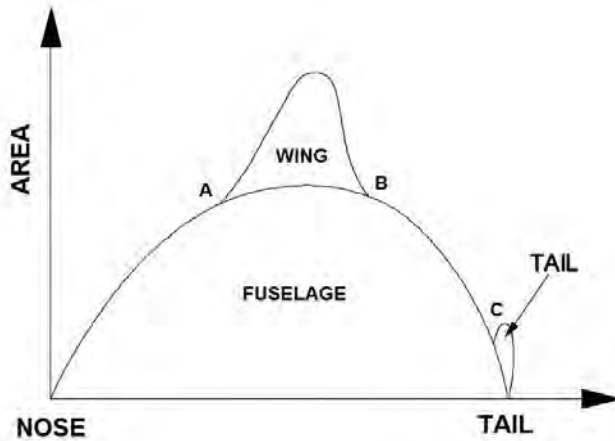
تداخلی در سرعت‌های بالا جلوگیری نمود. برای رسیدن به این هدف، طراحان هواپیما، در طراحی خود، از قانونی به نام قانون مساحت (Area Rule) استفاده می‌کنند که در ادامه به بررسی آن می‌پردازیم.

هرگاه مطابق شکل ۲۱-۱۰ مساحت تمام سطح مقطع‌های مختلف هواپیما (عمود بر خط طولی)، از قسمت نوک تا انتهای دم محاسبه شوند، آن‌گاه می‌توان تغییرات در مساحت سطح مقطع‌ها را، نسبت به طول هواپیما، در یک نمودار، مانند نمودار ۱۶-۱۰ رسم نمود. توجه داشته باشید که به دلیل تفاوت در ساختمان هواپیماهای مختلف، برای هر هواپیما، یک نمودار مخصوص ترسیم می‌شود. مطابق نمودار، مساحت سطح مقطع نوک هواپیما صفر می‌باشد و به هر میزان که به سمت دم حرکت می‌کنیم، به تدریج، مساحت سطح مقطع بدنه افزایش می‌یابد، تا جایی که به محل شروع بال‌ها می‌رسیم. با رسیدن به این محل، اضافه شدن مساحت سطح مقطع بال‌ها، به مساحت سطح مقطع بدنه، میزان مساحت کل را افزایش می‌دهد، و منحنی، مقدار بیشتری به سمت بالا می‌رود. با عبور از بال‌ها، مساحت سطح مقطع بدنه، دوباره شروع به کاهش کرده تا جایی که به مقدار صفر می‌رسد. مساحت سطح مقطع سطوح دم نیز، در انتهای نمودار رسم شده است.

قانون مساحت، بیان می‌کند که برای جلوگیری از افزایش چشمگیر نیروی درگ تداخلی، در سرعت‌های بالا، می‌بایستی که منحنی رسم شده، تا حد امکان به طور یکنواخت رسم شود، بدین معنا که افزایش و یا کاهش شدید در شیب منحنی نداشته باشیم. نقاط A، B، C، نشان داده شده، نقاطی هستند که در آنها تغییرات در شیب منحنی بسیار زیاد است.

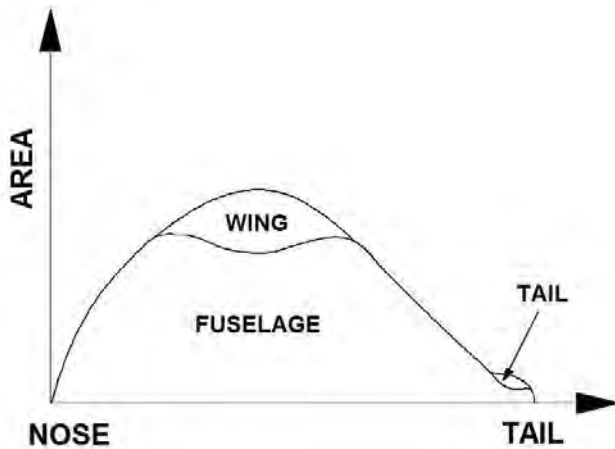


شکل ۲۱-۱۰

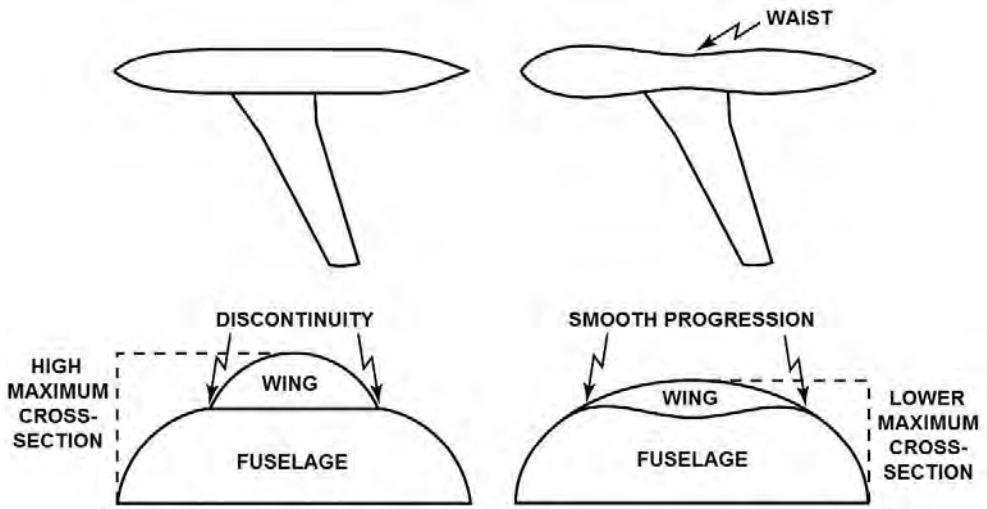


نمودار ۱۰-۱۶

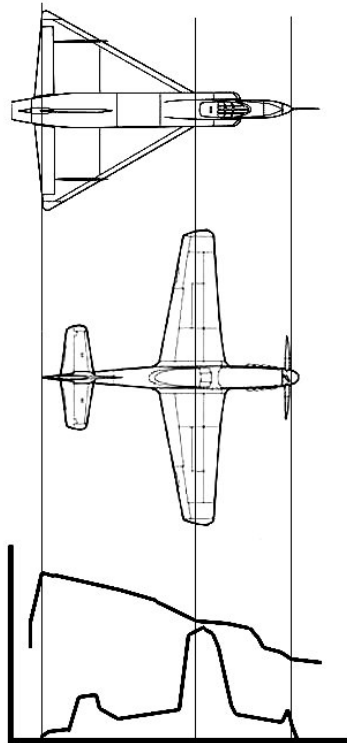
نمودار ۱۰-۱۶ که مورد بررسی قرار گرفت، مربوط به یک هواپیمای قدیمی بود که در طراحی آن، قانون مساحت رعایت نشده بود، اما امروزه با بکارگیری روش‌هایی، قانون مساحت را در طراحی هواپیما رعایت می‌کنند و بدین‌گونه، میزان نیروی درگ تداخلی را تا حد امکان کاهش می‌دهند. نمودار ۱۰-۱۷ همان نمودار ۱۰-۱۶ می‌باشد، اما با این تفاوت که با تغییراتی در طراحی، قانون مساحت در آن رعایت شده است. مطابق نمودار، کاهش مساحت سطح مقطع بدنه در قسمت بال و دم، سبب شده تا منحنی به حالت یکنواخت درآید.



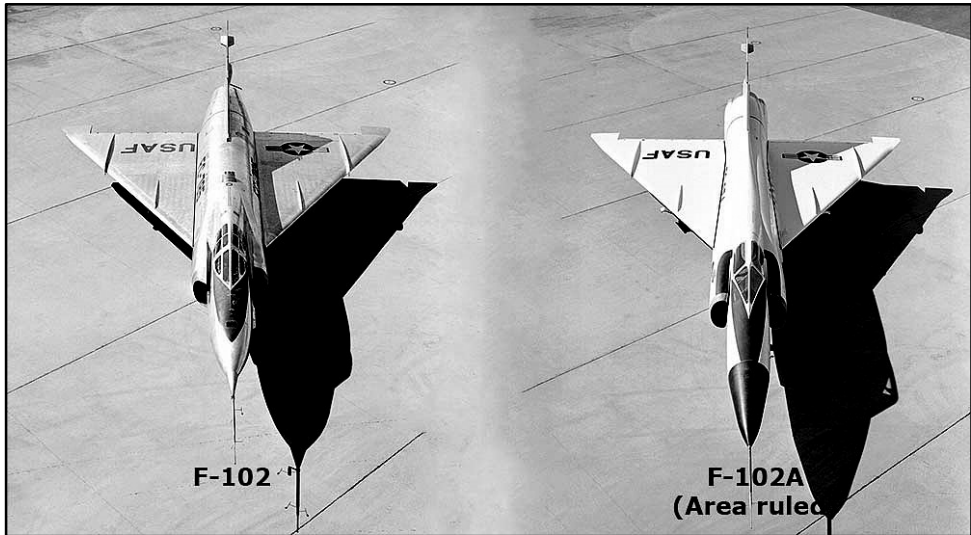
نمودار ۱۰-۱۷



شکل ۱۰-۲۲



شکل ۱۰-۲۳



شکل ۱۰-۲۴

Mach trim ۱۰,۱۲,۵

در قسمت‌های قبل، با پدیده افتادگی دماغه و علت به وجود آمدن آن، در محدوده گذر صوتی آشنا شدیم و ذکر کردیم، این پدیده تحت عنوان Tuck Under شناخته می‌شود. برای مقابله با این پدیده نامطلوب، می‌توان از Muck trim استفاده کرد. این سیستم، نسبت به عدد ماخ حساس است و با انجام یکی از موارد زیر، با افتادگی دماغه در عدد ماخ‌های بالا (Tuck Under) مقابله می‌کند. توجه داشته باشید که این سیستم، در اصل، فراهم کننده پایداری طول هواپیما است و تنها در عدد ماخ‌های بالا فعال می‌شود.

- خم کردن الویتور به سمت بالا
- کاهش Incidence Angle سطح دم، در مواردی که زاویه نصب سطوح دم تغییر پذیر باشد
- انتقال محل CG به سمت جلو، توسط جابجایی سوخت بین تانک‌ها