فصل اول

«مقدمه»

مرور کلی بر مفهوم طراحی

به‌طورکلی طراحی فرایند تخمین، بررسی و ارائه ساختاری نو از یک سیستم بوده و به دو بخش تفکیک می‌شود:

تحلیل (Analysis): در این مرحله، مسئله به اجزای کوچک و ساده که هریک به آسانی قابل فهم باشد، تقسیم‌بندی شده و هر جزء نقشی مجزا خواهد داشت.

تلفیق و ترکیب (Synthesis): در این مرحله، اجزای متفاوت در یک مجموعه و با یک مأموریت واحد در نظر گرفته می‌شوند.

مراحل اصلی طراحی یک هواپیما

طراحی یک هواپیما، شامل مراحل زیر است:

طراحی مفهومی (Conceptual Design): طراحی مفهومی به دو بخش طراحی مفهومی ابتدایی و طراحی مفهومی پیشرفته تفکیک می‌شود. در طراحی مفهومی ابتدایی نیازمندی به یک طرح خاص به همراه ویژگی‌های مدنظر برای آن طرح، مشخص می‌شود. سپس در طراحی مفهومی پیشرفته، محاسبات عددی اولیه درخصوص طرح خاص مطرح شده، انجام می‌گیرد. محصول این مرحله یک طرح‌بندی از پیکربندی هواپیما است.

طراحی اولیه (Preliminary Design): طراحی اولیه نیز به دو بخش طراحی اولیه مقدماتی و طراحی اولیه پیشرفته تقسیم‌بندی می‌شود. در طراحی اولیه مقدماتی، گروه‌های متفاوت جهت انجام مسئولیت مربوط به بخش‌های متفاوت تشکیل شده و در مرحله پیشرفته، محاسبات دقیق برای طراحی اجزای متفاوت انجام می‌گیرد و همچنین در این مرحله تحلیل سازه و سیستم کنترل انجام می‌شود.

طراحی جزئیات (Detail Design): طراحی جزئیات نیز همچون طراحی مفهومی و طراحی اولیه شامل دو مرحله ابتدایی و پیشرفته است. در مرحله ابتدایی، طراحی جزئیات بخش‌های متفاوت انجام می‌شود. در مرحله پیشرفته، مطالعات دقیق‌تر روی طراحی جزئیات اولیه جهت بررسی عملکرد کلیه بخش‌ها، تحت شرایط متفاوت، صورت می‌گیرد.

روش‌های طراحی

برای طراحی هواپیما روش‌های مختلفی ارائه شده است که مهم‌ترین آن‌ها عبارت‌اند از:

۱ـ متد طراحی جان راسکم ۲ـ متد طراحی ریمر ۳ـ متد طراحی تورنبیک ۴ـ متد طراحی استینتون

در هر روش، فرایند طراحی با تخمین وزن برخاست هواپیما آغاز می‌شود. روش تخمین هرکدام متفاوت است. روش راسکم با استفاده از متغیرهای کمتری این کار را انجام می‌دهد و محاسبات آن نسبت به سایر روش‌ها کمتر و دقیق‌تر است.

مثال۱: در کدام مرحله از طراحی یک هواپیما شکل و موقعیت بال‌ها نسبت به بدنه هواپیما تعیین می‌شود؟

۱) طراحی مفهومی ۲) طراحی اولیه ۳) طراحی جزئیات ۴) هیچ‌کدام

☑ **پاسخ:** گزینه «۱» چون در این مرحله پیکربندی کلی هواپیما که شامل اجزای بال و دم و موتور و ... است، تعیین می‌شود.

مراحل طراحی یک هواپیما براساس روش راسکم (Roskam Airplans Design Method): یک هواپیما در حالت کلی شامل اجزا و سیستم‌های متفاوتی همچون بال، بدنه، دم، ارابه فرود، سیستم هیدرولیک، سیستم اویونیک، سیستم پیشران (موتور) و غیره است. ترتیب طراحی اجزای متفاوت یک هواپیما براساس روش راسکم که یکی از ساده‌ترین و کاربردی‌ترین روش‌ها و از مراجع اصلی دروس طراحی هواپیما به شمار می‌آید؛ شامل ۸ مرحله است:
۱ـ طراحی و محاسبات اولیه که در این مرحله تخمینی از وزن برخاست (وزن هواپیما در هنگام برخاستن از سطح باند پرواز) تعیین می‌شود؛ ۲ـ طراحی شکل کلی هواپیما و انتخاب سیستم پیشران (موتور) که اغلب با توجه به نوع و کاربرد هواپیما تعیین می‌شود؛ ۳ـ طراحی کابین خلبان، بدنه، بال، دم و سایر مقاطع متفاوت داخلی و خارجی؛ ۴ـ طراحی سیستم ارابه فرود و سایر سیستم‌های الکترونیکی و هیدرولیکی؛ ۵ـ تخمین وزن اجزا؛ ۶ـ محاسبات اولیه ایرودینامیک، نیروی پیشران و مشخصه‌های موتور و توان؛ ۷ـ تعیین مشخصه‌های عملکرد، پایداری و کنترل برحسب قوانین و ملزومات و ۸ـ تخمین هزینه مراحل طراحی، توسعه، تولید و عملکرد.
مهم‌ترین پارامترهایی که به روش راسکم مدنظر قرار می‌گیرند عبارت‌اند از: وزن برخاست $W_{T.O}$، وزن سوخت مصرفی W_F، مساحت بال S، نیروی پیشران T.

مثال۲: در فرآیند طراحی یک هواپیمای مسافربری، در پایان کدام‌یک از فازهای طراحی: (سراسری ۹۲)
الف: توزیع دقیق Twist، ب: جاسازی اتصالات و مکانیزم‌ها، ج: حساسیت‌سنجی نسبت به پارامترهای تکنولوژیک، مشخص می‌گردد؟

۱) الف: Preliminary ب:Detail ج: Conceptual
۲) الف: Detail ب:Detail ج: Conceptual
۳) الف: Detail ب:Detail ج: Conceptual
۴) الف: Conceptual ب: Detail ج: Preliminary

☑ **پاسخ:** گزینه «۱»

مثال۳: در طراحی مفهومی یک جت مسافربری، ۳ دسته مطالعه میدانی (Trade studey) جهت دستیابی به یک طرح مفهومی صحیح پیش از شروع طراحی مقدماتی لازم است، این سه دسته کدام است؟ (سراسری ۹۳)

۱) Configuration Trades, Safety Trades, Cost Trades
۲) Technology Trades, Mission Trades, Cost Trades
۳) Design and Configuration Trades, Technology Trades, Safety Trades
۴) Design and Configuration Trades, Mission Trades, Technology Trades

☑ **پاسخ:** گزینه «۴» دقت کنید که مطالعات قیمتی در طراحی مفهومی صورت نمی‌گیرد لذا گزینه‌های ۱ و ۲ نادرست است، همچنین مطالعات مأموریتی حتماً باید قبل از طراحی مفهومی مشخص و در طراحی مفهومی مدنظر قرار گیرد.

مثال۴: هدف از انجام فاز طراحی مفهومی یک جت مسافربری کدام‌یک از عبارات زیر است؟ (سراسری ۹۴)

۱) مطالعات میدانی (Trade Studies) و رسیدن به یک طرح منطقی با خواص کلی، منطبق بر آمار
۲) سایزینگ‌های وزنی و عملکردی و طراحی شکلی و چیدمانی سازه‌ای جهت رسیدن به یک پیکره بالغ
۳) نیازسنجی، امکان‌سنجی، تولید نقشه راه و تعیین سطح آمادگی فناوری (TRL)
۴) تمامی موارد فوق

☑ **پاسخ:** گزینه «۱»

مثال۵: میزان آمادگی فناوری (TRL) که یکی از شاخصه‌های تحقق یک محصول استراتژیک است در کدام‌یک از فازهای طراحی و ساخت یک هواپیما، در سطوح میانی آن (سطح ۴ تا ۵) بررسی می‌شود؟ (سراسری ۹۵)

۱) جزئی ۲) کاربردی ۳) مقدماتی ۴) مفهومی

☑ **پاسخ:** گزینه «۳» فناوری TRL مخفف Technology Readiness Level دارای ۹ سطح می‌باشد که سطوح ۴ و ۵ مربوط به توسعه‌ی تکنولوژی بوده و جزء طراحی مقدماتی محسوب می‌شوند.

مثال۶: «الزامات ایروالاستیک» به‌عنوان اطلاعات ورودی کدام‌یک از مرحله‌های طراحی و «پیکربندی کامل خارجی» به‌عنوان اطلاعات خروجی کدام‌یک از مرحله‌های طراحی یک هواپیما محسوب می‌شوند؟ (سراسری ۱۴۰۰)

۱) طراحی مقدماتی ـ طراحی مقدماتی ۲) طراحی جزئیات ـ طراحی جزئیات ۳) طراحی مفهومی ـ طراحی مفهومی ۴) طراحی جزئیات ـ طراحی مفهومی

☑ **پاسخ:** گزینه «۱» بر اساس تعاریف مراحل مختلف طراحی، رفتارهای ایرودینامیکی و همچنین پیکربندی هواپیما در مرحله مقدماتی (اولیه) مورد ارزیابی قرار می‌گیرد.

مثال۷: الزامات کدام‌یک از آیین‌نامه‌های زیر جهت اعطای گواهینامه به یک هواپیمای دوزیست با دو موتور توربوپراپ و وزن ۱۲۰۰۰ پوند مورد استفاده قرار می‌گیرند؟ (سراسری ۱۴۰۰)

۱) $CS-22$ ۲) $CS-23$ ۳) $CS-27$ ۴) $CS-25$

☑ **پاسخ:** گزینه «۲» با توجه به مشخصات هواپیمای موردنظر، این هواپیما در گروه هواپیماهای معمولی و خدماتی قرار دارد. بنابراین این نوع از هواپیما نیاز به گواهینامه $CS-23$ دارد.

ـ برای اخذ Certification Specification (CS) از آژانس ایمنی هوانوردی اروپا لازم است برای هر دسته هواپیما، استانداردهای زیر مورد بررسی قرار گیرد:

۱- هواپیماهای بزرگ: $CS-25$
۲- هواپیماهای خیلی سبک: $CS-VLA$
۳- هواپیماهای ورزشی سبک: $CS-VLA$
۴- هواپیماهای معمولی، خدماتی: $CS-23$
۵- Powered Sail Plan , Sail plan: $CS-22$
۶- بالون‌های با هوای گرم: $CS-31$
۷- هلیکوپترهای کوچک: $CS-27$
۸- هلیکوپترهای بزرگ: $CS-29$

* این استاندارد در سال ۲۰۰۲ جایگزین JAR شده است.

تقسیم‌بندی انواع وسایل پرنده

کلیه وسایل پرنده ساخته دست بشر به دو دسته کلی تقسیم‌بندی می‌شوند:

* **هواپیماها (Aircraft):** وسایل پرنده در اتمسفر غلیظ

* **فضاپیماها (Spacecraft):** وسایل پرنده خارج از جو کره زمین و اتمسفر رقیق

تقسیم‌بندی و معرفی انواع هواپیماها: تقسیم‌بندی هواپیماها بر اساس جنبه‌های متفاوتی از قبیل محدوده سرعت پروازی، نوع پیکربندی کلی، نوع سیستم پیشرانش، نوع کاربرد و... امکان‌پذیر است که مهم‌ترین آن‌ها عبارت‌اند از:

تقسیم‌بندی براساس محدوده سرعت پروازی: محدوده سرعت پرواز هواپیماها با مشخصه‌ای تحت عنوان عدد ماخ که از تقسیم سرعت هواپیما به سرعت صوت در ارتفاع پروازی محاسبه می‌شود، تعیین می‌شود.

$\mathbf{m}=\frac{\mathbf{v}}{\mathbf{a}}$ $\mathbf{m}\rightarrow$ عدد ماخ و $\mathbf{v}\rightarrow$ سرعت پروازی و $\mathbf{a}\rightarrow$ سرعت صوت در ارتفاع پروازی

بر این اساس هواپیماها در چهار دسته طبقه‌بندی می‌شوند:

۱ـ هواپیماهای مادون صوت $0<M<0.7$ (Subsonic Aircraft) ۲ـ هواپیماهای صوتی $0.7<M<1.2$ (Transonic Aircraft)

۳ـ هواپیماهای مافوق صوت $1<M<5$ (Supersonic Aircraft) ۴ـ هواپیماهای ماورای صوت $5<M$ (Hypersonic Aircraft)

با توجه به نوع هواپیما از نظر سرعت، قوانین حاکم بر آن متفاوت خواهد بود.

تقسیم‌بندی براساس نوع بال: از نظر نوع بال، به‌طور کلی دو نوع هواپیما وجود دارد:

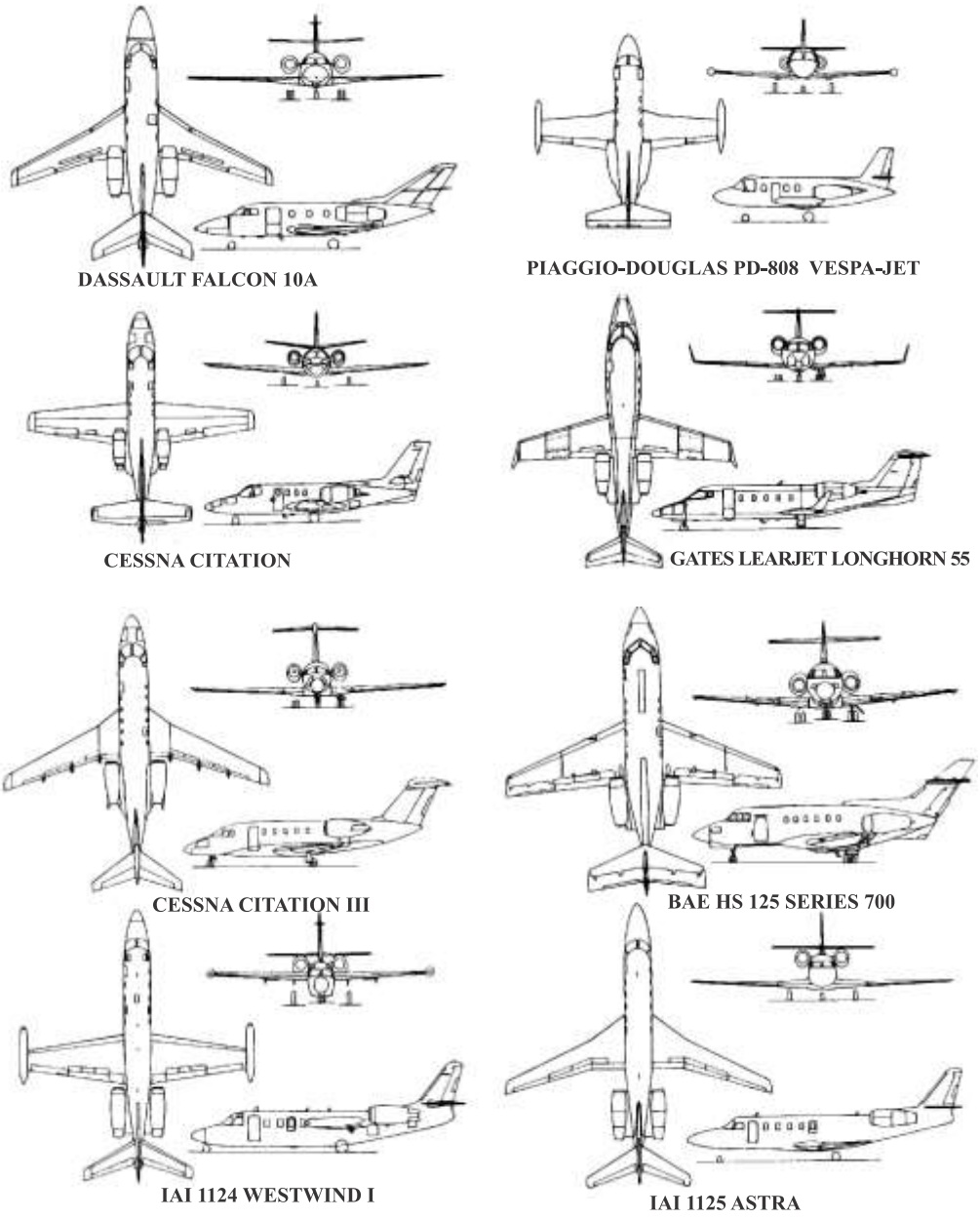
۱ـ هواپیماهای با بال ثابت (Fixed wing Aircraft): بیشتر هواپیماهای امروزی به‌ویژه هواپیماهای مسافربری در این دسته قرار می‌گیرند. منظور از بال ثابت آن است که بال هواپیما (برخلاف هلیکوپتر) فقط در اثر پیشرانش، نیروی برآ تولید کند. اگرچه بال در بعضی هواپیماها برای جاگیری کمتر یا ملاحظات ایرودینامیکی ممکن است باز و بسته شود ولی این‌گونه هواپیماها نیز از نوع بال ثابت به شمار می‌روند زیرا باز و بسته شدن بال، نیروی برآ ایجاد نمی‌کند.

۲ـ هواپیماهای با بال چرخنده (Rotary wing Aircraft): در بالگردها، نیروی برآ ناشی از چرخش بال یا پروانه در هوا است. هلیکوپتر یا بالگرد شناخته‌شده‌ترین نوع هواپیما با بال متحرک است. بعضی از هواپیماها مانند آسپری-22 ویژگی‌های بال ثابت و بال متحرک را با هم دارند.

تقسیم‌بندی براساس دارابودن سیستم پیشران (موتور): از نظر پیشرانش، هواپیماها به دو دسته موتوردار و بی‌موتور تقسیم می‌شوند:

هواپیماهای موتوردار: موتور در هواپیما وظیفه تأمین نیروی پیشرانش (در هواپیماهای با بال ثابت) یا چرخاندن پروانه و تولید نیروی پیشرانش (در هواپیماهای با بال متحرک) را دارد. لازم به ذکر است تا اواخر جنگ جهانی دوم، موتور هواپیماها از نوع پیستونی یا موتور احتراق داخلی بود ولی اکنون در بیشتر هواپیماها از موتور جت استفاده می‌شود. در بعضی هواپیماهای آزمایشی و نظامی از موتور موشکی نیز استفاده می‌شود.

هواپیماهای بدون‌موتور: در هواپیماهای بدون موتور برای پیشرانش، از نیروی گرانش زمین استفاده می‌شود. گلایدرها نوع رایج هواپیماهای بی‌موتور هستند. هواپیماهای بی‌موتور را باید پیش از شروع پرواز با ابزاری جداگانه به ارتفاعی مناسب رساند که پس از آن هواپیما بتواند با استفاده از نیروی گرانش و جریان‌های هوایی پرواز کند.



تعدادی از هواپیماهای جت منطقه‌ای

۲ـ هواپیماهای تشریفاتی (Executive Jet or VIP): این هواپیماها برای افراد سیاسی یا ثروتمند به صورت تشریفاتی طراحی و ساخته می‌شوند و دارای تزئینات داخلی هستند. دسته‌بندی آن‌ها نیز براساس برد شامل برد کوتاه، برد متوسط و برد بلند است. از مثال‌های این دسته می‌توان به Golf stream و Jet Star اشاره کرد.

۳ـ هواپیماهای مأموریت ویژه (Specific Mission): این دسته از هواپیماهای تجاری برای انجام یک مأموریت خاص مانند آمبولانس هوایی، نقشه‌برداری، تحقیقات ژئوفیزیک و غیره طراحی و ساخته می‌شوند.

۴ـ General Aviation(GA): هواپیماهایی Civil هستند که ظرفیت آن‌ها از ۱ تا ۶ نفر متغیر بوده و در بردهای کاملاً متفاوتی استفاده می‌شوند. Piper، Cessna، Beech و Tecnam از شرکت‌های معروف تولیدکننده این نوع هواپیماها هستند.

مثال ۱۳: ویژگی‌های زیر جزء کدام دسته از انواع هواپیماها از نظر کاربرد است؟

الف) بیشتر آن‌ها دو یا چهار موتور دارند. ب) از ایرفویل‌های فوق بحرانی در آن‌ها استفاده می‌شود. ج) دارای ارابه فرد جمع‌شونده زیر بدنه یا بال هستند.

۱) غیرنظامی ـ تشریفاتی ۲) غیرنظامی ـ تجاری ۳) نظامی ـ جنگنده ۴) نظامی ـ باربری

☑ **پاسخ:** گزینه «۲» زیرا ویژگی‌های فوق مربوط به هواپیماهای جت مسافربری است.

هواپیماهای کشاورزی (Agricultural Aircraft): این هواپیماها برای مصارف کشاورزی همچون سم‌پاشی، آبیاری و قطع شاخ و برگ درختان طراحی و ساخته می‌شوند. سرعت پروازی آن‌ها کم و در حدود $۱۲۰\frac{km}{h}$ و درنتیجه سرعت واماندگی در آن‌ها نیز کم است. اغلب آن‌ها دارای بال با مساحت زیاد هستند. لبه‌های تیز جهت قطع شاخ و برگ درختان طراحی شده است. همچنین دید خوب خلبان به دلیل قرار گرفتن کابین در بالا است. موتور اغلب آن‌ها نیز از نوع پیستونی یا ملخی است. از دیگر ویژگی‌های این دسته می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

۱) اکثر این هواپیماها دارای بال پایین و برخی از آن‌ها نیز دوباله هستند که به کمک سیم به بدنه محکم شده‌اند. همچنین از سیم برای محکم کردن دم افقی نیز استفاده می‌شود که هدف اصلی، کاهش وزن سازه‌ای است. ۲) اکثراً دارای ارابه فرود از نوع Tail Dragger هستند. ۳) اکثراً دارای ارابه فرود ثابت هستند، به سه دلیل:

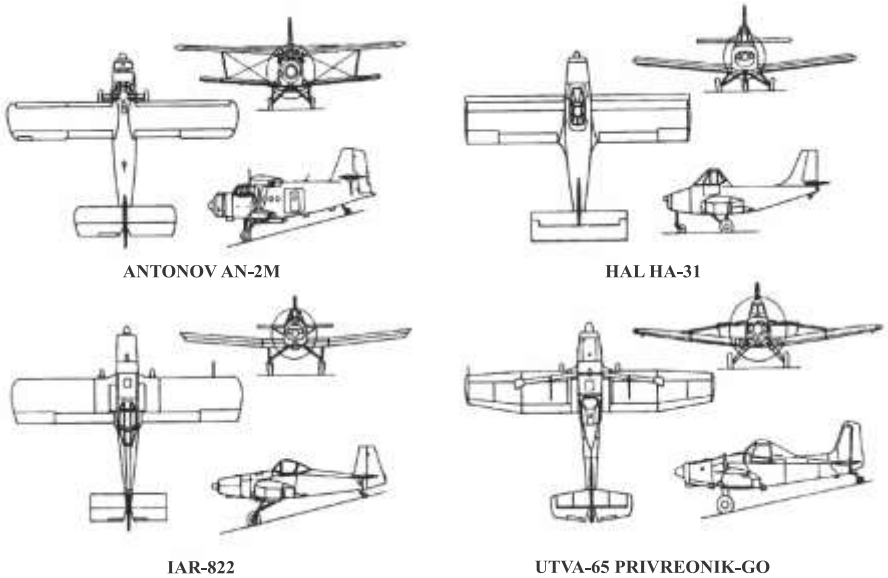
۱ـ پیچیدگی ساخت و نگهداری ارابه فرود جمع شونده.

۲ـ خلبان‌ها، ارابه فرود ثابت را ترجیح می‌دهند.

۳ـ اثرات افزایشی پسای حاصل از ارابه فرود ثابت در مقابل پسای حاصل از سیم‌های نگهدارنده قابل صرف‌نظر است.

- **تقسیم‌بندی هواپیماها**
  - غیرنظامی (Civil)
    - تجاری (Commercial)
      - Transport Jet
      - Turboprob
      - Regional Jet
    - تشریفاتی (Executive Set)
    - مأموریت خاص (Specific Mission)
    - General Aviation(GA)
  - نظامی (Military)
    - جنگنده (Fighter)
      - Interceptor
      - Air Superiorits
      - Interdictor
      - Close Air Support
      - Multiple Fishter
    - بمب‌افکن (Bomber)
    - آموزش (Trainer)
    - باربری(Cargo)
      - استراتژیک
      - تاکتیکی
        - سبک تاکتیکی
        - نیمه‌سنگین تاکتیکی
        - سنگین تاکتیکی
    - شناسایی ـ دیده‌بانی (Reconnaissance – AEW&C)
    - تانکر (Tanker)
    - رادارگریز (Stealth)

در شکل زیر تعدادی از هواپیماهای کشاورزی نمایش داده شده‌اند.



تعدادی از هواپیماهای کشاورزی

مثال۱۴: کدام مورد در مورد ویژگی‌های هواپیماهای کشاورزی صحیح است؟

۱) موتور آن‌ها ملخی است چون این نوع موتورها در ارتفاع پایین و با سرعت کم پرواز می‌کنند و در نتیجه سرعت واماندگی آن‌ها کم است.

۲) موتور آن‌ها ملخی است چون این نوع موتورها در ارتفاع بالا و با سرعت بالا پرواز می‌کنند و در نتیجه سرعت واماندگی آن‌ها زیاد است.

۳) موتور آن‌ها توربوفن است چون این نوع موتورها در ارتفاع پایین و با سرعت کم پرواز می‌کنند و در نتیجه سرعت واماندگی آن‌ها کم است.

۴) موتور آن‌ها توربوفن است چون این نوع موتورها در ارتفاع بالا و با سرعت بالا پرواز می‌کنند و در نتیجه سرعت واماندگی آن‌ها زیاد است.

☑ **پاسخ:** گزینه «۱» چون موتور این نوع هواپیماها از نوع پیستونی یا ملخی است و این نوع موتورها برای پرواز با ارتفاع کم است. هواپیماهای کشاورزی سرعت پروازی‌شان کم است و در نتیجه سرعت واماندگی آن‌ها هم کم است.

مثال۱۵: در طراحی مفهومی یک هواپیما و در مرحله سایزینگ وزنی، اگر در پیش‌بینی مصرف سوخت ویژه موتورها دچار اشتباه شده باشیم، این اشتباه چطور قابل تشخیص است؟ (سراسری ۹۷)

۱) این اشتباه با مقایسه وزن برخاست به‌دست آمده برای این هواپیما با هواپیماهای مشابه قابل تشخیص است.

۲) این اشتباه با مقایسه نسبت وزن خالی به وزن برخاست این هواپیما با هواپیماهای مشابه قابل تشخیص است.

۳) این اشتباه با حساسیت‌سنجی وزنی $(\frac{\partial W_{TO}}{\partial C_j})$ قابل تشخیص است.

۴) این اشتباه در این مرحله قابل تشخیص نیست.

☑ **پاسخ:** گزینه «۴» در مرحله طراحی مفهومی هواپیما، مطالعات میدانی (TradeStudies) انجام شده و با توجه به آمار یک طرح منطقی با خواص کلی به‌دست می‌آید؛ بنابراین مرحله سایزینگ وزنی در این قسمت از طراحی نبوده و اشتباه محاسباتی در پیش‌بینی مصرف سوخت ویژه موتورها در این مرحله قابل تشخیص نیست.

مثال۱۶: بهترین استراتژی طراحی یک جنگنده چندمنظوره (Multirole Fighter) در کدام گزینه به‌خوبی مطرح شده است؟ (سراسری ۹۷)

۱) All Weather Capable ۲) Affordable ۳) Deployable ۴) Survivable

☑ **پاسخ:** گزینه «۲» هدف اصلی و عمده در طراحی جنگنده چندمنظوره کاهش هزینه با استفاده از یک چهارچوب برای چندین وظیفه است، بنابراین گزینه (۲) (Affordable به معنی مقرون‌به‌صرفه) صحیح است.

نمودار تکنولوژی

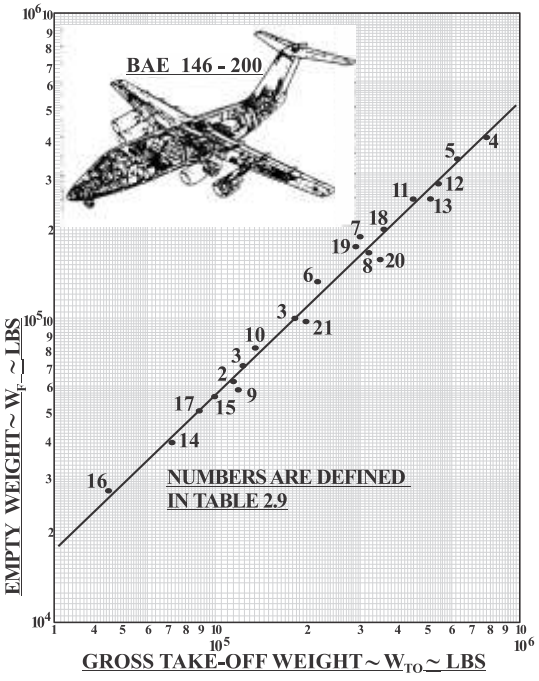
گام نهایی نیز مقایسه مقدار W_E به دست‌آمده از W_{TO} حدس زده شده با استفاده از نمودار تکنولوژی است.

نمودار تکنولوژی یک نمودار تجربی است که در آن $LogW_{TO}$ برحسب $\log W_E$ رسم می‌شود. یک نمونه از نمودار تکنولوژی در شکل روبه‌رو نمایش داده شده است.

تجربه نشان داده که برای یک کلاس خاص رابطه مقابل بین وزن برخاست و وزن خالی وجود دارد:

که در رابطه بالا A و B مقادیر ثابت هستند.

مقادیر تقریبی ضرایب A و B در جدول زیر آورده شده است.

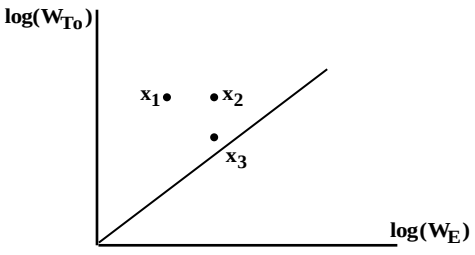


نمودار تکنولوژی

مقادیر تقریبی ضرایب ثابت معادله تکنولوژی

Airplane Type	A	B
Homebuilts	0.3411	0.9519
Scaled Fighters Composites	0.5542	0.8654
	0.8222	0.8050
Single Engine	-0.1440	1.1162
Twin Engine	0.0966	1.0298
	0.1130	1.0403
Agricultural	-0.4398	1.1946
Business Jets	0.2678	0.9979
Regional Turboprop	0.3774	0.9647
Transport Jets	0.0833	1.0383
Military Trainers		
Jets	0.6632	0.8640
Turboprops	-1.4041	1.4660
Turboprops without No.2	0.1677	0.9978
Piston/Props	0.2705	0.8761
Fighters		
Jets (+ext.load)	0.5091	0.9505
Jets (Clean)	0.1362	1.0116
Turboprops (+ext.load)	0.2705	0.9830
Mil. Patrol, Bomb and Transport		
Jets	-0.2009	1.1037
Turboprops	-0.4179	1.1446
Fliying Boats, Amph. And Ploat	0.1703	1.0083
Supersonic Cruis	0.4221	0.8760

همان‌طور که اشاره شد، در گام نهایی W_{TO} حدس زده‌شده و W_E محاسبه‌شده روی صفحه تکنولوژی رسم می‌شود. اگر بالای خط تکنولوژی بود نقطه مناسبی است در غیر این صورت باید یک حدس دیگر زده شود و مراحل قبل تکرار شوند.



تحلیل نمودار تکنولوژی

با توجه به شکل روبه‌رو سه نقطه x_1 و x_2 و x_3 با هم مقایسه می‌شوند. نقطه x_1 بهتر از نقطه x_2 است چون با یک وزن برخاست ثابت، وزن خالی (۱) کمتر است. همچنین نقطه x_2 بهتر از نقطه x_3 است چون با یک وزن خالی خاص وزن برخاست بیشتری دارد.

حساسیت‌سنجی (Sensitivity Study/Analysis)

آنالیز حساسیت به این مفهوم است که تغییر یک پارامتر چه تأثیری روی سایر پارامترها دارد. حساسیت کمتر فرایند طراحی را ساده‌تر می‌کند، ولی این امر همیشه ممکن نیست، چون همه پارامترهای هواپیما به نوعی با هم در ارتباط‌اند.

از نمودار تکنولوژی: $\log W_{TO} = A + B \log W_E$

با مشتق گرفتن نسبت به W_E:

$$\frac{1}{\ln 10}\frac{1}{W_{TO}}\frac{\partial W_{TO}}{\partial W_E} = \frac{\partial A}{\partial W_E} + \frac{\partial B}{\partial W_E}\times \log W_E + \frac{1}{\ln 10}\times\frac{B}{W_E}$$

درصورتی‌که هواپیماهای هم‌رده با دقت انتخاب شده باشند، از مشتقات A و B نسبت به W_E صرف‌نظر می‌شود. پس داریم:

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial W_E} = B\frac{W_{TO}}{W_E}$$

یعنی به ازای یک واحد افزایش وزن خالی، $B\frac{W_{TO}}{W_E}$ واحد وزن برخاست افزایش می‌یابد یا به عبارت دیگر چون وزن برخاست شامل وزن خالی و وزن بار است برای افزایش ۱ $-B\frac{W_{TO}}{W_E}$ واحد وزن بار، وزن برخاست باید به اندازه $B\frac{W_{TO}}{W_E}$ افزایش پیدا کند. بنابراین، $\frac{\partial W_{TO}}{\partial W_E}$ کمی بیشتر از یک مناسب است.

از قسمت قبل:

$$W_E = CW_{TO} - D$$
$$C = 0/995 - (1+A)(1-M_{ff})$$
$$D = W_{PL} + W_{crew}$$

از طرفی داریم:

$$\log W_{TO} = A + B \log W_E$$
$$\log W_{TO} = A + B\log[CW_{TO} - D]$$

از فرمول بالا نسبت به متغیرهای مختلف مشتق گرفته می‌شود تا حساسیت وزن برخاست نسبت به آن‌ها سنجیده شوند. با مشتق گرفتن نسبت به x:

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial X} = \frac{BW_{TO}}{CW_{TO} - D - BC\,W_{TO}}\left(\frac{\partial C}{\partial X}W_{TO} - \frac{\partial D}{\partial X}\right)$$

برای سنجش حساسیت W_{TO} نسبت به W_{PL} رابطه مقابل برقرار است:

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial W_{PL}} = \frac{BW_{TO}}{D - CW_{TO}(1-B)}$$

لازم به ذکر است حساسیت‌سنجی به‌منظور تعیین میزان دقت تصمیمات به کار گرفته می‌شود.

در جدول زیر حساسیت‌سنجی وزن برخاست نسبت به وزن خالی (W_E)، وزن بار (W_{PL})، برد (R)، زمان گشت‌زنی (E)، ضریب مصرف سوخت (C_P, C_j)، بازده ملخ (η_P) و نسبت برآ به پسا $(\frac{L}{D})$ آورده شده است.

حساسیت‌سنجی وزن برخاست نسبت به پارامترهای مختلف

		Propeller Driven		Jet
Range case	$Y = R$	$\partial\bar{R}/\partial Y = c_p(375\eta_p L/D)^{-1}$		$\partial\bar{R}/\partial Y = c_j(VL/D)^{-1}$
Endurance Case	$Y = E$	$\partial\bar{E}/\partial Y = Vc_p(375\eta_p L/D)^{-1}$		$\partial\bar{E}/\partial Y = c_j(L/D)^{-1}$
Range Case	$Y = c_p$	$\partial\bar{R}/\partial Y = R(375\eta_p L/D)^{-1}$	$Y = c_j$	$\partial\bar{R}/\partial Y = R(VL/D)^{-1}$
Endurance Case	$Y = c_p$	$\partial\bar{E}/\partial Y = EV(375\eta_p L/D)^{-1}$	$Y = c_j$	$\partial\bar{E}/\partial Y = E(L/D)^{-1}$
Range Case	$Y = \eta_p$	$\partial\bar{R}/\partial Y = -Rc_p(375\eta_p{}^2 L/D)^{-1}$		Not Applicable
Endurance Case	$Y = \eta_p$	$\partial\bar{E}/\partial Y = -EVc_p(375\eta_p{}^2 L/D)^{-1}$		Not Applicable
Range Case	$Y = V$	Not Applicable		$\partial\bar{R}/\partial Y = -Rc_j(V^2 L/D)^{-1}$
Endurance Case	$Y = V$	$\partial\bar{E}/\partial Y = Ec_p(375\eta_p L/D)^{-1}$		Not Applicable
Range Case	$Y = L/D$	$\partial\bar{R}/\partial Y = -Rc_p(375\eta_p (L/D)^2)^{-1}$		$\partial\bar{R}/\partial Y = -Rc_j(V(L/D)^2)^{-1}$
Endurance Case	$Y = L/D$	$\partial\bar{E}/\partial Y = -EVc_p(375\eta_p (L/D)^2)^{-1}$		$\partial\bar{E}/\partial Y = -Ec_j(L/D)^{-2}$
		Note: R in sm V in mph		Note: R in nm or sm V in kts or mph

همچنین باید توجه داشت E, R, W_{PL} را مشتری تعیین می‌کند، از طرفی مصرف سوخت، $\eta_P, \frac{L}{D}$ را طراح به کمک تکنولوژی معین می‌کند.

فصل چهارم

«طراحی اجزای مختلف و تعیین شکل کلی هواپیما»

در فصل‌های قبل نحوه محاسبه وزن برخاست، مساحت بال، توان یا نیروی پیشران مورد نیاز برای هواپیما و سایر پارامترهای مربوط به این متغیرها شرح داده شد. در این فصل به طراحی شکل (Configuration) هواپیما پرداخته می‌شود. اطلاعات مورد نیاز برای طراحی شکل هواپیما عبارتاند از: وزن برخاست، وزن خالی، وزن بار قابل حمل، وزن سوخت، مساحت بال، نسبت منظری بال، توان یا نیروی مورد نیاز برای برخاست، بیشینه ضریب برآ در حالت‌های برخاست، نشست و بدون فلپ.

در طراحی شکل کلی هواپیما به یک چرخه طراحی گام به گام و تعیین دقیق پارامترهای مربوط به کلیه اجزای هواپیما نیاز است پس در این فصل ابتدا چرخه طراحی در ده گام و سپس پارامترهای مربوط به اجزای اصلی هواپیما شرح داده می‌شوند.

چرخه طراحی هواپیما در ده گام

در گام اول باید به مطالعه دقیق خصوصیات مأموریت پرداخته شود و پارامترهایی را که روی شکل هواپیما تأثیر دارند، مدنظر قرار داده شود. به‌عنوان مثال، ملزومات مربوط به بخش‌های مأموریت کوتاه و سخت، حمل وسایل بزرگ، مداومت و برد پروازی زیاد و ... باید مورد بررسی قرار گیرند.

در گام دوم باید مقایسه‌ای با هواپیماهای دارای مأموریت مشابه انجام داده شود. این کار به کمک مرجع Jane's All the World Aircraft انجام می‌شود.

در گام سوم باید نوع شکل هواپیمای مورد نظر برای طراحی تعیین شود. در فصل اول، دید کلی در خصوص شکل ظاهری انواع هواپیماها ارائه شد. در صورت نیاز به طراحی غیرمعمول باید طرح مشخص شود، چون انتخاب یک طرح خاص برای هواپیمای در حال طراحی منطقی نیست. به طور کلی در این گام، چند شکل مختلف مناسب برای مأموریت مدنظر قرار داده می‌شود تا سرانجام بهترین شکل ساخته شود.

در گام چهارم طرح اولیه بدنه و اتاق خلبان داده می‌شود.

در گام پنجم در مورد نوع سیستم پیش‌رانش و آرایش موتورها تصمیم‌گیری می‌شود.

در گام ششم به طراحی بال و پارامترهای مربوط به آن پرداخته می‌شود. همچنین در مورد اندازه و محل نصب سطوح کنترلی نیز تصمیم‌گیری می‌شود. اگر مأموریت طوری باشد که به تغییر هندسه بال نیاز باشد، در مورد اثرات این تغییرات باید تصمیم‌گیری مناسب انجام شود. برای مثال، هواپیمای F-14 یک هواپیمای ناونشین است (به مفهوم داشتن نسبت منظری بالا) در حالی که سرعت زیادی باید داشته باشد (به مفهوم داشتن نسبت منظری پایین) و همچنین دارای زاویه عقب‌رفتگی متغیر است. به همین دلیل در نظرگرفتن دقیق همه پارامترها در تصمیم‌گیری نهایی بسیار حائز اهمیت است.

در گام هفتم در مورد نوع، اندازه و چیدمان وسایل افزایش نیروی برآ تصمیم‌گیری می‌شود. چون بیشینه ضریب برآ در حالت clean کمتر از حالت با فلپ باز است، در نتیجه، طراحی بال برای تولید نیروی برآ در حالت بدون استفاده از فلپ انجام و سپس برای افزایش بیشینه ضریب برآ، از وسایل افزایش برآ استفاده می‌شود.

در گام هشتم به طراحی دم پرداخته می‌شود. از آنجا که در گام سوم نوع هواپیما تعیین شده است (متعارف (با دم در انتها)، بال پرنده (بدون دم)، بال تاندم، کانارد و ...) در این گام به تعیین پارامترهایی نظیر مساحت و محل نصب دم، زاویه عقب‌رفتگی دم، نسبت منظری دم، زاویه نصب دم و ... پرداخته می‌شود.

در گام نهم به طراحی ارابه فرود هواپیما پرداخته می‌شود و در مورد نوع، تعداد چرخ‌ها و قابلیت جمع‌شوندگی آن تصمیم‌گیری می‌کنیم.

در گام نهایی با مطالعه شکل کلی هواپیما، پسای قطبی به دست آورده با پسای قطبی به دست آمده از مرحله تخمین وزن مقایسه می‌شود و این‌گونه چرخه طراحی شکل می‌گیرد.

طراحی بال

بال جزئی از هواپیماست که نقش آن تولید نیروی برآ است. در طراحی مفهومی باید پارامترهای زیر جهت طراحی بال تعیین شود:

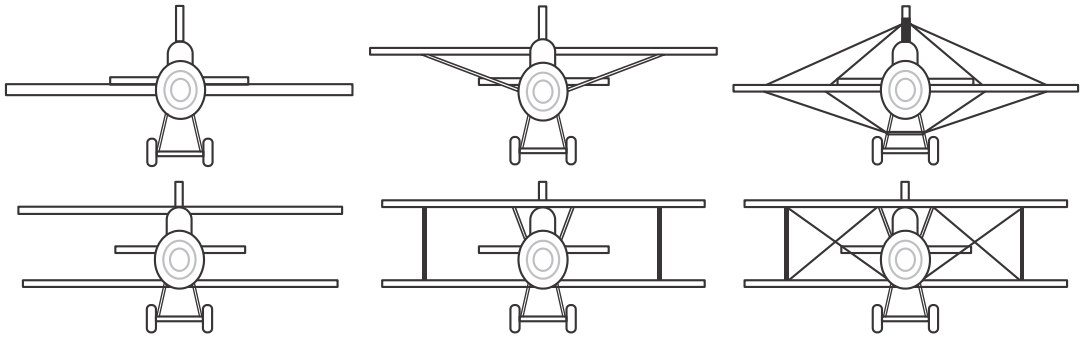
مساحت بال: (S) Wing Area
محل نصب بال: Wing Location
مقطع بال ـ ایرفویل: (Airfoil) Wing Section
ضریب منظری: (AR) Aspect Ratio
نسبت باریک‌شوندگی بال: (λ) Taper Ratio
نسبت ضخامت بال: (t/c) Thickness Ratio
زاویه عقب‌رفتگی بال: (Λ) Sweep Angle
زاویه هفتی یا هشتی بال: (T_w) Dihedral Angle
زاویه نصب بال به بدنه: (i_w) Incidence Angle
زاویه پیچش بال: (ε_w) Twist Angle
سطوح کنترلی، سایز، نقشه، موقعیت: Control Surface, Size, Layout, Location
شکل نوک بال: Wing Tip
حجم محفظه سوخت که در بال قرار می‌گیرد: Fuel Volume

تا این مرحله از طراحی، مساحت بال (S) و نسبت منظری بال (AR) محاسبه، همچنین چیدمان کلی و شکل ظاهری هواپیما هم انتخاب شده است؛ در این مرحله به طراحی بال و پارامترهای مختلف آن پرداخته می‌شود.

در ابتدا نوع بال از لحاظ سازه‌ای باید انتخاب شود: از نوع بدون نگهدارنده یا با نگهدارنده. این انتخاب به مصالحه‌ای بین سرعت هواپیما و وزن سازه‌ای بال بستگی دارد. از بال دارای سیم‌های نگهدارنده در هواپیماهای اولیه که دارای سرعت پایینی بودند، استفاده می‌شد ولی بال دارای نگهدارنده به‌علت تولید نیروی پسای زیاد برای سرعت‌های بالای ۲۰۰ kts مناسب نیست.

از لحاظ سازه‌ای شکل بال می‌تواند به دو دسته کلی تقسیم شود:

۱) بال بدون نگهدارنده (Cantilever wing) ۲) بال با نگهدارنده (Braced (or strutted) wing).



انواع بال از لحاظ سازه‌ای

محل نصب بال (Wing Location)

از لحاظ موقعیت عمودی بال و بدنه، هواپیماها به سه نوع زیر تقسیم می‌شوند که در ادامه به بررسی مزایا و معایب هر سه نوع پرداخته می‌شود:

۱) بال بالا (High wing):

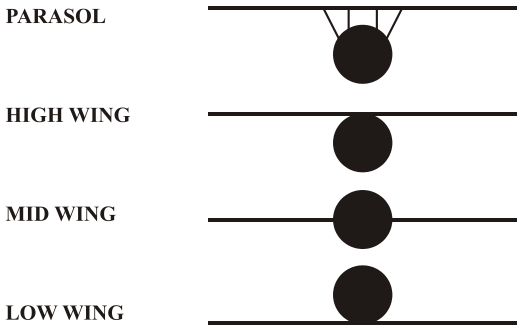
ـ مناسب بودن برای هواپیماهای باری نظامی جهت سهولت باز و بسته‌شدن درب‌ها و عملیات بارگیری
ـ کاهش اثرات زمین در مراحل برخاست و فرود
ـ امکان نصب تانک‌های سوخت و موشک در زیر بال که باعث افزایش پایداری عرضی می‌شود.
ـ مناسب برای هواپیماهای آب‌نشین به دلیل جلوگیری از نفوذ آب به دهانه موتور
ـ مناسب برای هواپیماهای عمود پرواز به‌علت کاهش اثر برخورد گرمای زیاد گازهای خروجی موتور در مراحل برخاست و فرود
ـ عملکرد بهتر در فرایند فرود به دلیل یک تکه‌بودن بال
ـ دید بهتر از افق و پایین‌تر از افق
ـ ارابه فرود کوتاه‌تر و جمع‌شدن چرخ‌ها در بال‌ها
ـ دید ضعیف بالاتر از افق
ـ ارابه فرود کوتاه‌تر و جمع‌شدن چرخ‌ها در بدنه
ـ عملیات برخاست نامناسب به دلیل اثرات زمین
ـ افزایش وزن به دلیل نیاز به سازه قوی در محل نصب بال به بدنه
ـ نداشتن زیبایی

۲) بال وسط (Mid wing):

ـ کارایی ایرودینامیکی بهتر به دلیل نیروی پسای کمتر نسبت به بال بالا و بال پایین
ـ دید مناسب بالاتر و پایین‌تر از افق در عین داشتن فضای مناسب برای تجهیزات زیر بال
ـ کمتربودن وزن سازه به دلیل وجود مقداری از دهانه بال در بدنه
ـ داشتن زیبایی بیشتر و مناسب‌بودن برای هواپیماهای آکروباتیک و جنگنده
ـ افزایش هزینه‌های ساخت
ـ احتمال داشتن کارایی دم افقی در اثر ایجاد اغتشاش در جریان هوای عبوری در مسیر دم

۳) بال پایین (Low wing):

ـ عملکرد بهتر در مرحله برخاست به دلیل اثرات زمین
ـ دید بالاتر از افق بهتر
ـ امکان جمع‌شدن چرخ‌ها در زیر بال
ـ این نوع هواپیماها به دلیل داشتن خطوط شکسته سطح راداری کمتری دارند.
ـ نیروی پسای کمتری دارند و این نیرو موجب پایداری طولی بیشتر در آن‌ها می‌شود.
ـ مانورپذیری بهتر به دلیل پایداری عرضی کمتر نسبت به بال بالا
ـ عملکرد ضعیف‌تر در مرحله فرود نسبت به بال بالا
ـ افزایش سرعت واماندگی در اثر کاهش نیروی برآ نسبت به بال بالا و بال وسط
ـ دید پایین‌تر از افق ضعیف
ـ امکان استفاده از بال جهت سوارشدن خلبان به هواپیما به‌خصوص در رده GA



انواع بال از لحاظ محل نصب

مزایا و معایب انواع محل‌های نصب بال

در جدول زیر مقایسه‌ای از لحاظ پسای داخلی، پایداری عرضی، قابلیت دید خلبان و وزن ارابه فرود بین انواع هواپیمای بال بالا و بال وسط و بال پایین صورت گرفته است. سایر شرایط برای هر سه یکسان در نظر گرفته می‌شود:

	بال بالا	بال وسط	بال پایین
پسای تداخلی	۲	۱	۳
پایداری عرضی	۱	۲	۳
قابلیت دید خلبان	۱	۲	۳
وزن ارابه فرود	۳	۲	۱

در این مقایسه عدد ۱ به مفهوم قابل پیشنهاد و عدد ۳ به مفهوم غیرقابل پیشنهاد است.
با توجه به جدول باید توجه شود که قابلیت دید وابستگی زیادی به موقعیت طولی کابین خلبان نسبت به بال دارد. همچنین در صورتی که ارابه فرود در بدنه جمع شود وزن آن عامل مهمی به حساب نمی‌آید.
حال به معرفی تعدادی از مزایا و معایب هواپیماهای بال بالا، بال وسط و بال پایین پرداخته می‌شود:
۱ـ بال بالا برای هواپیماهای ترابری نظامی مناسب است چون به‌عنوان مثال، کامیون باربری به سادگی می‌تواند از زیر بال عبور کرده و نیازی به دور شدن از هواپیما و یا خطر برخورد به بال وجود ندارد.
۲ـ پایداری عرضی بال بالا بیشتر است، چون جریان هوای اطراف بدنه در اثر کنش با بال، اثرات ناشی از زاویه هفتی را تحت‌تأثیر قرار می‌دهد. برای نشان دادن این اثر بدنه‌ای استوانه‌ای شکل و بلند با سطح مقطع دایره‌ای که نسبت به جریان اصلی چرخیده باشد را در نظر بگیرید. در اینجا تنها مؤلفه عرضی جریان و الگوی جریان حاصل در اطراف بدنه مورد نظر است که بدنه باعث القای سرعت‌های قائمی در میدان جریان می‌شود. این سرعت‌ها در ترکیب با سرعت جریان اصلی، زاویه حمله محلی بال را تغییر می‌دهند. زمانی که بال در بالای بدنه قرار گرفته باشد توزیع زاویه حمله به گونه‌ای‌ست که یک گشتاور غلتشی منفی (متمایل‌شدن بال راست به سمت بالا) ایجاد می‌شود. به عبارت دیگر اثر هفتی بال (Dihedral Effect) به‌صورت منفی افزایش می‌یابد که مقدار اثر بیان شده بستگی به طول بدنه در جلوی بال، شکل سطح مقطع، شکل و موقعیت بال دارد.
۳ـ بال بالا برای هواپیماهای جنگنده مناسب است تا زیر بال آن‌ها تسلیحات نظامی نصب شود.
۴ـ بال بالا برای هواپیماهایی که به‌صورت متعارف عملیات برخاست را انجام می‌دهند مناسب نیست چون اثر زمین کاهش می‌یابد. (اثر زمین به نسبت $\frac{\text{فاع ب ال از زم ین}}{\text{ول دهان ه ب ال}}$ بستگی دارد).
۵ ـ بال بالا برای هواپیماهایی که از روی آب بلند می‌شوند یا روی آب فرود می‌آیند مناسب است؛ چون به حد کافی موتور از سطح آب دور نگه داشته می‌شود و باعث جلوگیری از پاشش آب درون موتور می‌شود.
۶ ـ بال بالا باعث می‌شود پایداری عرضی افزایش در نتیجه نیاز به زاویه هفتی (که باعث پایداری عرضی می‌شود) برطرف می‌شود.

۷ـ در صورت بال بالا بودن، چرخ‌ها زیر بال جمع نمی‌شوند چون باعث افزایش وزن ارابه فرود می‌شود، در نتیجه از ارابه فرود جمع‌شونده در بدنه استفاده می‌شود.

۸ ـ نوعی از هواپیماهای بال بالا، هواپیماهای Parasol Wing هستند که اغلب برای برخاست و فرود در آب استفاده می‌شود. این هواپیماها به دلیل استفاده از میله‌های تقویت کننده، وزن و پسای بیشتری نسبت به بال بالا دارند.

۹ـ بال پایین باعث کاهش ضریب k در پسای قطبی $(C_D = C_{D_0} + kC_L^2)$ می‌شود که این نکته باعث افزایش شتاب می‌شود. همچنین اثرات زمین باعث افزایش ضریب برآ می‌شود که به برخاست هواپیما کمک می‌کند.

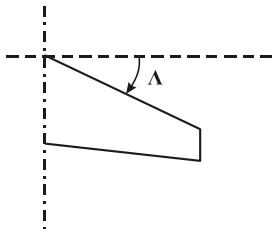
۱۰ـ در هواپیماهای بال پایین و بال وسط از بال به عنوان وسیله‌ای برای سوار شدن به هواپیما استفاده می‌شود.

۱۱ـ بال پایین چون پایداری کمتری (مانورپذیری بیشتری) دارد برای هواپیماهای آکروباتیک و جنگنده مناسب‌تر است.

۱۲ـ هواپیماهای دارای بال پایین سطح مقطع راداری کمتری دارند و در نتیجه بال پایین برای هواپیماهای خفیه‌کار مناسب‌تر است.

زاویه عقب‌رفتگی بال (Sweep Angle)

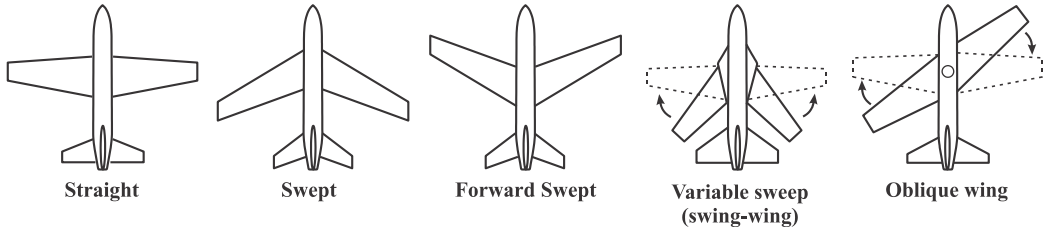
همان‌طور که در شکل مقابل نشان داده شده است، زاویه عقب‌رفتگی بال، زاویه بین لبه حمله بال و محور عرضی هواپیماست و متداولاً این زاویه برای لبه حمله، مقدار $\frac{c}{2}$ در نظر گرفته می‌شود.



زاویه عقب‌رفتگی (Sweep back)

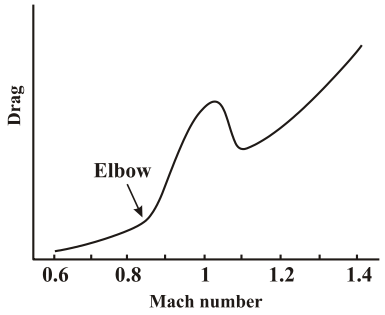
با توجه به پارامتر زاویه عقب‌رفتگی نیز هواپیما به پنج شاخه زیر تفکیک می‌شود:

۱) زاویه پس‌گرایی صفر
۲) زاویه عقب‌رفتگی (Aft Sweep or Positive Sweep)
۳) زاویه جلورفتگی (Forward Sweep or Negative Sweep)
۴) زاویه پس‌گرایی متغیر (Symmetrically Variable Sweep)
۵) بال مورب متغیر (Asymmetrically Variable Sweep).



انواع بال از لحاظ زاویه پس‌گرایی

از مزایای زاویه عقب‌رفتگی افزایش سرعت پروازی و کاهش پسای ایرودینامیکی است. زاویه عقب‌رفتگی در واقع موجب افزایش عدد ماخ بحرانی و به تأخیر انداختن ایجاد شوک در ناحیه پروازی گذر صوتی می‌شود. در شکل مقابل افزایش پسای ایرودینامیک در محدوده پروازی گذر صوت نشان داده شده است که هرچه زاویه عقب‌رفتگی بیشتر باشد، مقدار پسای ایرودینامیکی کمتر می‌شود.



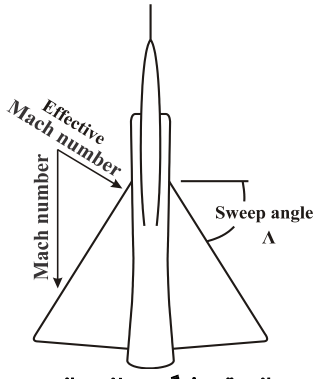
منحنی نیروی پسا برحسب ماخ‌پروازی مادون صوت

همچنین در هواپیماهای نظامی جهت کاهش سطح مقطع راداری استفاده از زاویه عقب‌گرد مطلوب است. در این هواپیماها زوایای عقب‌گرد خطوط لبه حمله بال و دم افقی برابر هستند. مطابق شکل زیر برای محاسبه عدد ماخ روی بال هواپیما از روابط مقابل استفاده می‌شود: $M = M_c \cos\Lambda$

که در آن M_c عدد ماخ‌پروازی و Λ زاویه عقب‌رفتگی بال است.

همچنین از زاویه عقب‌گرد بال در مواردی از قبیل افزایش دید خلبان، بهبود پایداری طولی و سمتی علی‌الخصوص برای هواپیماهای بدون دم، تنظیم محل مرکز ایرودینامیکی و مرکز ثقل و نیز کاهش مقدار ضخامت مؤثر بال $(\frac{t}{c})$ مطابق رابطه زیر استفاده می‌شود:

$$\frac{t}{c} \alpha \cos\Lambda \Rightarrow \Lambda \uparrow \Rightarrow \frac{t}{c} \downarrow$$



اثر عقب‌رفتگی بر ماخ پروازی

علاوه بر موارد مذکور، در خصوص زاویه عقب‌رفتگی بال، توجه نکات زیر دارای اهمیت است:

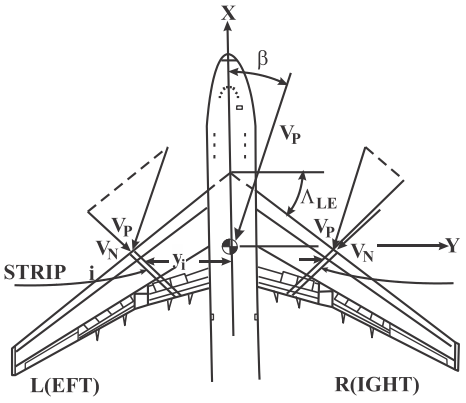
۱ـ زاویه بین محور عرضی و لبه حمله کمتر از $^{\circ}۱۰$، زاویه پس‌گرایی در نظر گرفته نمی‌شود؛ بلکه اثرات باریک‌شوندگی بال است. همچنین زاویه پس‌گرایی بالای $^{\circ}۴۵$ هم مربوط به هواپیماهای با بال مثلثی (Delta Wing) است.

۲ـ علت نامیده شدن زاویه پس‌گرایی یک‌چهارم وتر به‌عنوان پس‌گرایی مادون صوت این است که برای هواپیماهای مادون صوت، شوک متداولاً در یک چهارم وتر (از لبه حمله) ایجاد می‌شود.

۳ـ زاویه عقب‌گرد باعث می‌شود مرکز ثقل و مرکز ایرودینامیکی هواپیما به عقب بروند و از آن جایی که وظیفه اصلی بال تولید برآ است ($^{\circ}۷$ تا $^{\circ}۱۱$ درصد نیروی برآی هواپیما توسط بال تولید می‌شود در حالی که حدود $^{\circ}۲$ درصد از وزن خالی هواپیما را داراست) پس مرکز ایرودینامیکی نسبت به حالت بدون عقب‌گرد بیشتر به عقب می‌رود که این اتفاق باعث افزایش محدوده پایداری و در نتیجه افزایش پایداری طولی هواپیما می‌شود.

۴ـ زاویه پس‌گرایی همچنین با افزایش اثر هفتی بال، باعث افزایش پایداری عرضی ـ سمتی می‌شود. به این صورت که زاویه عقب‌گرد باعث ایجاد یک گشتاور غلتشی در هنگام سرش جانبی می‌شود. برای تفسیر این پدیده روی هر بال، اگر نواری با فاصله $\pm y$ از صفحه تقارن در نظر گرفته شود. به این ترتیب نیروی برآی محلی به طور تقریبی از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$\Delta L_i = C_{L_i}\bar{q}_i S_i$$



اثر هفتی بال دارای زاویه عقب‌رفتگی

در رابطه بالا مقدار فشار دینامیکی روی نوار iام برابر است با $\bar{q}_i = ۰/۵\rho V_{ni}^{۲}$ مشاهده می‌شود V_{ni} برای نوار چپ کوچکتر از V_{ni} برای نوار راست است به عبارت دیگر:

$$V_{ni}{}_{\text{نوار چپ}} = V_P \cos(\Lambda+\beta) \langle V_{n_i}{}_{\text{نوار راست}} = V_P \cos(\Lambda-\beta)$$

در رابطه بالا Λ بیانگر زاویه عقب‌رفتگی لبه حمله بال و β زاویه باد جانبی است.

هر دو نوار تولید یک گشتاور غلتشی منفی می‌کنند که مقدار آن از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$\Delta l = -y_i C_{L_i}(۰/۵\rho V^{۲})\, S_i\, [\cos^{۲}(\Lambda-\beta) - \cos^{۲}(\Lambda+\beta)]$$

با بسط رابطه فوق و کوچک در نظر گرفتن β:

$$\Delta l = -۲y_i C_{L_i} q s_i\, \beta \sin(۲\Lambda)$$

این رابطه نشان می‌دهد که مشتق گشتاور غلتشی ناشی از سرش جانبی نسبت به سرش جانبی متناسب با مقدار $\sin(۲\Lambda)$ بوده و هرچه زاویه عقب‌رفتگی بیشتر باشد مقدار C_{l_β} برای بال منفی‌تر است که باعث پایداری عرضی هواپیما می‌شود. همچنین در صورتی که هواپیما یک گردش مثبت (دماغه به سمت راست) انجام دهد نیروی پسای بال چپ بیشتر شده و باعث کاهش سرعت آن می‌شود و گردشی منفی ایجاد می‌شود. در نتیجه زاویه عقب‌گرد باعث پایداری سمتی نیز می‌شود. بنابراین زاویه عقب‌رفتگی به دلیل ایجاد گشتاور غلتشی در صورت وجود باد جانبی، باعث افزایش پایداری عرضی هواپیما می‌شود که با β و $\sin(۲\Lambda)$ متناسب است.

۵ ـ بال دارای عقب‌رفتگی، بال بالا و زاویه هفتی هر سه موجب پایداری عرضی شده در نتیجه از هر سه این حالات در یک هواپیما استفاده نمی‌شود چون کنترل‌پذیری به شدت کاهش می‌یابد.

۶ ـ زاویه پس‌گرایی متغیر باعث اضافه وزن به‌علت مکانیزم اتصال بال به بدنه می‌شود.

۷ـ زاویه پس‌گرایی پیچیده‌ترین پارامتر طراحی بال است.

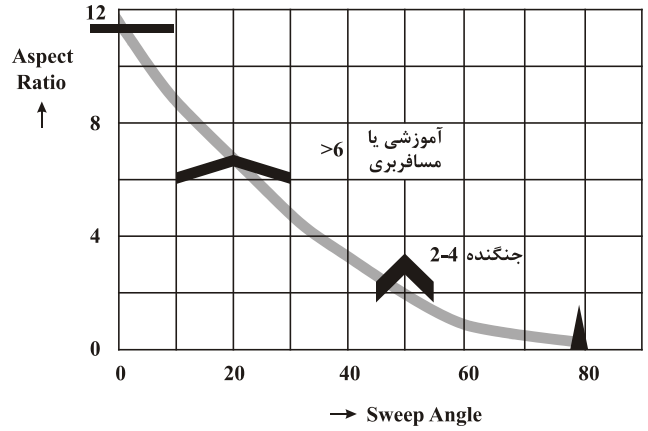
نکته ۱: علت زاویه پس‌گرایی شدید در بال هواپیمای B-52 افزایش سرعت نیست بلکه چون در مکان اولیه بال باید بمب قرار می‌گرفت پس برای به عقب بردن مرکز ایرودینامیکی، پس‌گرایی زیادی به بال داده شد.

۸ـ زاویه عقب‌رفتگی بال موجب به وجود آمدن جریانی عرضی در امتداد بال شده که لایه مرزی را به سمت نوک بال حرکت داده که احتمال جدایش زودرس جریان و نهایتاً واماندگی نوک بال افزایش می‌یابد. همچنین موجب کاهش اثر عملکرد Aileronها شده که برای جلوگیری از این عوامل و منظم ساختن جریان روی بال از ادواتی نظیر Snag (برآمدگی‌هایی در راستای بال) و Stall Fence (دیواره‌هایی در راستای عرضی بال) استفاده می‌شود.

۹ـ زاویه عقب‌رفتگی موجب کاهش اثر فلپ و نیز نسبت منظری می‌شود. با افزایش زاویه عقب‌رفتگی بال، با فرض ثابت ماندن مساحت، مقدار دهانه بال کاهش می‌یابد که بر رفتار ایرودینامیکی بال اثرگذار است. در شکل مقابل محدوده زاویه عقب‌گرد و نسبت منظری برای اشکال مختلف بال نشان داده شده است.

۱۰ـ افزایش زاویه عقب‌گرد بال، باعث کاهش شیب منحنی $c_L - \alpha$ می‌شود که موجب کاهش نیروی برآ در سرعت‌های پایین شده و به همین دلیل از زاویه حمله بالا برای حفظ ارتفاع در سرعت‌های پایین استفاده می‌شود.

۱۱ـ زاویه عقب‌گرد باعث ایجاد اثر pitch- up یعنی بالا رفتن دماغه هواپیما به سمت بالا با افزایش سرعت پروازی می‌شود که این امر باید توسط سکان افقی خنثی شود.



منحنی نسبت منظری برحسب زاویه عقب‌رفتگی برای اشکال مختلف بال

نکته ۲: مکانیزم زاویه عقب‌رفتگی متغیر یا بال مورب با زاویه متغیر برای هواپیماهایی مناسب است که دارای ترکیبی از مأموریت‌ها و نیازمند نسبت منظری متفاوت هستند به‌عنوان مثال F-14 نیازمند سرعت زیاد (عقب‌رفتگی زیاد) و نسبت منظری بالا برای داشتن بیشینه ضریب برآ برای نشستن روی ناو (عقب‌رفتگی صفر) است.

نکته ۳: برای هواپیماها با سرعت مادون صوت بالا و یا سرعت مافوق صوت، مصالحه بین نسبت ضخامت و زاویه پس‌گرایی بسیار مهم است.

مثال۱: تولید کدام‌یک توسط بال نامطلوب است؟

۱) نیروی برآ ـ نیروی پسا ۲) نیروی برآ ـ گشتاور پیچشی ۳) نیروی پسا ـ گشتاور پیچشی ۴) هیچ‌کدام

☑ **پاسخ:** گزینه «۳» نقش بال در هواپیما تولید نیروی برآ است و در غیر این صورت برای بال نامطلوب است.

مثال۲: بال پایین برای کدام دسته از هواپیماهای زیر مناسب است؟

۱) هواپیمای ترابری ۲) هواپیمای شخصی ۳) هواپیمای دوزیست ۴) هواپیمای جنگنده

☑ **پاسخ:** گزینه «۲» بال پایین به‌علت سهولت سوارشدن خلبان برای هواپیمای شخصی بهتر است و برای هواپیماهای ترابری جهت سهولت عملیات بارگیری بال بالا مناسب است. برای هواپیماهای دوزیست به دلیل جلوگیری از نفوذ آب به موتور بال بالا مناسب است. برای هواپیماهای جنگنده به دلیل امکان نصب موشک و تانک‌های سوخت در زیر بال، بال بالا مناسب است.

مثال۳: کدام‌یک از بال‌های زیر C_L بیشتری تولید می‌کنند؟

۱) بال بالا ۲) بال وسط

۳) بال پایین ۴) محل نصب بال در ضریب برآ تأثیری ندارد.

☑ **پاسخ:** گزینه «۱» چون در بال بالا، بال یک تکه است بنابراین نیروی برآ توسط کل سطح بال تولید می‌شود و C_L بیشتری نسبت به بقیه دارد.

مثال۴: برای طراحی بال یک هواپیمای رادارگریز کدام نوع بال مناسب نیست؟

۱) بال پایین ۲) بال وسط

۳) بال بالا ۴) محل نصب بال در رادارگریزی تأثیری ندارد.

☑ **پاسخ:** گزینه «۳» هواپیمای بال بالا دارای سطح راداری RCS بیشتری است، لذا برای استتار مناسب نیست.

مثال۵: دید خلبان در هواپیمای بال بالا چگونه است؟

۱) دید پایین‌تر از افق خوب ـ دید بالاتر از افق خوب ۲) دید پایین‌تر از افق ضعیف ـ دید بالاتر از افق خوب

۳) دید پایین‌تر از افق ضعیف ـ دید بالاتر از افق ضعیف ۴) دید پایین‌تر از افق خوب ـ دید بالاتر از افق ضعیف

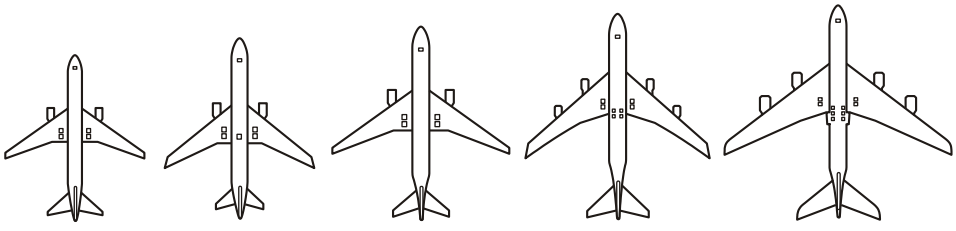
☑ **پاسخ:** گزینه «۴» هواپیماهای بال بالا دید مناسبی از افق و پایین‌تر از افق دارند.

Quadricycle یا چهارچرخه: چیدمان چرخ‌ها در ارابه فرود چهارچرخه مشابه ارابه فرود دوچرخه است با این تفاوت که دوچرخ کناری به جای زیر بال زیر بدنه قرار دارند. مراحل برخاست و نشست به‌صورت افقی انجام می‌شود و برای هواپیماهای باربری که دارای بدنه نزدیک به زمین هستند، مناسب هستند. با افزایش وزن، تعداد چرخ‌ها افزایش و ابعاد آن‌ها کاهش می‌یابند تا بار بین چرخ‌ها تقسیم شود.

Multi Bogey یا چندچرخه: برای کاهش بار وارد بر هر چرخ، استفاده از ارابه فرود چندچرخه متداول است. در این نوع، چرخ‌ها به سازه‌ای به نام Bogey متصل می‌شوند.

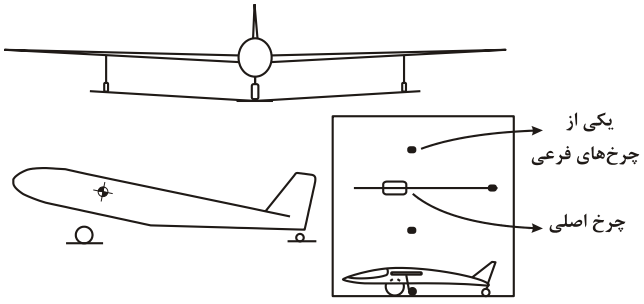
در صورتی که وزن هواپیما ۵۰,۰۰۰ پوند باشد برای هر پایه از یک چرخ استفاده می‌شود. درصورتی‌که وزن هواپیما بین ۵۰,۰۰۰ تا ۲۰۰,۰۰۰ پوند باشد برای هر پایه دو چرخ قرار داده می‌شود. هرچند برای افزایش امنیت، چرخ‌های اصلی زیر دماغه دوتایی در نظر گرفته می‌شود.

اگر وزن هواپیما بین ۲۰۰,۰۰۰ تا ۴۰۰,۰۰۰ پوند باشد برای هر پایه، چهار چرخ و در صورت بیشتر بودن وزن هواپیما از ۴۰۰,۰۰۰ پوند از Bogeyهای شش چرخه استفاده می‌شود.



نوعی چیدمان چرخ در ارابه فرود multi boggy

Single main: این نوع ارابه فرود دارای یک چرخ اصلی و سه چرخ کمکی است که از آن به‌دلیل سادگی در بسیاری از گلایدرها استفاده می‌شود.



چیدمان چرخ‌ها در ارابه فرود Single main

Skid: این نوع ارابه فرود در هواپیماهای سبک عموماً استفاده می‌شود. در هواپیماهای دوزیست نیز برای نشستن بر روی آب، چمن و یا زمین‌های نرم استفاده می‌شود که نمونه‌ای از آن در شکل زیر نشان داده شده است.

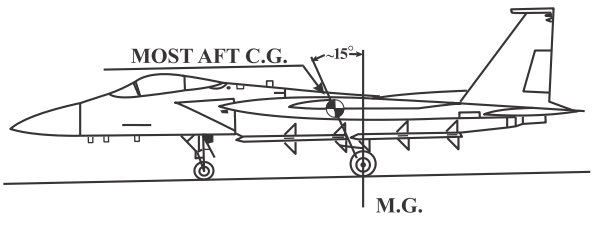
نوعی Skid مورد استفاده

نکات مهم در خصوص ارابه فرود

نکته ۱۰: در همه انواع ارابه فرود به چرخی که نزدیک‌تر به مرکز ثقل است چرخ اصلی (main gear) گفته می‌شود.

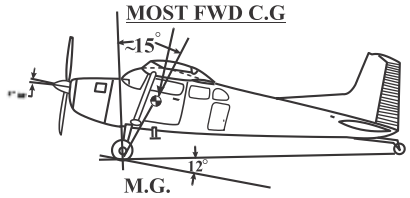
نکته ۱۱: به فاصله طولی دو چرخ عقب و جلو Base و فاصله عرضی دو چرخ کنار Track گفته می‌شود.

۱) در مورد محدودیت tip over دو حالت طولی و عرضی مورد بررسی قرار داده می‌شود. برای هواپیماهای دارای ارابه فرود از نوع سه‌چرخه، چرخ اصلی در عقب مرکز ثقل واقع است. مطابق شکل مقابل در این حالت باید زاویه بین خط رابط چرخ اصلی و مرکز ثقل و خط عمود بر سطح زمین از چرخ اصلی کمینه ۱۵ درجه باشد. چون طبق استاندارد زاویه چرخش برخاست ۱۵ درجه است. درصورتی‌که مرکز ثقل عقب‌تر باشد هنگام چرخش در مرحله برخاست انتهای هواپیما به زمین برخورد می‌کند. این مکان مرکز ثقل، عقب‌ترین موقعیت مرکز ثقل است.



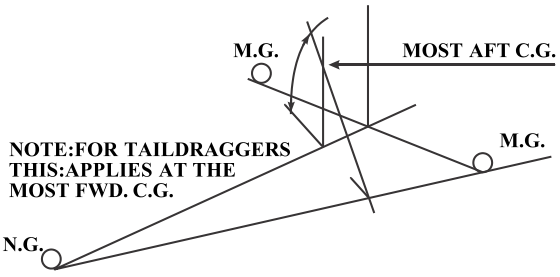
زاویه بین Z_{CG},Strut maingear

۲) برای هواپیماهای دارای ارابه فرود از نوع Tail Dragger مرکز ثقل، عقب‌تر از چرخ است پس باید زاویه بین خط واصل چرخ اصلی و مرکز ثقل و خط عمود بر زمین از چرخ اصلی کمینه ۱۵ درجه باشد.



زاویه خط واصل چرخ اصلی و مرکز ثقل و خط عمود بر زمین

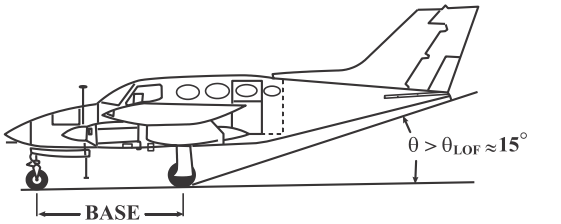
۳) محدودیت Tip over در حالت عمودی توسط زاویه ψ مشخص می‌شود که باید بیشینه ۵۵ درجه باشد. زاویه ψ در شکل مقابل قابل مشاهده است.



معرفی زاویه ψ

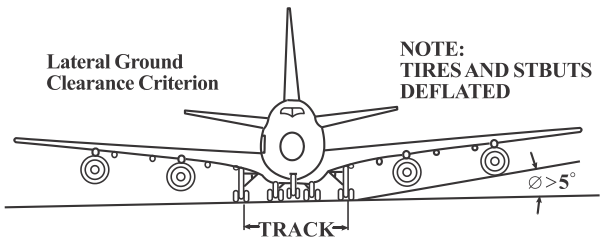
نکته ۱۲: محدودیت فاصله از زمین هم در دو حالت طولی و عرضی قابل بررسی است. برای هواپیماهای دارای ارابه فرود سه‌چرخه هر دو حالت و برای هواپیماهای دارای ارابه فرود Tail Dragger فقط حالت عرضی بررسی می‌شود. چون در هواپیماهای دارای ارابه فرود tail dragger هنگام برخاست نیاز به چرخش نیست.

۴) در هنگام چرخش برخاست، هواپیما حول چرخ عقب می‌چرخد و دم به زمین نزدیک می‌شود. چون زاویه استاندارد چرخش ۱۵ درجه است، زاویه بین خط واصل چرخ عقب و انتهای زیرین دم و سطح زمین باید کمینه ۱۵ درجه باشد تا از اصابت دم به زمین در برخاست جلوگیری به عمل آید.



زاویه بین چرخ عقب و دم

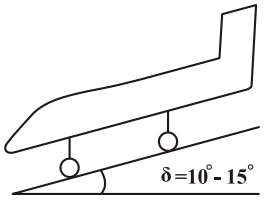
۵) هواپیما مجاز است که در صورت از دست دادن یک موتور با ۵ درجه زاویه غلت تعادل خود را باز یابد؛ پس زاویه بین خط واصل چرخ کناری و پایین‌ترین نقطه بال (که در هواپیماهای مسافربری موتور است) با سطح زمین باید کمینه ۵ درجه باشد.



زاویه بین خط واصل چرخ کناری و پایین‌ترین نقطه بال

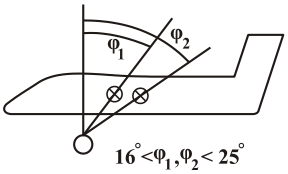
نکته ۱۳: محل قرارگیری مرکز ثقل در هواپیمای دارای ارابه فرود دوچرخه کمی عقب‌تر از وسط فاصله بین چرخ عقب و جلو است.

۶) برای هواپیمای دارای ارابه فرود از نوع Tail Dragger درصورتی‌که هواپیما افقی باشد زاویه بین مماس مشترک چرخ‌های جلو و عقب با خط افق باید بین ۱۰° تا ۱۵ درجه باشد.



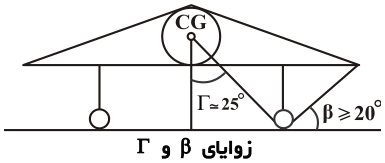
زاویه بین مماس مشترک چرخ جلو و عقب با خط افق

۷) همچنین زاویه خطوط گذرنده از عقب‌ترین و جلوترین موقعیت مرکز ثقل و چرخ جلو، با خط قائم باید بین ۱۶ تا ۲۵ درجه باشد. درصورتی‌که موقعیت مرکز ثقل جلوتر باشد امکان پایین آمدن دماغه و در صورت عقب‌تر بودن موقعیت مرکز ثقل احتمال گردش هواپیما به دور خودش در هنگام حرکت روی زمین وجود دارد.



زاویه بین خطوط گذرنده از عقب‌ترین و جلوترین مرکز ثقل چرخ جلو با خط قائم

۸) برای جلوگیری از واژگون شدن هواپیما از کنار نیز باید چرخ عقب در راستای مرکز ثقل باشد و دو چرخ جلو دارای زاویه بیش از ۲۵ درجه با مرکز ثقل باشند و زاویه خط گذرنده از نوک بال و پایین با افق کمینه ۲۰° درجه باشد.



زوایای β و Γ

انتخاب Strut

در مراحل بعدی به انتخاب Strut خرپای مناسب برای ارابه فرود پرداخته می‌شود. برای این کار نکات زیر باید مدنظر قرار داده و با مصالحه بین آن‌ها Strut مناسب انتخاب شود: ۱) وزن ارابه فرود؛ ۲) فاصله هواپیما از زمین؛ ۳) مشخصه‌های tip-over و ۴) پایداری هواپیما حین حرکت روی زمین.

برای محاسبه بیشینه بار استاتیک وارد بر هر Strut از رابطه‌های زیر استفاده می‌شود.

برای هواپیمای دارای ارابه فرود سه‌چرخه روابط زیر برقرار است:

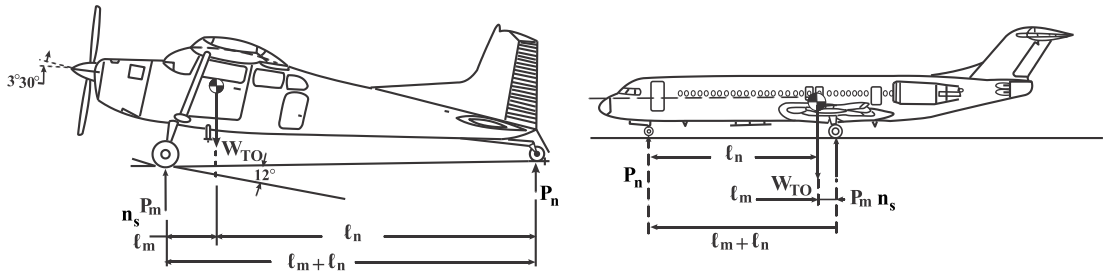
ـ برای Strut دماغه:

$$P_n = \frac{W_{TO} l_m}{l_m + l_n}$$

ـ برای Strut اصلی:

$$P_m = \frac{W_{TO} l_n}{n_s (l_m + l_n)}$$

که در عبارات فوق l_m فاصله مرکز ثقل تا چرخ اصلی و l_n فاصله مرکز ثقل تا چرخ دماغه و n_s تعداد Strut‌های چرخ اصلی است. در شکل زیر این پارامترها مشخص شده‌اند.



پارامترهای طولی ارابه فرود

برای هواپیماهای دارای ارابه فرود Tail Dragger نیز مشابه رابطه بالا صادق است.

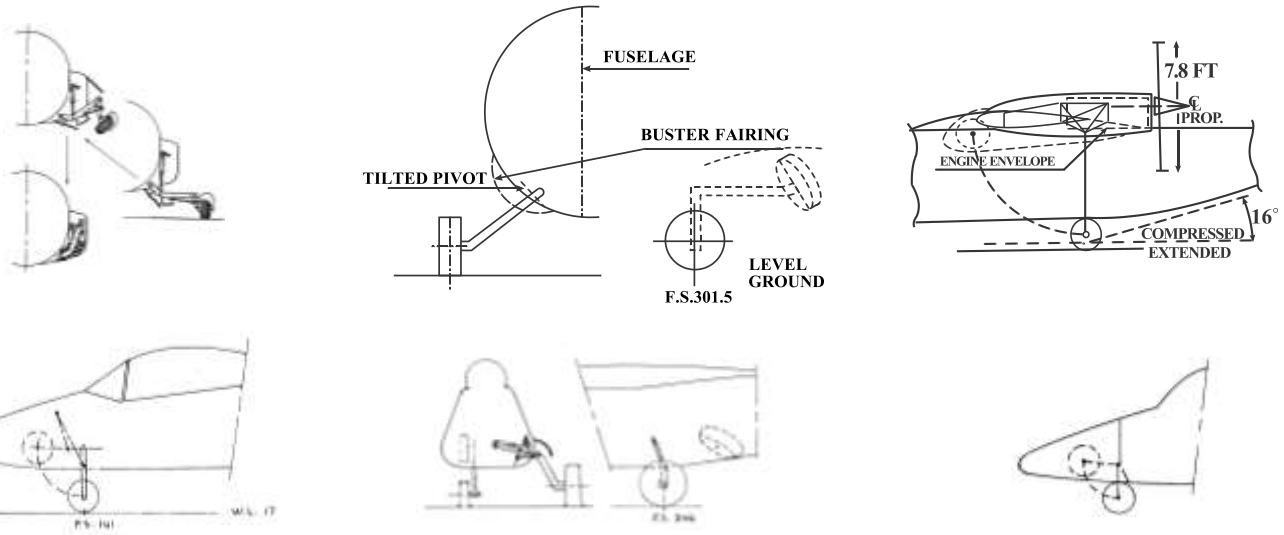
محدوده بهینه سهم تحمل وزن هواپیما توسط چرخ جلو در ارابه فرود سه‌چرخه حدود هشت درصد، برای عقب‌ترین موقعیت مرکز ثقل و ۱۵ درصد برای جلوترین موقعیت مرکز ثقل است. بعد از تعیین نوع و تعداد خرپا به تعیین تعداد تایرها پرداخته که به‌صورت زیر در مورد آن‌ها تصمیم‌گیری می‌شود:

۱) برای چرخ زیر دم یک تایر؛ ۲) برای چرخ زیر دماغه یک یا دو تایر و ۳) برای چرخ‌های اصلی تعداد تایرها بستگی به:

الف) بار وارد بر هر تایر؛ ب) قیمت و ج) عواقب پنچری یک تایر دارد.

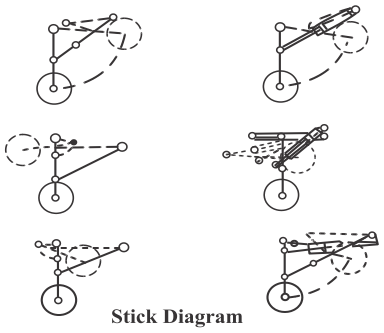
محل جمع‌شدن ارابه فرود

درصورتی‌که ارابه فرود جمع‌شونده انتخاب شود باید محل جمع شدن آن تعیین شود. در شکل زیر حالات جمع شدن ارابه فرود نشان داده شده است که عبارت‌اند از: ۱) داخل بال (ایمن‌ترین حالت)؛ ۲) زیر بال؛ ۳) داخل بدنه (ساده‌ترین حالت)؛ ۴) کنار بدنه؛ ۵) داخل پوشش موتور و ۶) داخل بال و بدنه.



حالات جمع شدن ارابه فرود

انواع سیستم‌های جمع‌کننده ارابه فرود نیز عبارت‌اند از Solid Spring و Rubber & Hings و Penumatic Shockhings وPenumatic Shack Absorbar که در شکل مقابل نشان داده شده‌اند. چنین نمودارهایی که در آن‌ها مراحل جمع شدن ارابه فرود نمایش داده می‌شود "Stick Diagram" گفته می‌شود.


Stick Diagram

ضربه‌گیری

یکی از وظایف ارابه فرود جذب ضربه به هنگام نشست و حرکت روی باند است. بخشی از جذب ضربه توسط تایرها صورت می‌گیرد و بخش عمده آن توسط سیستم ضربه‌گیر ارابه فرود. متداولاً ترمز فقط روی چرخ‌های اصلی قرار داده می‌شود. انرژی که ترمز باید جذب کند برابر است با: $E = \frac{۱}{۲}\frac{W_L}{g}(۱/۲V_S)^۲$

میزان شتاب نیز برابر است با: $a = \frac{(۱/۲V_S)^۲}{۲S}$

S طول باند است. با توجه به میزان انرژی جذب شده و شتاب نوع ترمز، لنت و سایر پارامترهای مرتبط انتخاب می‌شود.

هواپیماهای جنگنده عمدتاً دارای ارابه فرود از نوع سه چرخ هستند که به‌طور متوسط چرخ جلو در موقعیت حدود ۲° درصد و چرخ عقب حدود ۶۲ درصد طول هواپیما از دماغه واقع می‌گردند.

نکته ۱۴: چون طراحی ارابه فرود دشوار است سعی می‌شود از ارابه فرود هواپیمای هم‌وزن موجود استفاده شود.

مثال ۱۹۷: کدام‌یک از گزینه‌های زیر در مورد وظایف ارابه فرود صحیح نیست؟

۱) نقش پایدارکننده در روی زمین ۲) جذب ضربان هنگام فرود ۳) تحمل بار مسافرین ۴) افزایش سرعت در مرحله برخاست

☑ **پاسخ:** گزینه «۳»

مثال ۱۹۸: معایب و مزایای ارابه فرود ثابت نسبت به جمع‌شونده چیست؟

۱) کارایی کمتر و هزینه کمتر ۲) ساخت پیچیده و پسای کمتر ۳) ساخت پیچیده و هزینه کمتر ۴) کارایی کمتر و پسای کمتر

☑ **پاسخ:** گزینه «۱» ارابه فرود ثابت نسبت به جمع‌شونده، هزینه و وزن کمتر دارد و ساخت آن راحت‌تر است، ولی از طرفی نیروی پسای بیشتری دارد و باعث کاهش عملکرد هواپیما می‌شود.

مثال ۱۹۹: از ارابه فرود Tail Dragger برای کدام نوع از هواپیماهای زیر استفاده می‌شود؟

۱) توربوجت ۲) توربوفن ۳) رم جت ۴) ملخی

☑ **پاسخ:** گزینه «۴» به‌علت کوچک‌تر بودن چرخ کمکی زیر دم، نوک هواپیما به سمت بالا تمایل دارد و فاصله مناسبی بین نوک پره ملخ با زمین ایجاد می‌شود.

مثال ۲۰۰: کدام گزینه در حدود Tail Dragger صحیح است؟

۱) این نوع ارابه فرود، ناپایداری استاتیکی دارد. ۲) برای موتورهای جت مناسب است.

۳) هواپیما هنگامی‌که بر روی زمین قرار می‌گیرد، به‌صورت افقی است. ۴) باعث بهبود دید خلبان می‌شود.

☑ **پاسخ:** گزینه «۱» مرکز ثقل عقب‌تر از چرخ‌های اصلی است ← ناپایداری استاتیکی ← ذاتاً ناپایدار

به‌علت بزرگ‌تر بودن چرخ اصلی ← در روی زمین به حالت افقی نیست ← ایجاد اشکال در سوار و پیاده‌شدن مسافران

فاصله لازم برای ملخ تا زمین تأمین می‌شود ← مناسب برای هواپیماهای ملخی

و همچنین دید خلبان در زمان حرکت روی باند کم است.

مثال ۲۰۱: کدام گزینه صحیح است؟

۱) اگر مرکز ثقل هواپیما جلوتر از چرخ‌های اصلی باشد، هواپیما روی زمین پایدار است.

۲) اگر مرکز ثقل هواپیما عقب‌تر از چرخ‌های اصلی باشد، هواپیما روی زمین پایدار است.

۳) اگر مرکز ثقل هواپیما جلوتر از چرخ‌های اصلی باشد، هواپیما روی زمین ناپایدار است.

۴) پایداری روی زمین ارتباطی با محل مرکز ثقل ندارد.

☑ **پاسخ:** گزینه «۱» در صورتی که محل مرکز ثقل جلوی چرخ‌های اصلی باشد، هواپیما روی زمین پایدار است.