

# طراحی هواپیما بر اساس ایمنی



تالیف: حسن عیسوند

عضو هیئت علمی دانشگاه هوایی شهید ستاری

## فهرست مطالب

عنوان	صفحه
مقدمه .....	۱
فصل اول - اصول بنیادی و الزامات طراحی .....	۳
۱-۱- مراحل طراحی و چرخه عمر .....	۳
۲-۱- مراحل طراحی هواپیما در قالب مهندسی سیستم .....	۲۰
۳-۱- هواپیماهای رؤیایی: .....	۲۸
۴-۱- مدیریت کیفیت جامع .....	۳۱
۵-۱- طراحی بهینه چند رشته‌ای .....	۳۲
۶-۱- مهندسی قابلیت اطمینان: .....	۳۵
۷-۱- الزامات و مقررات طراحی: .....	۳۸
فصل دوم- ایمنی و بقاپذیری در طراحی هواپیما .....	۴۵
۱-۲- مقدمه .....	۴۵
۲-۲- چه ایمنی، ایمنی کافی است؟ .....	۴۵
۳-۲- طراحی بر اساس ایمنی و بقاپذیری در هواپیماهای تجاری .....	۵۲
۴-۲- طراحی برای ایمنی و بقاپذیری در هواپیماهای نظامی .....	۶۳
۵-۲- نقش مهندسین طراح و مدیر طراحی در تولید هواپیماهای ایمن .....	۶۳
فصل سوم- اصول طراحی ایمن هواپیما .....	۶۹
۱-۳- مقدمه .....	۶۹

۲-۳- تعاریف و طبقات سوانح:.....	۷۰
۳-۳- طراحی مناسب و کاهش خطای خلبان.....	۷۳
۴-۳- فرصت هایی برای بهبود.....	۷۵
۵-۳- معیار های طراحی.....	۷۷
۶-۳- ویژگی های طراحی.....	۸۳
۷-۳- طرح دم T شکل.....	۹۷
۸-۳- موقعیت قرار گرفتن مرکز ثقل.....	۹۹
۹-۳- کاهش تغییرات تنظیم (تریم).....	۱۰۰
۱۰-۳- پیکربندی های جدید.....	۱۰۴
۱۱-۳- تجهیزات و ادوات پروازی.....	۱۰۴
۱۲-۳- طراحی موتور و علل مشکلات آن.....	۱۱۰
۱۳-۳- ایمنی و آیروالاستیسیته.....	۱۲۹
فصل چهارم- سامانه های هواپیما.....	۱۳۸
۱-۴- مقدمه.....	۱۳۸
۲-۴- تعاریف سامانه.....	۱۳۹
۳-۴- نمونه هایی از سامانه های روزمره.....	۱۴۲
۴-۴- سامانه های مورد علاقه هواپیما.....	۱۴۹
۱-۴-۴- سامانه های سازه هوایی.....	۱۵۵
۲-۴-۴- سامانه های عمومی هواپیما.....	۱۵۶
۳-۴-۴- ویژگیهای رابط سامانه های هواپیما.....	۱۶۱

- ۴-۴-۴- سامانه‌های اویونیک ..... ۱۶۳
- ۴-۴-۵- ویژگیهای سامانه‌های عمومی هواپیما و سامانه‌های اویونیک ..... ۱۶۵
- ۴-۴-۶- سامانه‌های مأموریتی ..... ۱۶۷
- ۴-۴-۷- ویژگیهای رابط سامانه‌های مأموریتی ..... ۱۶۹
- ۴-۵- سامانه‌های زمینی ..... ۱۶۹
- ۴-۶- ویژگیهای سامانه‌های عمومی و افزودگی ..... ۱۷۲
- ۴-۷- بررسی سامانه نمونه- سامانه کنترل پرواز ..... ۱۷۷
- ۴-۷-۱- آشنایی با سامانه کنترل پرواز ..... ۱۷۷
- ۴-۷-۲- سامانه کنترل پرواز با سیم (الکتریک) ..... ۱۸۰
- ۴-۷-۳- اصول ایمنی در سامانه کنترل پرواز با سیم ..... ۱۸۲
- منابع: ..... ۱۹۴

## مقدمه

طراحی ایمن، فرآیندی است که بر حذف و کاهش خطرات تمرکز دارد. محصولات طراحی ممکن است سامانه، دستگاه، ابزار، ساختمان، سازه، مواد، روش کار و یا دستورالعمل‌ها باشند. ایمنی فقط در عدم نقص یک قطعه نیست. ایمنی ناشی از آموزش و همچنین ناشی از فرآیند و دستورالعمل نیز می‌باشد. در مورد ایمنی نباید اهل سازش بود. وقتی که سانحه رخ می‌دهد نمی‌توان گفت که این سانحه تقدیر خدا است. تقدیر چیزی است که ما دانش آنرا نداریم. مثل اینکه یک شهاب سنگ یا رعد و برق بیاید و به زمین برخورد و خسارت جانی و مالی به بار آورد.

کتاب حاضر حاصل بیش از ۱۵ سال تدریس درس طراحی هواپیما بر اساس ایمنی از دروس کارشناسی ارشد رشته هوافضا گرایش سوانح هوایی و صلاحیت پروازی می‌باشد. این کتاب قابل استفاده در حوزه‌های مختلف مهندسی هوافضا، هوانوردی، صنایع و علوم مرتبط می‌باشد. ضمناً به منظور حفظ و گسترش زبان فارسی، در نگارش کتاب سعی شده از اصطلاحات فارسی استفاده شود. از آنجائیکه زبان صنعت هوانوردی، انگلیسی است بمنظور تعامل و انتقال بهتر مطالب از اصطلاحات انگلیسی در پاورقی استفاده شده است.

کتاب حاضر مشتمل بر چهار فصل است. فصل اول اصول بنیادی و الزامات طراحی را مطرح می‌نماید که شامل مراحل طراحی از جمله طراحی مفهومی، مقدماتی و دقیق هواپیما و روش‌ها و نرم‌افزارهای مورد استفاده در این مراحل و چرخه عمر، مطالعات امکان-سنجی و سطوح آمادگی فناوری، کاربرد مهندسی سیستم و مهندسی همزمان در طراحی، مدیریت کیفیت جامع، طراحی بهینه چند رشته‌ای، مهندسی قابلیت اطمینان، الزامات و مقررات طراحی می‌باشد.

در فصل دوم به ایمنی و بقاپذیری در طراحی هواپیما می‌پردازد که شامل ایمنی و سطح قابل قبول ایمنی، معیارهای اندازه‌گیری ایمنی، طراحی بر اساس ایمنی و بقاپذیری در هواپیماهای تجاری و نظامی، نقش مهندسین طراح و مدیر طراحی در تولید هواپیماهای ایمن می‌باشد.

در فصل سوم به اصول طراحی ایمن پیکره هواپیما پرداخته می‌شود. با بررسی سوانح مشخص می‌شود که بعضی از سوانح ناشی از طراحی است که با بهینه‌سازی در طراحی قابل رفع است که در این خصوص راه‌حلهایی ارائه می‌گردد. در این فصل چگونگی طراحی مناسب پیکره هواپیما، سامانه‌ها و پیشران‌ها در افزایش ایمنی بیان می‌گردد همچنین پدیده‌های آیرودالاستیسیته و نقش آنها در سوانح مطرح می‌گردد.

در فصل چهارم دیدگاه نوین به سامانه‌ها، ویژگی‌های رابط سامانه‌ها، تعامل آنها با هم و انسان مطرح می‌گردد. دسته‌بندی سامانه‌های هواپیمای نسل جدید نظامی و تجاری به سامانه‌های عمومی، اویونیک، مأموریتی و سازه و نیز زیرسامانه‌ها و اجزاء ارائه می‌گردد. همچنین افزایش ایمنی سامانه‌ها با افزونگی‌های دو یا چندگانه بیان می‌شود.

نگاه جامع و سیستمی به طراحی هواپیما، توجه به سامانه‌های مورد استفاده در دهه‌های اخیر و همچنین سامانه‌های نوین در صنعت هوایی با محوریت ایمنی از ویژگی‌های این کتاب است. امید است که این کتاب که حاصل سال‌ها تدریس، سعی و تلاش علمی مؤلف است مورد استفاده علاقمندان صنعت هوایی و حوزه‌های مرتبط قرار بگیرد.

## فصل اول – اصول بنیادی و الزامات طراحی

### ۱-۱- مراحل طراحی<sup>۱</sup> و چرخه عمر<sup>۲</sup>

طراحی هواپیما تعامل بین بسیاری از عوامل رقابتی، محدودیت‌ها و ملاحظات طرح‌های موجود و نیازهای بازار جهت تولید بهترین هواپیما است. عامل مهمی که در طراحی مؤثر است مقررات صلاحیت پروازی ملی و یا بین‌المللی است. طراحی تلفیقی از علم و هنر، دانش، تجربه و کارگروهی است. طراحی از طرح ایده<sup>۳</sup>، درخواست مشتری<sup>۴</sup>، مشخصات مأموریتی<sup>۵</sup> یا نیازمندی تاکتیکی و تکنیکی<sup>۶</sup> شروع می‌شود، مراحل طراحی روی آن انجام می‌شود، بر اساس محدودیت‌ها (مقررات هواپیمایی<sup>۷</sup>، ایمنی<sup>۸</sup>، عوامل مالی و بازار<sup>۹</sup>، عوامل زیست محیطی<sup>۱۰</sup>) محصول یا سامانه ساخته می‌شود و مورد بهره‌برداری قرار می‌گیرد. معایب و نواقص در عمل مشخص می‌شود. توسعه و یا بهینه‌سازی روی آن صورت می‌گیرد. بعد از مدت زمانی استفاده، از رده خارج و بازیافت<sup>۱۱</sup> می‌شود.

در شکل ۱-۱ مراحل طراحی و چرخه عمر یک سامانه از جمله هواپیما ارائه شده است.

---

1 Design Phases

2 Life cycle

3 Idea

4 Request For Proposal (RFP)

5 Mission Specification

6 Tactical and Technical Requirement (TTR)

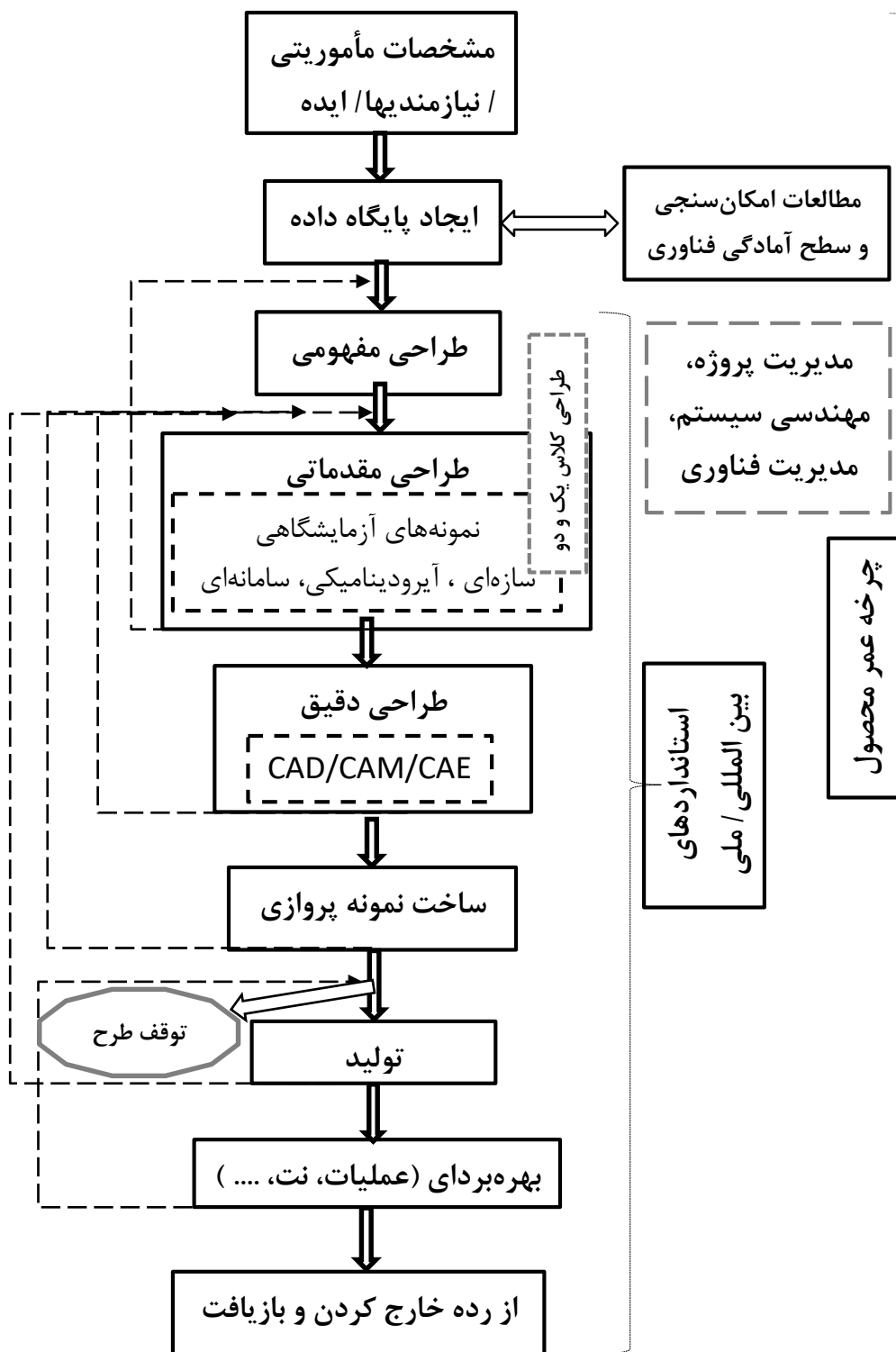
7 Aircraft regulations

8 safety

9 Financial factors and market

10 Environmental factors

11 Disposal and Recycle



شکل ۱-۱- چرخه عمر و مراحل طراحی



**مشخصات مأموریتی:** برای طراحی یک هواپیما، در ابتدا نیازمندیهای عملیاتی مشخص می‌شود. که غالباً شامل موارد زیر است:

- نوع هواپیما (مسافری، ترابری، گشت‌زنی، ملخی، جت، آموزشی، جنگنده، کشاورزی -سمپاشی، دوزیست -هوایی/آبی، ...)
- وزن محموله ( مسافر، بار، مهمات،....)
- برد و مداومت پرواز
- مسافت نشست و برخاست
- سرعت سیر و سرعت واماندگی
- نرخ صعود، زاویه صعود، زمان صعود
- ارتفاع خدمتدهی، ارتفاع مطلق
- ضریب بار مثبت و منفی
- .....

**استانداردهای طراحی:** در طراحی هواپیما با توجه به نوع هواپیما، به منظور اخذ گواهینامه پروازی نیاز به تبعیت از استانداردها می‌باشد. در حال حاضر از استانداردهای زیر استفاده می‌شود:

- قوانین و مقررات هوانوردی فدرال (امریکا)<sup>۱</sup>: *FAR*
- آژانس ایمنی هوانوردی اروپا<sup>۲</sup> *EASA* ، قبل از آن الزامات (قوانین و مقررات) هوانوردی مشترک (اروپا)<sup>۳</sup> : *JAR*
- مقررات هوانوردی فدرال (روسیه)<sup>۴</sup>: *NARR*
- مقررات هوانوردی کشوری (استرالیا)<sup>۵</sup>: *CAR*

---

<sup>1</sup> *FAR: Federal Aviation Regulation*

<sup>2</sup> *EASA: European Aviation Safety Agency*

<sup>3</sup> *JAR: Joint Aviation Requirements*

<sup>4</sup> *Federal Aviation Regulations – National Aviation Regulations of Russia*

<sup>5</sup> *CAR: Civil Aviation Regulations*

- دستورالعمل هوانوردی کشوری (ایران) <sup>۱</sup>: CAD ، (در دهه ۸۰ شمسی فعالیت-  
هایی جهت تدوین استاندارد مقررات هوانوردی ایران (یار) <sup>۲</sup> IAR بعمل آمد ولی  
اقدامات متوقف شد.)

- استانداردهای نظامی نیروی هوایی (امریکا) <sup>۳</sup>: USAF-MIL-STD

- استانداردهای دفاعی ایران <sup>۴</sup>: IDS

**ایجاد پایگاه داده<sup>۵</sup>:** با توجه به نوع و مأموریت عملیاتی پایگاه داده‌ای از هواپیماهای مشابه  
تشکیل می‌شود که شامل موارد زیر است:

- مشخصات وزنی، وزن برخاست، وزن نشست، وزن خالی، وزن سوخت، وزن  
محموله (بار مفید)
- ابعاد هندسی بدنه، بال، دم، سطوح برافزا و کنترلی
- مشخصات عملکردی از جمله سرعت‌ها، برد، مداومت پرواز، نرخ صعود، مسافت  
نشست و برخاست، ارتفاع خدمت، ارتفاع مطلق، ضریب بار مثبت و منفی
- توان یا رانش پیشرانه و مشخصات سامانه پیشران
- ویژگی‌های سامانه‌های اویونیک (الکتریکی/الکترونیکی/مخابراتی)، کنترل پروازی،  
هیدرولیک، سوخت، ناوبری، خروج اضطراری، آتشنشانی، مقابله با یخ‌زدگی و  
ضد یخ، تهویه مطبوع و ....

---

<sup>۱</sup> CAD: Civil Aviation Directives

<sup>۲</sup> IAR: Iranian Aviation Regulation

<sup>۳</sup> Mil-S: Military Standard (USAF)

<sup>۴</sup> IDS: Iranian Defense Standard

<sup>۵</sup> Data Base

## مطالعات امکان‌سنجی<sup>۱</sup> و سطوح آمادگی فناوری<sup>۲</sup>:

مطالعات امکان‌سنجی، مجموعه مطالعاتی است که به بررسی جنبه‌های مختلف طرح مشتمل بر فنی<sup>۳</sup>، اقتصادی<sup>۴</sup>، قانونی<sup>۵</sup>، عملیاتی<sup>۶</sup>، زمان‌بندی<sup>۷</sup>، زیست محیطی<sup>۸</sup> و ایمنی<sup>۹</sup> می‌پردازد و امکان انجام آن طرح را با در نظر گرفتن این ملاحظات بررسی می‌کند.

یکی از اساسی‌ترین مراحل در هر برنامه و یا طرح تحقیق و توسعه‌ای، در فاز امکان‌سنجی، ارزیابی فناوری‌های مرتبط با برنامه یا طرح می‌باشد. فناوری توانایی بکارگیری دانش، مهارت، تجهیزات و امکانات برای تولید و توسعه محصولات و خدمات است.

در کشورهای پیشرفته و حتی در حال توسعه، برای مدیران برنامه و طرح‌ها، و حمایت‌کنندگان آن‌ها انجام برنامه در مدت زمان مناسب و با هزینه‌ی مطلوب امری حیاتی است، لذا ریسک انجام برنامه را در همان آغاز کار تخمین می‌زنند. فناوری‌ها و دستیابی به موقع به آن‌ها یکی از مهم‌ترین عوامل ریسک در برنامه‌ها است. امروزه، در بسیاری از برنامه‌های توسعه‌ی فناوری، سنجش آمادگی و بلوغ فناوری‌ها یکی از مراحل مهم برنامه است به‌گونه‌ای که در برخی از کشورها، ارزیابی سطح آمادگی فناوری‌ها الزامی و روش سطوح آمادگی فناوری بکار گرفته می‌شود. این روش برای اولین بار، توسط آژانس ملی هوافضای آمریکا (ناسا) در دهه ۸۰ میلادی مطرح شد. با سپری شدن زمان، در سال ۱۹۹۵، منکینز مراحل این مدل را تا ۹ سطح توصیف کرد.

در واقع آمادگی فناوری شاخصی برای اندازه‌گیری میزان بلوغ فناوری‌های جدید از هنگام طراحی، توسعه و به‌کارگیری است. چرخه عمر فناوری<sup>۱۰</sup> سیر تحول یک فناوری، از زمان ایده آن تا زمان مرگش را نشان می‌دهد. به‌طور کلی، فناوری در طول عمر خود چهار دوره

---

<sup>1</sup> Feasibility studies

<sup>2</sup> Technology Readiness Level

<sup>3</sup> Technical

<sup>4</sup> Economic

<sup>5</sup> Legal

<sup>6</sup> Operational

<sup>7</sup> Scheduling

<sup>8</sup> Environmental

<sup>9</sup> Safety

<sup>10</sup> TLC: Technology Life Cycle

را طی می‌کند که از ایده شروع و به منسوخ شدن ختم می‌شود؛ بنابراین می‌توان فناوری را برحسب رشد خود، به چهار دسته تقسیم کرد:

(۱) مرحله طفولیت یا جنینی یا نوظهور (۲) مرحله رشد (۳) مرحله بلوغ (۴) مرحله پیری و مرگ یا افول

بر حسب دوره، فناوری در وضعیت‌های زیر قرار می‌گیرد:

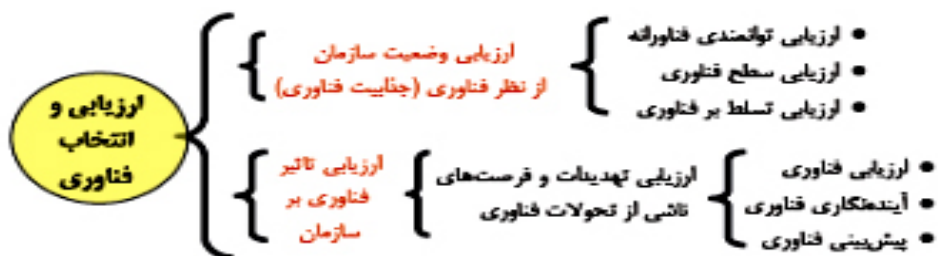
فناوری نوظهور: فناوری که در مراحل اولیه رشد خود قرار دارد و هنوز کاربردی نشده است، اما در چند سال آینده این مهم رخ خواهد داد. فناوری جدید: فناوری که به‌تازگی کاربردی شده است، اما در دسترس عموم نیست (تجاری نشده است).

فناوری نو و بدیع: فناوری که فقط در حد ایده است و هنوز بشر به آن دست پیدا نکرده است.

فناوری موجود: فناوری که موجود و در دسترس عموم می‌باشد.

بلوغ یک فناوری: همان‌طور که در تعریف فناوری بیان شد، یک فناوری باید به یک نیاز پاسخ دهد. گاهی این فناوری در یک محصول مورد استفاده قرار می‌گیرد، گاهی در فرآیند تولید یک محصول به کار می‌رود و گاهی خود تبدیل به یک محصول و سامانه می‌شود؛ بنابراین بلوغ فناوری عبارت خواهد بود از: "استفاده موفقیت‌آمیز یک فناوری در یک سامانه یا محصول، یا یک فرآیند و یا تبدیل شدن به یک سامانه یا محصول موفق" با این تعریف، هدف از اندازه‌گیری سطح بلوغ یک فناوری، تعیین این مطلب است که فناوری مذکور تا چه حد می‌تواند انتظار یک سامانه یا فرآیند را برآورده سازد.

ارزیابی و انتخاب فناوری: مجموعه فعالیت‌هایی است که در آن فناوری‌های شناسایی شده در داخل یا بیرون سازمان برای حال و آینده با توجه به شاخص‌های مختلف بررسی و تحلیل شده و اقدام به شناسایی فناوری‌های مناسب و انتخاب آن‌ها می‌گردد. این فعالیت در واقع دربرگیرنده دو فعالیت اصلی است که به‌نوعی مکمل یکدیگرند: (۱) ارزیابی فناوری (۲) انتخاب فناوری، که به‌طور خلاصه در شکل روبه‌رو به آن اشاره شده است.



شکل ۱-۲- ارزیابی و انتخاب فناوری

مدیریت فناوری: قسمتی از مدیریت پروژه و مهندسی سامانه است که بر شناسایی و کمینه کردن ریسک حاصل از یک فناوری جدید، بهره‌برداری از فرصت‌های فناورانه و طرح‌ریزی برای بالغ کردن فناوری متمرکز است. این فعالیت در طی چرخه‌ی عمر پروژه حضور دارد، بلوغ فناوری و سامانه را با استفاده از ابزار موجود ارزیابی می‌کند و ریسک تأخیر ایجادشده ناشی از نابالغ بودن فناوری را کاهش می‌دهد.

یکی از معیارهایی که جهت سنجش آمادگی و بلوغ فناوری‌ها مورد استفاده قرار گرفته است، سطوح آمادگی فناوری است. در سال ۱۹۹۵، منکینز این سطوح را تا ۹ سطح به شرح جدول ۱-۱ توصیف کرد.

جدول ۱-۱ - تعریف سطوح آمادگی فناوری توسط منکینز در سال ۱۹۹۵ میلادی

سطح	حوزه	سطح آمادگی فناوری	توصیف
۱	سطوح پایه: مطالعات نظری، علمی و پایه	اصول پایه مشاهده و گزارش شده	این پایین‌ترین سطح بلوغ فناوری است. در این سطح، تحقیقات علمی به منظور انتقال به تحقیقات کاربردی و توسعه شروع می‌شود.
۲		فرموله شدن مفهوم و / یا کاربرد فناوری	وقتی اصول فیزیکی پایه مشاهده شد، در سطح بلوغ بعدی، کاربردهای عملی این مشخصه‌ها را می‌توان شناسایی کرد. در این سطح، کاربردها هنوز ذهنی و گمانی هستند و تجزیه و تحلیل مفصل در خصوص اثبات آنها صورت نگرفته است.
۳		اثبات مفهومی مشخصه‌های کلیدی بصورت نظری و تجربی	در این مرحله از فرآیند بلوغ، تحقیق و توسعه فعال شروع می‌شود. این فعالیت باید شامل مطالعات تحلیلی و مطالعات آزمایشگاهی به منظور اثبات نتایج مطالعات تحلیلی باشد. این مطالعات و آزمایشات باید کاربردها و مفاهیم فرموله شده در سطح ۲ را اثبات نماید.
۴	سطوح میانی: ساخت و آزمون نمونه در محیط آزمایشگاهی	تایید مولفه و / یا برد برد در محیط آزمایشگاه	مولفه‌های اصلی فناوری مذکور باید یکپارچه گردند تا نشان داده شود که اجزا با یکدیگر کار می‌کنند و عملکرد مورد نظر را در محیط آزمایشگاه مهیا می‌سازند. اجزا به صورت موقتی و مجزا به صورت دستی روی میز آزمایشگاه به هم وصل شده‌اند.
۵		تایید مولفه و / یا بردبرد در محیط مرتبط با کاربرد	مولفه‌های اصلی فناوری که باید بر عناصر واقعی متکی شده به گونه‌ای که بتوان کل کاربردها را در سطح مولفه‌ها، زیر سامانه‌ها و سامانه، در یک محیط شبیه سازی شده تست نمود.
۶		نمایش مدل سامانه / زیر سامانه یا نمونه در محیط مرتبط با کاربرد	مدلی از سامانه یا نمونه اولیه‌ای از آن در یک محیط مرتبط تست می‌شود. در صورتی که محیط مرتبط یک محیط فضایی باشد، می‌بایست مدل یا نمونه در فضا به نمایش گذاشته شود.

سطح	حوزه	سطح آمادگی فناوری	توصیف
۷	سطح فوقانی: ساخت و آزمون محصول در شرایط واقعی	نمایش نمونه سامانه در محیط عملیاتی	نمونه ای از سامانه واقعی باید در محیط واقعی به نمایش گذاشته شود. این نمونه باید نزدیک به سامانه عملیاتی اصلی و یا در مقیاس همانند آن باشد و در محیط عملیاتی تست گردد.
۸		بررسی کیفیت سامانه واقعی کامل شده از طریق تست و نمایش	غالباً این مرحله نمایانگر پایان توسعه سامانه برای بیشتر عناصر فناوری است. در این حالت فناوری جدید با سامانه موجود یکپارچه شده است.
۹		اثبات عملکرد سامانه واقعی در ماموریت های عملیاتی	در این مرحله عیب و ایرادهای احتمالی برطرف می گردد.

در سال ۱۹۹۵ میلادی، در قالب مقاله ای با عنوان " سطوح آمادگی فناوری در ناسا " پیشنهاد استفاده از این سطوح (شکل ۱-۳) در صنایع و فناوری های مختلف مطرح شد و پیرو آن سازمان حسابرسی ایالات متحده در قالب یک گزارش رسمی، دستورالعمل استفاده از سطوح آمادگی فناوری را در صنایع و بخش خصوصی ابلاغ کرد. هدف از این کار، کاهش ریسک پروژه های فناوری و تعدیل هزینه های ناشی از آزمون فناوری ها و پروژه های ارتقای فناوری آمریکا بود. در این راستا، نیروی هوایی آمریکا به بررسی اهمیت این ابزار پرداخت و با مطالعه بر روی ۳۳ پروژه بزرگ دفاعی و غیردفاعی به این نتیجه رسید که : برای داشتن یک ریسک (خطرپذیری) قابل قبول برای شروع برنامه (پروژه) توسعه محصول، فناوری ها باید سطح ۶ آمادگی را پشت سر گذاشته باشند، در غیر اینصورت ریسک برنامه بسیار بالا خواهد بود. این امر ناشی از این واقعیت است که وقتی فناوری سطح آمادگی ۶ را پشت سر می گذارد مخاطره به شدت کاهش می یابد . این تحقیق نشان می دهد که وقتی فناوری در سطوح آمادگی ۳ و ۴ قرار دارد هزینه نسبت به حالتی که فناوری در سطح آمادگی ۷ باشد حدود ۷۵ درصد افزایش می یابد.



شکل ۱-۳- سطوح آمادگی فناوری ارائه شده توسط ناسا



## طراحی مفهومی هواپیما:

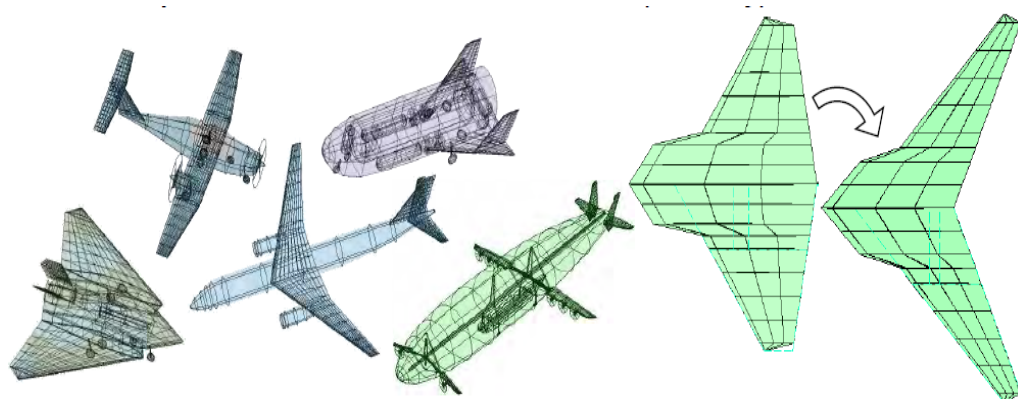
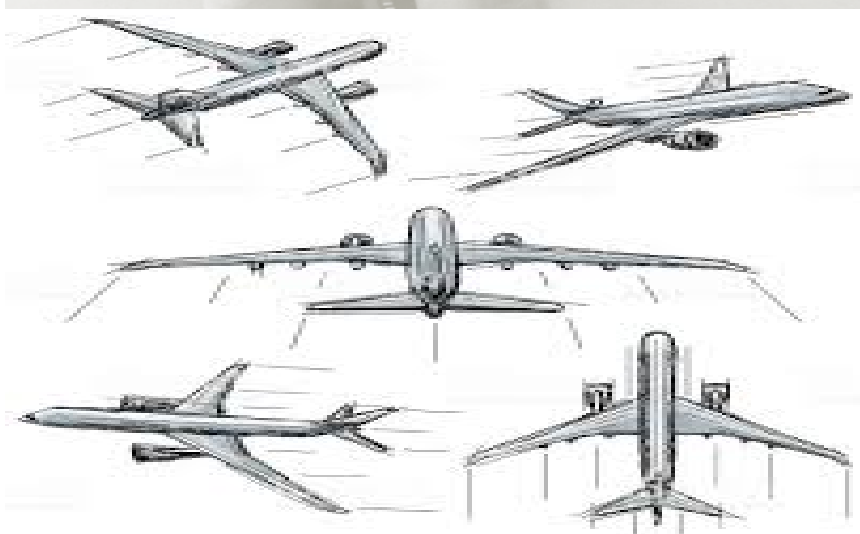
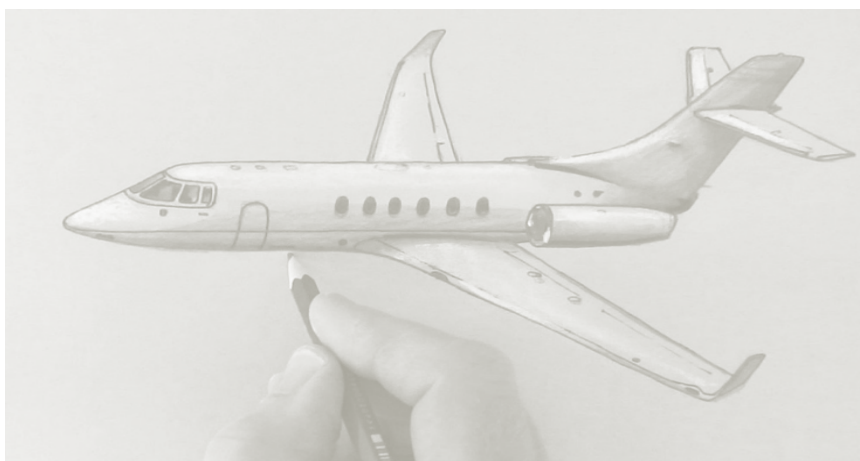
طراحی مفهومی هواپیما اولین مرحله طراحی است که هدف آن انتخاب یک یا چند مفهوم کارآمد و بهینه نمودن آنها در حد امکان است [1]. بنابراین طراح، طرحواره (شماتیک)<sup>۱</sup> اولیه‌ای از پیکربندی را ارائه می‌دهد که با مشخصات مورد نیاز مطابقت دارند (شکل ۱-۴). در طول این مرحله تعداد زیادی از مفاهیم تولید می‌شوند و بر اساس یکدیگر ارزیابی می‌شوند. سعی می‌کند تقریبا ویژگی های اصلی هواپیما را که با الزامات مطابقت دارد تعریف کند. سطح جزئیات به طور متوسط تقریبی است و تعداد افراد درگیر محدود است. در این مرحله، تمرکز برای کشف راه‌حل‌های مختلف است و تعداد مفاهیم عملی، برای تحلیل بیشتر به یک یا چند طرح محدود می‌شود. مهم است که تعداد طرح هایی که باید در نظر گرفت را کاهش داد تا زمان و منابع گرانبها و گرانبه‌تر در طول کارهای آینده را هدر نداد. در طول این مرحله، تصمیمات کلیدی بر اساس اطلاعات محدود می‌باشد. با این وجود اهمیت آنها بسیار زیاد است، زیرا در مورد ویژگی های کلیدی هواپیمای جدید تصمیم‌گیری خواهد شد.

طرح مفهومی، امکان دستیابی به عواملی مانند عملکرد پروازی، آیرودینامیک، پیشراشه، سازه، کنترل و پایداری را مهیا می‌کند. موارد بنیادی مانند شکل بدنه، پیکربندی بال و دم و محل آنها، اندازه و نوع موتور در این مرحله مشخص می‌شود. محدودیت های طراحی نیز در این مرحله مورد توجه قرار گرفته می‌شود. نتیجه این مرحله، یک طرح مفهومی از طرح‌بندی<sup>۲</sup> هواپیما بر روی صفحه کاغذ یا نمایشگر رایانه است که توسط مهندسين و طراحان در مراحل بعدی طراحی بررسی می‌شود.

---

<sup>1</sup> Schematic

<sup>2</sup> Layout



شکل ۴-۱- نمونه طرح‌های مفهومی (طرحواره‌هایی) از هواپیما (به صورتی دستی و رایانه‌ای)

## طراحی مقدماتی هواپیما

در طراحی مقدماتی، طرح یا مفهوم انتخاب شده به طور جزئی‌تری مورد بررسی قرار گرفته می‌شود. در این مرحله تعداد زیادی از طراحان درگیر هستند و متخصصان شروع به تعریف ویژگی‌های هواپیما می‌کنند. پیکربندی طراحی شده در مرحله طراحی مفهومی متناسب با پارامترهای طراحی تغییر یافته و بهینه‌سازی می‌شوند و بررسی دقیق و شبیه‌سازی‌هایی برای تعیین ابعاد هندسی هواپیما<sup>۱</sup> انجام می‌شود و آزمایش‌های تونل باد<sup>۲</sup> و شبیه‌سازی با روش‌های محاسبات عددی میدان جریان<sup>۳</sup> در اطراف هواپیما انجام می‌شود (شکل ۱-۵). تجزیه و تحلیل عمده سازه‌ای و کنترلی نیز در این مرحله انجام می‌شود. اگر عیوب آیرودینامیکی و ناپایداری‌های سازه‌ای اصلاح شده باشند و مشخصات مأموریتی و محدودیت‌ها اجابت شده باشند، طرح، نهایی<sup>۴</sup> یا تثبیت<sup>۵</sup> می‌شود. فرآیند انتخاب سامانه‌ها نیز شروع می‌شود و همچنین برنامه ریزی ساخت و تولید انجام خواهد شد، که از مجموعه‌های وسیع تر تشکیل شده است. پس از نهایی کردن طراحی، به منظور ساخت، تصمیم اصلی با سازنده گرفته می‌شود که آیا امکان تولید هواپیما وجود دارد؟ در این مرحله هرچند طرح کاملاً قابلیت پروازی و عملکردی را داشته باشند، ولی ممکن است از نظر اقتصادی به صرفه نبوده و وارد مرحله تولید نگردد. [2]

در مرحله طراحی مفهومی و مقدماتی از روش‌های تحلیلی، عددی، تجربی و یا نیمه تجربی استفاده می‌شود. که می‌توان به روش‌های طراحی هواپیمای راسکام<sup>۶</sup> و دتکام<sup>۷</sup> اشاره نمود.

---

<sup>1</sup> Sizing

<sup>2</sup> Wind Tunnel Testing

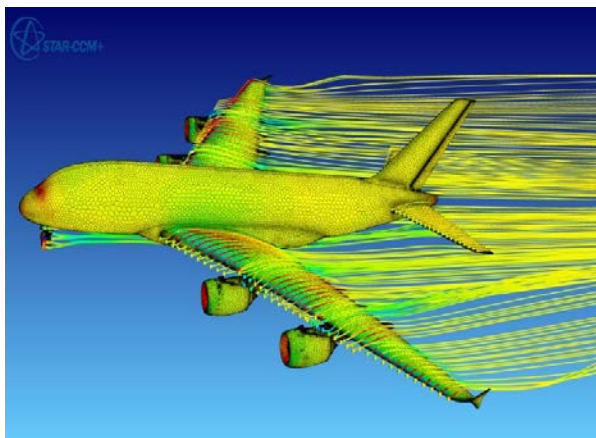
<sup>3</sup> CFD: Computational Fluid Dynamic

<sup>4</sup> Finalize

<sup>5</sup> Freeze

<sup>6</sup> Roskam Method

<sup>7</sup> Datcom Method



شکل ۱-۵- استفاده از آزمایش تونل باد و روش محاسبات عددی در طراحی مقدماتی هواپیما

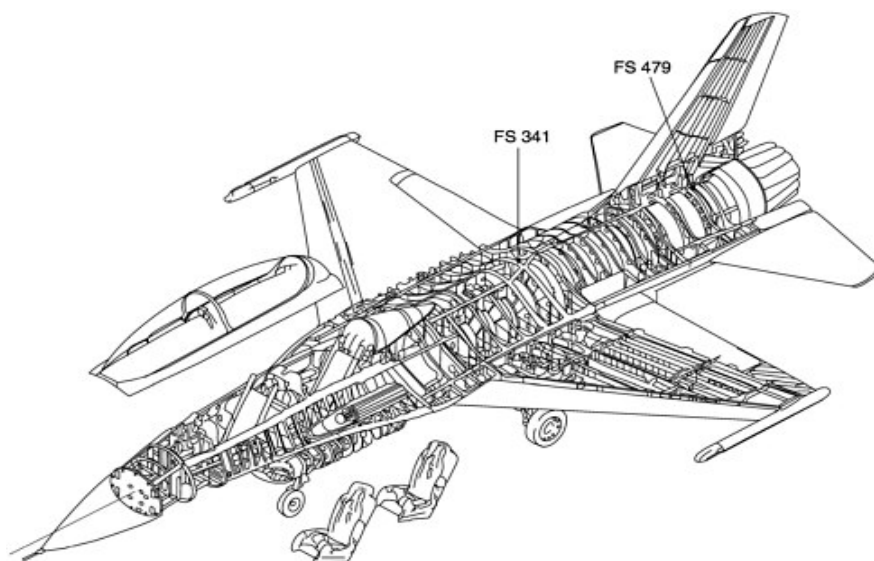
### طراحی تفصیلی (دقیق) هواپیما

طراحی تفصیلی (دقیق)، مرحله نهایی فرآیند طراحی است که در آن تمام اجزا و قطعات با تمام جزئیات مشخص می‌شوند و بیشتر مستندات ساخت و تولید تدوین می‌شود. تعداد افرادی که در این مرحله همکاری می‌کنند و هزینه‌های مربوطه بسیار زیاد می‌باشد. روش‌ها و ابزارهایی که در این مرحله از طراحی مورد استفاده قرار می‌گیرند متنوع و از دقت بالایی برخوردار هستند به گونه‌ای که همه جوانب و جزئیات سامانه را پوشش می‌دهد (شکل ۱-۶ و ۷-۱). همچنین شبیه‌سازی‌های دقیق نیز در این مرحله انجام می‌شود. البته جنبه‌های آیرودینامیکی، سازه‌ای، پیشران، عملکرد و پایداری و کنترل در مرحله طراحی مقدماتی

نهایی گردیده است. جزئیات ساخت از جمله تعداد و موقعیت ریب‌های وتیرک‌های بال، تیرها، قاب‌ها و دیواره‌های بدنه و سایر جزئیات سازه‌ای هواپیما و همچنین سامانه‌های هواپیما تکمیل می‌گردند. دستگاه شبیه ساز پروازی برای هواپیما نیز در این مرحله، طراحی و ساخته می‌شوند [3].

واضح است که انجام تغییرات مهم در پیکربندی هواپیما در این مرحله بسیار دشوار است و اگر اشتباهی در مرحله طراحی مفهومی یا مقدماتی صورت گرفته باشد، یا هواپیما بایستی با این نقص ادامه حیات دهد یا در بدترین حالت، طرح را لغو نمود. به عنوان مثال، هواپیمای آموزشی فیرچیلد تی-۴۶<sup>۱</sup> بدلیل خطای محاسباتی در تخمین ضریب پسا و تفاوت فاحش آن با مقادیر اندازه‌گیری شده در طی پرواز آزمایشی و تأثیر منفی این خطا در عملکرد هواپیما، طرح لغو و تولید متوقف شد [4].

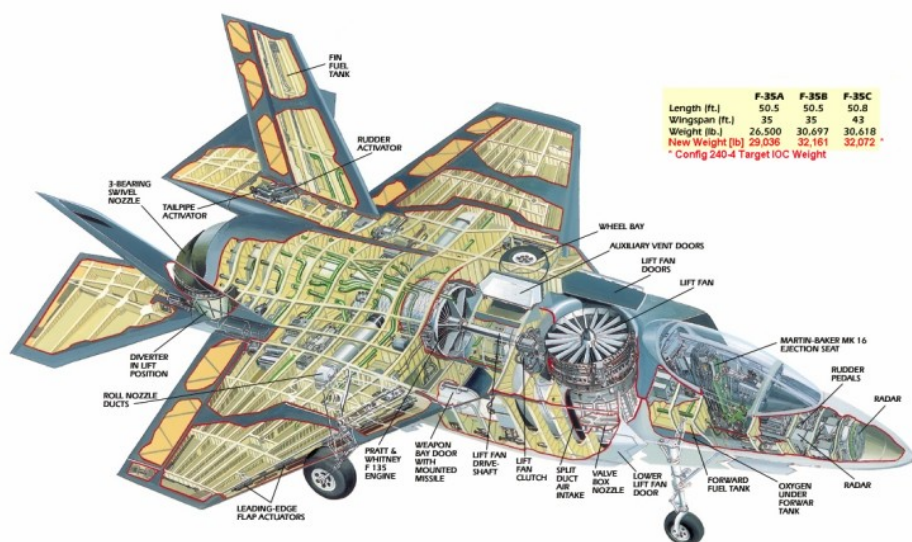
در این مرحله و مراحل بعدی از روش‌های طراحی به کمک رایانه، ساخت به کمک رایانه و مهندسی به کمک رایانه<sup>۲</sup> استفاده می‌شود.



شکل ۱-۶- جزئیات سازه‌ای در طراحی تفصیلی هواپیما

<sup>1</sup> Fairchild T-46A

<sup>2</sup> CAD/CAM/CAE: Computer-Aided Design & Computer-Aided Manufacturing & Computer-Aided Engineering



شکل ۱-۷- جزئیات سازه‌ای و سامانه‌ای هواپیما اف-۳۵

مهندسی به کمک رایانه: یا در حالت خاص تحلیل به کمک رایانه عبارت است از آنالیز مهندسی قطعه طراحی شده قبل از اینکه به مرحله ساخت برسد. مهندسی به کمک رایانه توسط سیستم‌های رایانه‌ای به بررسی توابعی که در طراحی به کمک رایانه به وجود آمده‌اند می‌پردازد و به طراح این اجازه را می‌دهد که مدل را به لحاظ رفتاری در شرایط کاری واقعی، شبیه‌سازی کند و در صورت لزوم طرح را بهینه کند. یکی از مطرح‌ترین آن‌ها تحلیل اجزای محدود<sup>۱</sup> می‌باشد که از این روش می‌توان برای محاسبه تنش، تغییر شکل، انتقال حرارت، جریان سیال و... استفاده نمود. واژه مهندسی به کمک رایانه به این معنی است که تحلیل‌های استاتیکی، دینامیکی و حرارتی روی قطعات شبیه‌سازی شده در رایانه انجام می‌گیرد. در این مرحله توزیع تنش، تغییر مکان و در مواردی دما در حین عملکرد قطعه و مجموعه بدست می‌آید و معمولاً از نرم‌افزارهای زیر استفاده می‌شود.

- انسیس<sup>۲</sup> در زمینه تحلیل استاتیکی و دینامیکی (تحلیل اجزای محدود)

<sup>۱</sup> FEA: Finite Element Analyze

<sup>۲</sup> Ansys: ANalysis SYStems

- اباکوس (چرتکه)<sup>۱</sup> در زمینه تحلیل استاتیکی و دینامیکی (تحلیل اجزای محدود)
- آدامز<sup>۲</sup> در زمینه تحلیل سینماتیکی (دینامیک سیستم‌های چندجسمی)<sup>۳</sup>
- فلوئنت<sup>۴</sup> در زمینه تحلیل جریان سیال و انتقال حرارت ( دینامیک سیالات محاسباتی)<sup>۵</sup>
- کتیا<sup>۶</sup>: یک نرم‌افزار طراحی به وسیله رایانه، مهندسی تحلیل با رایانه و ساخت به کمک رایانه است که برای طراحی و مدل سازی سطوح و قطعات پیچیده، طراحی پروسه ماشینکاری و تولید و استخراج *G-code* برای دستگاه‌های تراشکاری *CNC* جهت ساخت قطعه، طراحی و تحلیل مکانیزم‌ها، سیستم‌ها و تجهیزات هیدرولیکی، پنوماتیکی، الکتریکی و ...، طراحی قالب و مدل‌های ورق کاری و شبیه‌سازی توسط نرم افزار استفاده می‌شود.

**ساخت نمونه پروازی<sup>۷</sup>:** در این مرحله اولین نمونه هواپیما جهت آزمایش‌های پروازی ساخته می‌شود و بر اساس دستورالعمل مربوطه عملکرد، پایداری و کنترل و خوشدستی هواپیما بررسی و ارزیابی می‌شود.

**ساخت و تولید<sup>۸</sup>:** در این مرحله که نقشه‌های تفصیلی ساخت آماده شده، خط تولید و ساخت سازه، سامانه‌ها و زیرسامانه‌ها، تجهیزات و قطعات راه‌اندازی می‌گردد. امکان دارد بدلیل بعضی محدودیت‌ها در تولید تغییراتی در طرح داده شود. البته این تغییرات به گونه‌ای است که انحرافی در مشخصات مأموریتی تعریف شده نباشد.

---

<sup>1</sup> Abaqus

<sup>2</sup> Adams: Automated Dynamic Analysis of Mechanical Systems

<sup>3</sup> MDB: MultiBody Dynamics

<sup>4</sup> Fluent

<sup>5</sup> CFD: Computational Fluid Dynamics

<sup>6</sup> CATIA: Computer Aided Three-dimensional Interactive Application

<sup>7</sup> Flight Prototype

<sup>8</sup> Manufacturing

**بهره‌برداری و عملیات<sup>۱</sup>:** در این مرحله محصول به همراه مستندات بهره‌برداری، فنی، نگهداری و تعمیر (نت) و آموزشی تحویل بهره‌بردار یا استفاده‌کننده می‌گردد. در حین بهره‌برداری معایب احتمالی مشخص می‌شود و بازخورد جهت رفع عیب داده می‌شود.

**از رده خارج کردن و بازیافت<sup>۲</sup>:** هر محصولی دارای عمر مفیدی است که در پایان عمر مفید از رده عملیاتی و خدمتدهی کنار گذاشته می‌شود به عبارتی از رده خارج می‌شود. در انتخاب مواد مورد استفاده در ساخت محصول، امکان بازیافت مواد و بازگشت به چرخه زیستی و به عبارتی بازیافت مد نظر قرار می‌گیرد تا موجب آسیب به محیط زیست نگردد. امکان عمردهی جهت ادامه کارکرد بعضی محصولات نیز با روش علمی وجود دارد که به عمر انقلابی نیز معروف است.

### **چرخه عمر<sup>۳</sup>:**

از زمان طرح ایده تا از رده خارج کردن و بازیافت سامانه یا محصول را، چرخه عمر گویند.

### **هزینه چرخه عمر<sup>۴</sup>:**

هزینه انجام شده از زمان طرح ایده تا بازیافت سامانه یا محصول را هزینه چرخه عمر گویند.

## **۲-۱- مراحل طراحی هواپیما در قالب مهندسی سیستم<sup>۵</sup>**

طراحی مفهومی مهمترین مرحله در کل فرآیند طراحی اجسام پرنده ( هواپیما، موشک های بالستیک، موشک های حامل و ...) می‌باشد. بخصوص هنگامیکه نیاز است که کلیه رشته های علمی-پژوهشی را در آن مد نظر قرار داد.

---

<sup>1</sup> Operation

<sup>2</sup> Disposal and Recycle

<sup>3</sup> Life Cycle

<sup>4</sup> Life Cycle Cost

<sup>5</sup> System Engineering



مهندسی سیستم پایه و اساس طراحی مفهومی اجسام پرنده است لذا در ابتدا مهندسی سیستم و سپس آخرین پیشرفت در آن یعنی مهندسی همزمان<sup>۱</sup> توضیح داده می شود. از نقطه نظر طراحی جسم پرنده (شامل هواپیما، موشک بالستیک، و موشک حامل)، تعریف مهندسی سیستم می تواند به شرح زیر باشد.

”مهندسی سیستم عبارتست از هنر و علم توسعه یک سیستم عملی که قابلیت پاسخگویی به نیازمندیهای مأموریت مورد نظر را تحت قیود و محدودیتهای تعیین شده کیفیت، هزینه و زمان بندی دارد.“

مدل ساده شده یک فرآیند مهندسی سیستم در طراحی مفهومی در شکل های ۱-۸ و ۱-۹ آمده است که در ادامه تشریح می شود.

ایده اصلی در مهندسی سیستم عبارتست از شروع کردن با تعریف نیازمندیها و اهداف یک سیستم و حرکت سازمان یافته به سمت یک سیستم بهینه.

۱- مهندسی سیستم با تعریف یک نیاز توسط یک بهره بردار یا کارفرما برای سیستمی که توسعه داده خواهد شد، آغاز می گردد.

• معمولاً به این صورت است که بهره بردار متقاضی سامانه ای است که یک کار مشخص را انجام دهد، اما نمی تواند نیازها و خواسته هایش را به صورت کمی بیان کند.

• بنابراین به کمیت در آوردن اهداف سامانه، مسئولیت مشترک مهندس سیستم و بهره بردار خواهد بود، در این صورت یک مجموعه با معنی از اهداف بدست خواهد آمد که برای توسعه این سامانه مورد استفاده قرار خواهد گرفت.

۲- هنگامیکه نیازها و اهداف برای یک سامانه تعیین گردیدند، لازم است وظائف محوله به سامانه و زیر سامانه هایی که مورد نیاز می باشند به طور کمی مشخص گردند.

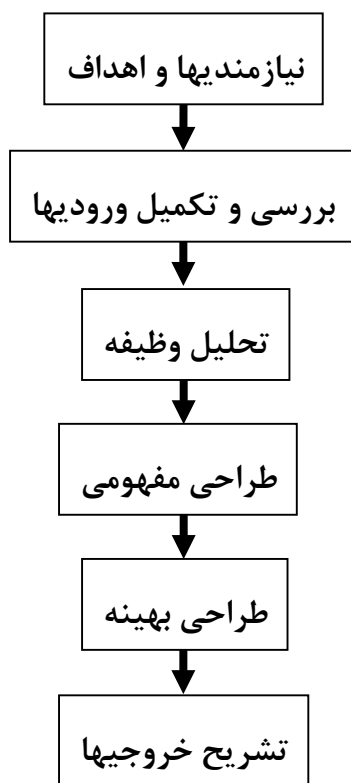
• این فرآیند تحلیل وظیفه نامیده می شود.

• هدف اینکار شناسایی وظائف یا عملکردهایی است که باید انجام گردند تا مأموریت مورد نظر سامانه که توسعه داده خواهد شد، برآورده گردد.

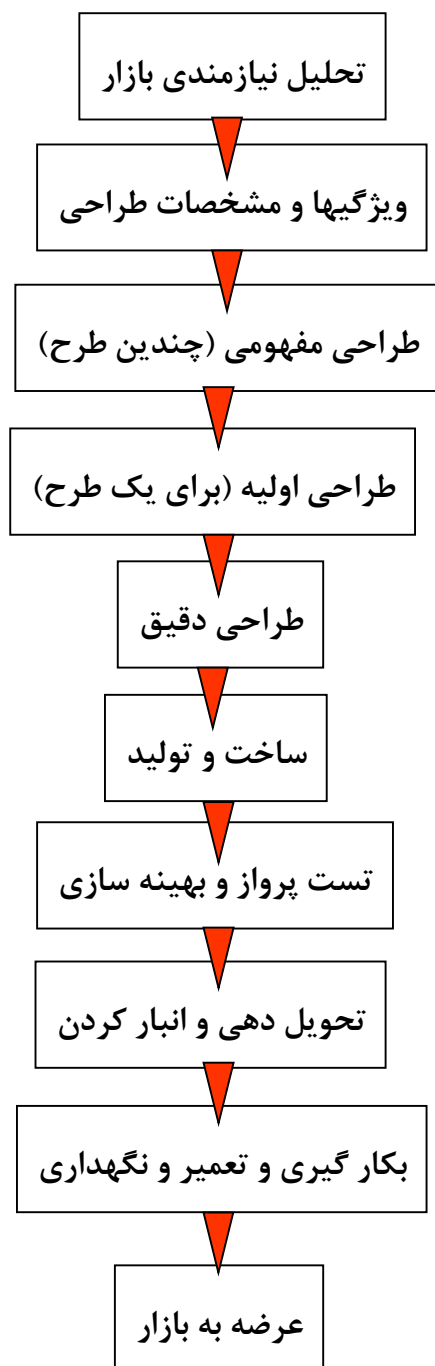
---

<sup>1</sup> CE- Concurrent Engineering

- سپس این وظائف به اهداف سطح پائین برای توسعه زیرسامانه ها تبدیل خواهند شد.
  - تعیین این وظائف به صورت طبیعی به صورت کیفی می باشد.
  - هر چند، هنگامیکه وظیفه یا عملکردی تعیین شد، باید به صورت کمی بیان گردد. بطور مثال، اگر یک عملکرد باید سریع صورت گیرد، زمان مجاز آن باید مشخص گردد.
- ۳- یکی از مهمترین وظائف طراحی مفهومی شامل تعیین مفاهیم یا ترکیب بندی سامانه اصلی می باشد که می تواند اهداف آن سامانه را برآورده سازد.
- در این مرحله مطلوب آن است که مفاهیم را در سطح هر چه کلی تر و عمومی تر نگهداشت تا سامانه های مطرحی که ممکن است جوابگو باشند، حذف نگردند. به طور مثال، اگر وظیفه مورد نظر حمل یک وسیله روی زمین باشد، طراحی مفهومی می تواند شامل: چرخها، تریلر، اسب(کشنده)، بسته های نگهدارنده و محافظت در برابر هوا باشد.
  - در این مرحله از فرایند طراحی، تعیین محدوده های قابل قبول مقادیر پارامترهای توصیف کننده سامانه مورد نظر دارای اهمیت بسیار زیادی می باشد.
  - با پارامترهای طراحی که در این محدوده مقادیر قرار می گیرند، این سامانه باید قادر باشد که وظایف تعریف شده در مرحله قبل را انجام بدهد.
- ۴- هدف طراحی بهینه عبارتست از انتخاب پارامترهای طراحی ( یا مقادیر طراحی) مجهول که در مرحله قبل تعریف شده اند.
- این پارامترها باید در محدوده ای که بوسیله محدودیتهای فناوری و وظایف سامانه تعیین می گردد قرار گیرند.
  - معیار انتخاب پارامترهای سامانه، بیشینه کردن ارزشمندی سامانه یا کمینه کردن هزینه می باشد.
  - لازم به ذکر است که یک بهینه سازی دقیق ریاضی ممکن است که در عمل قابل حصول نباشد در اینصورت تنها به عنوان یک مطلوب مطرح خواهد بود.
  - به هر حال، روشهای انتخاب پارامترها باید طبیعتاً "بگونه ای باشند که در یک بهینه سازی، حداکثر توجه و زمان محاسبات رایانه ای لازم برای دستیابی به آن بهینه سازی را مبذول نماید.



شکل ۱-۸- مدل ساده شده یک فرآیند مهندسی سیستم



شکل ۱-۹- چرخه عمر مربوط به یک وسیله پرنده از دیدگاه مهندسی سیستم

۵- آخرین مرحله، یعنی تشریح سامانه بهینه (خروجی)، در حقیقت فقط یک مرحله میانی بشمار می رود.

- اگر رویه طراحی سامانه کاملاً مؤثر نباشد، سامانه طراحی شده توسط تیم مهندسی رضایت سرمایه گذار پروژه را جلب نخواهد کرد.
  - با حصول نتایج اجرای اول این فرایند مهندسی سامانه ممکن است یکسری قیود و محدودیتها فراموش شده باشند و این سامانه بهینه از آن تخطی کرده باشد، در اینصورت احتمال تذکر توسط سرمایه گذار پروژه بسیار زیاد خواهد بود.
  - علاوه بر آن، ممکن است که یکسری مفاهیم و موضوعات قابل توجه برای طراح آشکار گردد که قبلاً به آنها توجهی نداشته است.
  - هر چه نتایج بیشتر و دقیق تر باشند، امکان آنکه سرمایه گذار تعداد بیشتری از قیود و محدودیتهای فراموش شده که این سامانه بهینه از آنها تخطی کرده است را به یاد بیاورد بیشتر خواهد شد.
  - در نهایت سرمایه گذار تصمیم خواهد گرفت که بشرط آنکه هزینه ها کاهش یابد سطح بخشی از قابلیتهای سامانه را اندکی کاهش دهد.
- ۶- قدم بعدی در این فرآیند برای هر یک از اعضای تیم عبارتست از یک نفس عمیق کشیدن، و بازگشت مجدد به کار با در دست داشتن تجربیات گرانقدر بدست آمده.
- به این منظور در دیاگرام جریانی شکل ۱-۸ از تمام مراحل بازخورد به مرحله قبل در نظر گرفته شده است.
  - این فرآیند تکرار شونده تا آنجا که سرمایه گذار به این نتیجه برسد که سامانه بدست آمده همان است که مورد نیاز او می باشد، تکرار خواهد شد.
  - این مرحله به صورت یک برنامه ریاضی رایانه ای نمی باشد، بلکه به صورت تصمیم گیری توسط انسان انجام خواهد شد.

## مهندسی همزمان:

مهندسی همزمان، نوعی روش طراحی برای توسعه محصولات و ساخت آنهاست که فرآیندها را نیز به طور همزمان در نظر می‌گیرد. در این تکنیک، مهندسی طراحی محصول و مهندسی طراحی فرآیند به طور همزمان اجرا می‌شوند. مهندسی طراحی محصول، محصول نهایی را به صورت دستورالعمل‌های مهندسی (مدل‌های هندسی و مشخصات مواد) تعریف و تعیین می‌کند. این دستورالعمل‌ها آنچه را که قسمت خرید باید تهیه کند و نیز آنچه را که قسمت ساخت باید تولید و مونتاژ کند، شامل می‌شوند. مهندسی طراحی فرآیند، فرآیندهایی را تعیین می‌کند که ضمن بیان آرایش ماشین‌آلات و ایستگاه‌های کاری، نشان می‌دهد محصول مورد نظر چگونه باید ساخته و مونتاژ شود.

این روش بر شالوده کار تیمی و استفاده از برخی تکنیک‌های کاری بنا شده و کارایی سازمان را افزایش می‌دهد. در این روش، با استفاده از تیم‌های چند تخصصی می‌توان تفکر مفهومی، طراحی محصول و برنامه‌ریزی تولید را همزمان انجام داد. هدف این روش، ملزم کردن افراد به در نظر گرفتن تمام عوامل چرخه عمر محصول شامل نیازهای مشتری و تأمین‌کنندگان نظیر؛ عملکرد، کیفیت، هزینه، برنامه اجرایی، تعمیر و نگهداری، از همان ابتدای کار است.

مهندسی همزمان، در اصطلاح به معنی "یک رویه جدید در مهندسی سیستم در یک محیط شبکه رایانه ای یکپارچه" می‌باشد. به منظور درک مفهوم مهندسی همزمان، لازم است که مفهوم چرخه عمر در وسایل پرنده مدرن را بدانیم.

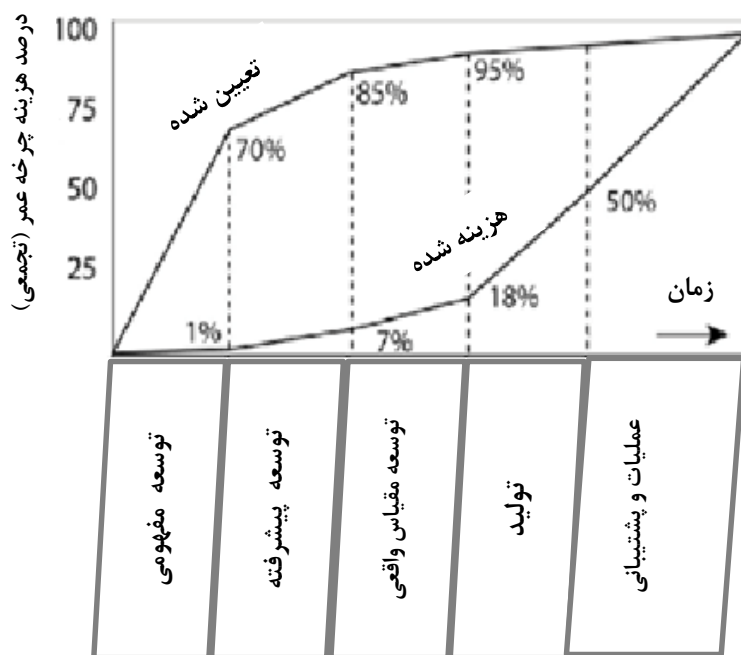
- در مورد هر وسیله پرنده، چرخه عمر با تحقیق در بازار برای تخمین نیازمندیهای نظامی و یا خطوط هوایی آغاز می‌گردد، و سپس نیازمندیهای تاکتیکی و تکنیکی برای کاربران نظامی و مشخصات طراحی برای کاربران غیر نظامی تهیه می‌گردد.

- فرق بین طراحی مفهومی و طراحی اولیه آن است که اولی با چند طرح قابل قبول انتخابی سروکار دارد ولی در دومی تنها نیاز است که زیر سامانه های طرح برگزیده طراحی

گردند. مراحل از بالا به پایین در نمودار شکل ۱-۸ واضح بیان شده اند. اما آخرین مرحله یعنی عرضه هواپیما یا موشک به بازار، مسئله بسیار مشکلی فراوری طراحان می باشد.

- مهندسی همزمان عبارتست از یک روش سیستماتیک برای طراحی یکپارچه و هماهنگ محصولات و فرایندهای وابسته به آن، که شامل تولید و پشتیبانی محصول نیز می باشد. این روش شرایطی را فراهم می سازد تا دست اندرکاران توسعه یک محصول، تمام چرخه عمر تولید آن از زمان طرح ایده تا زمان عرضه به بازار، شامل کیفیت، هزینه، زمانبندی، و نیازمندیهای کاربر را در نظر داشته باشد.

- یک تحقیق آماری که می توان آن را طبق شکل ۱-۱۰ نشان داد، بوسیله شرکت بوئینگ در آمریکا انجام شده است. این تحقیق آماری به هزینه چرخه عمر وسایل پرند ای که در هوا (داخل جو زمین) و یا فضا (خارج از جو زمین) پرواز می کنند، مربوط می باشد.



شکل ۱-۱۰- درصد هزینه چرخه عمر در مراحل طراحی

- شکل ۱-۱۰ بیان گرافیکی اهمیت تصمیمات گرفته شده در طی توسعه نیازمندی مأموریت طراحی وسیله پرند است. این نیازمندی در طی طراحی مفهومی توسعه داده

می‌شود. در انتهای این مرحله بیش از ۷۰٪ (تا حالا، در حدود ۹۰٪ تا ۹۶٪) از هزینه چرخه عمر کلی سیستم مشخص خواهد شد، ولی تنها هزینه واقعی هزینه فقط ۱٪ تا ۳٪ می‌باشد.

- اهمیت روش مهندسی همزمان واضح است زیرا بیشتر هزینه چرخه عمر مربوط به یک سامانه جدید را در مراحل اولیه طراحی، هنگامی که دانش اندکی در رابطه با کل کار طراحی وجود دارد، تخمین می‌زند. مهندسی هماهنگ می‌تواند برای پوشاندن شکاف بین دانش یک سیستم پیچیده و هزینه مصرفی چرخه عمر آن مورد استفاده قرارگیرد.
- از شکل ۱-۱۰ در می‌یابیم که طراحی مفهومی مهمترین مرحله در توسعه یک وسیله پرنده یا یک سامانه سلاح جدید می‌باشد. در طی این مرحله طراحی حدود ۷۰٪ هزینه چرخه عمر تعیین می‌گردد. در حالیکه هزینه مصرف شده تنها ۱٪ است.

#### • دو واژه قابل توجه:

۱. طرح انتخابی خوب: عبارتست از یک طرح محصول بالقوه خوب که می‌تواند اصلاح شود و توسعه داده شود تا تبدیل به یک محصول کامل گردد.
  ۲. طرح انتخابی معیوب: عبارتست از یک طرح محصول بالقوه بد که نمی‌تواند اصلاح شود و توسعه داده شود تا تبدیل به یک محصول کامل گردد و سرانجام باید کنار گذاشته شود.
- درحین طراحی مفهومی، وظیفه طراحان آن است که حداکثر تلاش را برای بدست آوردن طرح انتخابی خوب بکار بندند.

#### ۳-۱- هواپیماهای رؤیایی:

در زمینه طراحی اجسام پرنده هوایی و فضائی گروههای علمی و تخصصی مختلفی فعالیت دارند. اگر هر یک از گروهها طراحی را بر اساس پارامترهای مطلوب خودشان طراحی کنند،



آن هواپیما قادر به پرواز نخواهد بود. شکل ۱-۱۱ کارتونی به نام هواپیمای رؤیائی را ارائه میکند. که بوسیله مهندس طراح به نام میلر<sup>۱</sup> ارائه شده است.

یک هواپیمای پیچیده از دیدگاه‌های مختلف عبارتست از هماهنگی بین دانش، تجربه و آرزوهای مهندسان بسیاری که در گروه‌های مختلف طراحی و تولید شرکت هواپیماسازی کار می‌کنند. هر فرد یا گروهی اهمیت بیشتری برای کار خود قائل است. اگر از دیدگاه کلان و سیستمی به مسائل نگاه نشود حاصل آن هواپیماهای رؤیایی خواهد بود که نیازمندی‌های مأموریتی را اجابت نخواهد نمود.

- هدف اصلی طراحی مفهومی عبارتست از انتخاب یک طرح که می‌تواند نیازمندیهای بهره‌بردار، نظیر کیفیت بالا، هزینه اندک و زمان توسعه را برآورده سازد. در حال حاضر هزینه چرخه عمر به سختی قابل گسترش است زیرا ارتباط آن با پارامترهای مختلف طراحی بسیار پیچیده است.
- طراحی بهینه چند رشته‌ای<sup>۲</sup> بهترین راه حل برای ایجاد هماهنگی بین چندین نسخه مختلف ارائه شده توسط گروه‌های طراحی مختلف یا طراحان زیرسیستم‌های مختلف میباشد.

---

<sup>۱</sup> C.W. Miller

<sup>۲</sup> MDO: Multi-disciplinary Design Optimization



*Fuselage Group*



*Weight Group*



*Controls Group*



*Loft Group*



*Hydraulics Group*



*Production Engineering Group*



*RM&S Group*



*Armament Group*



*Equipment Group*



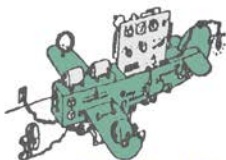
*Wing Group*



*Aerodynamics Group*



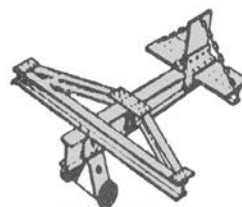
*Empennage Group*



*Electrical Group*



*Powerplant Group*



*Stress Group*

شکل ۱-۱۱- هواپیماهای رؤیایی میلر

#### ۱-۴- مدیریت کیفیت جامع<sup>۱</sup>

پایه اولیه مدیریت کیفیت جامع توسط ادوارد دمینگ (امریکا ۱۹۰۰-۱۹۹۳) در سالهای اولیه پس از جنگ جهانی دوم پی ریزی شد و از سال ۱۹۸۰ در آمریکا و اروپا گسترش یافت. در واقع مدیریت کیفیت جامع اقدامی است هوشمندانه، مستمر و آرام که تاثیر شگرف در تامین اهداف سازمان و در نهایت به رضایت مشتری، افزایش کارایی و بالا بردن توان رقابت در بازار ختم می شود. هدف نهایی مدیریت کیفیت جامع ، بهبود کیفیت محصولات و خدمات از طریق بهبود منابع انسانی، فرآیندها و تجهیزات موجود و به موازات آن کاهش هزینه های حوزه عملیاتی است.

قواعد و اصول مدیریت کیفیت جامع:

۱ - مشتری مداری: سازمان می بایست نیازهای امروز و آینده مشتری را شناسایی نموده و علاوه بر رفع نیازهای وی، از انتظارات او نیز فراتر رود. توجه به این اصل موجب افزایش سهم از بازار منابع و ایجاد وفاداری در مشتریان می گردد.

۲ - رهبری: رهبران یک سازمان سمت و سوی حرکت سازمان را مشخص می نمایند. رهبران یک سازمان می بایست محیطی را در سازمان ایجاد نمایند که کلیه کارکنان برای دستیابی به اهداف کلان مشارکت نمایند. توجه به این اصل موجب می گردد فعالیتها بطور یکسان ارزیابی، برنامه ریزی و اجرا گردیده ضمن آنکه با مشارکت کلیه پرسنل ، ارتباط غلط بین سطوح مختلف سازمان کاهش می یابد.

۳ - مشارکت کارکنان: کارکنان در تمامی سطوح ، پایه و اساس یک سازمان را تشکیل می دهند و مشارکت آنان موجب بهره مندی سازمان از کلیه ظرفیتهای می گردد. اجرای این اصل موجب افزایش انگیزه ، نوآوری ، خلاقیت، مسوولیت پذیری و کارگروهی می گردد.

۴ - نگرش فرآیندی: زمانی که فعالیتها و منابع مرتبط بعنوان یک فرآیند تلقی و مدیریت می شوند، دستیابی به نتایج به شکل موثر و کاراتری حاصل می گردد.

---

<sup>۱</sup> TQM: Total Quality Management

- ۵ - نگرش سیستمی به مدیریت: شناسایی ، درک و مدیریت فرآیندهای مرتبط با یکدیگر بعنوان یک سیستم، به موثر بودن و کارایی سازمان می‌انجامد. فواید این اصل شامل ادغام و هم راستا شدن فرآیندها، تمرکز بر فعالیتهای کلیدی و موثر می‌گردد.
- ۶ - بهبود مستمر: بهبود مستمر عملکرد کلی سازمان ، باید هدف کلان همیشگی برای سازمان باشد که این امر موجب بهبود در عملکرد کلیه سطوح سازمان در جهت نیل به اهداف می‌گردد.
- ۷ - تصمیم گیری بر مبنای واقعیات : تصمیمات کلان سازمانی می‌بایست بر مبنای تجزیه تحلیلی داده‌ها و اطلاعات باشد.
- ۸ - بهره‌مندی متقابل در ارتباط با مشتریان: سازمان و مشتریان آن به یکدیگر وابسته بوده و بهره‌مندی آنان دو طرفه می‌باشد.

### ارتباط مهندسی همزمان و مدیریت جامع کیفیت

مهندسی همزمان دارای سه هدف مشترک با مدیریت جامع کیفیت می‌باشد.

- افزایش کیفیت،
- کاهش زمان توسعه،
- کاهش هزینه

اگر مدیریت جامع کیفیت فلسفه توسعه عمومی وسائل پرنده باشد، آنگاه مهندسی همزمان بیانگر چگونگی اجرای موفق این فلسفه می‌باشد. به عبارت دیگر مهندسی همزمان روش جامع طراحی یک محصول پیچیده و گسترده می‌باشد که تولید محصول و نیز فرایندهای طراحی ، ساخت و پشتیبانی آن را تعیین می‌نماید.

### ۱-۵- طراحی بهینه چند رشته‌ای<sup>۱</sup>

طراحی بهینه چند رشته‌ای، زمینه‌ای از مهندسی است که از روش‌های بهینه‌سازی برای حل مسائل طراحی شامل چندین موضوع استفاده می‌کند. این روش همچنین تحت

---

<sup>1</sup> MDO: Multidisciplinary Design Optimization

عنوان بهینه سازی چند رشته‌ای و طراحی بهینه سیستم چند رشته‌ای<sup>۱</sup> نیز شناخته می‌شود. طراحی بهینه چند رشته‌ای به طراحان اجازه می‌دهد تا تمام موضوعات مرتبط را به صورت همزمان به کار گیرند. بهینه‌ی چند مسئله‌ای، که برترین نقطه طراحی است، بوسیله بهینه‌سازی هر یک از موضوعات به صورت ترتیبی بدست می‌آید. چرا که این کار می‌تواند از تعاملات بین موضوعات بهره‌برداری کند. هرچند، دخالت تمامی موضوعات به صورت همزمان، آشکارا پیچیدگی مسئله را افزایش می‌دهد. این تکنیک‌ها در تعدادی از زمینه‌ها مانند طراحی اتومبیل، معماری دریایی، الکترونیک، کامپیوتر و توزیع نیروی برق استفاده شده است. اما بیشترین میزان کاربردها در زمینه مهندسی هوافضا همچون طراحی هواپیما و فضاپیما بوده است. برای مثال، شرکت بوئینگ در مراحل طراحی مفهومی و اولیه به شکلی گسترده از این استفاده کرده است. موضوعاتی که در طراحی در نظر گرفته شدند، عبارتند از آیرودینامیک، طراحی سازه، پیشران، تئوری کنترل و اقتصاد.

مهندسی سنتی معمولاً بوسیله تیم‌هایی که هر یک تخصص بالایی در یک موضوع خاص مانند آیرودینامیک یا سازه دارند، اجرا می‌شود. هر تیمی از تجربه و داوری اعضای خود جهت توسعه یک طراحی عملی، معمولاً به صورت ترتیبی، استفاده می‌کند. برای مثال، متخصصان آیرودینامیک طرح کلی شکل بدنه را استخراج می‌کنند و از متخصصان سازه انتظار می‌رود تا طراحی خود را مطابق این شکل خاص انجام دهند. عموماً اهداف تیم‌ها به عملکردهایی از قبیل حداکثر سرعت، حداقل پسا و یا حداقل وزن سازه ارتباط دارد.

بین سال‌های ۱۹۷۰ و ۱۹۹۰، دو پیشرفت عمده در صنعت هواپیمایی، رویکرد مهندسان طراحی هواپیما را به مسائل مورد طراحی شان تغییر داد. اولین آنها، طراحی به کمک کامپیوتر بود که به طراحان اجازه می‌داد تا به سرعت طراحی‌های خود را اصلاح و تحلیل کنند. دومین پیشرفت، تغییراتی در خط مشی اکثر سازمان‌های نظامی و خطوط هوایی (مخصوصاً صنایع نظامی ایالات متحده) از رویکرد عملکرد محور به مسایل هزینه چرخه عمر بود. این موارد منجر به تمرکز فزاینده بر روی عوامل عملکردی / عملیاتی، اقتصادی

---

<sup>1</sup> MSDO: Multidisciplinary System Design Optimization

## و قابلیت<sup>۱</sup> تحت عنوان قابلیت اطمینان، قابلیت در دسترس بودن، قابلیت تعمیر و نگهداری، قابلیت پشتیبانی و ایمنی<sup>۲</sup> می‌باشد.

طراحی بهینه چند رشته‌ای، بهینه سازی چند متغیره است که اغلب برای بهینه سازی کل سیستم‌های وسیله (هواپیما، خودرو، ماهواره بر و ...) استفاده می‌شود. این روش، مانند بهینه سازی، چند رشته ای است و شامل روابط بین متغیرها در موضوعات مجزا، برای مثال الاستیسیته و آیرودینامیک است. بهینه سازی با استفاده از تکنیک‌های ریاضی گسترده‌ای انجام می‌شود.

قانون بهینه‌سازی این است که تعدادی متغیر، تعدادی قید و برخی روابط بین متغیرها وجود دارد و پیدا کردن پیکربندی بهینه کلی، هدف بهینه سازی است. طراحی بهینه چند رشته ای به عنوان روش جدیدی مطرح شده است که مجموعه‌ای از روش‌ها و تکنیک‌ها را فراهم می‌کند تا به مهندسان کمک کند در مهندسی طراحی سیستمی با تعاملاتی بین زیر سیستم‌های مختلف آن، نزدیک‌تر به نقطه بهینه حرکت کنند.

### • مزایای روش طراحی بهینه چند رشته‌ای:

مزایای طراحی بهینه چند رشته ای شامل عملکرد کلی بهتر در مقایسه با سیستمی است که اجزای آن به طور مجزا بهینه شده‌اند. فواید بزرگ بالقوه در طول عمر وسیله و عدم وجود تاثیرات جانبی ناشی از بهینه سازی های مجزا که عملکرد سایر اجزا را کاهش می‌دهد، را دارا است. روش طراحی بهینه چند رشته ای، یک راه موثر جهت بهینه سازی سیستم‌های بزرگ که تعداد زیادی متغیر با اثر متقابل دارند، بوده و در نتیجه، عملکرد بهتری در مقایسه با سیستمی که متشکل از مجموع متغیرهای بهینه شده به طور مجزا می‌تواند حاصل شود. با بهینه سازی کل سیستم، دیگر بحثی به نام اثر جانبی که ناشی از بهینه سازی

---

<sup>1</sup> Economic, Operation/Performance, Ability

<sup>2</sup> RAMSS: Reliability, Availability, Maintainability, Supportability, Safety

های مجزای یک مولفه است و به طور سهوی تاثیرات منفی بر روی سایر مولفه‌ها دارد، وجود نخواهد داشت.

- معایب روش طراحی بهینه چند رشته‌ای:

معایب طراحی بهینه چند رشته‌ای در هزینه پردازش و هم هزینه واقعی بسیار گران قیمت آن است. همچنین اگر مدل‌ها به شکل غیرصحیح ساخته شوند، نتایجی که غلط یا غیر واقعی هستند می‌تواند حاصل شوند. روش طراحی بهینه چند رشته‌ای در هزینه پردازش، بسیار گران قیمت است و با افزایش متغیرها و بهینه‌سازی‌های چند رشته‌ای به شکل افزایشی، زمان‌های حل معمولاً به صورت خطی افزایش می‌یابد و هزینه حل بسیار بیشتر از تجمیع هزینه تمام بهینه - سازی‌های مجزای موضوعات می‌شود. فاکتورهای سهم در هزینه بالای محاسباتی ممکن است شامل روابط غیر خطی بین متغیرها باشد و پیچیدگی اهداف چندگانه‌ای که نیاز به برآورده شدن دارند، را افزایش می‌دهد. متغیرهای مجزا ممکن است خطی باشند اما تعاملات بین متغیرها ممکن است غیرخطی باشند. در بهینه‌سازی تک رشته‌ای، اهدافی که باید برآورده شوند، تنها تعدادی اهداف منحصر به فرد هستند در حالی که در بهینه‌سازی چند رشته‌ای، اهداف چندگانه باید به صورت همزمان بر اساس روابط پیچیده بین متغیرها برآورده شود که به شکلی قابل توجه زمان حل را افزایش می‌دهد.

## ۱-۶- مهندسی قابلیت اطمینان:

قابلیت اطمینان در حقیقت احتمال موفقیت در انجام وظیفه است، یا احتمال اینکه سیستم یا مجموعه بدون وقوع خرابی به وظایف تعیین شده با محدودیت‌های تعیین شده در طراحی (مانند محدوده زمانی و مکانی) و در شرایط کارکردی مشخص (مانند دما، رطوبت، ارتعاش و...) عمل کند.

مهندسی قابلیت اطمینان<sup>۱</sup>: مهندسی قابلیت اطمینان، شاخه‌ای از مهندسی است که با جنبه‌های مختلف قابلیت اطمینان یک سیستم طی چرخه عمر آن سر و کار دارد. بطور عمومی می‌توان قاییلیت اطمینان در سیستم‌ها را به صورت زیر تعریف کرد: توانایی سیستم یا زیرسیستم برای انجام دادن صحیح مأموریت مشخص و از پیش تعریف شده در شرایط معین و در دوره زمانی مشخص، که معمولاً در غالب تعدادی پارامتر احتمالاتی بیان می‌شود [6].

از جایگاه مهندسی می‌توان به قابلیت اطمینان و کاربرد آن در سیستم‌ها از جنبه‌های مختلفی پرداخت از قبیل:

- مناسب بودن وسیله‌ای برای هدفی در زمان مشخصی
- ظرفیت سیستم یا وسیله برای انجام مأموریتی که برای آن طراحی شده است.
- مقاومت سیستم یا وسیله در برابر خرابی
- احتمال این که واحد در حال کار بتواند وظیفه مورد نظر را در بازه زمانی مشخص به نحو احسن انجام دهد.
- توانایی سیستم برای خرابی کم هزینه

### عوامل مؤثر بر قابلیت اطمینان

• طراحی: یکی از مسائل مهم در طراحی این است که هر چه تعداد عناصر و قطعات بکار رفته که با ترتیب خطی قرار گرفته‌اند در یک سیستم بیشتر باشد میزان قابلیت اطمینان آن سیستم کاهش می‌یابد. بنابراین چگونگی ارتباط منطقی عناصر و زیر بخش‌ها با یکدیگر در قابلیت اطمینان کل مجموعه مؤثر است اما در مجموع می‌توان گفت که در طراحی باید از توالی طولانی قطعات یا زیر سیستم‌ها پرهیز کرد. هنگام طراحی باید سیستم را مورد بررسی قرار داد و قطعات و بخش‌هایی را که در قابلیت اطمینان تأثیر زیادی دارند شناسائی شوند تا بر روی قابلیت اطمینان جهت بالا بردن قابلیت اطمینان کل سیستم تمهیداتی صورت بگیرد. همچنین از آنجایی که خدمات پس از تولید و تعمیر

---

<sup>1</sup> Reliability Engineering



پارامتر مهمی در قابلیت اطمینان قطعات و سیستم‌های قابل تعمیر است، لذا طراحی باید به گونه‌ای باشد که تعمیر و خدمات پس از تولید آن براحتی صورت پذیرد.

- تولید: در فرآیند تولید باید تکنیک‌های کنترل کیفیت بکار گرفته شود تا ریسک تولید و معایبی که ضمن آن اتفاق می افتد حداقل شود. بخصوص در طول تولید باید به عناصری که قابلیت اطمینان پائین تری دارند یا حساس تر هستند توجه بیشتری شود تا اشکالی در آن‌ها بوجود نیاید.

- حمل و نقل: در لحظه استفاده، قابلیت اطمینان بستگی کامل به این دارد که محصول چگونه حمل شده و در هنگام حمل چگونه با آن رفتار شده است. بنابراین بسته‌بندی خوب و مناسب یکی از عوامل مؤثر در حفظ محصول هنگام حمل و نقل و در نتیجه قابلیت اطمینان محصول در هنگام مصرف است.

- تعمیر و نگهداری: تعمیر و نگهداری نقش مهمی را در حفظ و بازیابی قابلیت اطمینان ایفا می‌کند. قابلیت اطمینان سیستم رابطه مستقیمی با شرایط نگهداری و قابلیت تعمیر دارد.

اطمینان‌پذیری یک پارامتر آماری است که وابسته به پارامترهای کمی و کیفی است و بستگی به موارد ذیل دارد:

- شرکت، سازمان<sup>۱</sup>: با گذشت زمان و استفاده از محصول و یا تولیدات، نام سازمان یا شرکت تولید کننده بیانگر کیفیت آن محصول است. مانند پاناسونیک، آدیداس، سامسونگ، هیوندا، بنز

- نوع تجهیزات<sup>۲</sup>: طول عمر هر نوع تجهیزاتی متفاوت است. بعنوان مثال گوشی همراه برای دو سال و خودرو پنج سال.

- کمیت<sup>۳</sup>: هرچه تعداد به طور نسبی بیشتر باشد اطمینان‌پذیری کمتر است.

- تسهیلات<sup>۴</sup>: هر چه تسهیلات و امکانات سازمانی بیشتر باشد اطمینان‌پذیری بیشتر است.

---

<sup>1</sup> Organization

<sup>2</sup> Type of equipment

<sup>3</sup> quantity

<sup>4</sup> Facilities

○ استعداد<sup>۱</sup>: هر چه تعداد افراد با استعداد در سازمانی بیشتر باشد اطمینان‌پذیری بیشتر است.

○ پیچیدگی محصول<sup>۲</sup>: هر چه محصول پیچیده‌تر باشد اطمینان‌پذیری کمتر است.

○ تجربه<sup>۳</sup>: هر چه تعداد افراد با تجربه و سابقه فعالیت موفق در سازمانی بیشتر باشد اطمینان‌پذیری بیشتر است.

○ بازار<sup>۴</sup>: تمایل و سمت و سوی بازار و مشتریان به محصولی نسبت به محصولات مشابه نمایانگر اطمینان‌پذیری بیشتر بدان است.

○ رقابت<sup>۵</sup>: هر چه تعداد شرکت‌های تولید کننده محصولی بیشتر باشند و رقابت بین آنها برقرار باشد اطمینان‌پذیری به آن محصول بیشتر است. انحصار طلبی در تولید آفت اطمینان‌پذیری است.

هر سازمان باید یک برنامه مشخص برای اطمینان‌پذیری داشته باشد.

## ۱-۷- الزامات و مقررات طراحی:

فلسفه یا علت هر طرح یا اثری، رسیدن به اهدافی است. بعنوان مثال فلسفه وضع قوانین و مقررات در هر کشوری و یا سطح بین‌المللی، به منظور حفاظت از افراد جامعه است. همچنین فلسفه ایجاد فرم حضور و غیاب در کلاس، ایجاد نظم است.

فلسفه طراحی هواپیما انجام مأموریت تعیین شده است که الزامات یا مقرراتی در زمینه‌های مختلف لحاظ می‌شود که به موارد زیر می‌توان اشاره نمود:

- الزامات عملکردی
- الزامات و راهبردهای هزینه

---

<sup>1</sup> Talent

<sup>2</sup> Complexity of product

<sup>3</sup> Experience

<sup>4</sup> Market

<sup>5</sup> Competition

- مقررات سازه‌ای
  - مقررات محیط زیست
- در ادامه این موارد بیان می‌شوند.

**الزامات عملکردی:** بر اساس استانداردها و یا مشخصات مأموریتی وضعیت موارد زیر در نظر گرفته می‌شود.

- واماندگی و فرچرخ هواپیما<sup>۱</sup>
- وزن محموله و برد<sup>۲</sup>
- مداومت پرواز و زمان گشت‌زنی<sup>۳</sup>
- سرعت و ارتفاع پروازی<sup>۴</sup>
- مسافت برخاست و نشست<sup>۵</sup>
- سرعت، زمان و یا شیب صعود<sup>۶</sup>
- افزایش و یا کاهش شتاب<sup>۷</sup>

**الزامات و راهبردهای هزینه:** هزینه چرخه عمر به هزینه در مراحل مختلف آن بستگی دارد. بهینه سازی هزینه می‌تواند در کل چرخه و یا در مراحل از آن در نظر گرفته شود. چهار راهبرد در این زمینه وجود دارد که عبارتند از:

- حداقل هزینه طراحی و توسعه<sup>۸</sup>: طرح مشترک، انتقال فناوری، مهندسی معکوس هزینه طراحی و توسعه را پائین می‌آورد.
- حداقل هزینه ساخت<sup>۹</sup>: استفاده از ماشین‌آلات ساخت ثابت (موجود) هزینه ساخت را کاهش می‌دهد.

---

<sup>1</sup> Stall- Spin

<sup>2</sup> Payload- Range

<sup>3</sup> Endurance - Loiter

<sup>4</sup> Speed- Altitude

<sup>5</sup> Take off & Landing Distance

<sup>6</sup> Climb Speed-Time-Angle

<sup>7</sup> Acceleration - Deceleration

<sup>8</sup> Minimum design & development cost

<sup>9</sup> Minimum manufacturing cost

- حداقل هزینه عملیاتی<sup>۱</sup>: هزینه بهره‌برداری، نت، مواد مصرفی (سوخت، روغن، ...) حداقل باشد.
- حداقل هزینه چرخه عمر<sup>۲</sup>: هزینه مجموعه مراحل چرخه عمر (طراحی، توسعه، ساخت، بهره‌برداری، از رده خارج کردن و بازیافت) حداقل باشد.

اینکه کدام راهبرد هزینه‌ای بهتر است بستگی به طراح، سازنده، بهره‌بردار و محل استفاده محصول دارد. چنانچه ذینفع در طراحی و توسعه فعالیت دارد، راهبرد حداقل هزینه طراحی و توسعه را برمی‌گزیند. در صورتی که ذینفع از محصول بهره‌برداری می‌کند، راهبرد حداقل هزینه عملیاتی در نظر گرفته می‌شود. در صورتی که ذینفع در ساخت مشارکت دارد راهبرد حداقل هزینه ساخت انتخاب می‌شود. اگر در طراحی، ساخت، بهره‌برداری و محل استفاده یک ذینفع باشد معمولاً راهبرد حداقل هزینه چرخه عمر انتخاب می‌شود.

#### الزامات ساخت: راهبردهای ساخت بر اساس موارد زیر است:

- طراحی و ساخت بر اساس توانمندی‌های موجود<sup>۳</sup>
- طراحی و ساخت بر اساس توانمندی‌های آتی<sup>۴</sup>
- طراحی و ساخت بر اساس مواد مصرفی موجود<sup>۵</sup>
- طراحی و ساخت بر اساس مواد مصرفی آتی<sup>۶</sup>

#### مقررات سازه‌ای: طراحی سازه‌ای بر اساس روش‌های زیر انجام می‌شود.

- طراحی بر اساس استحکام<sup>۷</sup>: طراحی برای مقاومت و استحکام است که مسئله بارگذاری مطرح می‌شود که فقط مقاومت کند و نشکند.

---

<sup>1</sup> Minimum operating cost

<sup>2</sup> Minimum Life cycle Cost (LCC)

<sup>3</sup> Design to existing capabilities

<sup>4</sup> Design to future capabilities

<sup>5</sup> Design to existing Materials

<sup>6</sup> Design to future Materials

<sup>7</sup> Design for Strength

- طراحی بر اساس تغییر شکل<sup>۱</sup> : طراحی برای عدم تغییر شکل است. بعنوان مثال درب های هواپیما باید برای عدم تغییر شکل طراحی شوند. چون خیلی حساس هستند. درب اضطراری هواپیما را کوچک می گیرند تا در موقع ضروری باز شود و تغییر شکل زیادی نداشته باشد.
- طراحی بر اساس شکست ایمن<sup>۲</sup>: طوری طراحی شود که اگر نقص پیدا کرد ایمن باشد. نه اینکه کارش را انجام دهد بلکه ایمن باشد. در ماشین لاستیک زاپاس داریم اگر در جاده لاستیک پنچر شود از زاپاس استفاده می شود. اما قانون این است که به اولین پنچرگیری مراجعه کنی و لاستیک را تعمیر کنی. اگر این کار نشود دیگر عیب ایمن نیست. چون اگر دوباره لاستیک پنچر شود دیگر لاستیکی نیست و ادامه حرکت غیرممکن است.
- عملاً مسئله سامانه پشتیبان<sup>۳</sup> و افزونگی (قابلیت جایگزینی)<sup>۴</sup> مطرح می شود. افزونگی مثل اینکه است یک خودکار مشکی داریم و یک عدد همسان آن در جیب است اگر خراب شد از دیگری استفاده شود. تجربه نشان می دهد که در هواپیمائی این کار بسیار سختی است.
- طراحی بر اساس عمر ایمن<sup>۵</sup> : عمر قطعه یا سیستم است. این رویکرد در طراحی ایمن سیستم های بحرانی استفاده می شود که تعمیرشان بسیار سخت است و یا می تواند باعث آسیب جدی جانی و مالی شود. این سیستم ها سال ها بدون نیاز به تعمیر کار می کنند.
- طراحی بر اساس تحمل آسیب<sup>۶</sup> : یک ویژگی سازه مرتبط با توانایی حفظ نقص بطور ایمن تا زمانی که تعمیر بتواند انجام شود. رویکرد طراحی مهندسی تحمل آسیب بر پایه این فرض است که نقص در هر سازه ممکن است وجود داشته

---

<sup>1</sup> Design for Deformation

<sup>2</sup> Fail Safe

<sup>3</sup> Back-up

<sup>4</sup> Redundancy

<sup>5</sup> Safe Life

<sup>6</sup> Damage Tolerant

باشد و چنین نقص هایی با استفاده از آن گسترش یابد. یک قطعه عمر آن تمام شده اما هنوز می تواند کار کند.

در طراحی یکی از موارد یا ترکیبی از موارد فوق در نظر گرفته می شود.

### مقررات زیست محیطی:

هدف کلی استاندارد ۱۴۰۰۱، پشتیبانی از حفاظت محیط زیست و پیشگیری از آلودگی است به طوری که با نیازهای اجتماعی، اقتصادی در تعامل باشد. این استاندارد فقط الزاماتی را بیان می دارد تا برای مقاصد گواهی کردن، ثبت کردن و یا مقاصد خود اظهاری به طور عینی برای انجام ممیزی مورد استفاده قرار گیرد.

سازمانهایی که نیاز به راهنمایی کلی تر درباره طیف وسیعی از موضوعات سیستم مدیریت زیست محیطی دارند بایستی به استاندارد ایران ایزو ۱۴۰۰۴ (سیستمهای مدیریت زیست محیطی - راهنمایی های کلی درباره اصول، سیستمها و فنون پشتیبانی) مراجعه نمایند. پذیرش و اجرای طیفی از فنون مدیریت زیست محیطی به صورتی نظام یافته می تواند در جهت حصول نتایج بهینه برای تمام طرفهای ذینفع موثر باشد. با این همه، پذیرش این استاندارد به خودی خود نتایج بهینه زیست محیطی را ضمانت نخواهد کرد. به منظور دستیابی به اهداف کلان زیست محیطی، سیستم مدیریت زیست محیطی بایستی در موارد مقتضی و هرگاه از لحاظ اقتصادی توجیه پذیر باشد، سازمانها را به بررسی اجرای بهترین فن آوری موجود تشویق نماید. به علاوه مقرون به صرفه بودن چنین فن آوری بایستی به طور کامل مد نظر قرار گیرد.

این استاندارد و استانداردهای سیستمهای مدیریت کیفیت سری ایران - ایزو ۹۰۰۰ دارای اصول سیستم مدیریت مشترکی هستند. سازمانها می توانند از یک سیستم مدیریت موجود سازگار با استانداردهای سری ایران - ایزو ۹۰۰۰ به عنوان پایه ای برای سیستم مدیریت زیست محیطی خود استفاده نمایند. باید توجه داشت که کاربرد عناصر مختلف سیستم

مدیریت ممکن است به جهت مقاصد متفاوت و طرفهای ذینفع مختلف، باهم تفاوت داشته باشند. در حالی که سیستم مدیریت کیفیت به نیازهای مشتری توجه دارد، سیستمهای مدیریت زیست محیطی نیازهای طیف وسیعی از طرفهای ذینفع و نیازهای در حال تحول جامعه برای حفاظت محیط زیست را مد نظر قرار می دهد.

در طراحی هواپیما نیز مسائل زیست محیطی از اهمیت بالایی برخوردار است. مواد استفاده در اجزاء و سامانه های هواپیما، آلودگی صوتی و بازیافت مواد از جمله مسائل مهم می باشند. در ادامه به نکاتی از مسائل زیست محیطی اشاره می شود.

- وجود گازهای سمی: وجود گازهای سمی اثرات مخربی روی موجودات دارد. وجود گاز سرب در آب انسان را می کشد و در هوا باعث کند ذهنی<sup>۱</sup> می شود و بهره هوشی بچه ها را پائین می آورد.
- زباله های صنعتی: قطعات هواپیما که از رده خارج می شوند در راستای بازیافت و دفن آنها برنامه ریزی شود.
- آلودگی صوتی<sup>۲</sup>: آلودگی صوتی یک مسئله زیست محیطی همچنین یک معضل در محل های کار است. صدای خیلی زیاد می تواند موجب افت موقت یا دائم شنوایی شود. صداهای بلند بر سیستم های عصبی و گردش خون اثر می گذارند، هرچند برآورد این اثرات دشوار است. محدوده مشخصی برای صدا در استانداردها مشخص شده است. در اثر ارتعاش مولکول های هوا و تغییرات مداوم فشار، صوت به وجود می آید. این امواج به صورت طولی در هوا منتشر شده و در محدوده فرکانس معینی (۲۰ تا ۲۰ هزار هرتز) می تواند توسط انسان قابل درک باشد. آستانه درد گوش در ۱۳۰-۱۲۰ دسی بل می باشد، اما آسباب شنوایی از ۸۵ دسی بل آغاز می گردد. حداکثر سطح صدای ۷۰ دسی بل جهت یک دوره ۲۴ ساعته به عنوان استاندارد صداهای محیطی، قابل قبول است. سطح صدای ۵۵ دسی بل برای

---

<sup>1</sup> Mental Retardants

<sup>2</sup> Noise pollution

محیطهای بیرونی و ۴۵ دسی بل برای محیطهای بسته (درونی ساختمان) به عنوان بی خطر شناخته شده است به طوری که از آزدگی انسان جلوگیری نموده و در مکالمات تداخل ایجاد نمی کند.

استاندارد صدای موتور هواپیما در فار-۳۶ آمده است. هواپیماهای مسافربری مافوق صوت کنکورد و توپولف ۱۴۴ به دلیل آلودگی صوتی و زیست محیطی و همچنین هزینه مصرف سوخت و سایر مسائل از انجام پرواز کنار گذاشته شدند.

.....	موتور کنکورد	کمپرسور دریل های زمین کنی	صدای داخل و خارج کابین	صدای خودرو	وزش نسیم .....
-------	-----------------	------------------------------	---------------------------	------------	-------------------

افزایش سروصدا



## فصل دوم- ایمنی و بقاپذیری در طراحی هواپیما

### ۲-۱- مقدمه

در این فصل به بررسی ملاحظات ایمنی و بقاپذیری<sup>۱</sup> در طراحی پرداخته می‌شود.

در این بررسی موارد ذیل مدنظر قرار خواهد گرفت.

- چه ایمنی به اندازه کافی ایمن است (چه ایمنی، ایمنی کافی است؟)<sup>۲</sup>
- ایمنی و بقا پذیری در هواپیماهای تجاری<sup>۳</sup>
- ایمنی و بقا پذیری در هواپیماهای نظامی<sup>۴</sup>
- نقش مدیر و مهندس طراحی مقدماتی در خلق هواپیماهای ایمن

### ۲-۲- چه ایمنی، ایمنی کافی است؟

تعریف:

(۱) سانحه<sup>۵</sup>، واقعه یا رویدادی<sup>۶</sup> است که باعث می‌شود حداقل یک نفر مسافر و یا خدمه پرواز کشته شود، به سرنشینان صدمه جدی و یا به هواپیما خسارت جدی وارد شود.

(۲) حادثه<sup>۷</sup>، واقعه یا رویدادی است که خارج از عملکرد طبیعی و نرمال رخ می‌دهد اما باعث هیچگونه تلفات جانی<sup>۸</sup> نمی‌گردد. صدمات و آسیب‌های نه چندان شدیدی<sup>۹</sup> ممکن است در طول حادثه متحمل شود.

---

<sup>1</sup> Safety and Survivability

<sup>2</sup> How safe is safe enough

<sup>3</sup> Safety and Sur. in Commercial A/P

<sup>4</sup> Safety and Sur. in Military A/P

<sup>5</sup> Accident

<sup>6</sup> Occurrence

<sup>7</sup> Incident

<sup>8</sup> Fatality

<sup>9</sup> Non-fatal

اصل<sup>۱</sup>: غیر ممکن است هواپیمایی را طراحی کرد که احتمال سانحه کشنده در آن صفر باشد.

بدون اثبات این اصل، آنرا می پذیریم. سوال اینست: چه مقدار تلفات مورد قبول است؟ این یک سوال بیرحمانه است. جواب به آن متفاوت است و وابسته به ماهیت ایدئولوژیکی، اخلاقی و تجربه و کارآزمودگی افراد دارد. هیچیک از این موارد یا ماهیت ها در این مبحث مد نظر قرار نگرفته است.

سطح قابل قبول ایمنی بر اساس سبک و سنگین کردن<sup>۲</sup> بین تعداد تلفات و هزینه است بطوریکه تلفات کاهش یابد.

در شکل ۱-۲ نشان می دهد که چگونه ایمنی، بیان شده بعنوان نرخ سانحه نسبی<sup>۳</sup> و هزینه<sup>۴</sup> در ارتباط می باشند. هوانوردی تمایل دارد در سمت چپ حداقل سطح هزینه فعالیت نماید.

جالب است مقایسه ای بین سطح ایمنی وسایل حمل و نقل گوناگون صورت پذیرد مشاهده می شود. جدول ۱-۲ این مقایسه را ارائه می دهد. دو روش جهت ارائه ایمنی نسبی وجود دارد:

(۱) تلفات در هر مایل مسافر<sup>۵</sup>

(۲) تلفات در هر ساعت مسافر<sup>۶</sup>

توجه شود که نتایج مختلفی با توجه به نوع روش مقایسه بکار رفته به دست می آید:

الف- بر اساس مسافت طی شده، ایمنی هوایی ثبت شده برابر حمل و نقل جاده ای است. البته ثبت ایمنی خودروها و موتورسیکلت ضعیف است و کامل نمی باشد.

---

<sup>1</sup> Lemma

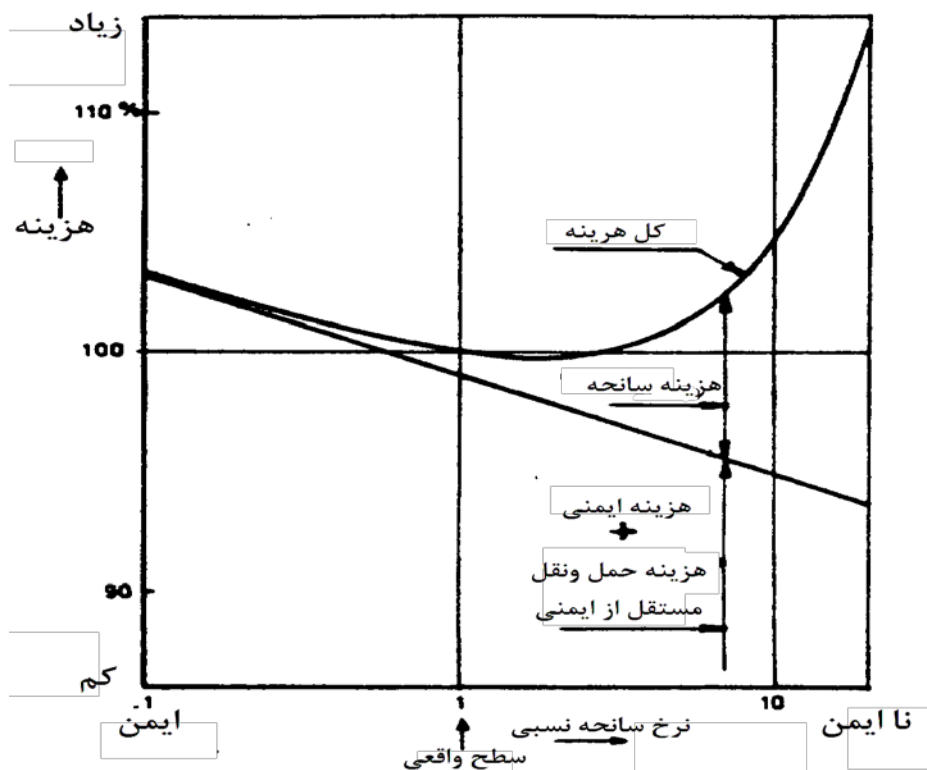
<sup>2</sup> Trade-Offs

<sup>3</sup> Relative Accident Rate

<sup>4</sup> Cost

<sup>5</sup> Fatalities per Passenger Mile

<sup>6</sup> Fatalities per Passenger Hour



شکل ۲-۱- رابطه بین هزینه و ایمنی

ب- بر اساس زمان سپری شده، ایمنی هوایی ثبت شده به مقدار کمی بهتر از خودرو است. ایمنی ثبت شده حمل و نقل ریلی یک مرتبه بهتر از هوانوردی است.

جدول ۲-۱- مقایسه ایمنی چندین نوع وسیله حمل و نقل

تعداد کشته‌شدگان در		سرعت متوسط (km/h)	وسایل حمل و نقل	
۱۰ <sup>۷</sup> مسافر ساعت	۱۰ <sup>۹</sup> مسافر کیلومتر			
۰/۳۲	۰/۴	۸۰	ریلی اروپا	حمل و نقل عمومی
۵/۳	۰/۹	۵۹۰	برنامه جهانی خدمات هوایی ایکائو ۱۹۶۸ تا ۱۹۷۵ (بجز چین و شوروی)	

۷	۱۰	۷۰	جاده‌ای، هلند ۱۹۷۶	حمل و نقل خصوصی (شامل خلبان یا راننده)
۱۸	۹۲	۲۰	- خودروی شخصی - اتوسیكلت	
۹۰	۱۵۰	۶۰	- موتورسیكلت / اسكوتر	
۱۹۰	۶۸	۲۸۰	هوانوردی عمومی امریکا ۱۹۷۵ تا ۱۹۷۷	

در اینجا لازم به یادآوری است که میزان و معیار<sup>۱</sup> ایمنی ذکر شده از داده های آماری سوانح هوایی به دست آمده است.

پارامترهای زیر را تعریف می کنیم:

P = تعداد مایل (کیلومتر) مسافر پرواز کرده

U = تعداد ساعت پرواز هواپیما

S = تعداد مایل (کیلومتر) هواپیمای پرواز کرده

K = تعداد مسافر کشته شده

R = تعداد سوانح مهلك

K/P : نرخ کشته بر مایل (کیلومتر) مسافر

R/U : نرخ سانحه مهلك بر ساعت پرواز

می توان نوشت:

$$\frac{K}{P} = \left(\frac{R}{U}\right) \left(\frac{K}{R}\right) \left(\frac{U}{P}\right) = \left(\frac{R}{U}\right) \left(\frac{K}{R}\right) \left(\frac{P}{R}\right) \left(\frac{U}{S}\right) \quad (۱)$$

کمیت‌های زیر معرفی می شوند:

---

<sup>1</sup> Yardstick

متوسط تعداد کشته‌ها بر سوانح مهلك :  $k = \frac{K}{R}$

متوسط تعداد مسافر در هر هواپیما :  $p = \frac{P}{S}$

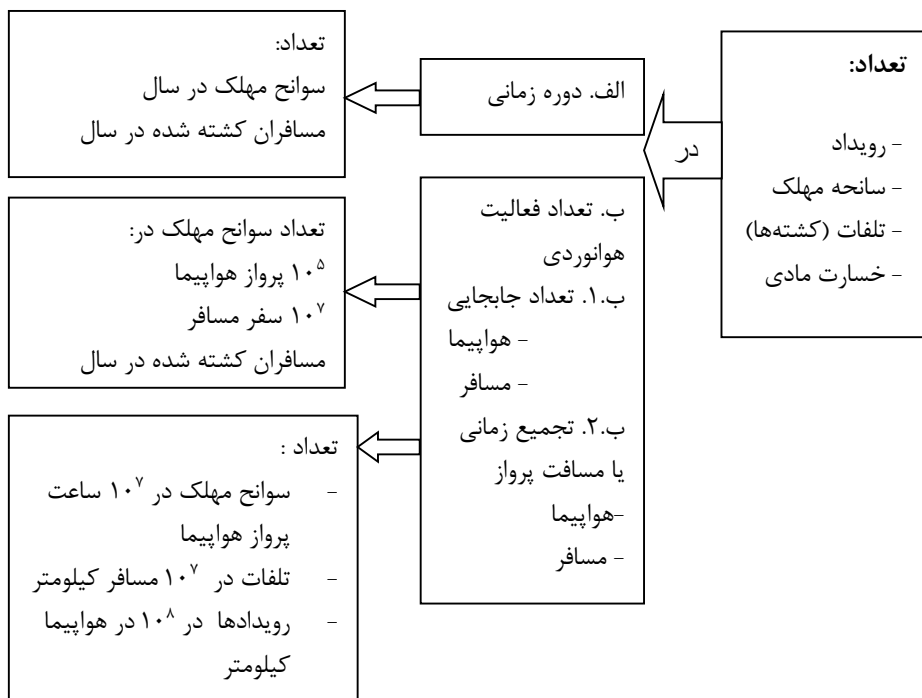
سرعت متوسط مجموعه<sup>۱</sup> بر حسب mph یا Km/h :  $V_B$

معادله (۱) را می توان بصورت زیر نوشت:

$$\frac{K}{P} = \left\{ \left( \frac{R}{U} \right) \left( \frac{k}{p} \right) \right\} / V_B \quad (2)$$

اینکه کدام معیار و میزان برای مقایسه ایمنی استفاده می شود بستگی به هدف دارد.

شکل ۲-۲ چهارده معیار را برای اندازه گیری سطح ایمنی ارائه می کند.



<sup>1</sup> block

## شکل ۲-۲- معیارهای چهاردگانه برای اندازه گیری سطح ایمنی

از دیدگاه مهندسی، معیار ب به معیار الف ارجعیت دارد. رابطه بین "تعداد فعالیت هوانوردی" و "سوانح بر تعداد فعالیت هوانوردی" در دستورالعمل های طراحی منطقی قابل استفاده است. البته مهندسين نبايد فراموش كنند كه تعداد كل افراد كشته شده (معیار الف) نه تنها در ترمهای انسانی، بلکه در ترمهای درک عمومی ایمنی مهم می باشد. هرگز فراموش نشود که جامعه نهایتاً روی سطح ایمنی فعالیت هوانوردی تصمیم می گیرد: که هوانوردی در جایگاه بازار مناسب و وضعیت خوشبینانه قرار بگیرد.

جدول ۲-۲ داده های سوانح هوایی را با استفاده از مقادیر معادله (۲) ارائه می دهد.

جدول ۲-۲- آمارهای ایمنی برای حمل و نقل هوایی جهانی

سال	۱۹۴۵	۱۹۵۰	۱۹۵۵	۱۹۶۰	۱۹۶۵	۱۹۷۰	۱۹۷۵
حمل و نقل در $۱۰^۸$ مسافر کیلومتر (P)	۸۰	۲۸۰	۶۱۰	۱۰۹۰	۱۹۸۰	۳۸۲۰	۵۷۵۰
کل مسافت پرواز در $۱۰^۸$ هواپیما کیلومتر (S)	۶	۱۴,۵	۲۳	۳۱	۴۱	۷۱	۷۴
کل زمان پرواز در $۱۰^۶$ هواپیما ساعت	۲,۵	۵	۷,۳	۸,۶	۸,۸	۱۲,۲	۱۲,۵
تعداد سوانح مهلك (R)	۲۰	۲۷	۲۶	۳۴	۲۵	۲۸	۲۰
تعداد تلفات مسافر (K)	۲۴۰	۵۵۱	۴۰۷	۸۷۳	۶۸۴	۶۸۷	۴۴۵
تعداد تلفات در سانحه ( $k=K/R$ )	۱۲	۲۰,۴	۱۵,۷	۲۵,۸	۲۷,۴	۲۴,۵	۲۲,۳
تعداد مسافر در هواپیما ( $p=P/S$ )	۱۳,۳	۱۹,۳	۲۶,۵	۳۵,۲	۴۸,۳	۵۳,۸	۷۷,۷
متوسط سرعت مجموعه ( $V_B=S/U$ )	۲۴۰	۲۹۰	۳۱۵	۳۶۰	۴۴۶	۵۸۲	۵۹۲
تعداد سانحه هواپیما در $۱۰^۶$ هواپیما ساعت	۸	۵,۴	۳,۶	۴	۲,۸	۲,۳	۱,۶
تعداد تلفات مسافر در $۱۰^۸$ مسافر کیلومتر	۳	۱,۹۷	۰,۶۷	۰,۸۰	۰,۳۵	۰,۱۹	۰,۰۸

توجه شود که در مدت زمان در نظر گرفته شده، نرخ کشته بر مایل مسافر کاهش بیشتری نسبت به نرخ سوانح مهلک هواپیما در ساعت است. دلیل آن افزایش سرعت مجموعه ناشی از حضور هواپیماهای جت و همچنین تعداد متوسط مسافری در هر هواپیما است. چراکه هواپیماهای بزرگتری ساخته شده‌اند.

نکته قابل توجه اینکه : مشخص شده که جامعه عمومی این سطح ایمنی را تایید کرده است.

### سوال مهم دیگر اینست: اهداف ایمنی آتی هوانوردی چه خواهد بود؟

جدول ۲-۳ تلفات هوانوردی با نرخ مرگ و میر ناشی از تمامی علل را مقایسه می‌کند.

جالب توجه است که نرخهای تلفات هوانوردی (در ساعت پرواز) مشابه کل نرخهای مرگ و میر (در نفر ساعت) است.

اگر تقاضای حمل و نقل هوایی عمومی نرخ فعلی رشد خود را حفظ کند (حدود ۷٪ در سال)، انتظار می‌رود در دهه آینده تلفات با فاکتور سه افزایش خواهد داشت. البته چنین افزایش تعداد تلفات توسط عموم تایید نمی‌گردد. در عوض فرض می‌شود که سطح تلفات کلی افزایش نیابد. البته این دلالت بر افزایش ایمنی نسبی دارد. سطح ایمنی هدف در جدول ۳-۳ آمده است.

جدول ۳-۳- تلفات هوانوردی با نرخ مرگ و میر ناشی از تمامی علل ، هدف ایمنی در دهه آینده

نرخ تلفات مسافر در هوانوردی	تلفات در ۱۰ <sup>۹</sup> مسافر کیلومتر	تلفات در ۱۰ <sup>۷</sup> مسافر ساعت
خدمات هوایی برنامه ریزی شده، ۱۹۷۵-۱۹۷۷ (ایکائو - جهانی)	۰,۹	۵,۳
هدف آتی برای سال ۲۰۰۰	۱,۲	۰,۲
متوسط نرخ جمعیت از بین رفته (فوتی) به دلایل مختلف (هلند، ۱۹۷۶):		
- گروه سنی ۱۵ تا ۴۴ سال: ۱,۰۵ فوتی در ۱۰ <sup>۷</sup> نفر ساعت		
- جمعیت کامل: ۹,۵ فوتی در ۱۰ <sup>۷</sup> نفر ساعت		

بهبود سطح ایمنی نسبی بطور خودبخود اتفاق نمی افتد. به خاطر داشته باشید:

### ایمنی عدم سائحه است<sup>۱</sup>.

با سعی و تلاش طراحان هواپیما، مدیریت طراحی هواپیما، خدمه پروازی و زمینی و سامانه کنترل ترافیک این اتفاق می افتد. یعنی ایمنی بهبود می یابد.

بخشهای ۲ و ۳، ایمنی و بقاپذیری هواپیماهای تجاری و نظامی را مورد بررسی قرار می دهد. نقش مهندسین طراحی مقدماتی و مدیریت طراحی در تامین ایمنی و طراحی مطمئن در قسمتهای بعدی تشریح می شود.

### ۲-۳ - طراحی بر اساس ایمنی و بقاپذیری در هواپیماهای تجاری

سازمان هوانوردی فدرال<sup>۲</sup> موظف به تنظیم قوانین و مقررات هوایی، قوانین عملیات حمل و نقل هوایی و همچنین نظارت بر اجرای درست این مقررات می باشد. این سازمان همچنین پاسخگوی عملیات سامانه کنترل هوایی می باشد.

سوانح هواپیماهای غیر نظامی در امریکا توسط کمیته ایمنی و حمل و نقل ملی<sup>۳</sup> بررسی و تحقیق می شود. تمامی نتایج تحقیقاتی این کمیته منتشر می شود که شامل توصیه هایی به سازمان هوانوردی فدرال بمنظور تغییر در مقررات هوایی یا رهنمودها و یا تغییر در دستورالعمل های کنترل ترافیک هوایی می باشد.

دلیل اساسی ایمنی نسبتا بالا در هوانوردی امریکا در هدایت کلیه شرکتهای هوانوردی و این حقیقت که تدوین کنندگان قوانین و مقررات (سازمان هوانوردی فدرال) و مجریان

---

<sup>1</sup> Safety is no accident

<sup>2</sup> FAA

<sup>3</sup> NTSB : National Transportation and Safety Board



قوانین (خطوط هوایی) از فعالان تحقیقاتی (کمیته ایمنی و حمل و نقل ملی) مجزا می باشند.

در فصل ۲۵ بخش ۱۳۰۹ مقررات هوانوردی فدرال<sup>۱</sup> آمده است:

"سامانه هواپیما و اجزای وابسته، بطور مجزا و در رابطه با سامانه‌های دیگر در نظر گرفته می‌شوند باید بگونه‌ای طراحی شوند که وقوع هر خرابی که مانع ادامه پرواز ایمن و فرود هواپیما می‌شود بکلی غیر محتمل<sup>۲</sup> باشد." از دیدگاه مهندسی اصطلاح بکلی غیر محتمل به معنی سطح احتمال کمتر از  $1 \times 10^{-9}$  در یک ساعت پرواز است.

جدول ۲-۴ کد صلاحیت پروازی هواپیماها

احتمال		اثر مجاز بر ایمنی پرواز		فراوانی رویداد	
سطح ایمنی S	امکان P در ساعت پرواز	شرح	اثر	شرح	کد
۰ - ۳	۱۰ <sup>-۳</sup> - ۱۰ <sup>-۴</sup>	در بیشترین افزایش بار کاری خدمه و افت جزئی در مشخصات پروازی	جزئی <sup>۳</sup>	گهگاهی برای هر یک از هواپیماها اتفاق می‌افتد.	فراوانی معمول (در جریان)
۳ - ۵	۱۰ <sup>-۵</sup> - ۱۰ <sup>-۳</sup>				محتمل منطقی <sup>۴</sup>
۵ - ۷	۱۰ <sup>-۷</sup> - ۱۰ <sup>-۵</sup>	در افزایش قابل توجه بار کاری خدمه و تغییر قابل ملاحظه در مشخصات پروازی. دستورالعمل اضطراری ممکن است اعمال شود، اما	عمده <sup>۶</sup>	در تک تک هواپیماها، رویداد یکسان نیست، اما ممکن است در زمان‌های کمی در طول کل عمر عملیاتی هر یک از	بعید <sup>۵</sup>

<sup>1</sup> FAR25 , Par.1309

<sup>2</sup> Extremely improbable

<sup>3</sup> minor

<sup>4</sup> Reasinably probable

<sup>5</sup> remote

<sup>6</sup> major

		پرواز ایمن و نشستن هنوز ممکن است.		هوآپیماهای ممنوع اتفاق بیفتد.	
۷ - ۹	۱۰ - ۷ - ۱۰ - ۹	افزایش خطر بار کاری خدمه و افت جدی عملکرد هوآپیما، کیفیت خوشدستی یا سازه هوآپیما. لزوم نشستن فوری، شرایط مرزی (بحرانی) برای سرنشینان/ مجروحین	خطرناک <sup>۲</sup>	بعید است در طول عمر عملیاتی همه هوآپیماها از یک نوع اتفاق بیفتد، اما با این وجود امکان - پذیر است.	بسیار بعید <sup>۱</sup>
< ۹	> ۱۰ - ۹	از دست دادن هوآپیما و یا زندگی انسان	فاجعه آمیز <sup>۴</sup>	آنقدر بعید است بطوریکه می توان در نظر گرفت که اتفاق نیفتد	بسیار غیرممکن <sup>۳</sup>

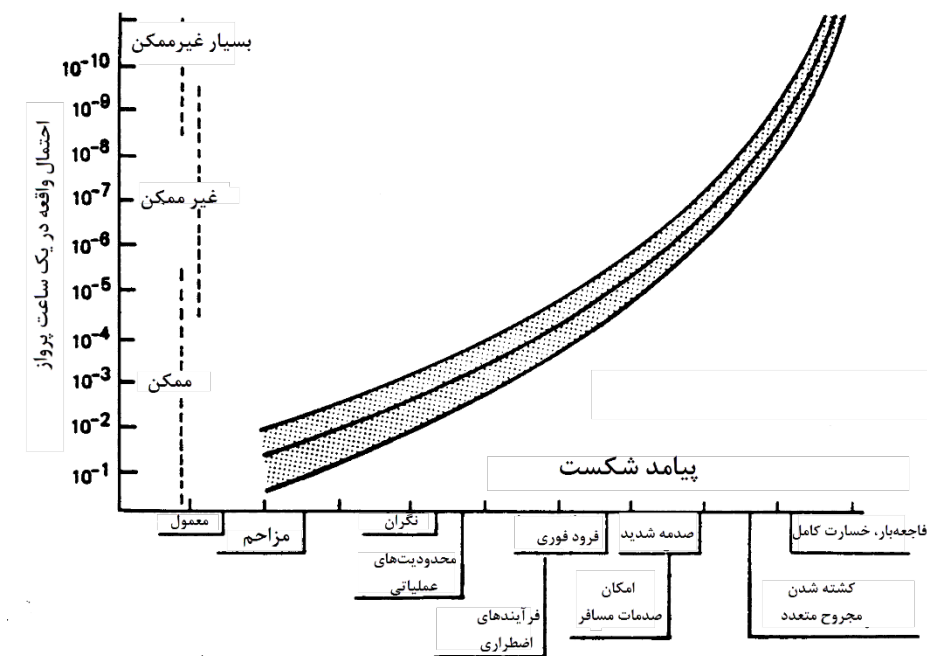
جدول ۲-۴ رابطه بین فرکانس وقوع خرابی و اثر قابل قبول آنرا روی ایمنی پرواز تعریف می کند. شکل ۲-۳ این ارتباط را نشان می دهد.

<sup>1</sup> Extremely remote

<sup>2</sup> hazardous

<sup>3</sup> Extremely improbable

<sup>4</sup> catastrophic



شکل ۲-۳- نتیجه و دستاورد عیب و احتمال خرابی [6]

بطور کلی فاکتورهایی که در ایمنی هوانوردی تاثیر می‌گذارند در جدول (۲-۵) آمده است.

جدول ۲-۵- عوامل مؤثر بر ایمنی هوانوردی

عوامل مؤثر	موضوع
الزامات صلاحیت پروازی - عملکرد و کیفیت پروازی - سازه و بارهای هواپیما - نیروی محرک هواپیما (پیشران)ش - سامانه‌های هواپیما - صلاحیت سقوط کنترل تولید هواپیما	طراحی و ساخت هواپیما
طرح پروازی کنترل ترافیک هوایی و ناوبری هوایی	عملیات پروازی هواپیما

طرح‌بندی امکانات فرودگاه تعمیر هواپیما	
انتخاب، آموزش و مجوز: - ستاد عملیات - ستاد فنی	کارکنان
گزارش‌دهی رویداد و تحقیقات سانحه	رویداد غیرمعمول

سوانح با توجه به علل آن در جدول ۲-۶ دسته‌بندی شده است.

جدول ۲-۶- طبقه‌بندی سوانح هوایی بر اساس عوامل سانحه

شرایط هواپیما قبل از سانحه	علت اصلی سانحه	رویداد منجر به سانحه
معمول (هواپیما تحت کنترل کامل، موتورها روشن)	برخورد با زمین، مانع، پرنده یا هواپیمای دیگر	خطای ناوبری توسط خدمه پروازی
		خرابی تجهیزات ناوبری هواپیما
		نقص خدمات کنترل ترافیک هوایی
شرایط پرواز غیر معمول	از دست دادن کنترل	خرابی سامانه‌های مکانیکی یا الکتریکی هواپیما
		خطای خلبان با افت‌براه، پایداری و کنترل (واماندگی، شیرجه)
	از دست دادن موتور	خرابی موتور
		سوء مدیریت در موتورها و سامانه سوخت
		کمبود سوخت
		شکست سازه (خستگی، خوردگی)
		آتش‌سوزی

شکست سازه بوسیله بار اضافی ناشی از: - مانور اشتباه - هوای بسیار بد - فرود سخت - فلاتر	از دست دادن پیکپارچگی سازه	
---	----------------------------------	--

در آنالیز سانحه، دو نوع سانحه در نظر گرفته می شود:

۱- عمدتاً صلاحیت پروازی<sup>۱</sup>

۲- عمدتاً عملیاتی<sup>۲</sup>

۳-

جدول ۷-۲ تقسیمات سانحه را بر اساس این طبقه بندی نشان می دهد.

جدول ۷-۲- آنالیز انواع سوانح هواپیما

تعداد سوانح			نوع سانحه (۱۹۶۹-۱۹۷۵)	
کل / مرگبار	مرگبار	کل		
۲۹٪	۲	۷	آتش (کابین، توالی)	عمدتاً صلاحیت پروازی
۵	۱	۲۱	خرابی سازه	
۰	۰	۱۳	مکانیزم ارباب فرود (گ)	
۵	۱	۲۰	خرابی ارباب فرود / آتش (گ)	
۹	۵	۵۸	خرابی موتور / آتش	
۵۰	۷	۱۴	خرابی سامانه	
٪۱۲	۱۶	۱۳۳	کل زیر مجموعه	عمدتاً عملیاتی
۰	۰	۱۹	برخورد پرنده	
۳۳	۶	۱۸	هوا	
۱۰۰	۱۴	۱۴	برخورد به مانع بلند	

<sup>1</sup> Predominantly airworthiness

<sup>2</sup> Predominantly operational

۵۱	۲۳	۴۵	زیر حد مجاز	
۱۴	۴	۲۸	بیش از حد مجاز (گ)	
۰	۰	۲۳	دویدن برخاست (گ)	
۰	۰	۱۶	نشستن سنگین (گ)	
۱۹	۸	۴۲	سایر	
٪۲۷	۵۵	۲۰۵	کل زیر مجموعه	
٪۲۱	۷۱	۳۳۸		
گ: سوانح سرعت پائین در نزدیک زمین، سوانح کمتر مرگبار				

خلاصه ای از آمار جدول ۷-۲ در جدول ۸-۲ آمده است. توجه شود که سوانح عملیاتی غالب می باشند.

#### جدول ۸-۲ - صلاحیت پروازی و علل سوانح پروازی

تعداد سوانح		علت سانحه غالب (عمده)
مرگبار	کل	
٪۲۳	٪۳۹	صلاحیت پروازی
٪۷۷	٪۶۱	عملیات
٪۱۰۰	٪۱۰۰	کل
ساعت پرواز: $۷,۸ \times ۱۰^۷$ ، تعداد پرواز: $۵ \times ۱۰^۷$		

مطالعه عوامل انسانی در سوانح هوایی در جدول ۹-۲ آمده است. بیش از ٪۵۰ سوانح حاصل عوامل انسانی است.

#### جدول ۹-۲ - دسته بندی سوانح هواپیما براساس منطقه

علل سانحه مرگبار برای هواپیمای تجاری (۱۳۹ سانحه: ۴۷ با جت، ۲۹ با توربوپراپ، ۶۳ با هواپیمای موتور پیستونی)	
عامل انسانی	٪۵۱

عامل فنی	٪۱۴
هردو عامل انسانی و فنی	٪۱۴
هوا	٪۷
هردو عامل انسانی و هوا	٪۸
خرابکاری و غیره	٪۶
جمع	٪۱۰۰

جزئیات عامل انسانی در جدول ۲-۱۰ آمده است. بدیهی است که سوانح ناشی از خدمه پروازی بیشتر از خدمه زمینی است.

جدول ۲-۱۰- عامل انسانی در سوانح

۳۴٪	عدم پیروی از دستورالعمل مصوب (شامل عملیات IFR ناصحیح)	خدمه پروازی
۱۹٪	اشتباه در سرعت، ارتفاع، مسافت (شامل level-off ناصحیح)	
۸٪	گیجی مکانی <sup>۱</sup>	
۴٪	عدم دیدن و اجتناب از سایر هواپیماها	
۵٪	نظارت ناکافی پرواز	
۷,۵٪	برنامه‌ریزی/آماده‌سازی ناکافی پیش از پرواز	
۱۰٪	سایر قصور خدمه	
۱۲,۵٪	نگهداری غیر صحیح و غیره	کارکنان زمینی
۱۰۰٪		جمع

جدول ۲-۱۱ مقایسه ای از آمار سوانح غیرنظامی را در مناطق مختلف نشان می دهد.  
امریکا و کانادا دارای سطح ایمنی بهتری نسبت به دیگر کشورهای جهان می باشند.

<sup>1</sup> disorientation



جدول ۲-۱۱- سوانح مهلك هواپیمائی بر اساس منطقه

منطقه	خدمات هوایی (ایکائو ۱۹۷۰-۱۹۷۶ بغیر از شوروی و چین)	هواپیمای جت ثبت شده در منطقه
	نرخ خسارت کلی در ۱۰ <sup>۶</sup> ساعت پرواز	سانحه مهلك در ۱۰ <sup>۶</sup> ساعت پرواز
امریکا	۰/۵۵	۱/۳۱
کانادا		۲/۱۳
اروپا	۱/۹	۲/۴۳
آفریقا	-	۴/۶۱
امریکای جنوبی و مرکزی	۷/۴	۸/۶۲
آسیا	۳/۶	۴/۲۶
متوسط جهانی ( فقط جت)	۲/۳ (۰/۸۵)	۲/۱۷

از جداول ۲-۱۱ زنگ خطر (هشدار) مشهود است. نرخ از دست دادن هواپیما در هر هزار ساعت پرواز خیلی زیاد است.

بیش از دو فروند در هر میلیون ساعت پرواز در سطح جهان ثبت شده است. این نزدیک به از دست دادن دو فروند در ماه در جهان است. اگر نرخ از دست دادن<sup>۱</sup> به اندازه کافی محدود نگردد نرخ حق بیمه<sup>۲</sup> هواپیما افزایش یافته و خارج از محدوده خواهد بود.

در طراحی برای ایمنی و بقاپذیری عوامل زیر مد نظر قرار می گیرد:

<sup>1</sup> hull lose rate

<sup>2</sup> insurance

## الف- عوامل پیشگیری کننده

- ۱- کیفیت پروازی مناسب خوب<sup>۱</sup>: این بمعنی توان کنترلی با نیروهای کنترلی متوسط کابین بخصوصی در حالت از دست رفتن موتور است. تغییرات در تنظیم توان و فلپ بایستی براحتی صورت پذیرد. مشخصات میرایی خوب لازم می باشد.
- ۲- دسترسی (بازبینی) آسان به سازه برای آشکارسازی ترکهای خستگی و نظارت<sup>۲</sup>
- ۳- کنترل کیفیت مواد و تولیدات، آگاهی از لوازمی که در هواپیما قرار داده می شود.
- ۴- طراحی سامانه هایی برای کارکرد آسان و پیشگیری از طرحهای ایجاد کننده خطا و اشتباه.
- ۵- به خاطر داشته باشید: بعنوان یک اصل عمومی، قابلیت اطمینان ذاتی قطعات از افزونگی (دوگانه سازی)<sup>۳</sup> بهتر است.

## ب- فاکتورها بعد از سقوط<sup>۴</sup>

- با وجود بهترین اقدامات پیشگیری کننده، ولیکن سانحه اتفاق می افتد. برای بقاپذیری:
- ۱- محیط کابین در یک سقوط (که امکان زنده ماندن وجود دارد) مناسب زنده ماندن باشد.
  - ۲- سازه و صندلیها در یک حادثه خطرناک که تحت بار  $g$  کمتر از حیات شخص است، نایبستی شکسته و یا منهدم گردند.
  - ۳- جلوگیری از آتش سوزی با استفاده از طراحی سامانه سوخت ایمن.
  - ۴- عدم استفاده از موادی که تولید مواد سمی<sup>۵</sup> می کنند وقتی که بوسیله آتش محترق می شوند.

---

<sup>1</sup> Benign

<sup>2</sup> Monitoring

<sup>3</sup> Redundancy

<sup>4</sup> Crash

<sup>5</sup> Toxic

۵- چینش<sup>۱</sup> مناسب درب‌های خروجی بگونه‌ای که مسافری شانس خارج شدن را داشته باشند.

## ۲-۴- طراحی برای ایمنی و بقاپذیری در هواپیماهای نظامی

سوانح نظامی صرفاً توسط مراجع نظامی تحقیق و بررسی می‌شود البته در صورتی که در آن شخص غیر نظامی کشته نشده باشد.

از آنجاییکه سازمانهای نظامی بطور کامل یافته‌ها و تحقیقات سوانح را منتشر نمی‌کنند، اطلاعات آماری زیادی در دسترس نمی‌باشد. مهندسین هوانوردی باید سوانح اتفاق افتاده را بدقت مطالعه نمایند چرا که اغلب آنها حاصل مسایل طراحی می‌باشند. هواپیماهای نظامی در معرض انواع مختلف صدمات نبرد<sup>۲</sup> می‌باشند. واضح است که ایمنی در هوانوردی نظامی موضوعی پیچیده است. حتی در زمان صلح، طبیعت حرفه نظامی (نیاز به آموزش در شرایط بحرانی) غیر ممکن است به سطح ایمنی قابل مقایسه با هوانوردی غیر نظامی رسید.

از دیدگاه طراحی، کلیه عواملی که در مورد طراحی هواپیماهای غیر نظامی مطرح گردید برای هواپیماهای نظامی نیز مد نظر می‌باشند.

## ۲-۵- نقش مهندسین طراح و مدیر طراحی در تولید هواپیماهای ایمن

فرآیند طراحی ابعادی هواپیما (جلد اول کتاب طراحی هواپیمای راسکام) و طراحی پیکر بندی مقدماتی هواپیما (جلد دوم کتاب طراحی هواپیمای راسکام) در قالب الزامات صلاحیت پروازی (نظامی و شخصی) انجام می‌شود. حداقل الزامات عملکردی و همچنین

---

<sup>1</sup> Arrange

<sup>2</sup> Combat damage

الزامات پایداری و کنترل، تاثیرات زیادی روی فرآیند طراحی ابعادی و پیکربندی هواپیماهای غیر نظامی و همچنین نظامی دارد.

مهندسين طراحی مقدماتی بایستی با قوانین و مقررات صلاحیت پروازی آشنایی کامل داشته باشند.

نقش مهندس طراحی اولیه در طراحی سامانه های هواپیما بر اساس ایمنی و اطمینان- پذیری در جلد دوم مورد توجه قرار گرفته است و در قدم ۱۷ طراحی مقدماتی از مرحله دوم، از طراح درخواست شده که موارد زیر را در نظر داشته باشد.

قدم ۱۷: از سامانه های مورد نیاز هواپیما فهرستی تهیه شود. همچنین شماتیکی تجسمی<sup>۱</sup> از چینش سامانه ها و موقعیت آن در هواپیما تهیه گردد.

همچنین در قدم ۳۲ طراحی مقدماتی از مرحله دوم آمده است.

قدم ۳۲: طرح بندی<sup>۲</sup> مقدماتی همه سامانه های اساسی هواپیما ترسیم گردد، بخصوص سامانه های کنترل پرواز اولیه<sup>۳</sup> و ثانویه<sup>۴</sup>.

فصل های ۲ تا ۱۲ جلد چهارم کتاب طراحی هواپیمای راسکام مربوط به طراحی سامانه های مهمی است که بطور طبیعی برای هواپیما لازم است. طراحی سامانه ها در قدم ۳۲ بمعنی تکمیل چک لیست چه-اگر<sup>۵</sup> ایمنی و تعمیر نگهداری است.

**چک لیست "چه-اگر" ایمنی و تعمیر نگهداری:**

---

<sup>1</sup> ghost

<sup>2</sup> layout

<sup>3</sup> Primary Flight Control (PFC)

<sup>4</sup> Secondary Flight Control (SFC)

<sup>5</sup> What - If

بررسی شود که تمامی الزامات عملکردی که برای صلاحیت پروازی هواپیما بحرانی می‌باشند ارضا شده است. تعیین شود چه الزاماتی ارضا نشده است و دلیل آن مشخص گردد. در مورد امکان طراحی ثابت‌ها<sup>۱</sup> تفکر شود.

بررسی شود تمامی الزامات پایداری و کنترلی که برای صلاحیت پروازی هواپیما بحرانی می‌باشند تطابق دارند. تعیین شود چه الزاماتی ارضا نشده است و دلیل آن مشخص گردد. در مورد امکان طراحی ثابت‌ها تفکر شود.

ترسیمات ذیل آماده گردد:

الف-رسم شماتیک سامانه

ب-پروفیل داخلی سامانه<sup>۲</sup>

ج-نمایش تجسمی سامانه

شرح وظایف سامانه را تهیه نمایید که شامل تشریح تمامی اجزاء سامانه وظیفه و عملکرد هرکدام می‌باشد.

تمامی اتصالات اجزاء به سازه‌های اطراف مشخص شود و همچنین الزام آن برای طراحی و آنالیز سازه‌ای تعیین گردد.

فهرستی از سامانه‌های دوگانه تهیه گردد و دلایل اولیه نیاز به آنها تشریح گردد. فهرستی از الزامات سرویس و یا تعمیر و نگهداری تهیه گردد که شامل آنالیز الزامات برای دسترسی باشد.

بازی "چه-اگر" انجام شود. چگونگی انجام آن در ادامه تشریح شده است. ایده ای که در پشت عبارت چک لیست است توانایی تعیین امکان وضعیت های ناسازگار<sup>۳</sup> است. وضعیت ها یا حالت های ناسازگار بوجود می آید اگر:

---

<sup>1</sup> Fixed

<sup>2</sup> Inboard profile

<sup>3</sup> Conflict situation

الف-دو سامانه یا اجزاء سامانه فضای یکسانی را اشغال کنند.

ب-دو سامانه یا اجزاء سامانه بگونه ای نزدیک هم قرار گیرند که در حالت نقص و خرابی آن یا شکست سازه محلی، نقص ها و خرابی های جدی دیگری بوجود آید.

با بهره گیری از "طراحی به کمک رایانه" سامانه‌ها، براحتی می توان بر وضعیت های ناسازگار فائق آمد:

طرح بندی های تجسمی مختلفی را می توان به رایانه وارد نمود. ناسازگاریها بلافاصله مشخص می شود. در این مرحله طراح بایستی بازی "چه-اگر" را اجرا کند. بازی "چه-اگر" شامل پرسیدن سؤال زیر است:

"چه اتفاقی می افتد اگر: قطعه  $X$  در سامانه  $Y$  دچار عیب شود؟"

جواب این سؤال بایستی در قالب عیب های جزئی و سناریوهای نتیجه بخش بیان شود. وابسته به جدیت نتیجه، بهینه سازی طرح پیشنهادی ممکن است لازم باشد. عبارت دیگر طراحی مجدد لازم باشد.

آنچه اکنون لازم است، تدوین فهرستی از قوانین برای طراحی هواپیماهای ایمن است. هر دانشجوی مهندسی هوانوردی و هر مهندس طراح کاربردی همواره این فهرست را در خاطر داشته باشد.

### قوانین طراحی هواپیماهای ایمن:

- ۱- دانستن مقررات صلاحیت پروازی.
- ۲- هرگز در مورد ایمنی طرحتان مطمئن و راضی نباشید.
- ۳- به جزئیات توجه شود، اغلب چیزهای کوچک باعث سوانح جدی می گردد.
- ۴- هرگز متخصص در هر زمینه طراحی نشوید. مهندسین طراح باید در حد امکان به آموختن گسترده علم و دانش هواپیما و همه سامانه هایش بپردازند.

۵- یاد بگیرید پرواز کنید. برای یک مهندس طراح هواپیما داشتن گواهینامه خلبانی اساسی است. این باعث درک و فهم بهتر مسائل و در نتیجه طراحی مناسبتر می‌گردد.

۶- بخوانید، بخوانید، بخوانید. مهندس طراح بایستی حداقل ۲۰ درصد از وقتش را صرف خواندن گزارش‌های سوانح هوایی و منابع هوانوردی نماید. توصیه می‌شود بطور منظم مجلات زیر مطالعه شود:

- *Aviation Week and Space Technology (USA)*
- *Interavia (Switzerland)*
- *Flight International (England)*
- *AOPA Pilot (USA)*
- *Flying (USA)*
- *Journal of Aircraft (USA)*
- *US Naval and Air Force Safety Reviews*
- *NTSB Accident Reports and Recommendations*

طراح باید از اشتباهات دیگران درس بگیرد و آنها را تکرار نکند. فقط یک راه برای جلوگیری از تکرار اشتباه‌ها و خطاها وجود دارد. خواندن، خواندن، خواندن.

**یک نکته اخلاقی:** هر وقت مسأله صلاحیت پروازی یک طرح مطرح می‌شود اولین سئوالی که طراح می‌پرسد این است: آیا آن به اندازه کافی ایمن برای خودم و یا خانواده‌ام هست که سوارش شوم. اگر جواب به این سؤال "بله" بود آن مبنای ویژگی صلاحیت پروازی است. بخاطر داشته باشید کلیه مشخصات صلاحیت پروازی حداقل ایمنی مورد نیاز را بیان می‌کنند. طراح تلاش نماید که بهتر از حداقل‌هایی که از وی انتظار می‌رود طراحی نماید.

اگر مدیریت در اعلام طرحی که توسط مهندس طراح غیر ایمن تشخیص داده شده قصور کند، او باید طراحی مجدد آن را توسط گروه متخصص و همتای دیگر از سازمان درخواست کند. معمولاً تصمیم این گروه ارجحیت دارد. اگر مدیریت از تصمیم گروه همتا صرفنظر کند و بخواهد طرح غیر ایمن را بپذیرد، مهندس فقط دو انتخاب دارد:

الف- یک یادداشتی مبنی بر اعلام موضوع، راه حل و وضعیت آن بنویسد. یادداشت را به سطوح مدیریتی ذیربط بدهد. در حالت های بحرانی ممکن است رئیس مستقیم را دور زد.

ب- اگر تغییرات در طرح ایجاد نشد رونوشت از یادداشت به مراجع ذیصلاح<sup>۱</sup> ارسال گردد.

در این صورت متأسفانه مشاهده شده که آژانس های تأییدکننده معمولاً با سرعت به مسائل ایمنی هوایی نپرداخته اند. نمونه های زیادی وجود دارد که آژانس های تأیید کننده و همچنین شرکت ها در عکس العمل به موقع در حالتی که طراحی با عیب همراه بوده است کوتاهی و قصور نموده اند. نقش مدیر در فرآیند ایجاد طراحی های ایمن نظارت بر تصمیمات مهندسين و همچنین اصرار بر تطابق با حداقل الزامات و اصرار بر انجام اخلاقی فرآیند طراحی، توسعه و تأیید می باشد.

---

<sup>1</sup> Certifying Authority



## فصل سوم - اصول طراحی ایمن هواپیما

### ۳-۱- مقدمه

شکی نیست که بیشترین حوادث هوایی به دلیل تصمیم‌گیری خلبان و یا تمرینات عملیاتی رخ می‌دهد، ولی شرایط جوی هنوز علت اصلی تعداد بیشماری از سوانح هوایی به حساب می‌آید. در تلاش بیش از یک قرن، به منظور کاهش این آمار دلخراش، دستورالعمل‌های پروازی و اقدامات پیشگیرانه بسیاری به منظور بهبود توانمندی‌های خلبان تهیه و به مرحله اجرا گذاشته شده است. علیرغم این تلاشها، حوادث ناشی از اشتباهات خلبان با یک نرخ ثابت ادامه دارد که البته باید قبل از پرداختن به مشکلات جوی و غلبه بر آن، این اشتباهات را کاهش داد.

به جای مباحث و جلسات بی‌پایان جهت تغییر طبیعت انسانی که چه مواردی را خلبان در حین پرواز انجام بدهد و یا چه مواردی را انجام ندهد، به نظر می‌رسد زمان آن فرا رسیده که به این نکته توجه کنیم که باید تا حد امکان دستورالعمل‌های پروازی ویژگی‌های طراحی را که ممکن است به خطای خلبان کمک کند تغییر و بهبود داد. به زبان ساده‌تر می‌توان گفت: یک سیستم کنترل و یا دستورالعملی که هرگز وجود ندارد را نمی‌توان به طور نامطلوب اعمال نمود و این مسئله خصوصاً در مواقعی که خلبان تحت شرایط روحی غیر قابل پیش بینی است بسیار مهم می‌باشد.

رخدادهایی از قبیل خاموش شدن موتورها، یخ زدگی سریع، واقع شدن در شرایط اغتشاش هوا و یا رعد و برق، و یا خرابی کامل یک سیستم برقی در شرایط استفاده از ابزار دقیق، همگی می‌تواند باعث ایجاد تنش روحی گردد. گذشته از این که خلبانی تازه کار و یا مجربی هدایت هواپیما را به عهده داشته باشد، عمل کردن صحیح به هریک از بسیاری از دستورالعمل‌های پروازی و کار با تعداد زیادی ابزار دقیق کابین در این چنین شرایط بحرانی امکان دارد خارج از توانمندی یک انسان باشد و در نتیجه حادثه رخ خواهد داد.

لذا چنانچه بتوان تا حد امکان نیازمندی‌های خلبان را به این دستورات و تجهیزات در هنگام پرواز عادی و یا حالات اضطراری به وسیله **بهبود در طراحی هواپیما** و تغییرات در دستورالعمل‌های پروازی کاهش داد، امکان خطای خلبان و در نتیجه نرخ سوانح تنزل خواهد یافت.

### ۳-۲- تعاریف و طبقات سوانح:

در زیر تعاریفی که معمولاً در گزارشات سوانح مورد استفاده قرار می‌گیرد، توضیح داده می‌شود.

**سانحه هواپیما:** به معنی رخدادی که در عملکرد یک هواپیما به وقوع می‌پیوندد و در نتیجه فرد یا افرادی در هواپیما کشته و یا صدمات جدی را متحمل می‌شوند و یا این که خسارات کلی به هواپیما وارد می‌گردد [7].

**نوع یک سانحه:** نشان دهنده آنچه که بلافاصله در یک سانحه اتفاق افتاده می‌باشد. در یک حادثه که منجر به خسارات عمده می‌گردد می‌تواند شامل چند نوع سانحه باشد. به طور مثال، در یک شرایط واماندگی هواپیما که منجر به برخورد با زمین می‌گردد دو نوع سانحه را شامل می‌شود. واماندگی اولین نوع سانحه می‌باشد که منجر به ایجاد نوع دوم یعنی برخورد با زمین گردیده است. هردو رویداد در آمار هیات<sup>۱</sup> NTSB منظور می‌شود، و این امر مشخص می‌کند که چرا تعداد کل علل حادثه بیشتر از تعداد واقعی حوادث گزارش شده در یک مدت زمان معین می‌باشد. به عنوان مثال در سال ۱۹۸۹، تعداد ۲۰۰۷ سانحه هوایی برای هواپیماهای بال ثابت کوچک گزارش شده است که به میزان ۴۸۵۳ نوع علل و عوامل مختلف در ارتباط با این حوادث وجود داشته است.

**سازه هواپیما:** به سازه اصلی هواپیما که نیروها را تحمل می‌کند گفته می‌شود؛ که شامل بال‌ها، سطوح دم، بدنه اصلی، پایه‌ها و شاسی نصب موتور، روکش موتور، سامانه کنترل و اراجه فرود می‌گردد. هریک از این اجزاء بخشی از سازه را تشکیل می‌دهد.

**خرابی‌های سازه در پرواز:** رویدادهایی است که نتیجه نقص در بخشی از سازه هواپیما بدون توجه به علت آن واقع می‌شود. اغلب سوانح از این نوع در هنگام عبور از میان هوا و در نتیجه مانورهایی که باعث تجاوز از محدوده مشخصات بارگذاری سازه‌ای می‌گردد حاصل می‌شود. یکی از عللی که اغلب مشاهده می‌گردد با عنوان پرواز تحت شرایط قوانین پرواز بصری (VFR)<sup>۲</sup> در وضعیت بد آب و هوایی است. در این مواقع خطای خلبان (به دلیل کم

---

<sup>1</sup> *National Transportation Safety Board*

<sup>2</sup> *Visual Flight Rules*

تجربگی) منجر به تغییر موقعیت فضایی هواپیما شده و نهایتاً به یک فرود مارپیچی و یا چرخشی خاتمه می‌یابد.

**عدم نظارت بر مصرف سوخت:** این یک مورد خطای خلبان تلقی می‌شود و منجر به کمبود سوخت و نیز عدم توزیع صحیح وزن می‌گردد.

**کمبود سوخت:** در مواقعی رخ می‌دهد که سوخت به میزان کافی در مخازن وجود داشته باشد، ولی به دلایلی جریان سوخت به موتور قطع و وصل، کاهش و یا کاملاً قطع شود.

**با سرفرود آمدن هواپیما:** این حادثه ممکن است به نظر برسد که به سبب واماندگی و یا حالت چرخش به وجود آید، ولی در این وضعیت یک پیشامد عملیات زمینی است. این نوع حائنه به حالتی اطلاق می‌شود که هواپیما در حین عملیات روی زمین و یا آب تصادفاً روی دماغه خود معلق گردد و روی پشت خود با باند فرودگاه و یا انتهای منطقه اضطراری فرود و یا سطح آب برگردد.

**واماندگی<sup>۱</sup> یا فرچرخ<sup>۲</sup>:** این گونه حوادث در هنگام مانورهای پروازی رخ می‌دهد. واماندگی شرایطی است که در آن یا این که جریان هوا از روی سطوح ایرفویل (مقطع بال) جدا می‌گردد و یا جریان هوا در اطراف ایرفویل مغشوش می‌شود و در نتیجه نیروی برا از بین می‌رود، این وضعیت منجر به از دست دادن ارتفاع شده تا زمانی که حالت بازیافت هواپیما میسر گردد. فرچرخ یک نوع مانور هواپیما وامانده است (قابل کنترل و یا غیر قابل کنترل)

---

<sup>۱</sup> stall

<sup>۲</sup> spin

که در این وضعیت هواپیما در یک مسیر مارپیچی با زاویه حمله بالا در موقعیت بیش از زاویه حداکثری نیروی برا فرود می‌آید، بدین معنی که بال‌ها در حالت واماندگی بوده و هیچ‌گونه نیروی برا تولید نمی‌کنند.

### چرخش مارپیچی<sup>۱</sup>:

این وضعیت با حالت فرچرخ متفاوت است زیرا در این حالت زاویه حمله بال‌ها در محدود مجاز زوایای پرواز مانده و بال‌ها بدون واماندگی به تولید نیروی برا ادامه می‌دهند.

گزارش عامل و علت دیگر مانند عدم نظارت صحیح بر سوخت که امکان دارد در مدت بررسی سانحه تعیین شود در فهرست، موارد سانحه ذکر شود. بنابراین با تهیه این فهرست، می‌توان دریافت که چرا تعداد کل علل و عوامل سانحه از تعداد کل حوادث واقعی بررسی شده در طی دوران تهیه گزارش تجاوز می‌کند.

### ۳-۳- طراحی مناسب و کاهش خطای خلبان

جدول ۱-۳ گواهی اثبات این موضوع مهم است که خطای خلبان می‌تواند با طراحی مناسب کاهش یابد. این امر به صورت قابل توجهی در خصوص کاهش در حوادث ناشی از برخورد با موانع و واژگون شدن هواپیما روی دماغه مشاهده شده است، و این در دوره زمانی بوده که استفاده از ارابه‌های فرود مثلی کاملاً متداول بوده است هواپیماهای با ارابه فرود معمولی و یا یک چرخ در زیر دم که در سال ۱۹۴۸ استفاده می‌شد به صورت آشکار در

---

<sup>۱</sup> spirals

هنگام خزش هواپیما روی باند (تاکسی کردن) دارای دید جلو ضعیف بود، خلبانان می-بایست از طریق تعدادی پیچ های " S" شکل روی باند حرکت بهتر در جریان باد عرضی و توانایی مطلوب تر دید جلو در هنگام تاکسی کردن را به اثبات رساند، جامعه خلبانان این بهبود طراحی را پذیرفتند و هنوز عامل موثر در کاهش حوادث ناشی از برخورد با موانع و واژگون شدن به شمار می آید.

جدول ۳-۱- اولین نوع حوادث اصلی به صورت درصدی از کل حوادث. داده ها برای هواپیماهای بال ثابت کوچک (شامل حوادث آب و هوایی و خطای خلبان) می باشد.

سال تقویمی	کل سوانح گزارش شده هواپیمای بال ثابت	خرابی موتور و سامانه های مرتبط (درصد)	برخورد با زمین، آب، حفاظ، سیم، درخت، ساختمان و غیره (درصد)	توده اب روی زمین (درصد)	واماندگی، فرچرخ (درصد)	فروود سخت (درصد)	تجاوز از حد مجاز (درصد)	دماغه بالا یا پائین (برخاست و نشست) (درصد)	زیر حد مجاز (درصد)	مجموع فهرست (درصد)
۱۹۴۸	۷۸۵۰	۸,۳۱	۳۳,۹۵	۵,۴۴	۱۵,۰۸	۱۲,۹۲	۴,۶۷	۱۳,۹۵	۲,۷۵	۹۷,۰۷
۱۹۷۰	۴۲۹۰	۲۱,۹۸	۲۱,۲۶	۱۴,۹۹	۱۱,۱۲	۷,۶۰	۴,۵۲	۳,۴۵	۳,۷۳	۸۸,۶۵
۱۹۷۱	۴۲۴۳	۲۲,۷۷	۲۲,۱۱	۱۴,۵۴	۱۰,۳۷	۷,۸۰	۵,۲۳	۳,۶۱	۳,۲۵	۸۹,۱۸
۱۹۷۵	۳۷۳۸	۲۵,۳۹	۲۴,۴۸	۱۳,۵۶	۱۰,۹۴	۶,۷۴	۵,۳۵	۳,۱۰	۲,۲۷	۹۱,۸۳
۱۹۷۶	۳۷۷۰	۲۴,۲۶	۲۳,۱۱	۱۳,۶۶	۱۰,۸۷	۶,۳۹	۵,۳۵	۳,۶۷	۲,۶۹	۹۰,۰۰
۱۹۷۷	۳۸۴۲	۲۳,۷۲	۲۵,۱۳	۱۲,۴۰	۱۱,۹۵	۵,۳۴	۳,۹۱	۳,۶۱	۳,۵۸	۸۹,۶۴
۱۹۸۹	۲۰۰۷	۱۶,۸۹	۲۱,۲۷	۱۱,۰۶	۵,۹۲	۵,۶۳	۱,۸۴	۱,۴۰	۱,۳۵	۶۵,۳۶

## یک رخداد، چندین مورد:

اکثر حوادث هوایی شامل مواردی است که نسبت به هم همپوشانی دارند. مانند: عدم عملکرد صحیح موتور (۱)، که باعث متوقف شدن موتور گردیده (۲)، که منجر به سرش هوایی و برخورد هواپیما با زمین شده (۳)، که در نتیجه سازه را متلاشی نموده (۴)، و موجب زخمی شدن خلبان شده (۵) و یکی از مسافران صدمه دیده است (۶).

لذا این رویداد سانحه در ۶ گزارش مختلف موارد حادثه یادداشت می گردد.

## ۳-۴- فرصت هایی برای بهبود

پس از بررسی حادثی که در جدول های قبلی یک لیست شده اند، حال می توان علل اولیه آن حوادث را که در آن طراحی هواپیما، کنترل ترافیک هوایی و خدمه پروازی می توانند با اعمال بعضی ابتکارات خطای خلبان را کاهش داده و ایمنی پرواز را بهبود بخشد، تعیین نمود.

## علل حوادث:

اگرچه این علل و احتمالات مشروحاً در بخش های بعدی مورد بررسی قرار خواهند گرفت، اما خلاصه ای از یافته ها یک زمینه مناسبی را برای مطالعه مابقی مطالب را فراهم خواهد آورد. فهرست ذیل نه کامل بوده و نه لزوماً به لحاظ بحرانی بودن مرتب شده است، ولی این

علل سوانح می تواند با بهبود طراحی و دستورالعمل های پروازی برطرف گردیده و بنابراین هریک از اهمیت ویژه ای برخوردار است.

۱. پرواز با سرعت کم همراه با حالت واماندگی جریان هوا و فرچرخ و یا فرود سخت (عدم نظارت صحیح برکنترل سکان افقی متحرک).
۲. کنترل مرزی هواپیما در شرایط باد عرضی
۳. ارا به فرود جمع شونده.
۴. ارا به فرود ضعیف ، خصوصا برای اتصالات چرخ جلو و نیروهای جانبی روی چرخ های اصلی.
۵. سازه ها در مقابل شکسته شدن مقاوم نباشند.
۶. عامل بارگذاری برای پروازهای آکروباتیک کاملا کم باشند.
۷. آتش سوزی پس از وارد آمدن ضربه به دلیل موقعیت سوخت و فعال بودن سیستم برقی.
۸. بارگذاری خارج از محدوده تایید شده مرکز ثقل هواپیما.
۹. خستگی خلبان
۱۰. عدم نظارت صحیح برسیستم سوخت
۱۱. عدم نظارت صحیح برکنترل موتورها
۱۲. یخ زدگی موتورها
۱۳. گشتاور ملخ ها به همراه تغییر ناگهانی در توان موتور.
۱۴. از کار افتادن موتور و ملخ.
۱۵. دید ضعیف خلبان که منجر به برخورد هوایی و زمینی گردد.
۱۶. تعمیرات نامطلوب هواپیما
۱۷. موقعیت فرودگاه که باعث تقرب های خطرناک می شود: دره ها، درختان، موانع بلند، کابل ها وغیره



۱۸. اشتباه کردن عناوین باند فرودگاه‌ها.
  ۱۹. مشکلات در تعیین جهت وزش باد.
  ۲۰. سطح فرودگاه دارای شرایط مطلوب نباشد.
  ۲۱. ارتباط مخابرات با مسیرهای و یا نفرات فرودگاهی ضعیف و یا قطع باشد.
  ۲۲. دستورالعمل‌های مسیر پرواز پیچیده و گیج‌کننده باشد.
  ۲۳. نامنظم بودن و یا عدم بازرسی قبل از پرواز هواپیما.
  ۲۴. تاثیرات ارتفاعی چگالی - برخاست ، اوجگیری و فرود.
  ۲۵. بارگذاری بیش از حد هواپیما در برخاست.
  ۲۶. روش های نامطلوب جهت مواجه شده بایخ، برف، برفاب و یا باران سنگین در فرودگاه-ها
  ۲۷. تکنیک‌های نادرست در عملیات روی آب.
  ۲۸. روش های تقرب نامطلوب VFR و IFR
  ۲۹. پرواز خلبانان از شرایط VFR به شرایط IFR
  ۳۰. مسائل اغتشاش در اثر جریان دنباله، تندباد یا چاه هوایی و برش باد.
- پانزده مورد اول از جمله ویژگی‌های طراحی تفصیلی است که بایست در دفاتر مهندسی هنگام طراحی شکل ظاهری هواپیما به آنها توجه خاص شود.

### ۳-۵- معیار های طراحی

قوانین طراحی هواپیما سازمان FAA حداقل نیازمندی‌ها و استانداردهایی را تعیین می‌کند که امکان دارد تا اندازه دلخواه دقیق و مطمئن برای انواع عملیات قابل انجام در سطوح مختلف توانمندی پروازی نباشد.

مورد ۱۶ فهرست علل حوادث (تعمیرات ضعیف)، یکی از علل منحصر به فرد حوادث است. از دلایل مهم سلامتی پرواز می‌توان به مواردی از قبیل نگهداری منظم ثبت وزن و توازن

کردن هواپیما به وسیله بازرسی های کافی صلاحیت پرواز، بلافاصله به کار بستن آگهی های AD و بازرسی های مرتب قبل از پرواز اشاره کرد. به دلیل بسیاری از تمهیدات مانند تعمیرات پیشگیرانه که به وسیله صاحب هواپیما تحت نظارت یک متخصص موتور و بدنه (A&P) صلاحیت دار و یا مکانیک مجاز بازرسی (IA) انجام می شود، شانس کمی برای یک هواپیمای مطلوب وجود دارد که با کمبود تعمیرات کافی مواجه گردد.

### مسیرهای هوایی و فرودگاه

مشکلات مسیرهای هوایی و فرودگاه ها به وجود آورنده تعدادی از حوادث مشابه است که در فهرست جدول ۳-۲ مشخص شده اند و علل اصلی آنها در فهرست حوادث موارد ۱۷ الی ۲۲ می باشد. درحالی که در فرودگاه های موجود نمی توان به حد مطلوب کار

زیادی انجام داد.

### جدول ۳-۲- کل علل مستقیم و عوامل مربوطه در خصوص بعضی از حوادث هواپیماهای

#### کوچک در سال های مختلف

سال تقویمی	تعداد هواپیماهای هوانوردی عمومی	تعداد کل سوانح هواپیمای کوچک بال ثابت	تعداد کل سوانح هواپیما	کل تمام سبب/ عوامل	خطای خلبان		هوا		خراب پیشرا نه و سامانه های مرتبط		تسهیلات فرودگاهی و خطوط هوایی		کل فهرست در جدول
					تعداد	درصد	تعداد	درصد	تعداد	درصد	تعداد	درصد	درصد
۱۹۴۸	۷۷۱۰۰	۷۸۵۰	۱۰۰۲	-	۵۸۵۵	۷۴۵۹	۴۶۸	۵۰۹۶	۶۵۲	۸۰۳۱	۳۰۴	۳۰۸۷	۹۲۰۷۳
۱۹۷۰	۱۳۳۰۰۰	۴۲۹۰	۳۰۲	۱۰۰۳۷۳	۵۸۶۲	۵۶۵۱	۱۲۹۶	۱۲۰۴۹	۵۳۱	۵۰۱۲	۴۹۲	۴۰۷۴	۷۸۰۸۶
۱۹۷۱	۱۳۶۰۰۰	۴۲۴۳	۳۰۱	۱۰۰۱۲۲	۵۷۷۰	۵۷۰۰	۱۲۸۴	۱۲۰۶۸	۵۳۵	۵۰۲۸	۴۳۶	۴۰۳۱	۷۹۰۲۷
۱۹۷۵	۱۶۷۰۰۰	۳۷۳۸	۲۰۷	۱۰۰۴۷۸	۵۹۵۴	۵۶۸۲	۱۲۳۴	۱۱۰۷۸	۵۶۰	۵۰۳۴	۴۵۹	۴۰۳۸	۷۸۰۳۲

۷۹,۱۹	۴,۰۶	۴۱۸	۵,۴۲	۵۵۸	۱۱,۰۰	۱۱۳۲	۵۸,۷۱	۶۰۴۳	۱۰,۲۹۳	۲,۱	۳۷۷۰	۱۷۶۰۰۰	۱۹۷۶
۸۰,۲۹	۳,۸۹	۳۶۸	۵,۹۶	۵۶۴	۱۲,۴۰	۱۱۷۴	۵۸,۰۴	۵۴۹۵	۹,۴۶۷	۲,۴	۳۸۴۲	۱۸۵۲۰۰	۱۹۷۷
۶۴,۰۴	۰,۹۳	۴۵	۵,۵۴	۲۸۹	۱۱,۶۶	۵۶۶	۴۵,۹۱	۲۲۲۸	۴۸۵۳	۱,۰۲	۲۰۰۷	۱۹۷۰۰۰	۱۹۸۹
تحلیل در دسترس نیست										۱,۱۳	۲۰۸۰	۱۸۴۴۳۳	۱۹۹۲
هواپیماهای خانگی													
تحلیل در دسترس نیست										۱,۳۶	۲۰۴	۱۵۰۰۸	۱۹۹۲

## عملیات پروازی

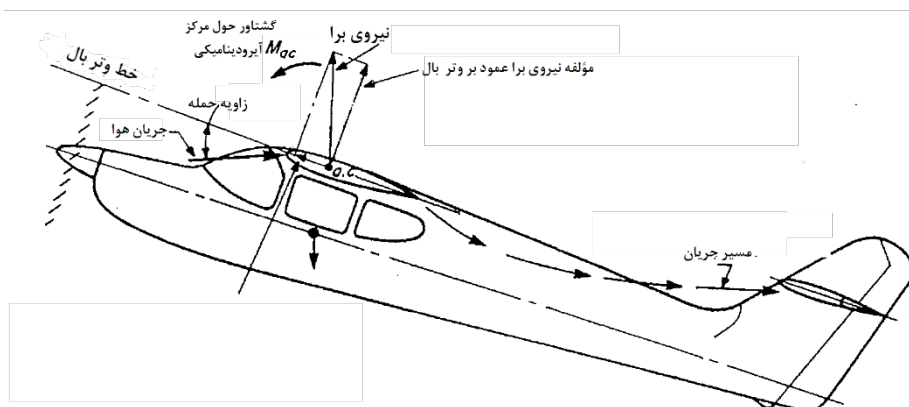
درحالی که فنون و دستورالعملی‌های پروازی معمولاً در حیطه تاثیر طراحی هواپیما قرار نمی‌گیرند، ولی این موضوع در کتاب گنجانده شده زیرا اصولاً مشخصه های پروازی و طراحی با یکدیگر مرتبط هستند. مضافاً این که، این چنین درصد بالایی از حوادث منتج از عملیات پروازی نادرست بوده است و موارد ۲۳ الی ۳۰ فهرست شده در علل حوادث که به این مقوله مربوط می‌شود تعدادی زیادی از علل هرگروه سانحه را به خود تخصیص می‌دهد.

## ایمنی به وسیله طراحی

پیشگیری از حالت واماندگی (واماندگی)، کدامین علل باعث فرچرخ می‌گردد؟

جلوگیری از حالت واماندگی هوا بسیار مهم است. زیرا همان طوری که قبلاً ذکر گردید هواپیمایی که قابلیت واماندگی را نداشته و یا در معرض این حالت قرار نگیرد فرچرخ را انجام نخواهد داد. مضافاً این توزیع نیروی برا بالها برای یک هواپیما که شروع به فرچرخ

می نماید بایست نامتقارن باشد. زمانی که یکی از بال‌ها در زوایای حمله تند نیروی برای خود را از دست می‌دهد که به معنی واماندگی کردن می‌باشد، مولفه نیروی برا بال دیگر و مولفه نیروی پسا بال واماندگی شده باعث چرخش هواپیما به سمت فرچرخ می‌گردد. نیروهای اصلی اولیه که منجر به شرایط فرچرخ می‌شود در شکل ۱-۳ نشان داده شده‌اند.



شکل ۱-۳- شرایط اعمال شده در زمان شروع فرچرخ. گشتاور حول مرکز آیرودینامیکی

( $M_{ac}$ ) تمایل به پایین آوردن دماغه هواپیما دارد.

در این هنگام دم افقی به دلیل زاویه حمله زیاد هواپیما نیز در وضعیت واماندگی قرار می‌گیرد و باعث می‌شود ممان بال ( $M_{a.c}$ ) حول مرکز آیرودینامیکی ( $a.c$ ) بال فعال دماغه را به پایین فشار بیاورد. بنابراین هم اینک هواپیما در وضعیت سرپایین باحالت مانور چرخشی دایره ای شکل بنام "فرچرخ" و یا صحیح‌تر "چرخش دم" قرار می‌گیرد، زیرا دم هواپیما تمایل دارد که به سمت خارج مسیر فرود سریع چرخش کند.

در زمانی که هواپیمایی در حالت کامل فرچرخ قرار گیرد، هردو سمت بال به همراه دم افقی کاملاً در وضعیت واماندگی واقع می شود. لذا به منظوری جلوگیری از این حالت، ابتدا بایست چرخش متوقف شده و به وسیله رادر (سکان عمودی متحرک) وضعیت بازیافت هواپیما شروع شود. شرایط شیرجه حاصله باعث می گردد تاثیر دم افقی مجدداً فعال شود و در نتیجه تنظیم وضعیت سربالایی هواپیما جهت به دست آوردن مجدد نیروی برا بال ها میسر می گردد. ولی احتیاط لازم است که میزان حرکت الواتور (سکان افقی متحرک) به سمت بالا محدود باشد، زیرا پیش از حد سر هواپیما به طرف بالا مجدداً باعث واماندگی مجدد بالها در سرعت های زیاد شده و یک فرچرخ ثانویه از ارتفاع پایین تر شروع می شود که این وضعیت به مراتب خطرناک تر از حالت اولیه است.

این واقعیت که یک بال برازا در زاویه حمله تند دارای یک مولفه نیرو به سمت جلوست (همانند آنچه که در شکل ۳-۱ نشان داده شده است) برای مدت زمانی ناشناخته بود. در نتیجه بسیاری از هواپیماها اولیه به دلیل واژگونی به سمت جلو در پرواز با سانحه مواجه شدند. از آنجایی که به نظر می رسید این عمل مخالف با قوانین فیزیک بوده و نیز خلبانان آن را مخالف بارگذاری هوا روی بال حس می نمودند، علل هیچ کدام از صدمات سازه ای و یا فرچرخه هایی فاجعه آفرین شناخته نشده بود تا این که تئوری های پرواز و ایرفویل (مقطع بال) در حدود سالیان ۱۹۱۵ کمی پیشرفت کرد.

اگر چه این بحث نسبتاً به صورت ساده شرایط فرچرخ را توضیح داد، ولی برای روشن نمودن مسئله کافی است. زیرا که در واقع اجزاء یک حالت فرچرخ تعیین و شناسایی شدند:

یکی از بال‌ها واماندگی می‌کند. بال دیگر بخشی از نیروی برا بوده و دم افقی تا اندازه‌ای و یا کلاً "واماندگی می‌کند. از شکل ۱-۳ می‌توان دریافت که چنانچه یکی از بال‌ها کاملاً از فعالیت باز ایستد در حالی که بال طرف مقابل درصد قابل توجهی از نیروی برا را حفظ کند (که امکان دارد این حالت در دور زدن‌های تند در سرعت کم رخ دهد) ممکن است که در این وضعیت هواپیما به یک سمت غلتش کرده و به صورت سرو ته وارد یک پرواز فرچرخ گردد. این یک شروع فرچرخ معکوس است، که چنانچه دم نیز در حالت واماندگی باقی بماند وضعیت ناراحت‌کننده و خطرناکی است، خصوصاً در ارتفاعات پایین زمانی که خلبان در حالت تصحیح مسیر پرواز به علت باد عرضی برای فرود در خط میانی فرودگاه قرار گرفته است. بسیاری از سوانح حین تقرب به همین صورت واقع می‌گردد و اغلب به دلیل کنترل‌های عرضی (به وسیله سکان عمودی) در سرعت‌های کاملاً پایین به منظور یک پرواز سمت‌دار<sup>۱</sup> رخ می‌دهد.

تمامی سوانح واماندگی و فرچرخ در هنگام پرواز مستقیم در ارتفاعات و یا مراحل پروازی تقرب به فرودگاه‌ها رخ نمی‌دهد. حالت پرواز برخاست هواپیما در مراحل اولیه اوجگیری باعث قربانی‌های بسیاری گردیده است. دلایل اصلی بدین صورت طبقه‌بندی شده است: عدم توانایی به دست آوردن و نگه داشتن سرعت پروازی مناسب، نادرست بودن توزیع وزن هواپیما و بارگذاری بیش از حد هواپیما.

---

<sup>1</sup> yawed

حوادث ناشی از واماندگی، فرچرخ و افزایش ناگهانی زاویه حمله تقریباً در طی سالیان گذشته به صورت مشابه توزیع شده است. که در حدود ۲۵ درصد در هنگام برخاست، ۳۵ درصد در مواقع فرود (قبل و مرحله نهایی تقرب) و حدود ۴۰ درصد در زمان عملیات مختلف پروازی (آکروباتیک، پرواز ارتفاعات پایین و غیره) انجام می‌گیرد. به دلیل این که هواپیمای در حال فرچرخ کاملاً وامانده شده، همانند یک جسم در حال سقوط آزاد فرود می‌آید و تا هنگامی که ارتفاع کافی برای امکان بازیافت (معمولاً بیش از ۱۰۰۰ پا از سطح زمین) وجود نداشته باشد پایان کار خواهد بود. در واقع حوادث فرچرخ بیشترین نرخ مرگ و میر را نسبت به دیگر سوانح داشته باشد.

### ۳-۶- ویژگی های طراحی

معمولاً یک وسیله اخطار قبل از واماندگی در اغلب هواپیماها وجود دارد، و برای سرعت‌های بسیار پایین جهت شرایط تند باد تنظیم می‌شود. که بیشتر اوقات قطع می‌گردد و یا به دلیل تمرکز خلبان روی بقیه مسایل پروازی شنیده نمی‌شود. بعضی از هواپیماهای جت مسافربری غیر نظامی و تجارتی دارای فرامین لرزنده بوده که به صورت موازی با اخطارات بصری و صوتی به اغلب خلبانان کم حواس هشدار می‌دهد. سیستم‌های دیگری نیز وجود دارد که شامل وسیله ای برای فشار دادن فرامین به سمت جلو در هنگام کاهش بیش از حد سرعت هواپیماست. در حالی که مسلم است که هر سیستم اخطار می‌تواند در موقع نیاز در معرض خرابی قرار گیرد. ولی این وضعیت برای سامانه‌های دارای دو مدار الکتریکی موازی و الکترونیک حالت جامد مدرن صادق نخواهد بود. علاوه بر وسائلی مانند لرزنده

های فرامین، لامپ ها و بوق ها ، دستگاه دیگری که به طور جدی به آن توجه نمی شود وجود دارد که چنانچه خلبان آن را به درستی استفاده کند می تواند اغلب مسائل فرچرخ ، واماندگی، سرعت پروازی و نیز افزایش راندمان پرواز را حل کند. این وسیله به نام نشان دهنده زاویه حمله (AOA) می باشد که چنانچه این وسیله هرچه سریع تر مقبولیت کافی را کسب نکند، به صورت یک اجبار قانونی جهت استفاده در کابین خلبان اعمال خواهد شد.

راه حل های دیگری برای مسائل فرچرخ و واماندگی جریان وجود دارد که جهت اعمال در خصوصیات طراحی هواپیما به طراحان پیشنهاد گردیده است: مانند مشکل نمودن زاویه دادن زیاد به دماغه هواپیما از یک حالت تنظیم شده به وسیله خلبان، بهبود در مشخصه های بازیافت حالت فرچرخ، اخطار دادن حالت تنظیم شده به وسیله خلبان ، بهبود در مشخصه های بازیافت حالت فرچرخ، اخطار دادن حالت واماندگی از طریق پدیده لرزش<sup>۱</sup> (تکان های ارتعاشی شدید) در هنگامی که هوا از روی دم عبور می کند و بالاخره جلوگیری از فرچرخ به وسیله ناتوان ساختن هواپیما برای وامانده شدن. آخرین روش می تواند مطلوب باشد زیرا مسائل واماندگی و فرچرخ قبل از اینکه خلبان آن را حس کند برطرف می شود.

همان طوری که در مرجع [7] مورد بررسی قرار گرفته، طراحی دم مطلوب در بازیافت فوری هواپیما از حالت فرچرخ بسیار موثر است. در حالی که محدود کردن حرکت الواتور

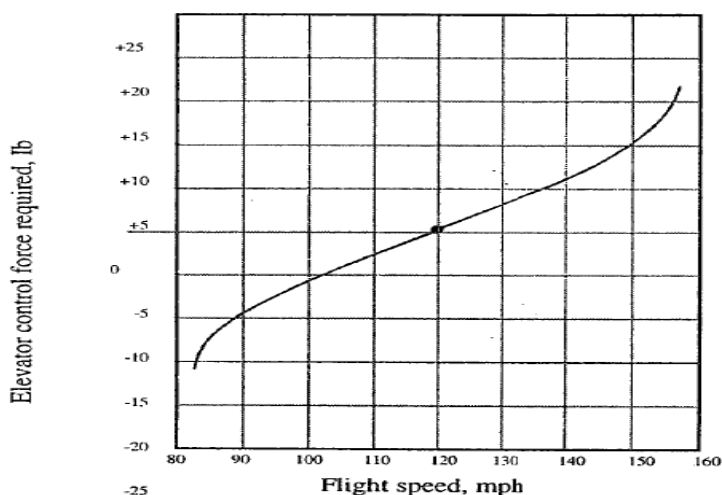
---

<sup>1</sup> Buffeting



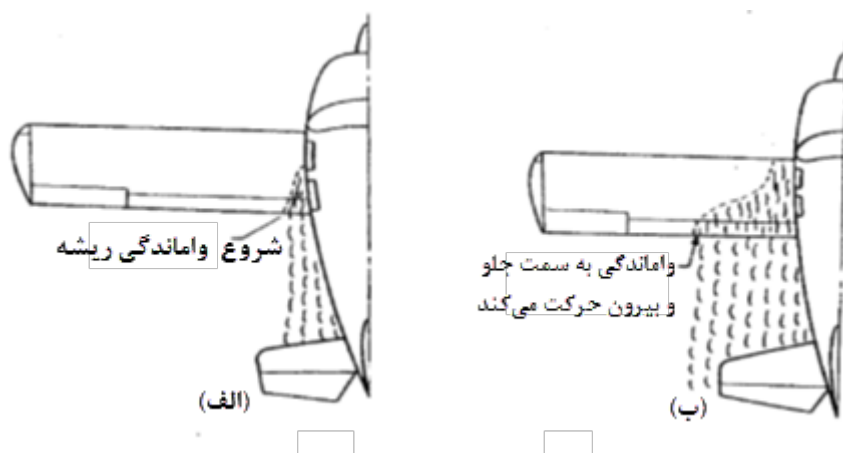
به سمت بالا می تواند از واماندگی بال جلوگیری کرده و در نتیجه مانع فرچرخ هواپیما شود. زیرا هواپیما قبل از فرچرخ بایست وامانده شود.

هواپیمایی که با افزایش فاکتور بارگذاری (کل نیروهای وارده بر بال تقسیم بر وزن هواپیما) نیروی کنترل الواتور آن به صورت یکنواخت زیاد می گردد دارای پایداری استاتیکی مثبت می باشد. این شرایط در شکل ۳-۲ به وسیله یک نمودار نیروی دستگیره الواتور نسبت به سرعت پروازی نشان داده شده است. بنابر این طرحی برای نیروهای فرامین بالا در حال پروازهای مانوری که شامل چرخش ها و پیچش دماغه هواپیما به بالا در موقع فرود نیز می شود. باعث افزایش ایمنی پرواز به وسیله مشکل ساختن واماندگی هواپیما می گردد.



شکل ۳-۲- تغییرات نیروی کنترل الواتور نسبت به سرعت پروازی. هواپیمای پایدار برای سرعت پرواز پیمایشی ۱۲۰ مایل بر ساعت تنظیم شده است.

با استفاده از مشخصه‌های آئرو دینامیکی طبیعی یک هواپیما می‌توان اخطار حالت واماندگی را ممکن ساخت. این امر به وسیله لرزاندن دم افقی که تحت تاثیر جریان هوای مغشوش عبور داده شده در منطقه ریشه بال قرار می‌گیرد و بنام پدیده "بافتینگ" (تکان خوردن با ارتعاشات زیاد) معروف است امکان پذیر می‌باشد. یک بال مناسب ابتدا در منطقه ریشه و لبه فرار بال در طول بدنه هواپیما واماندگی می‌شود و سپس به تدریج به سمت جلو و به طرف نوک بال همزمان با افزایش زاویه حمله گسترش می‌یابد. این عمل در شکل ۳-۳ مشخص شده است.



شکل ۳-۳- استفاده از واماندگی بال پیش‌رونده تحت کنترل برای آگاه‌سازی واماندگی توسط تکان‌های ارتعاشی دم. شرایط فلپ‌ها در بالا. الف) واماندگی ریشه بال شروع شده و جریان مغشوش ضعیف روی دم افقی به حرکت درآمده است (زاویه حمله حدود ۱۰ الی ۱۲ درجه). ب) حالت واماندگی کاملاً پیشرفته است با جریان مغشوش قوی که باعث ارتعاشات دم می‌شود. توجه شود شهپر‌ها هنوز مؤثر هستند (زاویه حمله حدود ۱۴ الی ۱۵ درجه).

هنگامی که جریان مغشوش به دم افقی برخورد می‌کند، سازه کاملاً تحت تاثیر قرار گرفته و یک ارتعاش اخطار دهنده قبل از واماندگی را ایجاد می‌کند که می‌تواند در سیستم کنترل هواپیما و قسمت عقب بدنه حس گردد. بعضی از هواپیما ها مجهز به ترمزهای هوا (براکیر)<sup>1</sup> در لبه حمله هستند که باعث می‌گردد جریان هوا از ریشه بال جدا شده و دور شود، ولی این وضعیت منجر به کاهش نیروی برا بال در کل طول لبه حمله می‌شود، درست هنگامی که حداکثر کمک در زمان فرود مورد نیاز است. پر نکردن درز بخشی از لبه فرار ریشه بال روش موثر و مثبتی برای شکستن جریان هوا در ریشه بال هنگام زوایای حمله زیاد است و نیروی پسا پرواز مستقیم نیز افزوده نمی‌شود.

به طور خلاصه هریک از روش های طراحی و پروازی کمکی خواهد بود به کاهش نرخ حوادث واماندگی و فرچرخ :

- آموزش کافی خلبانان به همراه آزمایش های صلاحیت شش ماهه و یا سالانه برای نوع هواپیمایی که پرواز می‌کنند.
- علامت دهنده اخطار حالت واماندگی (بصری و صوتی)
- نشاندهنده زاویه حمله (AOA)
- لرزاننده فرامین (که قریب الوقوع بودن واماندگی را اخطار می‌دهد).
- فشار دهنده دستگیره کنترل (به منظور جلوگیری از واماندگی، دستگیره به سمت جلو حرکت می‌کند).

---

<sup>1</sup> spoiler

- ایجاد تکان‌های با ارتعاش زیاد و با جریان دادن هوا روی دم افقی به وسیله واماندگی ریشه بال.
- افزایش دادن نیروهای کنترل الواتور با افزایش زاویه حمله (هواپیمای پایدار که به همراه بارگذاری بال نیروهای فرامین فزونی می یابد).
- بهبود در مشخصه‌های بازیافت فرچرخ از طریق طراحی صحیح سطوح دم
- طراحی هواپیمایی که قادر به فرچرخ نباشد نوع کنترل دوگانه که پدالها حذف میشوند ( و امکان دارد کنترلها به طور عرضی به هم متصل می شوند)
- توسعه وطراحی نشاندهنده برخاست که ارتفاع چگالی را حس می کند.
- توسعه وطراحی یک نوع شیشه جلو ویا نشانگر سربالا (HUD) برای خواندن سرعت هوا و AOA همانند تجهیزات نظامی . یک نشانگر سربالا اطلاعات پروازی را روی شیشه شفاف مورب که درست در خط دید خلبان قرار دارد لذا با موقعیت معمولی خلبان و به صورت سربالا اطلاعات روی نشانگرها قابل خواندن می باشد.

### علامت دهنده اخطار واماندگی

هرکس که با هواپیمای کاملاً مدرن پرواز می کند آشنا با وسایل هشدار دهنده به وسیله ابزار دقیق ایمنی پرواز شرکت وایت پینز<sup>۱</sup> می باشد.

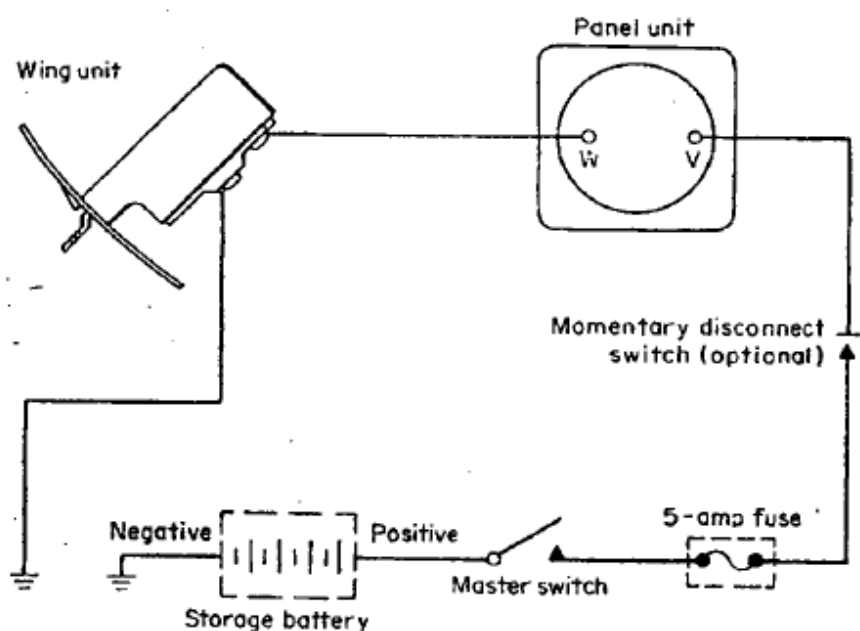
---

<sup>1</sup> White pains

یک پره کوچکی معمولاً روی لبه حمله سمت چپ نصب شده که به یک سیستم هشدار دهنده واماندگی سیگنال می‌دهد و تغییرات جریان هوا (زاویه حمله موضعی) روی بال حس می‌شود.

این پره به صورتی قرار داده شده است که در جریان هوای بحرانی به همراه لبه حمله بال به سمت بالا حرکت کند و در حدود ۵ تا ۱۰ مایل بر ساعت قبل از سرعت واماندگی اخطار لازم را به خلبان می‌دهد زمانیکه این تغییرات جریان رخ می‌دهد حرکت به سمت بالای پره باعث عمل کردن یک میکروسوییچ می‌شود که به نوبه خود یک لامپ قرمز اخطار و یک زنگ را که روی صفحه ابزار دقیق جلوی خلبان نصب شده به کار می‌اندازد.

این وسیله از تجهیزات استاندارد هواپیمای امروزی و در شکل ۳-۴ این سیستم اخطار قبل از واماندگی به همراه مدار الکتریکی مربوطه نشان داده شده است.



شکل ۳-۴- مدار و اجزاء سامانه هشدار قبل از واماندگی

### نشان دهنده زاویه حمله (AOA)

از آنجاییکه یکی از ویژگی‌های این وسیله جلوگیری از حالت واماندگی جریان است، در این جا مختصراً توضیح داده می‌شود. دستگاه نشان دهنده AOA قادر است به وسیله مشخص کردن تغییرات زاویه نسبت به بهترین اوج گیری و یا زاویه تنظیم تقرب که از آزمایش‌های پروازی به دست آمده و برای هواپیماهای مختلف تنظیم می‌گردد، اطلاعات لازم را برای تصحیح تغییرات سرعت که به سبب اعمال خلبان، اغتشاش موضعی جریان و یا پدیده برش باد به وجود آمده، به موقع در اختیار خلبان قرار دهد و از واماندگی جلوگیری شود

این وسیله که دقیقاً در امتداد خط دید خلبان قرار داده شده به همراه زنگ و لامپ سیستم هشدار دهنده واماندگی برای حداکثر ایمنی ممکن می تواند ترکیب شود.

### **لرزاننده دستگیره کنترل**

برای آن دسته از افرادی که به سختی برای حالات بحرانی پرواز قانع می شوند، تعدادی دستگیره (یا فرامین) کنترل لرزاننده وجود دارد که چند مایل بیشتر از سرعت واماندگی عمل کرده و به خلبان هشدار می دهد. این سیستم همانند نشان دهنده AOA به وسیله یک پره حس کننده کار می کند و تشکیل شده است از یک وزنه خارج از مرکز که به دستگیره و یا فرمان کنترل متصل است و ارتعاش رفت و برگشتی که قابل حس کردن می باشد ایجاد می کند. این اخطار به موقع به خلبان داده می شود و او به صورت مطمئن زاویه پیچش سر هواپیما را کاهش می دهد و در نتیجه محدوده سرعت بالاتر از حد واماندگی برای یک موقعیت ثابت توان موتور افزایش می یابد.

### **سیستم اخطار واماندگی**

هواپیمایی که قابلیت واماندگی فوری را دارد ممکن است نیاز به سیستم کامل لامپ و زنگ اخطار واماندگی، یک دستگیره لرزاننده هل دهنده دستگیره نیاز داشته باشد. هل دهنده دستگیره کنترل فوراً دستگیره و یا فرمان را به سمت جلو هل می دهد و در نتیجه قبل از اینکه یک حالت واماندگی تند و غیر قابل بازیافت گردد، زاویه حمله را کاهش می دهد مجدداً در این سیستم سیگنال تصحیح کننده به وسیله یک پره خارجی تامین می شود. از آنجایی که این وسیله نسبتاً سنگین گران قیمت و تقریباً نصب آن مشکل می باشد، معمولاً

برای هواپیماهای مصارف عمومی کوچک استفاده نمی‌شود. ولی این وسیله به همراه لرزاننده دستگیره در بعضی ازجت های تجارتي و بسیاری از هواپیماهای حمل و نقل غیر نظامی به کار گرفته می‌شود.

## نشان دهنده سرعت برخاست

اگرچه واماندگی‌های اوجگیری را می‌توان با هشدار دهنده‌های حالت واماندگی و یا نشان دهنده AOA جلوگیری نمود، ولی حوادث برخاست هنگامی اتفاق می‌افتد که هواپیما قبل از رسیدن به سرعت پروازی شتاب داده می‌شود، و لذا به وسیله این گونه ادوات دقیق موجود نمی‌توان تشخیص داد. نشانگر سرعت برخاست و یا Fly away ، زمانی که هواپیما به سرعت برخاست ایمن رسید، یک سیگنال برو (go) بدون توجه به شرایط خاص ارتفاع چگالی تأمین می‌کند. از آنجایی که اصول طراحی آن بر اساس حس نمودن تغییرات فشار و دما و عملکرد آن به عنوان نشان دهنده فشار دینامیکی است، سیگنال ایجاد شده همچنین می‌تواند قابل کنترل برای تغییرات در وزن برخاست هواپیما استفاده شود و لذا بهترین کارآیی هواپیما بر اساس وزن عملیاتی واقعی آن حاصل گردد هیچ یک از عوامل بارگذاری بیش از حد و یا عملیات پروازی خارج از محدوده مجاز مرکز ثقل به وسیله ادوات دقیق قابل برطرف کردن نیستند، ولی هر یک می‌تواند فوراً توسط خلبان پیشگیری و رفع شوند.



## نشانگر بالاسر (HUD)<sup>۱</sup>

استفاده از نشانگر سربالا باعث بهبود بیشتر ایمنی عملیاتی برای تمامی شرایط پروازی شامل هوای HFR و VFR می‌گردد. با ارائه سرعت پروازی، ارتفاع AOA، نرخ اوجگیری (ROC) و ردیابی همه جهته کلاً روی یک صفحه نمایش، می‌توان تمام این اطلاعات ضروری را به طور ثابت در هنگام برخاستها و تقرب‌های بحرانی در اختیار داشت و نیز این داده‌ها در لحظات غیربحرانی در دسترس می‌باشد که باعث می‌گردد یک احساس اطمینان از وامانده نشدن هواپیما در تمام عملیات برخاست، فرود و حالات تقرب به دست آورد. با ارائه یک نمایش واضح از محدوده های سرعت بالاتر از حد واماندگی در جلوی دید خلبان، استفاده از نشانگر سربالا می‌تواند به طور قابل ملاحظه‌ای تعداد سوانح واماندگی جریان و فرچرخ را که به سبب عدم حفظ سرعت پرواز لازم رخ می‌دهد را کاهش داد.

## سیستم های فنر ضربه گیر<sup>۲</sup> و وزنه آویزان<sup>۳</sup>

شرایط بالا را می‌توان با طراحی فنرهای ایجاد کننده نیرو در سامانه کنترل الواتور (که یک شکل ساده کنترل به وسیله سیم است) معروف به سیستم بانجی (فنر ضربه گیر) غلبه نمود. همان گونه که در شکل ۳-۵ نشان داده شده، می‌توان نیرو را به بهترین صورت به وسیله فنرهای متحرک اعمال نمود که قادر به جابجا کردن الواتور برای تنظیم حرکت پیچش سر هواپیما در کل محدوده سرعت پروازی (۱/۳) برابر سرعت واماندگی تا خط قرمز که به نام

---

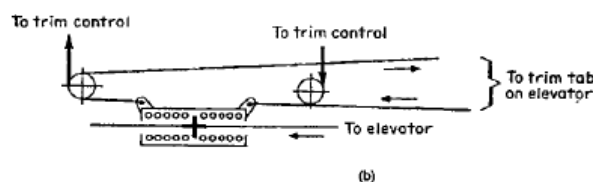
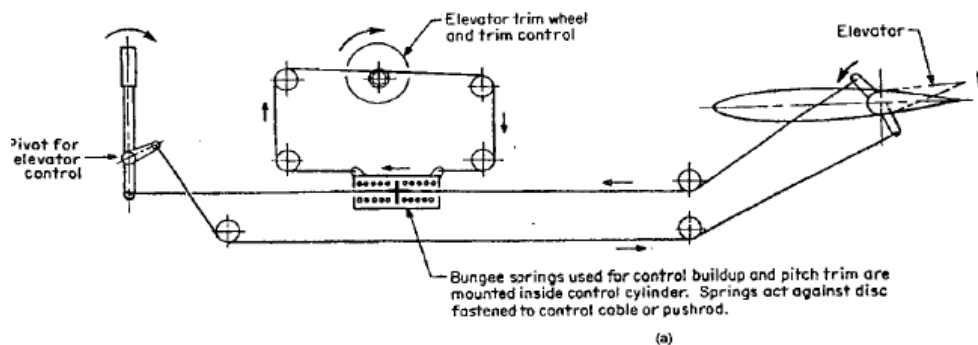
<sup>1</sup> Head Up Display

<sup>2</sup> Bungee

<sup>3</sup> Bob Weight

سرعت بدون تجاوز ( $V_{NE}$ ) می‌باشد. به وسیله این سیستم نیرو و فنر، هر زمان که تغییرات تنظیم پیچش مورد نیاز باشد الواتور حرکت داده می‌شود و فنرهای همواره در حرکت هستند. به طور مثال، فنر جلویی زمانی که حرکت الواتور به سمت بالا ( نزدیک شدن به وضعیت واماندگی) اعمال می‌شود، آماده برای ازیاد نیروی فرامین است، در حالی که فنر عقبی نیز می‌تواند هر زمان که دستگیره کنترل به سمت جلو فشار داده می‌شود، نیروهای کنترل وضعیت سرپایین را افزایش دهد.

سیستم‌های وزنه‌های آویزان نیز به طور موثری جهت افزایش نیروی کنترل استفاده شده است. این روش لزوماً متشکل از وزنه‌ای که از یک طرف ثابت شود و از سیستم کنترل آویزان است، به صورتی که همراه فاکتور بارگذاری، نیروی کنترل خلبان باید افزایش یابد تا این که جابجایی سطوح کنترل میسر و حفظ گردد.

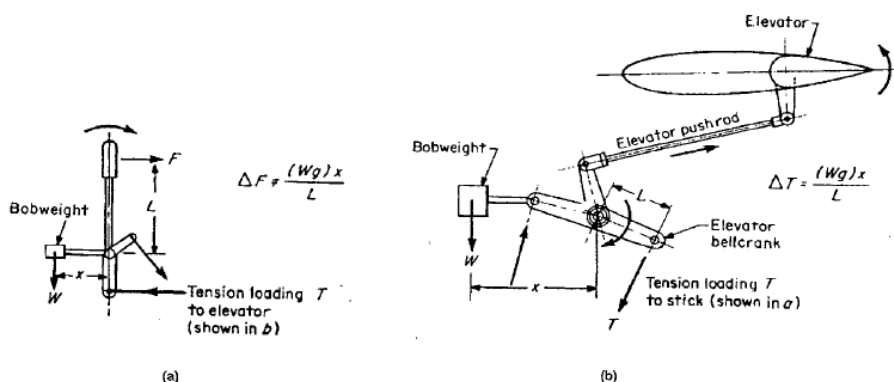


شکل ۳-۵- سیستم فنر ضربه گیر جهت تریم حرکت پیچش دماغه و افزایش بار الواتور به وسیله جابجا کردن دستگیره کنترل. الف) ضربه گیر مورد استفاده برای تریم الواتور و افزایش نیروی کنترل به وسیله جابجایی دستگیره کنترل. بیکان ها نشان دهنده حرکت دماغه به طرف بالا می باشد. ب) ضربه گیر برای نیروی کنترل با کابل های جداگانه برای سیستم کنترل بالک تریم الواتور

انواع واقعی اتصالات وزنه آویزان که در سامانه الواتور استفاده می شود در شکل ۳-۶ نمایان است.

این روش افزایش نیروی کنترل معمولاً برای هواپیما های با سرعت بیشتر استفاده می شود و به منظور جلوگیری از رخداد واماندگی های با فاکتور بارگذاری بالا در هنگام کشیدن هواپیما از حالت شیرجه به بالا در سرعت های زیاد به کار گرفته می شود. به دلیل ویژگی های طراحی، وزنه های آویزان دارای تاثیر کمی در افزایش نیروهای کنترل برای سرعت های پروازی کم در حد سرعت واماندگی است که در این مواقع فاکتور بارگذاری فقط عدد

یک (1g) و یا کمی بیشتر می باشد. لذا، در هنگام پرواز در سرعت های کم، این سامانه برای هشدار وضعیت واماندگی و یا جلوگیری از آن قابل اعتماد نبوده و مفید نخواهد بود. اما به دلیل تاثیر خوب در جلوگیری از واماندگی های با بارگذاری بالا و سرعت های زیاد و نیز فرچرخ های متلاطم، وزنه های آویزان اغلب در هواپیماهای با قابلیت مانوری زیاد و آکروباتیکی مورد استفاده قرار می گیرد.



شکل ۳-۶- موقعیت های وزنه تعادل استفاده شده برای افزایش نیروی کنترل با بارگذاری نیروی ثقل. هر دو گونه موقعیت را بر حسب محدودیت های وزن و تعادل هواپیما می توان استفاده نمود. الف) وزنه تعادل در موقعیت دستگیره. بارگذاری g شتاب روی وزنه تعادل W باعث افزایش نیروی کنترل F به همراه افزایش بارگذاری g می شود. ب) وزنه تعادل در موقعیت سیستم کنترل. بارگذاری g شتاب روی وزنه تعادل W موجب افزایش نیروی T در سیستم کنترل می شود، که به نوبه خود نیروی کنترل F را روی دستگیره افزایش می دهد.

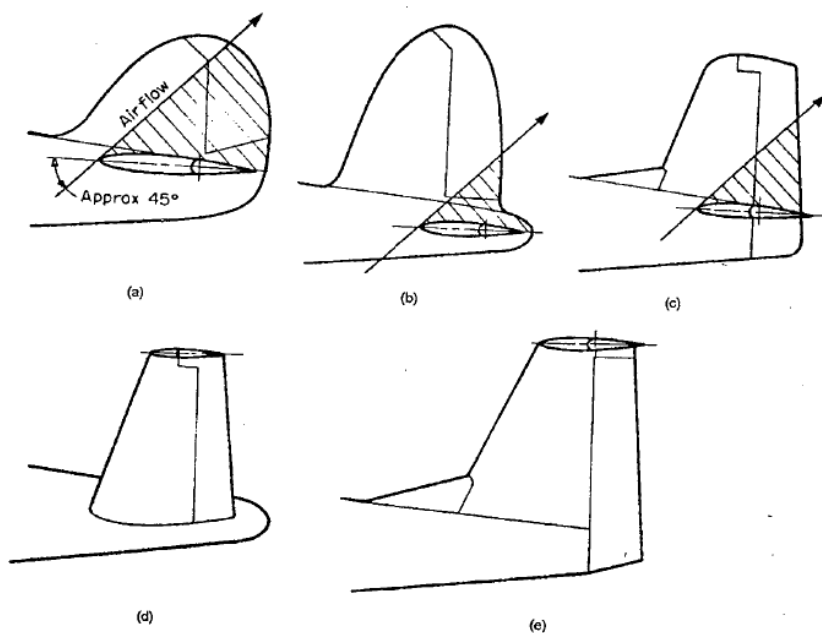
لرزش ارتعاشی شدید<sup>۱</sup> روی دم

<sup>۱</sup> Buffeting

یک شکل از هشدار واماندگی ثابت و مثبت زمانی که هوای مغشوش از سطح ریشه بال روی دم افقی هواپیما جریان پیدا می‌کند احساس می‌گردد (۳-۳) این جریان موجب ارتعاش شدید روی دم می‌شود که معروف به پدیده "بافتینگ" است. چنانچه دم هواپیما بخواهد موثر باقی بماند، جریان هوا باید در تمام شرایط پرواز معمولی با کمترین اغتشاش روی دم با سرعتی در حد ۱۰ الی ۱۲ مایل بر ساعت اضافه بر سرعت واماندگی ادامه یابد، که این باعث لرزش آهسته دم می‌شود. حال چنانچه زاویه حمله هواپیما افزایش یابد، میزان اغتشاش هوا و در نتیجه تکان‌های ارتعاشی بیشتر می‌گردد تا این که واماندگی کامل رخ می‌دهد.

### ۷-۳- طرح دم T شکل

به دلیل این که تاثیر سطح دم افقی بر هشدار حالت قبل از واماندگی جریان توضیح داده می‌شود، این بهترین زمان است که تاثیر طراحی دم عمودی نیز بر بازیافت واماندگی و فرچرخ بررسی گردد. همچنان که در شکل ۷-۳ نشان داده شده، هر مقدار که سطح بیشتر در معرض جریان قرار گیرد، پاسخ کنترلی بیشتری برای تصحیح "اقتادن بال" و جلوگیری از یک واماندگی که منجر به فرچرخ می‌شود در اختیار خواهد بود و سرعت عملی بهتری برای بازیافت فرچرخ در مواقع مورد نیاز وجود خواهد داشت.



شکل ۳-۷- تأثیر موقعیت دم افقی در پاسخ رادر هنگام بازیافت فرچرخ. (الف) یک نوع اولیه طرح رادر که به وسیله دم افقی پوشش دهی می‌شود. (ب) موقعیت دم افقی برای تأثیرپذیری بهتر رادر در هنگام بازیافت فرچرخ. (ج) ادامه یافتن سطح دم افقی برای افزایش تأثیرپذیری هنگام بازیافت فرچرخ. (د) طرح V شکل (هفتی) معروف به نوع بونانزا یک اثرپذیری کامل سطوح دم را هنگام فرچرخ فراهم می‌کند (V معکوس (هشتی) نیز همین تأثیر را دارد). (ی) نوع دم T شکل با سکان و رادر کاملاً مؤثر

چنانچه سکان عمودی متحرک و یا رادر در زوایای حمله زیاد کاملاً مؤثر نباشد، این امکان وجود نخواهد داشت که از یک واماندگی که بلافاصله به فرچرخ منتهی می‌شود پیشگیری گردد و زمانی که فرچرخ شروع می‌شود غیر ممکن خواهد بود که چرخش متوقف شده و وارد یک موقعیت شیرجه برای بازیافت کامل گردد.

هم‌چنان که به صورت مفصل‌تری در مرجع [8] توضیح داده شده است، دم T شکل قابلیت کارایی برای تمام مراحل پرواز شامل کنترل حالت واماندگی، بازیافت فرچرخ و عملیات

پروازی در بادهای عرضی را دارد. بنابراین چنانچه یک هواپیمایی با قابلیت انجام فرچرخ نیاز باشد، این نوع شکل دم ایمن ترین طرح ممکن خواهد بود. ولی به هرحال دارای مشکلاتی نیز می‌باشد از قبیل: افزایش وزن ، پیچیدگی سیستم کنترل، بارگذاری بدنه هواپیما و نیز ازدست دادن احتمالی حالت لرزش قبل از واماندگی به منظور یک ویژگی اخطار دهنده. باتوجه به این موارد، بایست از طرح یک رادار کامل و قراردادن دم افقی در موقعیت میانی برای هواپیماهای بال پایین مدنظر قرار گیرد. طرح‌های با بال بالا و یا بال میانی (شانه‌ای) به همراه دم T شکل احتمالاً دارای قابلیت ایجاد لرزش قبل از واماندگی را دارند و نیز برخورداری از مزایای عالی ایمنی کنترل رادر که به وسیله این سطح عمودی امکان پذیر است.

### ۳-۸- موقعیت قرار گرفتن مرکز ثقل

سوانحی که به سبب بارگذاری زیاد از حد رخ می دهد معمولاً بیشتر از آنهایی است که به وسیله بارگذاری با وزن پروازی مجاز در پشت حد نهایی مرکز ثقل به سمت عقب اتفاق می‌افتد. به صورت کلی، این دو شرط اغلب با یکدیگر ترکیب می شود تا بارگذاری بیش از حد رخ دهد. اگر چه همانند حوادث ناشی از اشکال موتور این گونه سوانح نیز بی شمار هستند، ولی علل وقوع بارگذاری بیش از حد و مرکز ثقل به سمت عقب، معمولاً در آمار حوادث به صورت دلایلی مانند: عدم رعایت مسافت لازم، سرعت، ارتفاع و یا ناکافی نبودن طرح ریزی و آمادگی قبل از پرواز و غیره گم شده و دفن می‌شود. به هرحال، این نوع از

حوادث کاملاً به دلیل خطای خلبان رخ می‌دهد و اغلب منتهی به واماندگی، فرچرخ و برخورد با زمین و یا موانع دیگر می‌شود.

### ۳-۹- کاهش تغییرات تنظیم (تریم)

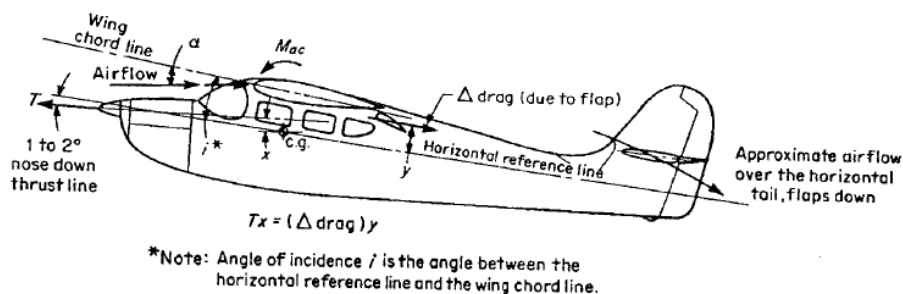
تغییرات در تنظیم حرکت پیچش هواپیما به سبب تغییر در موقعیت فلپ و یا توان موتور یک منبع دیگری برای وقوع حوادث واماندگی و فرچرخ به شمار می‌آید. این مسئله خصوصاً می‌تواند بحرانی باشد در هنگامی که هواپیما برای حالت خاموش بودن موتور و تقرب با فلپ‌های پایین تنظیم شده باشد. چنان‌چه لازم باشد یک فرود اضطراری و یا تقرب ناآگاهانه انجام شود، امکان دارد که با اعمال توان موتور، ناگهان تغییر سریع در حالت پیچش دماغه به سمت بالا رخ دهد که منتهی به واماندگی و فرچرخ از ارتفاع کم می‌گردد.

در بعضی از هواپیماهای قدیمی، استفاده از تمام توان ممکن است باعث تاثیر گشتاور ملخ ایجاد شده به وسیله اعمال تصحیحات ناگهانی توان موتور در سرعت کم بوده و منجر به شروع یک فرچرخ به سمت باشد. این مسئله در سرعت تقرب صحیح و یا اعمال درست رادر سمت راست رخ نمی‌دهد، بلکه به علت خطای خلبان آن چنان موقعیت وقوع حادثه را مهیا می‌کند که سبب می‌شود که خلبان مسیر بردار نیروی رانش را به سمت راست منحرف سازد تا تاثیر انحراف کامل و یا جزیی به سمت چپ که به همراه مقادیر بالای نیروی رانش است، برطرف سازد.



اگرچه احتمالاً غیر ممکن خواهد بود که تمام تغییرات "تریم" هواپیما را با تنظیمات فلپ و توان موتور تنظیم نمود، ولی چند اصل وجود دارد که مشخصه های رفتاری دلخواه را میسر می‌کند. برای هواپیماهای متداول بال پایین، میانی و بالا، عبور خط بردار رانش (نیروی رانش) محوری تا حد ممکن نزدیک به مرکز ثقل هواپیما مفید می‌باشد. بدین معنی که، در نمای چپ، خط رانش باید به صورت مطلوب از مرکز ثقل عبور کند. مضافاً این که، یکسری تنظیمات خط رانش نسبت به زاویه حمله ثابت بال جهت جبران تغییرات "تریم" هواپیما با افزایش پسای بال و توان و فلپ های باز شده می‌تواند مفید باشد.

به طور مثال، پایین آوردن کامل فلپ ها در یک هواپیمای بال بالا، با توان کم و یا بدون توان موتور، امکان دارد منجر به تغییرات حالت پیچش سربالای هواپیما شود، زیرا پسای بال با فلپ‌های پایین بیشتر از حالت فلپ بسته خواهد بود. به دلیل این که، نیروی پسای ایجاد شده به وسیله فلپ یک هواپیمای بال بالا در عقب و به سمت بالای مرکز ثقل اثر می‌کند، دماغه هواپیما به طرف بالا پیچش می‌کند. برای تصحیح این مسئله، مسیر بردار رانش ۱ تا ۲ درجه به سمت پائین منحرف شده تا خط رانش به میزان اندکی از بالای مرکز ثقل عبور کند (همانند شکل ۳-۸). به دلیل این که این انحراف فقط برای یک موقعیت فلپ صحیح خواهد بود، لذا باید برای بحرانی ترین وضعیت محاسبه شود که معمولاً در موقعیت فلپ‌ها کاملاً پایین و در هنگام مرحله انتقالی از موتور خاموش تا حداکثر توان خواهد بود.



شکل ۳-۸- تأثیر جابجائی راستای نیروی رانش در تصحیح تغییرات تریم در هنگام انحراف فلپ روی یک بال هواپیما بال بالا

انتظار می‌رود که هواپیماهای بال پایین زمانی که فلپ‌ها به سمت پایین آورده شوند یک حرکت دماغه پایین را شروع کنند زیرا، نیروی پسای بال و فلپ هر دو پایین‌تر از مرکز ثقل عمل می‌کنند در حالی که ممان مقطع بال ( $M_{ac}$ ) نیز سعی در فشار دادن سر هواپیما به پایین دارد. افزایش توان می‌تواند حالت تریم سرپایین هواپیما را بیشتر کند، حتی چنانچه خط رانش از مرکز ثقل بگذرد، به دلیل این که ممان سطح مقطع بال و نیروی پسا فلپ هر دو در سرعت‌های بالاتر (به سبب افزایش توان) اضافه می‌شوند. به منظور تصحیح این تغییر تریم نامطلوب در بعضی هواپیماها مکانیزم تنظیم متعادل کننده و یا الواتور با سیستم عملیات فلپ متصل بوده، و در هنگامی که فلپ به پایین حرکت داده می‌شود یک وضعیت دماغه بالا برای هواپیما ایجاد گردد.

چنانچه لازم باشد انتخاب بین وضعیت سرپایین جزئی و یا تغییر تریم سربالای مختصر با اعمال توان موتور و یا فلپ انجام شود، وضعیت سرپایین بایستی انتخاب گردد. این موقعیت پیچش سر هواپیما موجب سرعت بیشتر، و در نتیجه دور شدن از حالت واماندگی و فراهم نمودن زمان کافی برای تریم کردن مجدد هواپیما می‌شود. ولی به هر حال، به

منظور ایجاد یک رفتار ایمنی ذاتی در هر هواپیما، تغییرات ترمیم زیاد در هریک از جهات حرکت باید به وسیله طراحی صحیح پیشگیری گردد.

ولی چه باید کرد چنانچه یک سرش جانبی<sup>۱</sup> برای احاطه داشتن بر پایان یک باند فرود کوتاه لازم باشد؟ این نوع مانور را نمی‌توان با سیستم‌های کنترل رادر و شهپر متصل شده انجام داد که در سالیان ۱۹۳۰ یکی از منابع اصلی عدم رضایت خلبان برای پرواز با Ercoupe بود که یکی از طرح‌های اصلی هواپیمای دو کنترل به شمار می‌آمد. از آن به بعد تقاضا برای هواسرها<sup>۲</sup> با کارایی پیشرفته پاسخ این مشکل رافراهم ساخت: ترمزهای سرعت متعادل کننده نیرو نصب شده روی بال.

ترمزهای سرعت به صورتی که در اینجا استفاده می‌شود بهتر است که ترمزهای هوایی و یا اسپویلر<sup>۳</sup> (برآگیر) نامیده شوند زیرا آنها موضعی عمل کرده و باعث از بین رفتن نیروی برا شده و بنابراین نرخ فرود را افزایش می‌دهند. ولی می‌توان آنها را برای کنترل حداکثر سرعت هوا در زمانی که هواپیما در یک اغتشاش شدید جو و یا تندباد، و یا هرگونه شرایط آب و هوایی که گرفتار شده و به دلیل مسئله ایمنی باید سریعاً با زاویه تند بدون تجاوز از محدوده سرعت ماکزیمم شیرجه رود استفاده نمود. بنابراین می‌توان آنها را به نام ترمز سرعت، و یا مناسب‌تر، ترمزهای کنترل سرعت نامید.

---

<sup>۱</sup> Sideslip

<sup>۲</sup> Saliphane

<sup>۳</sup> spoiler

### ۳-۱۰- پیکربندی های جدید

روش های طراحی دیگری برای پیکربندی هواپیماهای ضد واماندگی و یا حداقل مقاوم در مقابل واماندگی وجود دارند.

### هواپیما دارای پیشبال<sup>۱</sup>

این طرح نیز مربوط به هواپیماهای پیشگامان اولیه "رایست"، "کورتیس" و "فارمن" بوده که با سطوح تمام متحرک تریم و یا الواتورشان نیروی برا را در موقعیت کاملاً جلوی خلبان و مرکز ثقل هواپیما ایجاد می نمود.

ایده پیشبال هواپیما یک روش جالب برای کمک به تحمل بخشی از وزن هواپیما به منظور کاهش نیروی پسا و افزایش سرعت پیمایشی<sup>۲</sup> می باشد.

### ۳-۱۱- تجهیزات و ادوات پروازی

می توان این بخش را تحت عنوان "جلوگیری از تصادم ها" نامید، به جهت این که کلاً روش های جلوگیری از این گونه حوادث مورد بحث قرار می گیرد. همگی سوانح بدون در نظر گرفتن علت مشکل اولیه، نهایتاً به تصادم هواپیما با اجسام منجر می شود و اغلب با زمین برخورد می کنند. نقص هایی که به سبب عدم حفظ سرعت پروازی مناسب به عنوان

---

<sup>1</sup> Canard

<sup>2</sup> Cruise

بیشترین مشکلات خطای تک خلبان و سپس سوانحی که به دلیل عدم دید هواپیماهای دیگر، اشیاء و موانع رخ می‌دهد در واقع، ترکیب این دو علت اصلی سوانح از مسائل به وجود آمده به دلیل مشکلات موتور تجاوز می‌کند. به همین دلیل، در ابتدا راه‌حل‌های ممکن برای حفظ سرعت لازم ملاحظه می‌گردد.

## رایانه ارتفاع چگالی

مسلماً ارتفاع چگالی یکی از عوامل اصلی بروز این گونه حوادث است، هم چنان که اضافه بارگذاری و با بارگذاری خارج از محدوده پاکت مرکز ثقل می‌تواند مشکل ایجاد کند. تا زمانی که پیکربندی هواپیمای جدیدی توسعه داده نشود، هیچ راهی برای مقابله با بارگذاری ناصحیح وجود ندارد، مگر با فراگیری و اعمال یک حس معمولی، ولی می‌توان درصد حوادث ارتفاع چگالی را با استفاده از رایانه ارتفاع چگالی<sup>1</sup> (دنالت) کاهش داد. به این صورت که، طول باند فرودگاه لازم در دمای محلی و شرایط ارتفاعی فرودگاه محاسبه می‌شود، و سپس این اطلاعات آمادگی قبل از پرواز با اطلاعات نشانگر سرعت برخاست ترکیب می‌گردد.

برای راحتی خلبان تاثیرات دما و ارتفاع بر طول باند برخاست و نرخ اوجگیری دریک محاسبه‌گردایره‌ای شکل به نام رایانه کارایی دنالت قرارداد می‌شود. دنالت‌های دیگری نیز برای ملخ‌های گام ثابت و گام متغیر وجود دارد.

## نشان‌دهنده سرعت برخاست

---

<sup>1</sup> Denalt: density altitude

نشان دهنده سرعت برخاست، فشار دینامیکی لازم برای پرواز ایمن را حس کرده، و سپس به صورت خودکار ارتفاع چگالی را لحاظ می‌کند و سرعت برخاست مطلوب برای هواپیما را نشان می‌دهد. سرعت برخاست باید بیشتر از سرعت واماندگی باشد تا این که یک محدوده ایمن کنترل را فراهم کرده و امکان پیش آمد شرایط تندباد در نظر گرفته شود، بنابراین هشدار دهنده واماندگی معمولی علامت مورد نیاز را ایجاد نمی‌کند زیرا این وسیله به همراه کاهش سرعت فعال می‌شود و نمی‌تواند سرعت‌های پایین‌تر از واماندگی و یا افزایش سرعت یکنواخت را نشان دهد.

اصول کار نشان دهنده سرعت برخاست براساس حس کردن فشار دینامیکی میزان جریان جرمی هوای مورد نیاز برای برخاستن ایمن هواپیما است.

$$q_{t.o} = \frac{k\rho V^2}{2} \quad \text{فرمول مربوطه بدین قرار است:}$$

که:

$q_{t.o}$  = فشار دینامیکی لازم در حالت برخاست

فاکتور ایمنی برای در نظر گرفتن محدوده مطلوب بین سرعت برخاست هواپیماها و

$K$  = سرعت واماندگی

$\rho$  = چگالی هوا (متاثر از ارتفاع و دما)

$V$  = سرعت هواپیما برحسب فوت برثانیه

در عمل، یک حسگر (پیکاپ)، رشد تغییرات مقادیر  $q_{t.o}$  را حس کرده و زمانی که مقدار حداقل فشار دینامیکی تنظیم شده لازم حس گردید یک علامت ارسال می‌کند.

این علامت امکان دارد به سادگی روشن شدن یک چراغ سبز روی صفحه جلوی خلبان بوده و یا پیکان رو به بالا که در صفحه نمایش سربالا پدیدار می‌گردد. به هر صورت، زمانی که علامت نشان داده شد هواپیما می‌تواند برخاست کند. به جهت جبران وزن برخاست واقعی نسبت به طراحی نشان دهنده سرعت برخاست بر حسب شرایط حداکثر وزن ناخالص، امکان دارد که از این وزن کاهش یافته جهت بهبود کارایی هواپیما در باند کوتاه استفاده نمود. بدین مفهوم که، به همان میزان مفید است که نشان دهنده‌ای طراحی شود که برای تغییرات وزن هواپیما قابل تنظیم باشد.

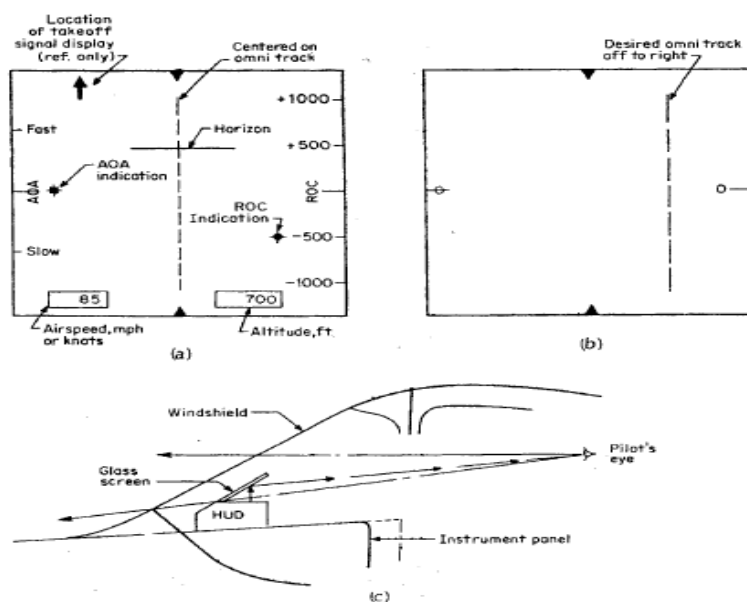
### نشان دهنده زاویه حمله (AOA)

اگر چه نشان دهنده "AOA" نمی‌تواند هشدار سرعت برخاست را نشان دهد، ولی بلافاصله پس از به پرواز در آمدن هواپیما زاویه تعادل (تریم) صحیح را برای حداکثر نرخ اوجگیری مشخص می‌کند. این وسیله معمولاً در بالای صفحه ادوات دقیق و در دید خلبان نصب می‌شود. این نشان دهنده زاویه تعادل صحیح هواپیما را برای عملیات بهینه در هنگام اوجگیری، پرواز پیمایش، و مراحل سرعت تقرب برای فرود حس می‌کند. این وسیله دقیق ساده مطمئناً می‌تواند تعداد زیادی از سوانح برخاست و فرود را که به سبب سرعت کم پرواز ایجاد می‌شود جلوگیری نموده و نیز یک حالت تعادل پرواز پیمایش را به همراه

صرفه‌جویی در سوخت برقرار کند. اگرچه این آلت دقیق از برای عملیات وسیله "AOA"، یک پره و یا بالچه خارجی زاویه جریان هوا را حس کرده و به وسیله تعدادی مبدل‌های الکترونیکی، زاویه حمله موثر برای بال اطلاع داده می‌شود. این اطلاعات از طریق یک صفحه نمایش مدرج ارائه می‌گردد و به صورتی کالبره شده که محدوده سرعت تقرب آهسته تا سریع، زاویه و یا نرخ اوجگیری مشخص شوند. مضافاً این که، تغییرات در حرکت عقربه از یک حالت اوجگیری مطلوب و یا حالت تنظیم تقرب، هشدار دهنده وقوع یک برش باد، تندباد و یا وضعیتی است که باید فوراً عملیات اصلاحی انجام پذیرد تا به وضعیت تعادل پروازی مورد نظر بازگشت نموده و از وقوع واماندگی ناگهانی جلوگیری گردد. به دلیل مزایای ایمنی مسلمی که نشان دهنده "AOA" در برطرف نمودن پرواز سرعت پایین که به سبب خطای خلبان رخ می‌دهد و تعیین یک حالت پرواز تعادل پیمایش اقتصادی دارد، این ابزار دقیق در مشخصه‌های طراحی "هواپیمای ایمن" گنجانده می‌شود. البته برای هواپیمایی که توانمندی واماندگی را داشته باشد، می‌توان از این وسیله برای کاهش حوادث منجر به واماندگی و فرچرخ و نهایتاً جلوگیری از برخورد با زمین استفاده نمود. نشان دهنده "AOA" می‌تواند راندمان پرواز پیمایشی را بهبود داده و روش تقرب نهایی رادر شرایط "IFR و VFR" ساده سازد. با به کارگیری یک سیستم خلبان خودکار سه محوره به هم پیوسته چنان چه تنظیم صحیح شده باشد می‌توان این مشکل را حل کرد، ولی قیمت آن و هزینه‌های نگهداری این وسیله شاید برای خلبان معمولی مقدور نباشد. یک روش طراحی عملی‌تر و بهتر می‌تواند استفاده از سیستم نمایشگر برای هردو عملیات "IFR و VFR" باشد. این وسیله همان صفحه نمایشگر سربالا است که مختصراً در



بخش قبل توضیح داده شد. همان گونه که در شکل ۳-۹ نشان داده شده، این وسیله دارای نمایشگرهای سرعت هوا، ارتفاع، خط افق، زاویه " AOA "، " ROC " (نرخ اوجگیری) و سیستم رادیویی " OMNI " (ایستگاه برد رادیویی همه جهته) است که همگی روی مرکز یک صفحه شیشه ای شفاف مورب نمایان می شوند. سیگنال برخاست نیز می تواند به وسیله یک پیکان سبز مشخص شود (شکل ۳-۹). این صفحه نمایش، بالای صفحه ادوات دقیق نصب شده، و در مرکز روی خط دید خلبان در امتداد یک مسیر تقرب فرود معمولی قرار گرفته است، در جایی که همچنین می تواند برای اطلاعات برخاست و اوجگیری مناسب



باشد.

شکل ۳-۹- الف) صفحه نمایشگر سربالا پیشنهادی. اطلاعات در مسیر دید خلبان تنظیم شده است. ب) صفحه نمایش در هنگامی که مسیر یاب omni در سمت راست قرار گرفته است (بقیه اطلاعات برای وضوح حذف شده است). ب) استفاده از فناوری دید شلیک اسلحه، داده ها روی یک صفحه شیشه ای شفاف منعکس شده و خلبان در هنگام مشاهده محل فرود می تواند آن را بخواند.

## وسایل دقیق دیگر

یک نوع وسیله دقیق گران قیمت دیگری که به منظور مقابله با شرایط جوی طراحی شده به نام هشداردهنده طوفان هوایی<sup>۱</sup> است که نوعی گیرنده انرژی الکتریکی بوده و جهت مشخص کردن فعالیت رعد و برق حاصله از طوفان هوایی است. خلبان می‌تواند با انتخاب برد آشکار کننده طوفان که بین ۴۰، ۱۰۰، ۲۰۰ مایل دریایی در جلوتر از مسیر پرواز تغییر می‌کند، به وسیله دستگاه هشدار دهنده طوفان اقدام لازم را برای عبور مطمئن از اطراف طوفان انجام دهد. این اطلاعات در خصوص موقعیت و شدت طوفان به وسیله تعدادی نقاط روشن سبز رنگ روی صفحه نمایشگر مشخص می‌شود. از آنجایی که این نمایشگر دارای شبکه‌ای است که برد و سمت طوفان را نسبت به جهت پرواز هواپیما مشخص می‌کند، لذا "طوفان سنج" به وضوح محدوده طوفان را کاملاً دورتر از فعالیت‌های انرژی الکتریکی نشان می‌دهد.

## ۳-۱۲- طراحی موتور و علل مشکلات آن

همان طوری که انتظار می‌رود چنانچه در حین پرواز موتورها از کار بیفتد تنها راهی که می‌ماند این است که هواپیما به ارتفاع پایین‌تر برود. تا زمانی که این توقف موتور با آتش سوزی و با انفجار همراه نباشد، نقصان مکانیکی موتور می‌تواند نسبتاً رویداد بی‌خطری باشد. البته تجربه دلهره آمیزی برای افراد داخل کابین خواهد بود. و بدون شک، اکثر خلبانان فوراً و به

---

<sup>1</sup> Stormscope

طور ناخواسته در زمان وقوع مشکل در موتورها، سقوط را پیش بینی می کنند. خوشبختانه، معمولاً بدین صورت نخواهد بود.

### عدم نظارت صحیح بر سوخت

اگرچه فقط حدود یک دهم کل حوادث ناشی از نقصان در موتور منجر به سوانح مرگبار می گردد ولی این میزان نیز غیر قابل قبول است. به هر حال می توان بهبودهای قابل ملاحظه ای را در این خصوص لحاظ نمود. زیرا عدم نظارت صحیح بر سوخت تقریباً تنها علت اصلی مشکلات ایجاد شده در موتور می باشد. عدم نظارت صحیح بر سوخت شامل این چنین عوامل خطای خلبان می گردد: مانند سوئیچ کردن به مخازن خالی، چرخش شیرانتخاب به سمت قطع سوخت<sup>1</sup> به جای اتصال به مخزن دیگر، فرود در حالی که کشش سوخت از مخزن اشتباه انجام می شود (عدم توجه به دستورات حک شده)، برخاست بدون داشتن سوخت کافی و تمام شدن سوخت به دلیل عدم توجه و یا شرایط بد آب و هوایی.

چنانچه سیستم مخازن دو گانه ای طراحی شود که به صورت صحیح به عنوان یک مخزن موتور را تغذیه کند و سپس یک شیر انتخاب با موقعیت "چپ"، "هر دو"، "راست" و "قطع" استفاده گردد که بتوان برای تمام شرایط معمولی پرواز روی موقعیت "هر دو" قرار داد امکان خطای خلبان برای سوئیچ کردن به مخزن اشتباه و یا انتخاب موقعیت "قطع سوخت" مطمئناً برطرف می گردد.

---

<sup>1</sup> fuel off

چند گزارش از توقف موتورهای روی زمین نشان می‌دهد که معمولاً این امر به سبب شروع به برخاست یا شیر انتخاب کننده سوخت در حالت "قطع" رخ داده است. مقدار سوختی که در کاسه کاربراتور موجود است می‌تواند برای استارت کردن موتور، چک کردن مگنتوها (MAGS) و گرم کردن و شروع به برخاست کردن قبل از این که خاموشی کامل رخ دهد کافی باشد. مجدداً در اینجا نیز با یک خطای مسلم خلبان مواجه می‌شویم، که بررسی‌های قبل از پرواز را فراموش می‌کند این نوع از اشکالات موتور معمولاً منجر به صدمه جزیی به خلبان، چرخش روی باند فرودگاه و احتمالاً صدمات سازه‌ای مختصر می‌گردد.

نداشتن نظارت صحیح بر سوخت نیز می‌تواند باعث عدم توزیع صحیح سوخت شده و موجب قرار گرفتن مرکز ثقل خارج محدوده جلویی و یا عقبی تعیین شده توسط پاکت عملیاتی وزن و تعادل هواپیما شود. این شرایط امکان دارد منجر به از دست دادن کنترل در هنگام برخاست و اوجگیری و یا تقرب برای فرود شود. همچنین این امر باعث می‌گردد هواپیما غیرقابل کنترل و تعادل ناپذیر شده، خصوصاً زمانی که فلپ‌ها با حالت مرکز ثقل به سمت جلو پایین آورده شده اند. این نوع دیگری از سوانح در گروه خطای خلبان است. چرا نباید هواپیمایی طراحی شود که از محدوده تأیید شده تعادل مرکز ثقل هیچگاه تجاوز نکند بدون توجه به این که مقدار سوخت باقی مانده و یا در کدام یک از مخازن وجود دارد.

البته، پرواز با وزن بیش از حد مجاز مسئولیت اولیه خلبان است، که می‌تواند شامل بر شرایط ارتفاع، چگالی و وزن سوخت برای مسافتی که باید بپیماید، وزن مسافران و بار باشد.

چنانچه سوخت بیش از حد در مخازن پُر شود، امکان دارد هواپیما به پرواز در نیاید، و سانحه رخ داده شده به دلیل قصور طراح و یا اشکال در هواپیما نخواهد بود.

عدم مدیریت صحیح بر سوخت توسط خلبان می‌تواند باعث وجود سوخت بیش از حد در مخازن و یا کمبود آن جهت تحویل به موتورها که اصطلاحاً "تشنگی موتورها" به سوخت نامیده می‌شود گردد. کمبود سوخت می‌تواند در نتیجه سوئیچ کردن خلبان به مخزن خالی و یا به حالت "قطع" اتفاق افتد، بنابراین باید خلبان دقیقاً به دستگیره شیر انتخاب کننده توجه کرده و در هنگام تغییر مخازن به علامت روی آن توجه کند.

همچنین امکان دارد مشکل کمبود سوخت موتورها به عواملی به غیر از خطای خلبان مربوط شود. به طور مثال، چنان چه سوخت با عدد اکتان ۱۰۰ و ۸۰ که مناسب برای موتور جت است در مخازن موتور پیستونی استفاده شود، احتراق رخ نخواهد داد. و این گونه سوانحی که به دلیل سهل انگاری پرسنل رخ می‌دهد خطای خلبانان محسوب نمی‌شود، که البته می‌تواند مشکل شدیدی را ایجاد کند. بنابراین باید متناسب با انواع سوخت‌ها، نازل سوخت (سوزن سوخت پاش) و درپوش مخازن سوخت علامت‌گذاری شود. به هر حال قیمت یک هواپیما، ارزش یک درپوش ۵۰ دلاری را خواهد داشت، خصوصاً زمانی که ایمنی پرواز مطرح باشد.

### اشکالات نامعلوم در موتور

نقصان در سوخت می‌تواند به سادگی نرسیدن سوخت کافی به موتورها رخ دهد. این اشکال ممکن است در نتیجه به وجود آمدن یک یخ زدگی در ارتفاعات در لوله‌های سوخت ایجاد

شود و یا این که به سبب ذرات خوردگی مخازن موجب گرفتگی توری صافی و یا سوخت-پاش ها رخ داده باشد. احتمالاً تعداد بسیاری از سوانح در اثر اشکالات توضیح داده نشده در موتور (که دومین گروه بزرگ حوادث پس از عدم نظارت صحیح بر سوخت است)، در نتیجه یخ زدگی لوله های سوخت و یا سیستم ورود سوخت و هوا به موتور به وقوع به پیوندد، که قبل از بازرسی سانه این یخ زدگی از بین می رود. همچنین انتظار می رود که بسیاری از حوادث حل نشده به دلیل خلبانانی که به عدم کنترل و عملکرد صحیح موتور اعتراف نمی کنند رخ دهد.

به هرحال می توان قبل از پرواز تانک ها را جهت خارج ساختن قطرات آب تخلیه نمود. همچنین طراحان می توانند صافی های سوخت را در جایی تعبیه کنند که به آسانی قابل تمیز کردن باشد و نیز محل هایی برای بازرسی و تمیز کردن آسان دوره ای مخازن در نظر بگیرند.

### روش های عملیاتی ناصحیح

با دقت بیشتر به حوادث طبقه بندی شده موتور می توان دریافت که سومین علت این گونه سانه ها مربوط به عملیات ناصحیح موتور و سیستم های کنترل آن می باشد. این گروه از حوادث شامل عدم نظارت صحیح بر سوخت که قبلاً توضیح داده شد نمی شود. بلکه به طور مثال شامل مواردی از قبیل: انتخاب موقعیت قطع جریان مخلوط سوخت و هوا به جای تغییر مناسب توان و یا گام ملخ، عدم کاربرد درست گرمایش کاربراتور، فراموش کردن پیروی از نیازمندی های دستورات فرود که در زمان کم کردن ارتفاع از پرواز پیمایشی باید

از مخلوط غلیظ سوخت و هوا استفاده نمود، عدم عملیات صحیح کنترل‌های توربوشارژر، و موارد مشابه دیگر است.

عملیات نامطلوب کنترل مخلوط سوخت و هوا عامل به وجود آوردن بسیاری از حوادث موتور از این نوع است. بنابراین براساس تجارب سالیان متمادی سازندگان موتورهای هواپیماهای مصارف عمومی، بسیار منطقی و نسبتاً اقتصادی به نظر می‌رسد که برای تمام موتورهای دارای کاربراتور سیستم کنترل خودکار مخلوط گاز و هوا تعبیه گردد. درحالی که هنوز می‌توان قبل از روشن کردن موتور بهره برد، ولی تمام شرایط توان و موقعیت‌های کاربراتور را می‌توان به صورت خودکار نظارت و کنترل کرد. با استفاده از طرح مخلوط خودکار صرفه جویی بهینه در سوخت میسر شده و لذا خلبان از یکی دیگر از مسائل مشکل‌زا رها شده و شانس خطای خلبان کمتر می‌شود.

سیستم تنفسی موتور می‌تواند بر اثر یخ‌زدگی ورود دیگر مواد بسته شود، و بنابراین ورود هوا متوقف شده و نهایتاً باعث از کار افتادن موتور شود. شرایط یخ‌زدگی شدید باعث گرفتگی کامل فیلترها در مدت چند ثانیه می‌گردد و بلافاصله موتور خفه می‌شود. این چنین مشکلات می‌تواند مسائل جدی را برای موتورهای تنفسی معمولی، پاشش سوخت و توربوشارژرها نیز ایجاد کند. زیرا تمام آنها برای عملیات به هوا نیاز دارند. طراحان موتور سعی بسیاری می‌نمایند تا این مشکلات برطرف گردد از جمله استفاده از سیستم‌های شستشو با مایع حلال در مدخل‌های ورودی هوا، قراردادن فیلترهای هوای کاربراتور در محل‌هایی که با هوای گرم محاصره شده است، و به کارگیری در یچه‌های خودکار هوای

جداگانه در پایین دست مجرای ورودی هوا ، که در نتیجه مجدداً یک منبع اصلی برای عدم کارکرد صحیح به وسیله خلبان برطرف شده و خطای خلبان را در حوادث موتور کاهش می‌دهد.

مطالعات هیأت NTSB در مدت ۵ سال نشان می‌دهد که ۳۶۰ مورد سانحه مربوط به یخ زدگی کاربراتور بوده است. بعضی از سیستم‌های تنفسی موتور هواپیماها بیشتر در معرض یخ زدگی نسبت به انواع دیگر است و این سیستم‌ها احتمالاً به کاربرد گرمایش کاربراتور در هر زمان که موتور به حد سرعت‌های آرام کاهش می‌یابد بدون در نظر گرفتن وضعیت جوی و یا دمای خارج نیاز دارند. مابقی حوادث ناشی از نقصان موتور شامل موارد مختلفی با نسبت درصد کم هستند. بیشترین درصد از این نوع حوادث مربوط به گروه مشکلات سازه ای موتور بوده که از قبیل این موارد هستند: توبور شارژرها و دمنده‌های تیغه موتور، اجزا سیستم سوخت و کاربراتور، کنترل‌های گاز و پره‌های ملخ‌ها.

نقصان در خطوط روغن و خنک کننده روغن نسبتاً به ندرت رخ می‌دهد، که این امر به سبب استفاده از روش‌های مدرن آزمایش خستگی و مواد ضد آتش زا می‌باشد.

اما هواکش‌ها، سوراخ‌های تخلیه و درپوش مخازن سوخت نیاز به بهبود بیشتری دارند.

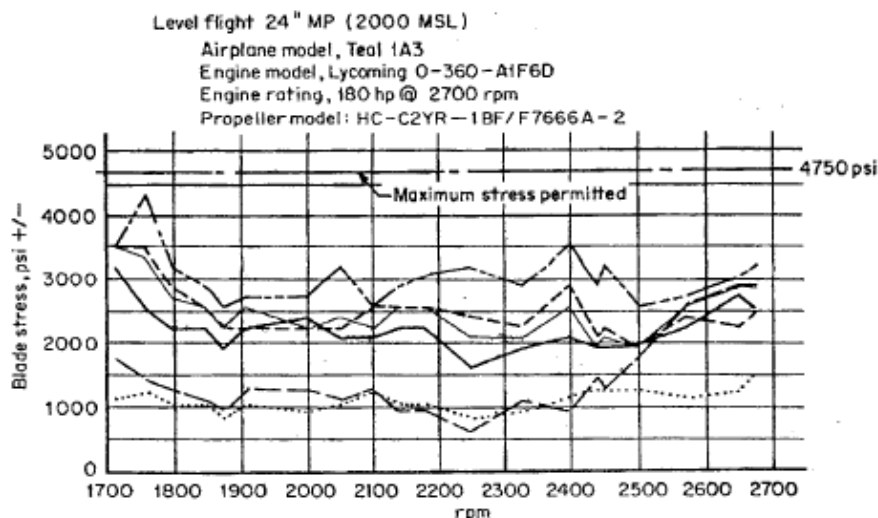
سیستم‌های لوله‌های خروج گاز از موتور و صدا خفه‌کن اگزوز معمولاً باعث تعدادی از حوادث می‌شوند و احتمالاً نیاز به آزمایش ارتعاشی بیشتر قبل از انتخاب برای طرح‌های جدید دارند.



بسیاری از حوادث مرگبار به دلیل آتش گرفتن سوخت داخل هواپیما پس از سقوط به وقوع می‌پیوندد. بنابراین باید سعی تمام نمود که مخازن و لوله‌های سوخت حتی المقدور از کابین فاصله داشته باشد، و نیز باید امکان خاموش کردن فوری سیستم برق پس از وقوع برخورد وجود داشته باشد، و نیز باید امکان خاموش کردن فوری سیستم برق پس از وقوع برخورد وجود داشته باشد، هردوی این نیازمندی‌ها را می‌توان از طریق طراحی مناسب برآورده نمود.

مزایای ایمنی این چنین سخت‌گیری‌ها منجر به کاهش ضایعات پره‌ها و یا میل‌لنگ‌ها شده است. در واقع سازمان FAA هیچ گونه موتوری را برای هواپیماهای جدید تایید نخواهد کرد مگر این که داده‌های آزمایش پرواز موتور و ملخ، میزان تنش پره مورد قبولی را نشان دهد.

شکل ۳-۱۰ یک آمار پرواز واقعی از داده‌های آزمایش مطلوب به دست آمده در هنگام برنامه صدور گواهینامه ملخ‌های جدید را نشان می‌دهد. منحنی‌های مختلف نشان دهنده مقادیر تنش در نقاط زیادی از پره ملخ می‌باشد، که تمام آنها باید پایین‌تر از تنش مجاز حداکثر در طول شرایط عملیاتی مختلف باقی بماند. این داده‌ها نمایانگر تعدادی از آزمایش‌های موفقیت‌آمیز می‌باشد.



شکل ۳-۱۰- نمودار عملکرد یک پره ملخ که نشانگر میزان قابل قبول تنش‌های وارده است.

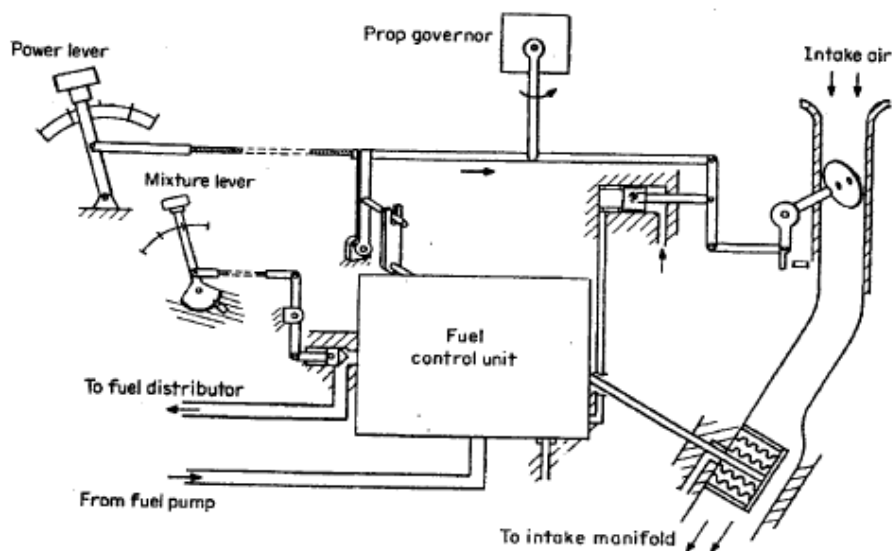
### کنترل خودکار مخلوط سوخت و هوا

به نظر می‌رسد زمان استفاده از کاربراتورهای جبران کننده ارتفاع به سر رسیده و شدیداً نیاز به تصحیح موقعیت‌هایی است که هنگام پایین آمدن از ارتفاعات تا هنگام تقریب نهایی هنوز مخلوط رقیق بوده و معمولاً منجر به ایجاد مشکل در موتور به جهت کمبود سوخت می‌گردد. از آنجایی که فرصت‌های این گونه خطای خلبان را می‌توان به وسیله کاربراتورهای خودکار برطرف نمود، به نظر می‌رسد دلیل کمی وجود دارد که از کاربراتورها و سوخت پاش‌های تحت فشار که از طریق کنترل‌های خودکار مخلوط که شرایط ارتفاع و توان را حس می‌کنند، نتوان استفاده کرد.

به عنوان یک مزیت، این گونه وسایل می‌توانند بهترین تنظیم سوخت و راندمان را در کل محدوده پروازی بدون نیاز به دقت خلبانان برای کنترل صحیح مخلوط سوخت و هوا فراهم کنند.

## کنترل توان تک اهرم

این نوع کنترل هم اکنون برای موتور کانتیننتال در هواپیمای بونانزا استفاده شده است و فعلاً برای موتورهای با پاشش سوخت، محدود شده است. این طرح شامل کنترل خودکار گام ملخ و نیز جریان سوخت و تنظیم مخلوط می‌باشد. همان گونه که در شکل ۳-۱۱ نشان داده شده، کنترل توان تک اهرم به وسیله یک اهرم توان مشابه دستگیره گاز عمل می‌کند. این سیستم دارای سه قسمت اصلی است: یک مجموعه گاز و کنترل سوخت، یک وسیله تنظیم سرعت دورانی ملخ، و اتصالات مکانیکی برای متصل نمودن به یکدیگر. به وسیله تنظیم اهرم کنترل مخلوط در وضعیت "خودکار" (شکل ۳-۵) و انتخاب دستی تنظیم دور موتور دلخواه با کنترل توان، این سیستم به صورت خودکار فشار مجرای سوپاپ تنفس (مانیفولد) و جریان سوخت را تنظیم می‌کند. برای هر حالت پرواز اوجگیری، پیمایشی و یا فرود آمدن، سیستم کنترل، تغییرات شرایط محیط و ارتفاع را جهت حفظ یک توان ثابت پایین‌تر از ارتفاع بحرانی موتور تنظیم می‌نماید. بالاتر از ارتفاع بحرانی زمانی که دریچه گاز باشد و نتوان توان کامل را حفظ نمود، این سیستم تنظیم می‌کند.



شکل ۱۱-۳- سیستم کنترل توان تک اهرمه، یک اهرم کلیه عملیات موتور را کنترل می‌کند.

این سیستم کاملاً مکانیکی است و هیچ قطعه الکتریکی برای سوختن و یا از کار افتادن ندارد. همچنین دارای یک تنظیم کنترل مخلوط دستی برای تأمین ایمنی و حالت "ایمنی در مقابل آسیب" است. شکل ۱۱-۳ نشان می‌دهد که خلبان دارای اختیار مستقیم روی دریچه گاز و مخلوط در مواقعی که نقصانی در هریک از واحدهای حسگر رخ دهد می‌باشد. این یک دستگاه کنترل موتور خودکار تأیید شده است که می‌تواند فشار کاری بسیاری را از دوش خلبان بکاهد و نیز خطای وی را کمتر کند. انواع این وسیله در "هواپیما های ایمن" لحاظ کرد.

یک انباره اغروز خودرو که برای ۲۰۰ اسب بخار توان موتور اتومبیل طراحی شده فشار معکوس زیادی را در موتورهای هواپیما با همین توان ایجاد می‌کند که در این صورت باعث

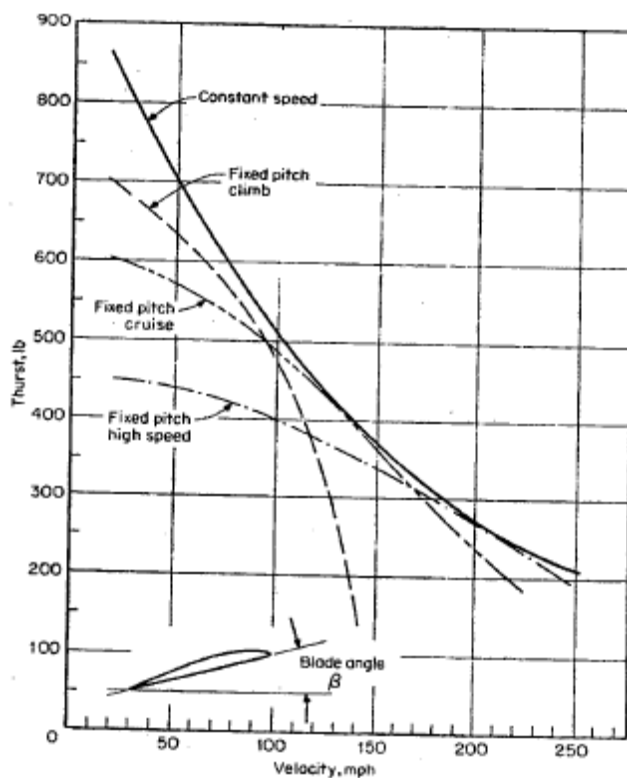
مشکلات بسیاری در ایجاد حوادث موتور می‌شود. در حقیقت، برای یک موتور هواپیما ۲۰۰ اسب بخار، نیاز به انباره صداخفه کن کامیون ۴۰۰ الی ۴۵۰ اسب بخار بوده تا بتواند فشار معکوس اگزوز پایینی را ایجاد کند، که بدیهی است این ابعاد و وزن برای هواپیماهای کوچک نامناسب است.

به همین دلایل تحقیقات وسیعی جهت طراحی صدا خفه‌کن‌های ویژه هواپیما انجام پذیرفته است. به دلیل این که اغلب سیستم‌های هوای ورودی به موتور و کابین به وسیله هوای عبور داده شده از لوله خروجی موتور گرم می‌شود، سیستم‌های صدا خفه‌کن بهتر است از فولاد ضد زنگ ساخته شود تا این که میزان اکسید شده لوله خروجی موتور کاهش یافته، و در نتیجه از آزاد شدن مونواکسید کربن و مخلوط شدن با هوای گرم ورودی به کابین جلوگیری می‌گردد. این سیستم لوله اگزوز و صدا خفه‌کن کاملاً موثر بوده و اغلب در هواپیماهای مدرن استفاده می‌شود. و البته در "هواپیماهای ایمن" ما نیز به کار گرفته می‌شود.

## ملخ ها و فن ها

ملخ‌های با سرعت ثابت به وسیله تأمین نیروی رانش بهینه در هنگام برخاست، اوجگیری و پرواز پیمایشی می‌توانند کارآیی عملیاتی را بهبود دهند. این عمل با تغییر خودکار زاویه پره به همراه سرعت هوا به منظور حفظ تنظیم توان انتخاب شده انجام می‌پذیرد. یک وسیله تنظیم سرعت دورانی که با موتور کار می‌کند به وسیله کنترل گام ملخ میزان شده تا بر دور موتور نظارت کند، و همزمان توان موتور از طریق دستگیره گاز و کنترل‌های

مخلوط سوخت (که به وسیله فشار مانیفولد مشخص می‌شود) تنظیم می‌گردد. اگرچه نسبت به ملخ‌های باگام ثابت این گونه ملخ‌ها نسبتاً پیچیده‌تر، سنگین‌تر و گران قیمت‌تر می‌باشند، ولی ملخ‌های با سرعت ثابت باعث کاهش مسافت باند برخاست و زمان مربوطه شده و نیز نرخ اوجگیری بهتری را ارائه می‌دهد که البته تمام این موارد در ارتقای ایمنی مهم می‌باشند. شکل ۳-۱۲ یک ارتباط مقایسه‌ای را بین ملخ‌های گام ثابت با سرعت ثابت ارائه می‌دهد. توضیحات بیشتر در مرجع [8] ذکر گردیده است.



شکل ۳-۱۲- نیروی رانش ملخ نسبت به سرعت، انواع گام ثابت و سرعت ثابت

کاهش قطر ملخ به دلیل کم کردن سرعت دورانی نوک تیغه ملخ باعث می‌گردد میزان صدای ملخ‌ها کمتر شود، ولی در عوض جهت جذب توان لازم باید جبران نمود. این کار به وسیله پهن‌تر کردن تیغه‌ها و یا افزایش یک تیغه بیشتر صورت می‌پذیرد، که البته هریک از این روش‌ها باعث زیاد شدن قیمت و وزن شده و نیز یک افت راندمان را به همراه خواهد داشت. یک راه حل جدید برای هردو مشکل میزان صدا و راندمان پیشراندهای عبارتست از: استفاده از یک فن کاملاً پیشرفته به جای ملخ‌های معمولی دو یا سه پره‌ای.

### ادوات دقیق ایمنی موتور

در تمام این فصل باید توجهی به مزایای ایمنی نشان دهنده‌هایی مانند: دمای سرسیلندر، دمای گازهای خروجی، یخ زدگی کاربراتور و نظارت کننده‌های ولتاژ معطوف گردد. اگر چه اغلب برای سالیان زیاد بدون این وسایل پرواز می‌کردند، ولی از دو جنبه ایمنی و راندمان عملیاتی، عملکرد آنها به اثبات رسیده است و به همین دلیل آنها به عنوان لوازم دقیق اصلی مورد استفاده قرار می‌گیرند.

نشانهگر EGT اغلب برای یک سرسیلندر استفاده می‌شود، اگر چه با صرف هزینه بیشتر می‌توان برای تمام سیلندرها از این وسیله استفاده نمود. مزایای اصلی این که بتوان دمای گازهای خروجی را بازبینی نمود عبارتند از: رقیق نمودن نسبت مخلوط سوخت تا حد مطلوب بدون گرمایش بیش از حد سوپاپ‌ها، نظارت بر عملکرد مگنتوها، هشدار فوری توزیع مخلوط نامناسب و یا مشکل شمع‌ها، نشانه‌هایی از مشکل سوپاپ‌ها و ترک‌های

احتمالی در سر سیلندر. به این دلایل، واضح است که توانایی نظارت بر تمام سیلندرها به منظور کنترل راندمان عملیاتی و مکانیکی موتور به طور حتم نسبت به بازیابی دمای خروجی فقط یک سیلندر برای انتخاب تنظیم مخلوط بهینه ارجح تر است. چنانچه سیستم نشانگر EGT به طور صحیح برای تمام سیلندر نصب و استفاده گردد، باعث عمر بیشتر و ایمنی موتور خواهد شد.

سومین وسیله دقیق اندازه گیری جهت تامین ایمنی موتور، آشکارکننده یخ زدگی کاربراتور CID است. این وسیله دارای یک سنشگر بوده که در گلوگاه کاربراتور قرار می گیرد و تشکیل برفک و یا یخ زدگی را اطلاع می دهد.

روشن شدن چراغ قرمز هشدار دهنده روی صفحه ادوات دقیق، نشانگر تشکیل کمترین یخ زدگی می باشد و لذا چنانچه خلبان فوراً از این وضعیت مطلع شود زمان کافی در اختیار خواهد داشت تا با گرم کردن کاربراتور از یخ زدگی جدی و کامل جلوگیری کند. چهارمین وسیله ایمنی موتور "نظارت کننده تغییرات ولتاژ" می باشد که یک هشدار زود هنگام از مشکلات برقی را به وسیله یک لامپ قرمز جهت نشان دادن شارژ اضافی ژنراتور و آلترناتور و نیز یک لامپ زرد جهت هشدار دشارژ شدن سیستم تأمین می کند. مزایای اطلاع یافتن از این که تنظیم کننده ولتاژ کار نمی کند و یا شارژ اضافی امکان دارد باعث صدمه زدن به رادیوها و یا باطری شود بسیار قابل توجه است به همین صورت، هشدار لامپ زرد که مشخص کننده این است که ژنراتورها و آلترناتور در حال متوقف شدن است و یا این که کاملاً از کار ایستاده است، می تواند زمان لازم را برای فرود قبل از این که تمام رادیو و



سیستم‌های برقی (مانند ارابه فرود و فلپ ها) متوقف شوند را تأمین کند. پس از این که کلید مگنتو و استارت برای مدتی خارج شد، لامپ زرد توجه خلبان را به سوئیچ اصلی که در موقعیت "روشن" باقیمانده ، معطوف می‌دارد. بنابراین این نظارت‌کننده می‌تواند از خالی شدن یک باطری در هنگام یک صبح زود که پرواز انجام شود جلوگیری کند.

بهتر این است که کلید استارت سوئیچ اصلی در موقعیت "روشن" در هنگامی که موتور کار نمی‌کند حذف شود.

از آنجایی که کلید این لوازم دقیق مستقیماً در ایمنی پرواز تأثیر می‌گذارند، اینها در طرح‌های جدید باید لحاظ شوند و از ادوات پشتیبانی‌کننده هر هواپیمایی برای مأموریت‌های پرواز دشوار به شمار می‌آید.

به طور خلاصه پیشنهادهای ایمنی موتور که در زیر ذکر گردیده با هدف کاهش موقعیت‌های خطای خلبان و نیز بهبود ایمنی عملیاتی می‌باشد:

از یک موتور هواپیمای گواهینامه دار که آزمایش شده و کارآیی آن تثبیت شده استفاده گردد.

از ترکیب موتور و ملخ سازگار با یکدیگر که عاری از هرگونه هشدار دهنده محدودیت دور موتور هستند استفاده شود، و به این صورت حوادث خطای خلبان بخاطر موتور که ناشی از انتخاب ناصحیح محدوده عملیاتی دور موتور بوده جلوگیری می‌شود.

از کاربراتورهای فشاری با کنترل مخلوط خودکار و یا کنترل توان تک اهرم استفاده شود.

این گونه طرح نظارت کامل بر تنظیم مخلوط جهت راندمان بهتر و نسبت اختلاط لازم را داشته و از خطای خلبان در استفاده ناصحیح از موقعیت دستگیره کنترل جلوگیری می‌کند. یک اهرم انتخاب کننده مخلوط دستی باید برای مواقع اضطراری نیز تأمین گردد.

استانداردسازی کنترل های موتور از نظر موقعیت ، شکل، رنگ و حرکت و نیز درجه بندی استاندارد سازی وسایل نشانگر موتور از نظر موقعیت صفحه نمایشگر، شکل و نوع مدرجات نشانگرها. اگرچه استاندارد نمودن تا این میزان ممکن است مورد اعتراض تعدادی سازندگان قرارگیرد، ولی بدون شک حوادث موتور به سبب خطای خلبان که ناشی از عدم استفاده صحیح کنترل ها و عدم نظارت بر سوخت خواهد بود به طور قابل ملاحظه ای کاهش می یابد.

استفاده از یک شیر انتخاب کننده سوخت که اجازه عملیات کلید مخازن را به عنوان یک مخزن برای تنظیم اصلی بدهد، و نیز برای مواقع اضطراری و یا بالانس نمودن هواپیما بتوان تک تک مخازن را استفاده نمود. شیر انتخاب کننده مخزن باید در یک طرف مراحل انتخاب دارای موقعیت "بسته" باشد. چنانچه این طرح استفاده شود، دیگر نیازی به انتخاب مخزن خاص برای هر دستورالعمل پروازی نخواهد بود، و نیز احتیاجی به قراردادن شیر در موقعیت "بسته" در حال استفاده از مخزن میانی نخواهد بود، و لذا احتمال دو منبع اصلی خطای خلبانان در ارتباط با عدم نظارت بر سوخت برطرف می گردد.

فراهم نمودن یک دریچه هوای جایگزین خودکار در سیستم تنفس موتور. این وسیله علاوه بر افزایش ایمنی عملیاتی، خصوصاً در مواقع یخ زدگی، حوادث ناشی از خطای خلبان که

سبب عدم عملکرد کنترل‌های موتور حادث می‌گردد و موجب از کار افتادن موتور ویا دیگر مسدودیت ها.

طراحی یک سیستم سوخت که اجازه بدهد یک و یا تعداد بیشتر مخازن به عنوان تک مخزن عمل کرده، و لذا بسیاری از حوادث ناشی از خطاهای خلبان به سبب عدم نظارت صحیح سوخت جلوگیری می‌شود.

برقراری یک روش که نازل‌ها لوله سوخت‌گیری و درپوش مخزن سوخت یکنواخت بوده تا از پرکردن مخزن با نوع اشتباه سوخت جلوگیری به عمل آید. تعداد بسیاری از حوادث موتور به سبب اشتباه پرکردن سوخت جت در موتورهای پیستونی رخ داده است.

به کاربردن پوشش توری شکل روی منفذ هوای مخازن به منظور جلوگیری از ورود حشرات و ذرات گرد و غبار و گل و غیره و گرفتگی لوله‌ها. این مورد نیز کمکی به حفاظت در مقابل رعد و برق می‌کند.

مهیا نمودن سوخت کافی برای شرایط IFR و مسافت‌های طولانی، ترجیحاً برای ۵ ساعت پرواز که شامل سوخت ذخیره نیز می‌گردد. این ویژگی می‌تواند حوادث ناشی از عدم نظارت بر سوخت را که به دلیل خالی شدن مخازن در چند مایلی پایان پرواز رخ می‌دهد، کاهش دهد.

کالیبراسیون مخازن سوخت به ترتیبی که در زمان حداقل ۲ گالن باقیمانده سوخت، نشانگر علامت "خالی" را نشان بدهد (برای همان دلایلی که در بالا ذکر گردید).

طراحی پوشش بیرونی موتور به صورتی که از هرگونه به جاماندن سوخت در هنگام سرریز شدن سوخت در شیارها و شکافها جلوگیری شود. زیرا در مواقع پس سوز چنانچه سوخت در داخل پوشش موتور وجود داشته باشد باعث آتش سوزی موتور می شود.

گذراندن لوله تنفسی روغن از داخل مسیر هوای گرم موتور این امر باعث می شود که از گرفتگی لوله به وسیله یخ زدگی رطوبت منفذ هوا در مواقعی که در معرض هوای سرد قرار می گیرد ممانعت شود.

استفاده از صدا خفه کن ها در انباره لوله اگزوز به منظور کاهش میزان صدای داخلی و خارجی. کاهش سروصدا موجب کاستن خستگی خلبان شده و نیز محاسن دیگری را به همراه خواهد داشت که می تواند از بعضی حوادث جلوگیری کند.

طراحی و استفاده از پراپ فن ها با قطر کم به منظور کاهش میزان صدا در داخل و خارج هواپیما.

برای هواپیماهای با کارایی بالاتر، استفاده از ملخ های با سرعت ثابت جهت کاهش مسافت باند برخاست و افزایش نرخ صعود. این دو مورد ایمنی باعث کاهش حوادث خطای خلبان از ارتفاع، چگالی و نیز بهبود کارایی پرواز می گردد.

استفاده از محل های نصب موتور بر روی تکیه گاهی که تمام اجزاء آن از کانون مشترکی که روی مرکز ثقل موتور قرار دارد می گذرد، به جهت کاهش ارتعاشات موتور که بدنه و کابین

خلبان منتقل می‌شود. این مورد موجب افزایش عمر بدنه و کاهش خستگی خلبان در پروازهای طولانی می‌گردد.

به کارگیری وسایلی مانند نشان‌دهنده‌های دمایی سرسیلندر، دمای گاز خروجی، یخ زدگی کاربراتور و نظارت کننده‌های ولتاژ خطوط برق به عنوان اجزاء مورد نیاز موتور. این ابزار دقیق باعث افزایش عمرموتور و همزمان موجب کاستن حوادث خطای خلبان به سبب عدم عملکرد صحیح موتور می‌شود.

استفاده از یک سوئیچ اصلی به همراه کلید استارت و مگنتو جهت خاموش کردن مدارهای برق ( و کمک به باطری) در زمانی که موتور خاموش است (مشابه اتومبیل‌ها).

در کنار ویژگی‌های طراحی ایمنی موتور، جزئیات طراحی بدنه و تجهیزات که می‌تواند بیشتر موجب کاهش خطای خلبان شده و نیز ایمنی عملیاتی را بهبود بخشد نیز باید مد نظر قرار گیرد.

### ۳-۱۳-ایمنی و آیروالاستیسیته<sup>۱</sup>

قبل از پرواز برادران رایت در سال ۱۹۰۳، ساموئل لانگلی دوبار برای رسیدن به پرواز با موتور از بالای خانه قایقی در رودخانه پتماک تلاش کردند ولی شکست خوردند. گرچه در همان زمان نتوانستند علت این عدم موفقیت هواپیمای یک باله لانگلی را متوجه شوند ولی پس از تحقیقات معلوم شد که سقوط هواپیما به دلیل وجود پدیده واگرایی می‌شود. این

---

<sup>1</sup> Aeroelasticity

پدیده توسط برادران رایت در یک پرواز موفقیت آمیز با هواپیمای دو باله بررسی و دنبال شد. آنها به این نتیجه رسیدند که هواپیمای دو باله سختی را افزایش داده و سبب از بین رفتن پدیده واگرایی می شود.

طراحی اجسام پرنده به دلیل درگیر بودن سیال، دینامیک و سازه زمینه جدیدی از علم را ایجاد کرده است که به آن اندرکنش سازه و سیال یا آیروالاستیسیته گفته می شود، در این علم تداخل بین اثرات نیروهای آیرودینامیکی، اینرسی و الاستیک سازه مورد مطالعه قرار می گیرد. آیروالاستیسیته به زبان ساده، پدیده‌ای ناشی از تداخل دوطرفه و محسوس بین نیروهای آیرودینامیکی، انعطاف پذیری سازه و مکانیزم‌های کنترلی و یا پیشرانه سازه و برآیند ناشی از آنها است. در شکل (۳-۱۳) نمایی از سه علم مهم هوافضایی نمایش داده شده است.

از آنجایی که سازه های هوایی بسیار انعطاف پذیرند، در اثر نیروها و بارها در معرض تغییر شکل قرار می گیرند. این بارها در اثر نیروهای آیرودینامیک به وجود می آیند که خود به هندسه سازه و نحوه قرارگیری اجزای مختلف سازه نسبت به جریان هوای محیط بستگی دارند. به همین علت تغییر شکل سازه باعث تغییر بارهای آیرودینامیکی میشود که این تغییر نیز به نوبه خود باعث تغییر شکل بیشتر سازه می گردد و این فرآیند در صورت عدم کنترل آن ادامه یافته و باعث خرابی سازه خواهد شد. این اثر متقابل نیروهای آیرودینامیک و الاستیک « آیروالاستیسیته » نامیده می شود. آیروالاستیسیته علم بررسی برهم کنش داخلی طبیعی و منظم بین نیروهای آیرودینامیکی و نیروهای الاستیک در سطوح برآزا می باشد. آیروالاستیسیته پدیده ای است که بیشتر طراحان هواپیما و بالگرد

را درگیر می نماید در حالی که برای سازه هایی که کاملاً سخت و انعطاف ناپذیرند، نیازی به بررسی علم آیرودلاستیک نمی باشد. در این علم با دو نوع مسئله متفاوت روبرو هستیم. در مورد اول اثر متقابل نیروهای آیرودینامیکی و سازه ای را داریم که در بالا اشاره شد. در سازه هایی که بسیار انعطاف پذیرند، اینگونه اثرات متقابل می توانند باعث ایجاد تمایل سازه به واگرایی شوند که این خود می تواند به واماندگی سازه منجر شود. در سازه هایی که به اندازه کافی مستحکم هستند این اثرات تا زمان رسیدن به شرایط پایا و متعادل همگرا می شوند. در اینگونه مسائل که با سیستم های استاتیک و یا حالت پایا سر و کار داریم، نوعی پدیده بنام « واگرایی<sup>۱</sup> » و « کنترل معکوس<sup>۲</sup> » شناخته می شوند.

مسائل دسته دوم مربوط به جرم و اینرسی سازه و همینطور مانند مورد قبل به نیروهای آیرودینامیک و الاستیک مربوط می شود. سیستم های بارگذاری دینامیکی که در آنها باد از بیشترین اهمیت برخوردار است در اجزای سازه نوساناتی را القا می کنند. اگر فرکانس طبیعی یا رزونانس آن جزء سازه در محدوده فرکانس بارهای وارده باشد، ممکن است دامنه نوسانات واگرا شده و منجر به واماندگی سازه شود، همچنین می دانیم که بارهای نوسانی منجر به پدیده شکست نیز می شوند. واضح است که در چنین مواردی با مسئله ای دینامیکی مواجه هستیم و پدیده هایی که در این دسته بررسی می شوند « فلاتر<sup>۳</sup> » و « پاسخ دینامیک » می باشد. مسائل مختلف آیرودلاستیک به صورت خلاصه در نمودار شکل - نشان داده شده است.

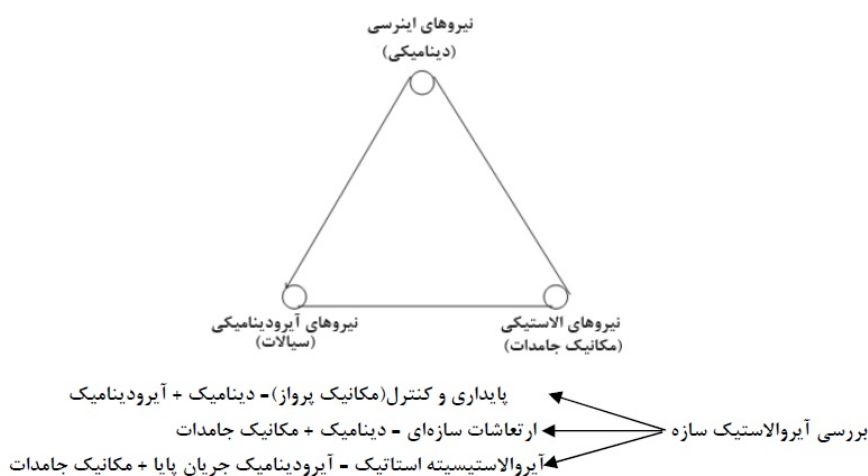
---

<sup>1</sup> Divergence

<sup>2</sup> Control Reversal

<sup>3</sup> Flutter

مشکل واگرایی بال هواپیما و تأثیر الاستیک بودن آن روی عملکرد پرواز از دیرباز مورد توجه دانشمندان و پژوهشگران این علم بوده است. بررسی واگرایی در نیمه اول قرن بیستم به صورت جدی شروع شد و در نیمه دوم این قرن توسعه یافت. اگر چه بررسی و مطالعه این علم نسبتاً جدید است ولی آیروالاستیسیته اثری مهم در تاریخ هواپیمایی داشته است. در واقع این پدیده نقش مهمی در تاریخ پروازهای موتوری داشته است. برادران رایت از کنترل پیچ خوردن بال در هواپیمای خود در سال ۱۹۰۳ برای رسیدن به کنترل عرضی استفاده کردند. این کار برای دستیابی به پرواز مؤفق با موتور الزامی بود زیرا که هواپیمایشان به سبب داشتن ارتعاش در مودهای عرضی ناپایدار بود.



شکل ۳-۱۳ - نحوه اثرگذاری علوم مختلف در بررسی آیروالاستیک

آیروالاستیسیته تحت دو عنوان مشخص در دو حالت استاتیکی و دینامیکی مورد مطالعه قرار می‌گیرد. در آیروالاستیسیته، تعادل هواپیما و یا رفتار کوتاه مدت تغییر مکان‌های



سازه‌ای در برابر نیروهای آیرودینامیکی و تاثیر متقابل آن روی شکل پرواز مورد بررسی قرار می‌گیرد. هرچقدر میزان انعطاف‌پذیری و الاستیک بودن سازه هواپیما، خصوصاً سازه بال بیشتر باشد، تغییر شکل خارجی سطوح کنترل و در نتیجه تغییر بارهای آیرودینامیکی افزایش می‌یابد و امکان پیدایش پدیده آیروالاستیک بیشتر می‌شود.

در آیروالاستیک استاتیکی رفتار سیستم به صورت استاتیک مورد مطالعه قرار می‌گیرد و سیستم تابع زمان نیست و معمولاً هیچ فرکانسی برای مدل تعریف نمی‌شود. نمونه‌هایی از رفتار آیروالاستیسیته استاتیک شامل واگرایی، تغییر شکل آیروالاستیک و معکوس عمل کردن سیستم کنترل می‌شود. در آیروالاستیسیته دینامیکی، رفتار سیستم در حوزه زمان بررسی می‌شود. نمونه‌هایی از آن شامل پدیده فلاتر به صورت ناپایداری دینامیکی و نوسانات با دامنه محدود می‌شود.

### پدیده های استاتیکی - واگرایی

ناپایداری استاتیکی سطوح برا و یا پانل‌های سطحی را واگرایی می‌نامند. این پدیده در اثر تداخل نیروهای الاستیک سازه‌ای و آیرودینامیک یکنواخت ایجاد می‌گردد و باعث تغییر فرم استاتیکی سازه می‌شود (شکل ۳-۱۴). واگرایی وقتی رخ می‌دهد که بر روی یک بال الاستیک نیروی بالابر ایجاد می‌شود آنگاه با افزایش سرعت مقدار برا زیاد می‌شود تا جاییکه با  $Me$  مساوی گردد در صورتیکه  $Me$  یک حداکثر دارد. از آنجا که مقدار نیروی برا و گشتاور با توان دوم سرعت افزایش می‌یابد، افزایش ناچیز در سرعت، باعث واگرایی و در نهایت باعث شکست بال خواهد شد و سرعت حاصل، سرعت واگرایی بال خواهد بود. پیچش

بال حول محور الاستیکی، اگر باعث واگرایی سازه نشود موجب تغییر در زاویه حمله، نیروهای آئرودینامیکی و مشتقات پایداری خواهد بود که در هواپیماهای پیشرفته که مانورهای پیچیده و سنگین انجام می دهند حائز اهمیت است. در بالهایی با زاویه پسگرا مسأله واگرایی برای بال غیرمحمول است، دقیقاً برعکس بالهایی با زاویه پیشگرا که در برابر این ناپایداری استاتیکی بسیار ضعیف هستند.

بایستی اشاره نمود پدیده ای بنام واگرایی ایلرون نیز برخی مواقع مطرح می شود و آن زمانی است که ایلرون نقش مهمی را در فرآیند پروازی ایفا نماید. همچنین باید اشاره نمود که سطوح افقی و عمودی دم نیز می توانند تحت سرعت ناپایداری واگرایی قرار گیرند. افزایش ناچیزی در سرعت باعث واگرایی و شکست بال خواهد شد و سرعت حاصل سرعت واگرایی خواهد بود.

در زمان پرواز با سرعت زیاد، تغییر شکل سازه میزان نیروی آیرودینامیکی وارده به بال را تغییر می دهد. با درنظر گرفتن یک ایرفول، با چرخش زاویه حمله و به تبع آن نیروی بالابری زیاد می گردد. افزایش میزان برا باعث پیچش بیشتر ایرفویل گشته ولی چنانچه سرعت کمتر از سرعت واگرایی باشد این افزایش تا رسیدن به حالت ثابتی کمتر می شود تا تعادل پایداری صورت پذیرد. در این حالت مسأله اصلی یافتن توزیع نیروی روی بال با توجه به توزیع پیچش در طول بال است. این مسأله در هواپیماهایی با ضریب منطری بالا اهمیت زیادی دارد.

## اثر پذیری و معکوس پذیری سیستم کنترل سطوح

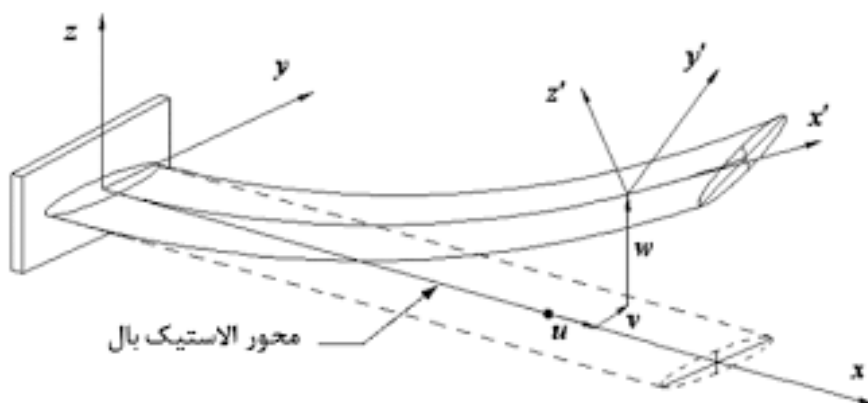
در ابتدا این پدیده را برای ایلرون تشریح می نمائیم . قاعدتاً ایلرون ها در بال هواپیما می -  
توانند باعث ایجاد حرکت رول شوند. در حین این عمل ایلرونی که به پایین خم می شود  
باعث افزایش نیروی برا و پیچش ایرفویل به سمت پایین و کاهش زاویه حمله می گردد،  
دقیقاً برعکس ایرفویلی که به سمت بالا خم می شود؛ پیچش بال باعث کاهش یافتن گشتاور  
لازم برای دوران هواپیما می گردد و از آنجا که این گشتاور با توان ۲ سرعت رابطه مستقیم  
دارد تنها در یک محدوده سرعت، رفتاری درست از ایلرون را شاهد خواهیم بود. سپس اثر  
ایلران کاهش یافته تا جایی که در یک سرعت خاص بنام سرعت بازگشتی حرکت ایلرون  
دیگر تاثیری نداشته و بعد از آن سرعت، شاهد عملکرد معکوس ایلرون خواهیم بود.

دو نکته در مورد خاصیت معکوس پذیری ایلرون را بایستی مدنظر داشت:

سرعت معکوسی ایلرون به محل محور دوران الاستیک با مرکز فشار آیرودینامیک مرتبط  
نیست.

با افزایش ضریب فنریت پیچشی و افزایش ارتفاع پرواز سرعت این پدیده زیاد می شود.  
در حالت زاویه پسگرا بال این پدیده بسیار نمایان است، بدین صورت می توان گشتاور  
خمش و گشتاور پیچشی بال (البته فاکتور وزن را نیز بایستی مد نظر داشت) را افزایش داد  
و یا استفاده از اسپویلر و اجزاء متحرک که در انتهای بال قرار دارند؛ تاثیر بسزایی در به  
تعویق افتادن این پدیده می توانند ایفاء نمایند.

همچنین پدیده اثرپذیری و معکوس کارکردن اعضاء کنترلی در رادر و الویتورها هم دیده  
می شود ولی به اندازه ایلرونها فاجعه آمیز نیستند.



شکل ۳- ۱۴- واگرایی بال

### پدیده های دینامیکی - لرزش<sup>۱</sup> و فلاتر

این واژه به ارتعاشات بی نظم یک سازه یا قسمتی از آن که در جریان هوا قرار دارد گفته می شود که در اثر تاثیر اغتشاشات ایجاد شده در جریان بر روی سازه بوجود می آید بدین نحو که این اغتشاشات ضرباتی را به سازه می زنند. در صورتیکه فرکانس این ضربات که بعنوان نیروی تحریک کننده می باشند با فرکانس طبیعی سازه یکی باشد سازه دچار ارتعاشات بی نظم می شود. این پدیده علاوه بر دم هواپیما در سطوح کنترلی همچون بالک یا سکان که در دم متصل می شود و در ساختمانهای بلند که به علت ارتفاع زیاد در معرض جریان هوای بالای سطح زمین هستند و همچنین در توربین ها اهمیت زیادی دارند. در واقع لرزش در هواپیما بدلیل جدایش جریان روی بال یا نوسانات حاصل از امواج شوک

<sup>1</sup> Buffeting

وجود می‌آید و این پدیده با توجه به اینکه بر اثر نیروهای غیرخطی اتفاق می‌افتد یک نوسان غیر منظم و غیرخطی است.

اولین سانحه تاریخی از این اثر را می‌توان به سال ۱۹۳۰ جایی که یک هواپیمای ژانکر اف-۱۳ در انگلیس با ورود به یک جبهه هوای قوی، تغییرات ناگهانی در زاویه حمله بالهای خود را دید نسبت داد بنحوی که جدایش جریان در پشت بال ایجاد شده، گردابه‌هایی ایجاد کرد که باعث ارتعاشات بی‌نظم و شدید الویتور و استبیلایزر و در نتیجه شکست آنها و مرگ ۶ نفر شد.

مشکل اصلی این پدیده کمبود اطلاعات در زمینه ویژگی‌های گردابه‌هایی است که از واماندگی بال حاصل می‌شوند. با این حال امروزه می‌توان با قرار دادن دم در خارج از ناحیه اغتشاش و با کم کردن احتمال جدایش جریان از روی بال و نقاطی که احتمال جدایش جریان وجود دارد مانند نقطه اتصال بال به بدنه و طراحی مناسب دم از نظر شکل آیرودینامیکی از اتفاق افتادن فلاتر دم جلوگیری نمود.

جدایش جریان از روی سطح بال علاوه بر ایجاد فلاتر دم در خود بال نیز ایجاد کند که به فلاتر بی‌نظم معروف است و علامت آن تغییر توزیع فشار بر روی سطح بال بصورت غیر منظم در هنگام جدایش جریان است که بعنوان یک تحریک کننده خارجی می‌تواند باعث ارتعاشات بال شود. مسئله لرزش در مانور بالاکش هواپیمای جنگی و همچنین طراحی پرنده‌های مافوق صوت نیز بسیار کاربرد است.

## فصل چهارم - سامانه‌های هواپیما

### ۴-۱- مقدمه

یک هواپیمای معمولی مجهز به مجموعه‌ای از سامانه‌های تعاملی<sup>۱</sup> است که با هم ترکیب می‌شوند تا هواپیما بتواند نقش (ماموریت) خاصی یا مجموعه‌ای از نقش‌ها را انجام دهد. سامانه‌هایی که قدرت اولیه و منابع انرژی را تأمین می‌کنند توسط نویسندگان در مرجع [9] به تفصیل شرح داده شده است و همچنین سامانه‌های اویونیک که هواپیما را قادر می‌سازد با اطمینان در فضای هوایی کنترل شده کار کند [10]، و سامانه‌های اویونیک نظامی یا سامانه‌های مأموریتی که یک هواپیمای نظامی را قادر می‌سازد مأموریت خود را کامل نماید [11]. هر یک از سامانه‌ها الزامات<sup>۲</sup> طراحی خاص خود، محدودیت‌ها<sup>۳</sup> و محرک‌های<sup>۴</sup> طراحی خاص خود را دارند. برخی از سامانه‌ها مجزا خواهند بود و برخی دیگر با یک یا چند سامانه ادغام (یکپارچه)<sup>۵</sup> می‌شوند. همه آنها باید با هم ترکیب شوند تا هواپیمای کامل توانایی ارائه نقش خود را داشته باشند.

سامانه‌های یک هواپیما همچنین باید برای دستیابی به اهداف طراحی دقیق مانند جرم کم، مصرف کم انرژی، کارایی بالا، دقت بالا، یکپارچگی بالا، در دسترس بودن زیاد و هزینه کم طراحی شده باشد و باید اهداف ایمنی را به خوبی رعایت کنند. برخی از این اهداف با

---

<sup>1</sup> interacting systems

<sup>2</sup> requirements

<sup>3</sup> constraints

<sup>4</sup> drivers

<sup>5</sup> integrated

هم در تناقض می‌باشند. برای اجابت<sup>۱</sup> همه آنها چالش جدی وجود دارد. در این فصل به طور خلاصه ویژگی‌های سامانه‌ها برای نشان دادن تنوع پیاده‌سازی سامانه و ملاحظات طراحی بیان می‌شود.

#### ۴-۲- تعاریف سامانه

اصطلاح « سامانه<sup>۲</sup> » در بسیاری از سازمانها مورد استفاده قرار می‌گیرد و در حوزه‌های سیاسی، دانشگاهی، تجاری، آموزشی، صنعتی، نظامی و فنی کاربرد دارد. غالباً به صورت روزمره در مجالس و محافل مطرح می‌شود و هر کاربر احتمالاً درک خاصی از این اصطلاح را در ذهن دارد. در این فصل کلمه سامانه برای ترکیبات مختلفی از قطعات و واحدهای کنترل که وظیفه مفیدی در عملکرد هواپیما دارند اعمال می‌شود. تعاریف بی‌شماری از سامانه در جوامع مهندسی و فنی وجود دارد. تعریف فرهنگ لغت [12] به شرح زیر است:

« مجموعه‌ای از اجزای الکترونیکی، الکتریکی یا مکانیکی با توابع وابسته به هم، که معمولاً یک واحد خودمحمور را تشکیل می‌دهند.»

کتاب راهنمای طراحی قابلیت اطمینان الکترونیکی MIL-HBK-338B [13] از تعریف گسترده و واضحتری استفاده می‌کند:

---

<sup>1</sup> meet

<sup>2</sup> system

« ترکیبی از تجهیزات و مهارت‌ها و تکنیک‌های قادر به انجام یا پشتیبانی از یک نقش عملیاتی یا هر دو. یک سامانه کامل شامل کلیه تجهیزات، امکانات مرتبط با آن، مواد، نرم افزار، خدمات و پرسنل مورد نیاز برای بهره‌برداری و پشتیبانی آن است تا حدی که در محیط عملیاتی مورد نظر خود، آن را خودکفا قلمداد کند.»

این تعریف، مشارکت افراد و مهارت‌های آنها را به عنوان بخشی جدایی‌ناپذیر از یک سامانه معرفی می‌کند. افراد هم در تعریف نیاز اصلی و هم به عنوان کاربران سامانه در طول عمر خود آن درگیر هستند. این تعریف همچنین شامل امکانات و خدماتی است که ممکن است به عنوان بخشی از سامانه یا به عنوان کل سامانه ارائه شود. کلیات این عناصر اغلب به عنوان یک "قابلیت"<sup>۱</sup> برای ارائه و بهره‌برداری از یک سامانه خلاصه می‌شود و بسیاری از سازمان‌ها از این اصطلاح استفاده می‌کنند.

دانشگاه باز<sup>۲</sup> مدتهاست که از تعریف دیگری [14] استفاده کرده است:

- یک سامانه مجموعه‌ای از قطعات، اجزاء، فرایندها یا عملکردهایی است که به روش سازمان یافته به یکدیگر متصل می‌شوند
- قطعات، اجزاء، فرایندها یا عملکردها کاری انجام می‌دهند
- قطعات، اجزاء، فرایندها یا عملکردها تحت تأثیر مجموعه سامانه هستند و در صورت ترک آن تغییر می‌کنند، یعنی کل از مجموع قطعات بیشتر است

---

<sup>1</sup> capability

<sup>2</sup> Open University (in the UK)



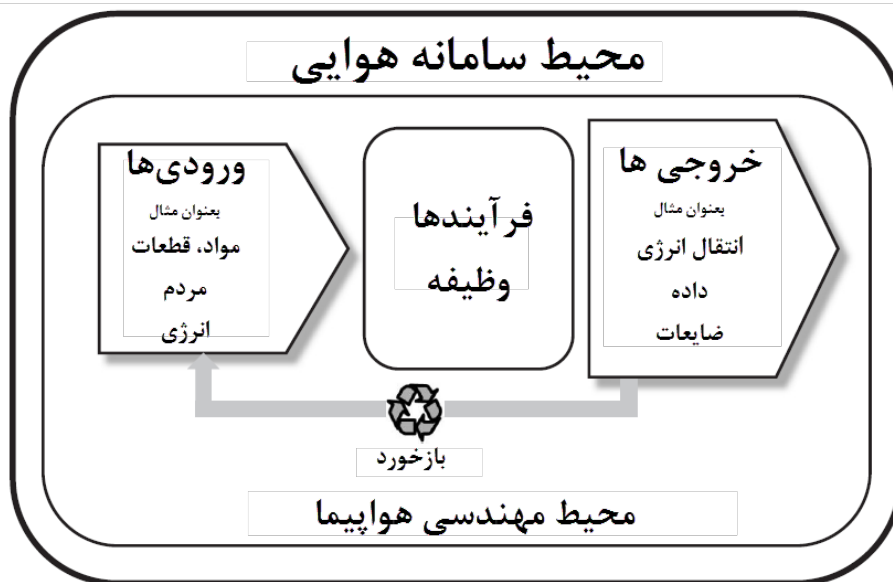
- اجزاء خاصی مورد توجه بیشتری هستند.

در این تعریف مفهوم هم افزایی مهم است - سامانه از عناصر وابسته به همدیگر تشکیل شده است که ترکیب آنها در مجموع یک کار مفید و کاربردی را انجام می‌دهد. تعاریف دیگری وجود دارد که توسط نویسندگان و مؤسسات مورد استفاده قرار گرفته است. جمع آوری نکات کلیدی این تعاریف در شکل ۴-۱ به عنوان خلاصه تصویری نشان داده شده است، که به عنوان شکل عمومی یک سامانه در ادامه استفاده خواهد شد. این شکل، محیط مهندسی سامانه هواپیما و تأثیرات ذینفعان<sup>۱</sup> را در طراحی نشان می‌دهد.

این محیط برای پروژه‌های مختلف متفاوت خواهد بود. در حالت ایده آل، باید در آغاز یک پروژه، ذینفعان اصلی و تأثیراتی که آنها بر کل سامانه و زیر سامانه‌های مجزا کاملاً مشخص شوند. در حالت ایده آل، ذینفعان در سامانه‌های حمل و نقل هوایی باید از نظر اهمیت و تأثیر آنها در طراحی سامانه در اولویت قرار گیرند.

---

<sup>1</sup> stakeholders



شکل ۴-۱- محیط مهندسی هواپیما

#### ۴-۳- نمونه‌هایی از سامانه‌های روزمره

کلمه "سامانه" غالباً در گفتار روزمره توسط مردم برای توصیف چیزهای بزرگ، غیرشفاف (آمورف) یا شرکتها بکار می‌رود. اینها چیزهای پیچیده‌ای هستند که توصیفی ساده از آن دارند. مثالها عبارتند از:

- سامانه‌های طبیعی مانند اکوسامانه یا منظومه شمسی
- خدمات بهداشتی ملی
- صنعت ساختمان و ساخت و ساز
- سامانه‌های حمل و نقل یکپارچه

- سامانه‌های تولیدی

- خدمات عمومی

سامانه‌های مشابه سازمان ملی و بین‌المللی در محیط هوانوردی دیده می‌شود، که تأثیر و فشارهایی را در طراحی پروژه‌ها اعمال می‌کنند. آنها شامل موارد زیر هستند:

- سامانه‌های نظارتی (قانون‌گذاری)

- مدیریت حمل و نقل هوایی (<sup>1</sup>ATM)

- کنترل ترافیک هوایی<sup>۲</sup>

- شرکت‌های هواپیمایی بین‌المللی، مانند ایرباس برای خانواده هواپیماهای ایرباس

و موتورهای هواپیمایی بین‌المللی (<sup>۳</sup>IAE) که موتورهای V2500 را تأمین می‌کنند.

آنها کنسرسیوم‌های بین‌المللی هستند که فعالیتهای مهندسی، تولیدی و

پشتیبانی آنها، گروهی از تأمین‌کنندگان را در سراسر جهان ادغام می‌کند

- یکپارچه‌سازی سامانه‌های هواپیما: یکپارچه‌سازی سامانه ارا به فرود در هواپیمای

A 380 به ایرباس (انگلیس) برای مدیریت فعالیتهای مهندسی چندین تأمین

کننده مهندسی از تعدادی از کشورهای مختلف اروپا و ایالات متحده نیاز دارد.

بسیاری از نمونه‌های نشان داده شده وجود دارند زیرا آنها طی سالهای متمادی تکامل

یافته‌اند، نه اینکه به عنوان یک سامانه، طراحی و توسعه یافته باشند. با این وجود، امروزه

---

<sup>1</sup> ATM- Air transport management

<sup>2</sup> Air traffic control

<sup>3</sup> International Aircraft Engines

بسیاری از آنها می توانند ویژگی های کلاسیک یک سامانه را به صورت ورودی، یک فرآیند یا عملکرد، خروجی ها و کنترل بازخورد در نظر بگیرند.

- سامانه هایی مانند خدمات عمومی، به عنوان مثال برق، گاز و آب، ارتباطات راه دور، خدمات پستی، حمل و نقل، جنبه عمومی کاملاً قابل مشاهده ای دارند که در پشت آن زیرساخت عظیمی قرار دارد. به عنوان مثال در پشت پریز برق که لوازم خانگی و صنعتی به آن متصل می شوند، ساختاری وجود دارد که شامل موارد زیر است:

- تولید انرژی از منابع انرژی خام - نفت، گاز، زغال سنگ یا آب
- توزیع و تبدیل نیرو به مصرف کنندگان
- سفارش دهی، استفاده و دفع مواد اولیه
- اندازه گیری و صورتحساب مصرف کنندگان
- تولید لوازم خانگی
- نمایشگاه و فروشگاه های لوازم برقی خیابانی
- کارکنان و اشتغال
- بهداشت و ایمنی و محیط زیست
- تعمیر و نگهداری
- تحقیق و توسعه
- فروش و بازاریابی
- روابط عمومی

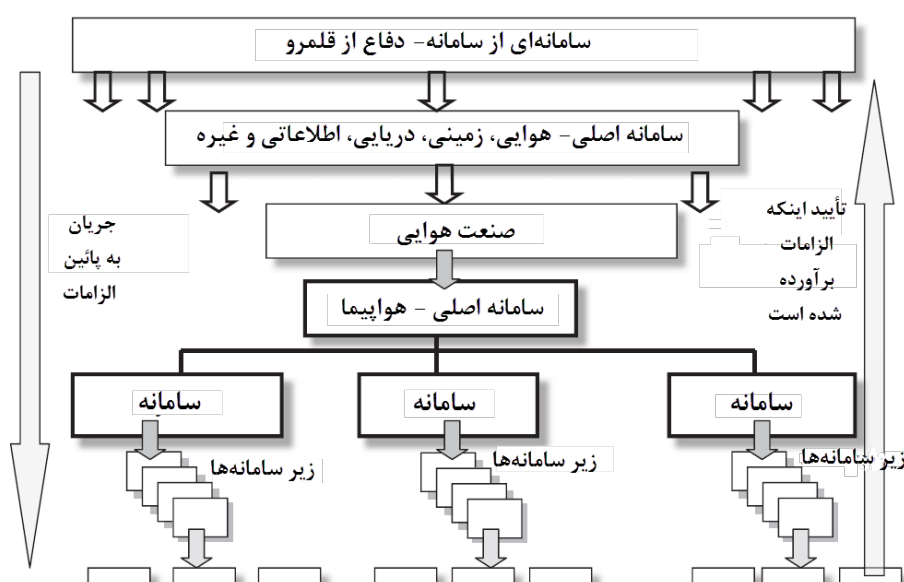
- خدمات حقوقی

این لیست ایده‌ای درباره پیچیدگی و تنوع توابع مشخص کننده یک سامانه بزرگ را ارائه می‌دهد. بسیاری از سامانه‌های ذکر شده در بالا نمونه‌هایی از سازمان‌ها هستند که می‌توانند در سطح بالا به عنوان مجموعه ای از سامانه‌های فرعی تحت نظر افراد و فرآیندها قابل مشاهده باشند. اگر این سازمان با جزئیات مورد بررسی قرار گیرد، لایه‌های پی در پی سامانه‌های فرعی قابل مشاهده می‌شوند، و به ماشین‌ها و قطعات سخت افزاری مجهز می‌شوند تا مردم برای انجام کارها از آن بهره‌مند شوند. در سطوح پایین‌تر برخی از سازمانها چیزهایی به عنوان محصول یا اجزاء، طراحی و تولید می‌شوند. مواد اولیه و انرژی به خروجی‌های مفید تبدیل می‌شوند. در این سطح است که وسیله نقلیه موتوری یا هواپیما به عنوان محصولات مبتنی بر سامانه ظاهر می‌شوند. با نگاهی به سامانه‌ها از این طریق نمایی از سامانه‌ها به عنوان سلسله مراتب زیر سامانه‌ها ایجاد می‌شود. در هر سطح از سلسله مراتب سامانه‌های فرعی وجود دارند که با مشخصات عمومی یک سامانه مطابقت دارند و تحت فشارهای مشابه سازمان سطح بالا قرار می‌گیرند، اما همچنین می‌توان آنها را به خودی خود مستقل دانست.

در شکل ۴-۲ هواپیمای نظامی به عنوان مجموعه ای پیچیده از سامانه های تعاملی - محصول بسیار پیچیده ای متشکل از سامانه‌ها، زیرسامانه‌ها و اجزای سازنده- در نظر گرفته شده است. با این حال، این تنها بخش کوچکی از خروجی سازمان صنعت هواپیمایی است که آن را تولید کرده است - که شامل هواپیماهای تجاری، هواپیماهای سبک و بالگرد نیز

می‌شود. در رأس سلسله مراتب، سامانه دفاع از قلمرو هست که شامل دولت، کلیه نیروهای مسلح، سربازان، تنظیم کننده مقررات، برنامه‌ریزان و غیره می‌شود.

الزاماتی که از سناریوهای عملیاتی لازم برای دفاع از قلمرو پدید می‌آید باید به کلیه محصولات منتقل شود تا اطمینان حاصل شود که کلیات سلاح‌ها و لجستیک‌ها برای پشتیبانی از آنها وجود دارد. در شکل ۴-۲ سامانه اصلی ممکن است یک سامانه هوایی، دریایی یا اطلاعاتی باشد، در این مثال خاص، سامانه هوایی در نظر گرفته شده است. تأیید عدم رعایت این الزامات، با نیاز اصلی مقایسه می‌شود. اگر آنها در هر نقطه با هم مطابقت نداشته باشند، باید اقدامات اصلاحی انجام شود، یا در عوض باید محدودیتی در اثربخشی تصدیق شود - به عبارت دیگر: - سامانه آنچه را که برای آن در نظر گرفته شده انجام نمی‌دهد، اما می‌توان کاری انجام داد تا به نتیجه دلخواه دست یافت.



#### شکل ۴-۲- سلسله مراتب الزامات سامانه‌ها

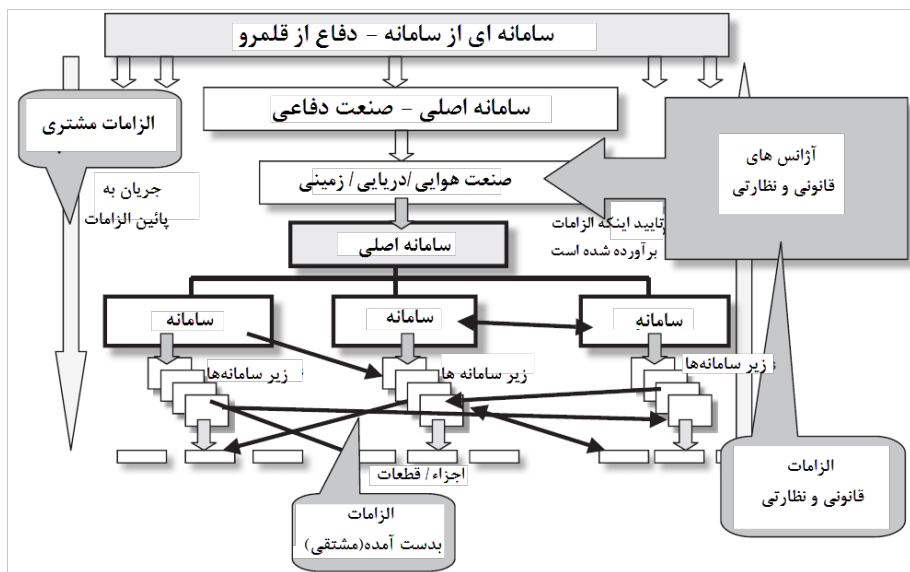
این جریان مورد نیاز می‌تواند بیشتر گسترش یابد تا نشان دهد که آنها لزوماً از نیاز مشتری ناشی نمی‌شوند همانطور که در شکل ۴-۳ نشان داده شده است.

یک ورودی کلیدی از الزامات مقرراتی از استانداردها و به طور مستقیم از طرف نهادهای نظارتی وجود دارد. این ورودی‌های مقرراتی ممکن است با ایمنی پرواز، بهداشت و ایمنی یا نیاز به تحقق قوانین محیط زیست تعیین شود. اینها الزاماتی است که اغلب توسط نهادهای بین المللی شکل می‌گیرد و از طریق نهادهای نظارتی هوایی مورد اجبار قرار می‌گیرد. مهمترین جنبه از شکل که تاثیر بسیاری در طراحی سامانه‌ها دارد توسط الزامات مشتقی<sup>۱</sup> نشان داده شده است. اینها با ظهور سامانه‌های مجزا ظهور پیدا می‌کنند و روابط بین سامانه‌ها به عنوان واسطه، به اشتراک گذاری کارکردها و تعاملات فیزیکی شروع می‌شوند. برای شناسایی، تعریف و ثبت این نیازها توسط مهندسين مهارت فوق‌العاده‌ای لازم است.

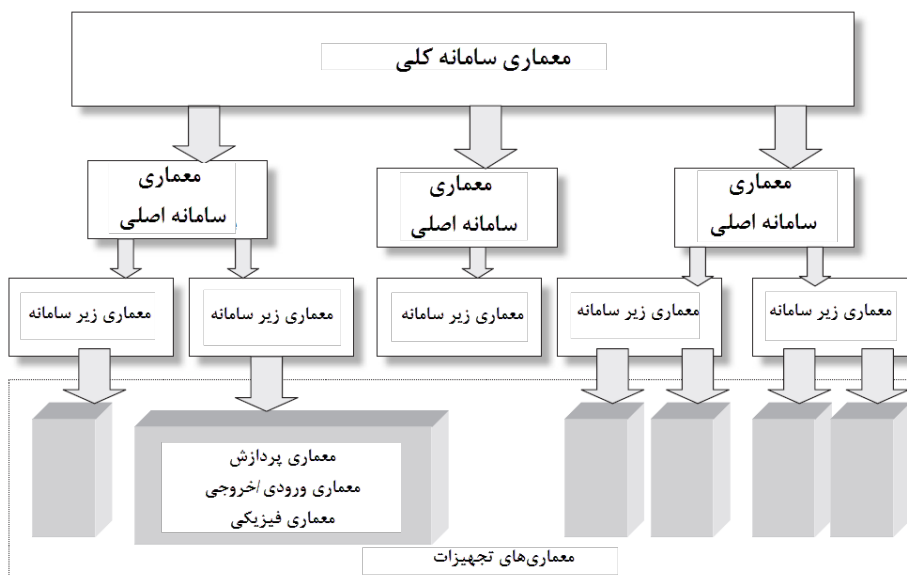
نمای محصول نهایی در شکل ۴-۴ نشان داده شده است که در آن یک معماری کلی سامانه شامل تعدادی زیر سامانه و زیر سامانه‌های فرعی است که با اجزا کامل می‌شوند. اصول معماری شرح داده شده باید در بالاترین سطح سامانه رعایت شود.

---

<sup>1</sup> Derived Requirements



شکل ۴-۳- نمای گسترده سلسله مراتب الزامات سامانه



شکل ۴-۴- نمای محصول از سامانه ها



#### ۴-۴- سامانه‌های مورد علاقه هواپیما

فصل شماره‌گذاری سامانه آتا<sup>۱</sup> یک سامانه مرجع مشترک برای همه هواپیماهای غیرنظامی فراهم می‌کند. این سامانه توسط انجمن حمل و نقل هوایی (آتا) - یک انجمن هواپیمایی مستقر در ایالات متحده که بیش از ۷۵ سال برای کنترل و هماهنگی با الزامات ایالات متحده- کنترل و منتشر می‌شود. ارکان اصلی سازمان، ایمنی، مهندسی و نگهداری، عملیات پرواز و مدیریت ترافیک هوایی است.

سامانه طبقه بندی آتا یک سامانه مرجع یکپارچه ارائه می‌دهد که به موجب آن سامانه‌های هواپیما بدون در نظر گرفتن نوع هواپیما شناسه‌های مشترک را به اشتراک می‌گذارند - برای مثال، فصل ۲۴ آن سامانه الکتریکی هواپیما را نشان می‌دهد چه هواپیما B747 یا یک جت تجاری کوچک باشد. برای جامعه مهندسی حمل و نقل هوایی این سامانه ارجاع یک چارچوب مداوم برای اسناد فنی هواپیما و کتابچه راهنمای تعمیر و نگهداری فراهم می‌کند.

نسخه ساده‌ای از سامانه مرجع آتا در شکل ۴-۵ به تصویر کشیده شده است. سامانه‌های کلاسیک "اویونیک" مانند پرواز خودکار، ارتباطات، ضبط و نشانگر (نمایشگر) و ناوبری در بخش ۹،۲ آن نشان داده شده است. ماهیت کاملاً یکپارچه هواپیماهای مدرن حمل و نقل هوایی بدان معنی است که ممکن است برخی یا بسیاری از کارکردهای فصل آتا برای ارائه عملکرد هواپیمای سطح بالا واکنش متقابل نشان دهند. نمونه‌ای از سطوح ادغام لازم برای

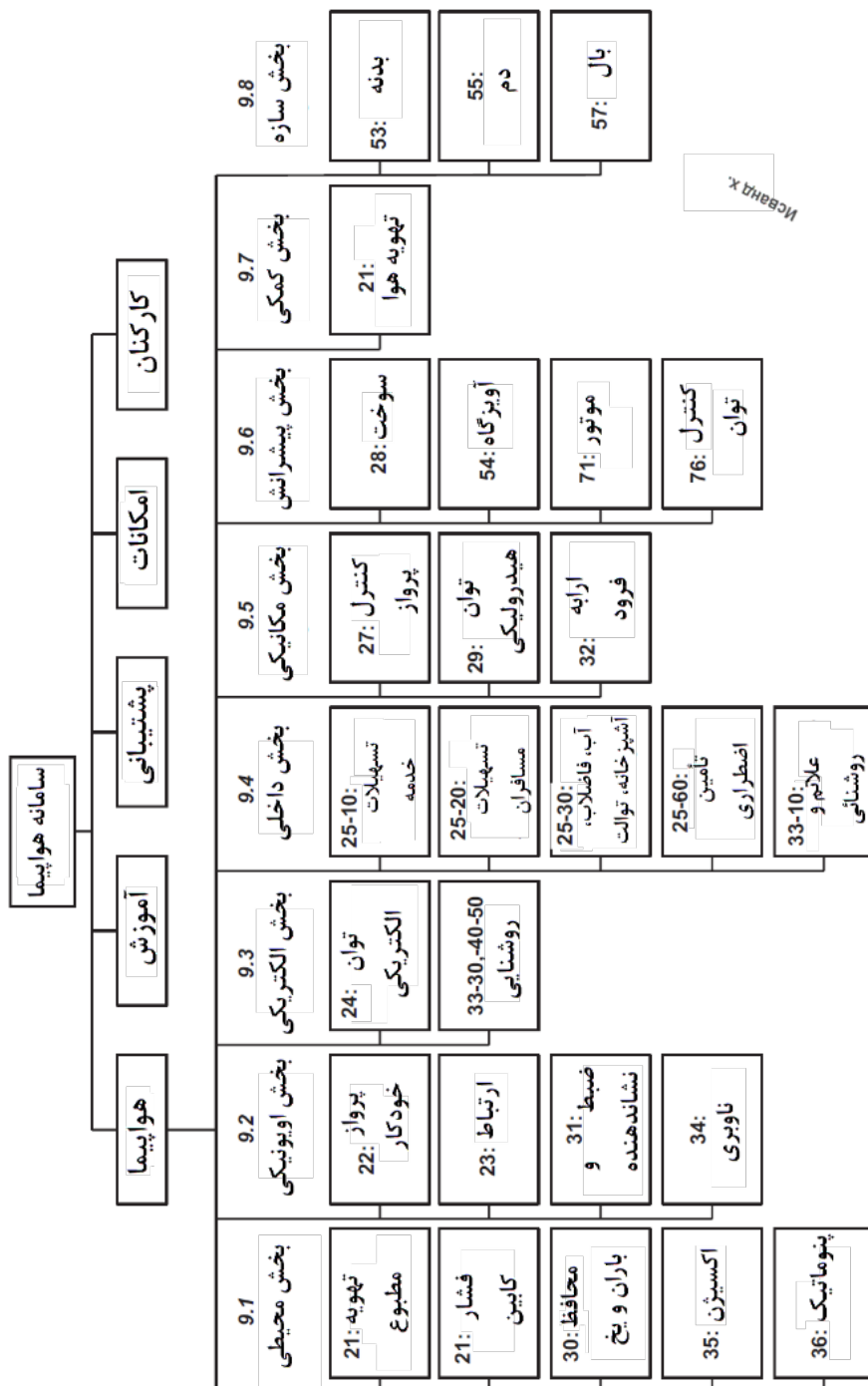
---

<sup>1</sup> ATA- Air Transport Association

تأمین عملکرد مدیریت ماموریت یک هواپیمای معمولی که امروزه در آسمان ما کار می کند ، در فصل ۱۰ بخش ۱۰,۶ آمده است.

بسیاری از سامانه‌هایی که در بالا توضیح داده شد، در واقع مجموعه ای از سامانه‌های فرعی هستند که در ترکیب، به صورت یک سامانه واحد عمل می‌کنند. هر یک از زیر سامانه‌های مجزا برای انجام عملکرد خود به روش‌های مختلفی طراحی و مکانیزه می‌شوند ، اگرچه ممکن است برخی قوانین مهم برای طراحی وضع شده توسط سازمان اصلی سامانه وجود داشته باشد. هواپیمای مدرن نیز یک سامانه است. هواپیمای نظامی مدرن مجموعه ای از سامانه‌های فرعی وابسته به هم می‌باشد که برای یک نقش خاص طراحی شده است. هواپیمای مسافربری مدرن نیز به همین ترتیب است، مجموعه ای از سامانه‌های فرعی، بسیاری از آنها در اصول کار با هواپیماهای نظامی یکسان هستند، گرچه برخی از آنها تفاوت‌های چشمگیری دارند. این زیر سامانه‌ها برای انجام یک کار اختصاصی خاص طراحی شده‌اند و برای تشکیل کل هواپیما ترکیب شده‌اند که در آن ترکیبی از سامانه‌های جداگانه به وضوح نقشی را انجام می‌دهد که از جمع اجزای جداگانه بیشتر باشد. به عبارت دیگر، سامانه‌های فرعی به صورت هم افزایی عمل می‌کنند.

همه سامانه‌های فرعی را می توان عمومی در نظر گرفت و در ادامه تلاش خواهد شد تا این کار را انجام داد، ضمن اینکه اختلافات بین دو نوع هواپیما (تجاری و نظامی) نیز مشخص می‌شود.



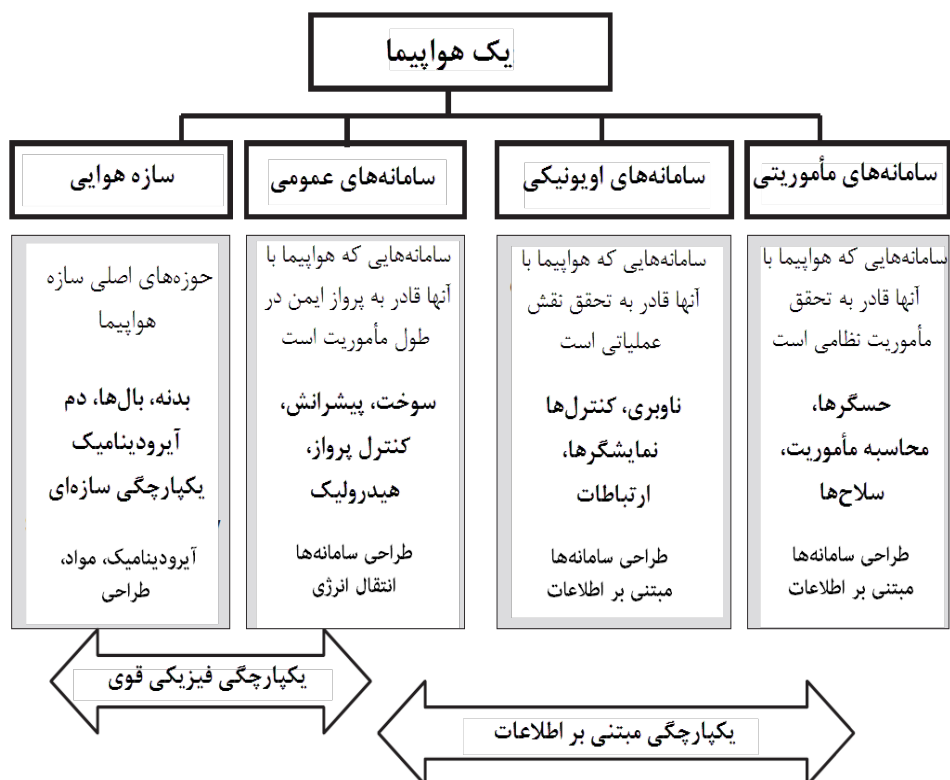
شکل ۴-۵- نسخه ساده‌ای از سامانه مرجع آتا (ATA)

شکل ۴-۶ هواپیما را به عنوان مجموعه‌ای از سامانه‌های فرعی که در اکثر انواع تجاری و نظامی مشترک است نشان می‌دهد. این زیر سامانه‌ها روی دامنه‌هایی که مهندسين زيادی در آن تحصیل کرده یا در حرفه خود پیشرفت می‌کنند، شکل می‌گیرند. بسیاری از سازمان های پیمانکار اصلی یا سازنده هواپیما از این طریق ساختار یافته اند.

زیر سامانه‌ها برخی از ویژگی‌های جالب ادغام را نشان می‌دهد که باید در طراحی کلی سامانه مورد توجه قرار گیرد. سامانه‌های هواپیما، تعامل فیزیکی بسیار قوی با بدنه سازه هوایی نشان می‌دهند. این امر به این دلیل بوجود می‌آید که سامانه‌هایی مانند پیشران و سوخت غالباً جزئی از سازه هستند. در هواپیمای تجاری، موتورها معمولاً در غلافهای معلق از بال قرار می‌گیرند و بارهای رانش باید در طراحی بال در نظر گرفته شوند. در یک جت سریع نظامی موتورها با ورودی و لوله های جت خود باید در سازه تعبیه شوند. مخازن سامانه سوخت بطور مشابه در سازه بال نیز تعبیه شده است. گرما و بارهای ایجاد شده در بسیاری از سامانه های هواپیما به سازه منتقل می‌شوند. نمونه ای از چنین تعاملی در شکل ۴-۷ آمده است و در ادامه توضیح داده می‌شود.

این مثال از تعامل قابل توجه بین سامانه‌ها، نشان می‌دهد که چگونه سامانه‌های مختلف با هم کار می‌کنند تا گرمای زائد هواپیما را دفع کنند. گرما هنگام فشردن مایعات و همچنین با فرآیندهای تبدیل انرژی که کاملاً کارآمد نیستند، ایجاد می‌شود. شکل ۴-۷ تعامل چندین سامانه اصلی را نشان می‌دهد - این بار در چارچوب یک هواپیمای تجاری. نمودار نشان می‌دهد که چگونه در مجموع هشت مبدل حرارتی در طیف وسیعی از سامانه‌ها از

سوخت هواپیما و هوای رم محیط به عنوان جذب گرما استفاده می‌کنند که در آن گرمای زائد دفع شود.



شکل ۴-۶- هواپیما به عنوان مجموعه‌ای از سامانه‌های فرعی

**شروع با موتور:**

۱- هوای استخراج شده از بدنه فن موتور برای خنک کردن هوای دمیده شده از کمپرسور

فشار متوسط یا قوی استفاده می‌شود (بسته به نوع موتور)

۲- هوا برای خنک کردن روغن موتور در یک مبدل حرارتی اصلی کولر روغن استفاده

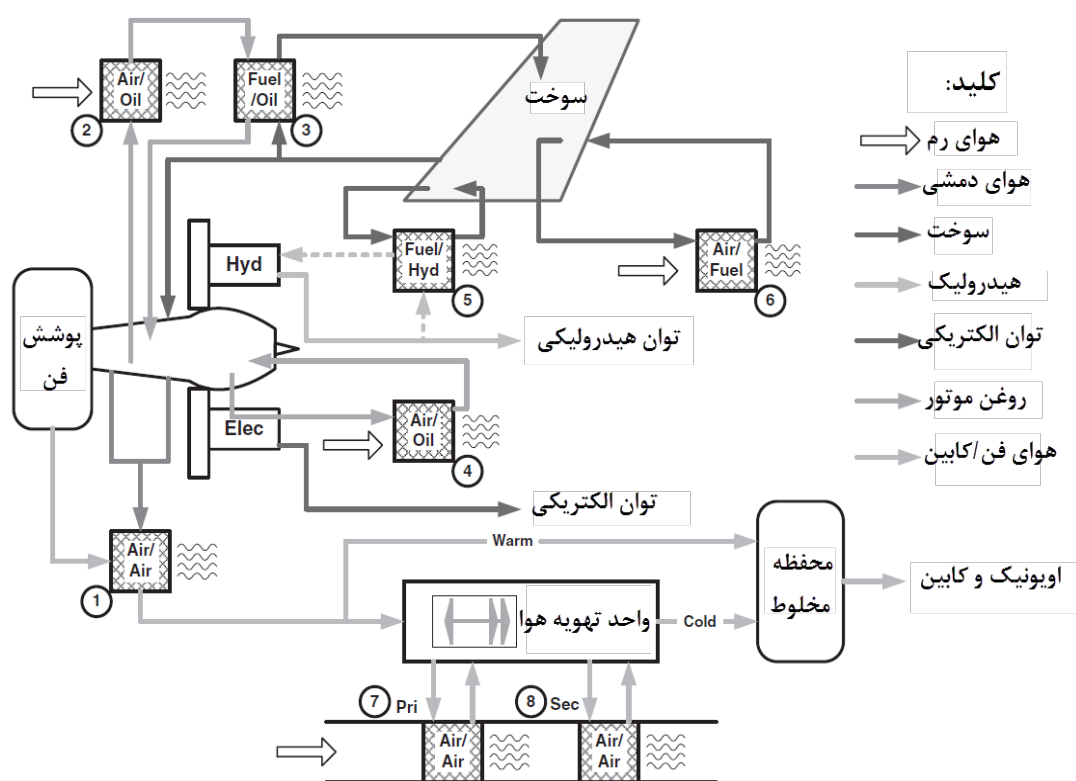
می‌شود

۳- از سوخت برای خنک کردن روغن موتور در مبدل حرارتی کولر روغن ثانویه استفاده

می‌شود

۴- روغن ژنراتور برق درایو یکپارچه (IDG)<sup>۱</sup> توسط هوا خنک می‌شود

۵- مایع خط برگشت هیدرولیک قبل از بازگشت به مخزن توسط سوخت خنک می‌شود



شکل ۴-۷- نمونه ای از تعامل‌های سامانه

<sup>1</sup> Integrated Drive Generator

۶- سوخت هواپیما توسط مبدل حرارتی هوا / سوخت سرد می‌شود

۷- هوای رم در مبدل‌های حرارتی اولیه ، بسته تهویه مطبوع ، برای خنک کردن هوای

ورودی دمیده شده قبل از ورود به مبدل‌های حرارتی ثانویه استفاده می‌شود.

۸- مبدل‌های حرارتی ثانویه، هوا را تا دمای مناسب برای مخلوط کردن با هوای گرم قبل

از تحویل به کابین خنک می‌کنند.

سامانه‌های اویونیک و مأموریتی عمدتاً مبتنی بر ساختار اطلاعات است و اگرچه تقاضا برای

نصب و راه اندازی آنها کم است، اما بخش عمده‌ای از ادغام آن بر پایه شبکه های داده

می‌باشد. همانطور که در زیر آمده است، این سامانه‌ها و زیر سامانه‌ها می‌توانند بیشتر به

زیر سامانه‌های فرعی تقسیم شوند.

#### ۴-۴-۱- سامانه‌های سازه هوایی<sup>۱</sup>

سازه هواپیما را می‌توان به عنوان یک سامانه مشاهده کرد زیرا مجموعه‌ای پیچیده و

یکپارچه از اجزای سازه‌ای است که وزن سامانه‌ها و مسافران و بارها و فشارهای زیادی را

در کل ساختار تحمل می‌کند. سازه هواپیما به عنوان مجموعه ای از سامانه‌های فرعی است

که برای یکپارچگی کل ساختار ساخته شده است. این فصل بیش از این به تشریح سازه

هوایی نمی‌پردازد و بر سایر سامانه‌های هواپیما تمرکز خواهد کرد که سازه بستری را برای

انجام نقش آنها فراهم می‌کند.

---

<sup>۱</sup> Airframe Systems

#### ۴-۴-۲- سامانه‌های عمومی هواپیما<sup>۱</sup>

سامانه‌های هواپیما همچنین به عنوان سامانه‌های عمومی یا سامانه‌های کمکی شناخته می‌شوند. بسیاری از این سامانه‌ها برای هواپیماهای تجاری و نظامی مشترک هستند. آنها ترکیبی از سامانه‌ها با خصوصیات بسیار متفاوت هستند. برخی با سرعت بالا، حلقه بسته، کنترل یکپارچگی بالا، مانند کنترل پرواز، برخی دیگر جمع آوری و پردازش داده‌های زمان واقعی با برخی از توابع کنترل فرآیند، مانند سامانه سوخت، و در عین حال برخی دیگر پردازش منطقی ساده‌ای هستند، از جمله ترتیب توالی باز و بسته شدن ازابه فرود.

آنچه که مشترک هستند این است که همه آنها به نوعی بر ایمنی پرواز تأثیر می‌گذارند - به عبارت دیگر عدم عملکرد صحیح ممکن است هواپیما، خدمه یا مسافر را به طور جدی به خطر بیندازد.

کارکرد بسیاری از این سامانه‌ها توسط واحد کنترل مبتنی بر نرم افزار انجام می‌شود - واحد های مجزا یا یک سامانه پردازش یکپارچه مانند سامانه مدیریت هواپیما. این بدان معناست که این نرم افزار باید در سطح مناسبی از استحکام طراحی شود:

- **سامانه پیشران<sup>۲</sup>** برای تأمین منبع اصلی نیروی پیشران و توان حرکتی از طریق درخواست خلبان، کنترل‌های سوخت الکترونیکی و هیدرو مکانیکی است. این سامانه،

---

<sup>1</sup> Vehicle Systems

<sup>2</sup> Propulsion system



نیروی پیشران و انرژی لازم برای پرواز را فراهم می‌کند و همچنین نیروی محرکه‌ای برای تولید توان الکتریکی، هیدرولیکی و پنوماتیکی است.

- **سامانه سوخت<sup>۱</sup>** برای تأمین منبع انرژی برای پیشران هست، این سامانه از مخازن، سامانه اندازه‌گیری مقدار سوخت، پمپ‌ها، سوپاپ‌ها، شیرها و لوله‌های بدون بازگشت برای انتقال سوخت از مخزن به دیگر مخازن و موتورها تشکیل شده است. سامانه سوخت نیز برای کنترل مرکز ثقل نیز مورد استفاده قرار می‌گیرد و همچنین استفاده از آن در مبدل‌های حرارتی برای دریافت انرژی حرارتی از سامانه‌های دیگر است.
- **تولید و توزیع توان الکتریکی<sup>۲</sup>** برای تولید برق AC و DC از ژنراتورها و باتری‌های متصل به موتور و توزیع انرژی در کلیه تجهیزات متصل است، همچنین برای محافظت از میله‌های برقی و سیم‌های برقی از خطای اتصالی
- **تولید و توزیع توان هیدرولیکی<sup>۳</sup>** برای تولید نیروی هیدرولیک از پمپ‌های موتور محرک و توزیع نیروی هیدرولیک در کلیه سامانه‌های متصل به آن هست. تأمین هیدرولیک باید تحت فشار و مطابق تحت فشار در تمام شرایط تقاضا باشد و توسط مایع هیدرولیک تمیز تهیه شده و برای تشخیص و جداسازی نشت تأمین شود. بیشتر مبدل‌های حرارتی در سامانه از طریق مبدل‌های گرمایش روغن خنک‌کننده روغن به سامانه سوخت منتقل می‌شوند

---

<sup>1</sup> Fuel system

<sup>2</sup> Electrical power generation and distribution

<sup>3</sup> Hydraulic power generation and distribution

- سامانه برق ثانویه<sup>۱</sup> برای تأمین منبع انرژی الکتریکی ، هیدرولیکی و خنک کننده هواپیما در زمین و تأمین نوعی انرژی برای شروع موتورها
- تولیدکننده برق اضطراری<sup>۲</sup> بمنظور تأمین توان برای بازیابی ایمن هواپیما در صورت از دست دادن توان اصلی
- سامانه‌های کنترل پرواز<sup>۳</sup> برای تبدیل فرمان یا دستورات خلبان از سامانه‌های هدایت به کنترل سطوح متحرک برای تغییر وضعیت هواپیما
- ارابه فرود<sup>۴</sup> برای اطمینان از اینکه هواپیما قادر است در بارگذاری‌های مشخص و بر روی سطوح باند تعریف شده، بطور ایمن فرود آید که شامل توالی حرکتی دریچه‌ها، پایه‌ها و چرخ‌ها جهت قرارگیری در مجفذه ارابه فرود است.
- ترمز / ضد سُرش<sup>۵</sup> برای ترمز ایمن بدون سُرش در طیف وسیعی از سرعت و بارهای فرود
- هدایت<sup>۶</sup> به منظور فراهم کردن هدایت هواپیما روی باند با قدرت خود هواپیما یا در هنگام کشیدن با یدک‌کش
- سامانه کنترل محیطی<sup>۷</sup> برای تأمین هوای با درجه حرارت و رطوبت مناسب برای تأمین محیطی ایمن و راحت برای خدمه ، مسافران و تجهیزات اویونیکی

---

<sup>1</sup> Secondary power system

<sup>2</sup> Emergency power generation

<sup>3</sup> Flight control systems

<sup>4</sup> Landing gear

<sup>5</sup> Brakes/anti-skid

<sup>6</sup> Steering

<sup>7</sup> Environmental control system

- **حفاظت از آتش<sup>۱</sup>** برای نظارت بر تمام فضاهایی که در آن خطر آتش سوزی، دود یا گرم شدن بیش از حد وجود دارد، و هشدار به خدمه و تأمین وسیله‌هایی برای خاموش کردن آتش
  - **محافظت از یخ<sup>۲</sup>** برای نظارت بر شرایط محیط خارجی برای تشخیص شرایط یخ زدگی و جلوگیری از ایجاد یخ یا از بین بردن یخ
  - **روشنایی خارجی<sup>۳</sup>** برای اطمینان از اینکه هواپیما برای سایر هواپیماها قابل مشاهده است و در حین حرکت روی باند در شب دید مناسب وجود داشته باشد.
  - **گرمایش پرابه‌ها<sup>۴</sup>** برای جلوگیری از یخ زدگی پرابه‌های اندازه‌گیری فشارهای استاتیک و سکون، دما و موقعیت هواپیما.
  - **سامانه مدیریت سامانه‌های هواپیما<sup>۵</sup>** برای تأمین یک سامانه پردازش یکپارچه و سامانه ارتباطی واسط با اجزای سامانه، انجام کنترل کارکردها، تأمین توان مورد نیاز محرک‌ها و پیشران‌ها و برقراری ارتباط با نمایشگرهای کابین خلبان
- هواپیماهای نظامی همچنین به سامانه‌های زیر نیاز دارند:**
- **فرار خدمه<sup>۶</sup>** وسیله‌ای برای کمک به فرار خدمه پرواز (خلبان) از کانوپی فراهم می‌کند

---

<sup>1</sup> Fire protection

<sup>2</sup> Ice protection

<sup>3</sup> External lighting

<sup>4</sup> Probe heating

<sup>5</sup> Vehicle systems management system

<sup>6</sup> Crew escape

- پرتاب یا تکه تکه کردن کانوپی<sup>۱</sup> برای فراهم کردن وسیله ای برای از پرتاب کانوپی از هواپیما یا خورد کردن کانوپی جهت فراهم کردن وسیله خروج برای فرار خدمه پرواز (خلبان)
  - حفاظت بیولوژیکی و شیمیایی<sup>۲</sup> برای محافظت از خدمه در برابر اثرات سمی آلودگی های شیمیایی یا بیولوژیکی
  - مکانیزم نگهداشت<sup>۳</sup> برای فراهم کردن وسیله ای برای متوقف کردن هواپیما در عرشه ناو یا در انتهای باند فرودگاه
  - سوخت گیری در پرواز<sup>۴</sup> برای این که هواپیما بتواند از هواپیمای سوخت رسان سوخت خود را بدست آورد
  - قفل عرشه هلیکوپتر<sup>۵</sup> برای ایمن سازی بالگردها به یک عرشه ناو
- هواپیماهای تجاری و هواپیماهای نظامی بزرگ به منظور بهره برداری خاص به سامانه های زیر نیاز دارند:
- آشپزخانه<sup>۶</sup> اجازه می دهد تا وعده های غذایی برای مسافران تهیه و پخته شود
  - تخلیه مسافر<sup>۷</sup> برای تخلیه ایمن مسافران

---

<sup>1</sup> Canopy jettison or fragmentation

<sup>2</sup> Biological and chemical protection

<sup>3</sup> Arrestor mechanism

<sup>4</sup> In-flight refuelling

<sup>5</sup> Helicopter deck lock

<sup>6</sup> Galley

<sup>7</sup> Passenger evacuation

- سامانه‌های سرگرمی<sup>۱</sup> برای ارائه سرگرمی های صوتی و تصویری برای مسافران
- ارتباطات از راه دور<sup>۲</sup> به مسافران امکان برقراری تماس تلفنی و ارسال نامه الکترونیکی در پرواز را می‌دهد
- توالت و فاضلاب<sup>۳</sup> برای تأمین مدیریت بهداشتی توالت و فاضلاب
- اکسیژن گازی<sup>۴</sup> برای استفاده مسافر در صورت کاهش فشار
- روشنایی کابین و اضطراری<sup>۵</sup> برای تأمین روشنایی عمومی برای کابین و آشپزخانه، چراغ مطالعه، روشنایی خروجی‌ها و چراغهای اضطراری جهت تأمین مسیر بصری به سمت خروجی

#### ۴-۴-۳- ویژگی‌های رابط سامانه‌های هواپیما

برای کنترل این سامانه‌ها باید رابط‌هایی طراحی شود که طیف گسترده‌ای از سنسورها و انواع محرک‌ها را برآورده کند. مثالهای ورودی ذکر شده در زیر دارای تنوع از نوع، دامنه، مقاومت در برابر منبع و نرخ پاسخ هستند:

---

<sup>1</sup> Entertainment systems

<sup>2</sup> Telecommunications

<sup>3</sup> Toilet and waste water

<sup>4</sup> Gaseous oxygen

<sup>5</sup> Cabin and emergency lighting

رله یا سوئیچ	صفر یا ۲۸ ولت گسسته
پروب سنج سوخت	خازن
چگالی سوخت	سنسور خواص سوخت
خواص سوخت	سنسور خازنی
سرعت دورانی	پراب پالس (سرعت سنج دورانی)
موقعیت خطی	LVDT
موقعیت دورانی	رمزگذار شافت؛ RVDT؛ همگام
موقعیت عملگر	پتانسیلومتر یا ترانسفورماتور متغیر جرئی
دما	ترمیستور یا مقاومت پلاتین
فشار	فشارسنج یا پیزو الکتریک
جریان (AC)	ترانسفورماتور جریان
جریان (DC)	سنسور اثر هال
سنجش سطح	ترمیستور
تقرب	حسگر سوئیچ تقرب (مجاورت)

مثال‌های خروجی:

فرمان‌های شیر	صفر یا ۲۸ ولت گسسته
موتور DC	توان محرک DC
محرک عملگر	ولتاژ کم آنالوگ
سروو عملگر	محرک سرو جریان پایین
پمپ سوخت	محرک جریان بالا
لامپ‌های هشداردهنده	رشته بار لامپ یا LED
بارهای پر قدرت	کنتاکتور برق (حداکثر ۴۰۰ آمپر در فاز)

#### ۴-۴-۴- سامانه‌های اویونیک

سامانه‌های اویونیک برای هواپیماهای غیر نظامی و تجاری مشترک است. با این حال، تمام هواپیما با مجموعه کاملی که در زیر آمده است مجهز نیستند. مأموریت هواپیما مجموعه دقیق سامانه‌ها را تعیین می‌کند. اکثر سامانه‌ها داده‌ها را جمع‌آوری، پردازش، انتقال و به داده‌ها پاسخ می‌دهند. هرگونه انتقال انرژی معمولاً توسط یک فرمان به سامانه هواپیما انجام می‌شود.

نمونه‌ای از این امر تغییر وضعیت هواپیما است که خواسته سامانه مدیریت پرواز است و توسط سامانه‌های خلبان خودکار و کنترل پرواز انجام می‌شود.

- **نمایشگرها و کنترلرها<sup>۱</sup>** برای تأمین اطلاعات و اخطارهای پروازی هواپیما به خدمه و خلبان
- **ارتباطات<sup>۲</sup>** تأمین وسیله ارتباط بین هواپیما و کنترل ترافیک هوایی و سایر هواپیماها
- **ناوبری<sup>۳</sup>** برای ارائه قابلیت سیر (ناوبری) با دقت بالا در سراسر جهان
- **سامانه مدیریت پرواز<sup>۴</sup>** تأمین وسیله‌ای برای ورود به طرح‌های پرواز و اجازه عملکرد خودکار هواپیما مطابق طرح‌ها

---

<sup>1</sup> Displays and controls

<sup>2</sup> Communications

<sup>3</sup> Navigation

<sup>4</sup> Flight Management System

- سامانه های فرود خودکار<sup>۱</sup> برای فراهم آوردن قابلیت تقرب و فرود خودکار در شرایط دید ضعیف با استفاده از سامانه فرود ابزاری (ILS<sup>۲</sup>). سامانه فرود مایکروویو (MLS<sup>۳</sup>) یا سامانه موقعیت یابی جهانی (GPS<sup>۴</sup>)
- رادار هواشناسی<sup>۵</sup> برای ارائه اطلاعاتی در مورد شرایط آب و هوایی پیش روی هواپیما - هم بارندگی و هم اغتشاشات پیش روی هواپیما
- IFF / SSR<sup>۶</sup> برای ارائه اطلاعات در مورد شناسایی هواپیما و ارتفاع ترافیک هوایی
- سامانه جلوگیری از برخورد ترافیک (TCAS<sup>۷</sup>) برای کاهش خطر برخورد با هواپیماهای دیگر
- سامانه هشدار نزدیکی زمینی (GPWS<sup>۸</sup>) / سامانه هشدار اجتناب از زمین (TAWS<sup>۹</sup>) برای کاهش خطر پرواز هواپیما در برخورد با زمین یا موانع بلند (کوه)
- تجهیزات اندازه گیری از راه دور (DME<sup>۱۰</sup>) برای اندازه گیری فاصله از یک نقطه یا نشانه
- جهت یاب خودکار (ADF<sup>۱۱</sup>) برای تعیین جهت (موقعیت) از یک نقطه یا نشانه

---

<sup>1</sup> Automated landing systems

<sup>2</sup> Instrument Landing System

<sup>3</sup> Microwave Landing System

<sup>4</sup> Global Positioning System

<sup>5</sup> Weather radar

<sup>6</sup>

<sup>7</sup> Traffic collision avoidance system

<sup>8</sup> Ground proximity warning system

<sup>9</sup> Terrain avoidance warning system

<sup>10</sup> Distance measuring equipment

<sup>11</sup> Automatic direction finding



- ارتفاع سنج راداری<sup>۱</sup> برای تعیین ارتفاع هواپیما تا سطح زمین یا دریا
- اندازه گیری داده های هوا<sup>۲</sup> برای ارائه اطلاعات به سایر سامانه ها در مورد ارتفاع، سرعت هوا، دمای هوای بیرون و عدد ماخ
- ضبط کننده داده سانحه<sup>۳</sup> برای ثبت مداوم پارامترهای مشخص شده هواپیما برای استفاده در تجزیه و تحلیل حوادث جدی
- ضبط کننده صدا کابین خلبان<sup>۴</sup> برای ضبط مداوم صدای خدمه های ویژه برای استفاده در تجزیه و تحلیل حوادث جدی
- روشنایی داخلی<sup>۵</sup> برای تأمین روشنایی مناسب برای همه پانل ها و نمایشگرها در عرشه پرواز

#### ۴-۴-۵- ویژگی های سامانه های عمومی هواپیما و سامانه های ایونیکی

گرچه هر دو سامانه عمومی هواپیما و سامانه ایونیکی از فناوری مدرن دیجیتال، پردازنده ها و مجتمع های داده استفاده گسترده ای می کنند ولی روش های بهره برداری از این فناوری ها کاملاً متفاوت است. تفاوت های اساسی بین کارهایی که هر کدام برای هواپیما انجام می دهند، منجر به تفاوت های قابل توجهی می شود، که در زیر آورده شده است.

---

<sup>1</sup> Radar altimeter

<sup>2</sup> Air data measurement

<sup>3</sup> Accident data recorder

<sup>4</sup> Cockpit voice recorder

<sup>5</sup> Internal lighting

## سامانه‌های عمومی هواپیما:

سامانه‌های عمومی هواپیما دارای مشخصات زیر هستند:

- عدم داده‌های فشرده - انواع سیگنال متغیر و چندگانه هستند
- به طور کلی نرخ داده‌های پایین و نرخ تکرار پائین (برخی موارد استثناء هم وجود دارد)
- وضوح پایین داده - معمولاً رزولوشن ۸ بیتی و گاهی اوقات ۱۲ بیت
- حافظه و توان پایین‌تر
- نمایش فشرده به صورت درخواستی
- حجم فیزیکی زیاد ورودی/ خروجی و انبوه سیم‌کشی

## سامانه‌های اویونیک:

سامانه‌های اویونیک ویژگی‌های زیر را دارند:

- اطلاعات و داده‌های فشرده
- داده‌های زیاد و نرخ تکرار بالا
- به طور معمول محاسبات در وضعیت ۳۲ بیتی
- حافظه بالا و نیازهای توان بالا
- نمایشگر با کیفیت بالا
- حجم کم فیزیکی ورودی خروجی‌ها و حداقل سیم‌کشی ورودی خروجی‌ها

#### ۴-۴-۶- سامانه‌های مأموریتی

هواپیماهای نظامی به تعدادی سنسور و محاسبگر نیاز دارند تا خدمه بتوانند مأموریت‌های تعیین شده را انجام دهند. سامانه‌های مأموریتی، اطلاعاتی راجع به محیط بیرون از سنسورهای فعال و غیرفعال به دست می‌آورند و این اطلاعات را برای شکل‌گیری اطلاعات پردازش می‌کنند. این توسط خدمه، که گاه با همکاری تحلیلگران از راه دور در زمین انجام می‌شود، برای تصمیم‌گیری‌هایی که ممکن است شامل حمله باشد، استفاده می‌شود. بنابراین، این تصمیمات ممکن است منجر به شلیک سلاح‌های دفاعی شود، عملی که به مجموعه خاصی از ملاحظات طراحی ایمنی و هماهنگی نیاز دارد:

- رادار شناسایی و حمله<sup>۱</sup> برای ارائه اطلاعات در مورد اهداف دشمن و یا دوست
- سنسورهای الکترو نوری<sup>۲</sup> برای ارائه شناسایی منفعل اهداف
- اقدامات پشتیبانی الکترونیکی (ESM<sup>۳</sup>) برای ارائه اطلاعات مربوط به انتشار، دامنه و قدرت فرستنده‌های دشمن
- ردیاب ناهنجاری مغناطیسی (MAD<sup>۴</sup>) برای تأیید حضور اشیاء فلزی بزرگ در زیر سطح دریا (زیر دریایی) قبل از حمله
- سنسورهای آکوستیک<sup>۵</sup> برای ارائه وسیله‌ای برای تشخیص و ردیابی عبور اشیاء زیر

آب

---

<sup>1</sup> Attack or surveillance radar

<sup>2</sup> Electro-optical sensors

<sup>3</sup> Electronic support measures

<sup>4</sup> Magnetic anomaly detector

<sup>5</sup> Acoustic sensors

- محاسبه مأموریت<sup>۱</sup> برای جمع آوری اطلاعات سنسور و تهیه تصویر داده به کابین خلبان یا خدمه ایستگاه‌های ماموریت
- کمک‌های دفاعی<sup>۲</sup> برای فراهم کردن ابزاری برای شناسایی حمله موشکی و استفاده از اقدامات متقابل
- سامانه سلاح<sup>۳</sup> برای تسلیح ، هدایت و شلیک سلاح از ایستگاه‌های تسلیحات هواپیما
- ارتباطات<sup>۴</sup> با استفاده از انواع مختلف ابزار ارتباط مستقیم در خط دید ، فرکانس بالا (HF) یا سامانه های ارتباطی ماهواره ای
- نگهداشت ایستگاه<sup>۵</sup> به منظور فراهم کردن وسیله ای برای حفظ امنیت ساختار در شرایطی که روشن بودن ایستگاه مجاز نیست
- سامانه‌های جنگ الکترونیکی<sup>۶</sup> برای شناسایی و تشخیص انتشار امواج دشمن، جمع آوری و ضبط ترافیک و در صورت لزوم تهیه وسیله‌ای برای انتشار امواج فریب
- دوربین‌هایی<sup>۷</sup> برای ضبط آثار شلیک سلاحبر اهداف یا تهیه تصویر با وضوح بالا از زمین برای اهداف اطلاعاتی
- نمایش بالاسر<sup>۸</sup> اطلاعات اولیه هواپیما و اهداف مربوط به سلاح را به خدمه ارائه می‌دهد

---

<sup>1</sup> Mission computing

<sup>2</sup> Defensive aids

<sup>3</sup> Weapons system

<sup>4</sup> Communications

<sup>5</sup> Station keeping

<sup>6</sup> Electronic warfare systems

<sup>7</sup> Cameras

<sup>8</sup> HUD: Head-up display

- نمایشگرهای کلاه ایمنی<sup>۱</sup> برای ارائه اطلاعات اولیه پرواز و اطلاعات مربوط به اسلحه به خدمه، در حالیکه آزادی حرکت سر را امکان پذیر می‌سازد.
- ارتباط داده<sup>۲</sup> به منظور انتقال و دریافت پیام‌ها تحت ارتباطات ایمن با استفاده از داده‌ها به جای صدا

#### ۴-۴-۷- ویژگی‌های رابط سامانه‌های مأموریتی

در عصر استفاده گسترده از فناوری داده‌های دیجیتال، همانطور که قبلاً بیان شد، سامانه‌های مأموریتی از طیف گسترده‌ای از حسگرهای الکترونیکی استفاده می‌کنند که کل طیف الکترومغناطیسی را از ۱۰۰ کیلوهرتز ( $1 \times 10^5$  هرتز) تا ۱۰۰۰ تراهرتز ( $1 \times 10^{15}$  هرتز) را پوشش می‌دهند. این بازه بخش‌هایی از طیف الکترومغناطیسی را پوشش می‌دهد که تجهیزات ارتباطی، راداری و الکترو نوری در آن فعالیت می‌کنند. این رشته ای کاملاً پیچیده است، خوانندگان جهت کسب اطلاعات بیشتر به کتاب سامانه‌های اویونیک‌ی نظامی [11] مراجعه نمایند.

#### ۴-۵- سامانه‌های زمینی

سامانه‌های مستقر در هواپیما با مجموعه ای از سامانه‌های زمینی، مطابق شکل ۲-۸، در ارتباط می‌باشند که عبارتند از:

---

<sup>1</sup> Helmet-mounted displays

<sup>2</sup> Data link

**تست پرواز<sup>۱</sup>** - در مرحله آزمایش توسعه و بهینه سازی هواپیما، به جمع آوری اطلاعات از سامانه‌های هواپیما برای تجزیه و تحلیل در روی زمین نیاز خواهد بود. نتایج حاصل از تحلیل، طراحان سامانه را در مورد تأیید طراحی سامانه‌ی خود آگاه می‌کند و به عنوان بخشی از شواهد عملکرد ایمن و صحیح مورد استفاده قرار خواهد گرفت. داده‌ها از اتصال مستقیم به سیم‌کشی سامانه یا از شبکه مجتمع داده هواپیما جمع آوری می‌شود. داده‌ها را در حافظه قابل حمل جهت بهره‌برداری پس از پرواز ذخیره می‌کنند، و یا با استفاده از تله‌متری به ایستگاه زمینی منتقل می‌شود.

**پایش سلامتی<sup>۲</sup>** - معمول است که سلامت سازه، موتورها و سامانه‌های هواپیما به طور مداوم مورد بررسی قرار گیرند تا خرابی‌های قابل مشاهده را ثبت کنند، اما معمولاً برای جمع آوری داده‌ها برای شناسایی گرایش به سمت افت عملکرد، به گونه‌ای است که تصمیم‌گیری هوشمندانه تری درباره تعویض یا تعمیر تجهیزات اتخاذ شود. سامانه‌هایی مانند سامانه‌های نظارت بر سلامت موتور، سامانه‌های نظارت بر سلامت سازه‌ای و سامانه‌های پیش‌بینی در بسیاری از هواپیماها یافت می‌شوند.

**تحقیقات سانحه<sup>۳</sup>** - داده‌ها از اتصالات مستقیم به سامانه‌های هواپیما و شبکه‌های مجتمع داده‌های هواپیما بطور مداوم جمع‌آوری می‌شود تا در تعیین علت سوانح کمک کند. داده‌ها معمولاً در ضبط‌کننده داده سانحه ذخیره می‌شوند که مقاومت در برابر تصادم

---

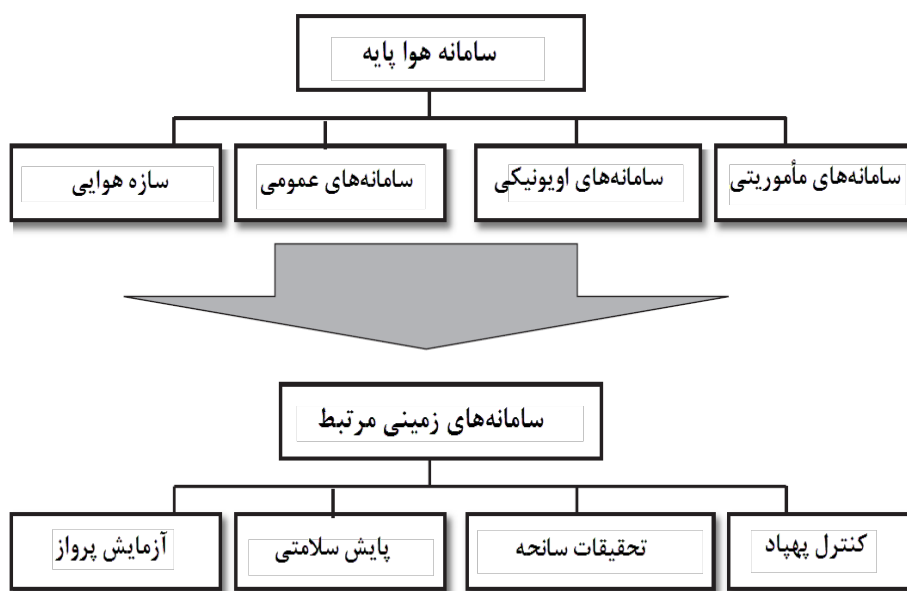
<sup>1</sup> Flight test

<sup>2</sup> Health monitoring

<sup>3</sup> Accident investigation

شدید، آتش‌سوزی و غوطه‌وری در آب دریا است. داده‌های سامانه توسط ضبط صدا کابین خلبان تکمیل شده و همچنین طرحی در مورد ضبط ویدیو مطرح می‌باشد.

**کنترل پهپاد<sup>۱</sup>** - سامانه‌های هوایی بدون سرنشین برای جمع‌آوری اطلاعات و انجام اقدامات نظامی، معمولاً تحت کنترل یک ساختار فرماندهی انسانی استفاده می‌شود. حتی در صورت دستیابی به اینگونه پهپادهای با خودمختاری بیشتر، هنوز هم نیاز به جمع‌آوری اطلاعات برای تجزیه و تحلیل و ارسال دستورات به پهپاد در سطح زمین وجود دارد. برای این کار نیاز به پهپادی با تله متری و با مسیرهای ارتباطی برای دستورات بازگویی و بازگذاری اطلاعات می‌باشد.

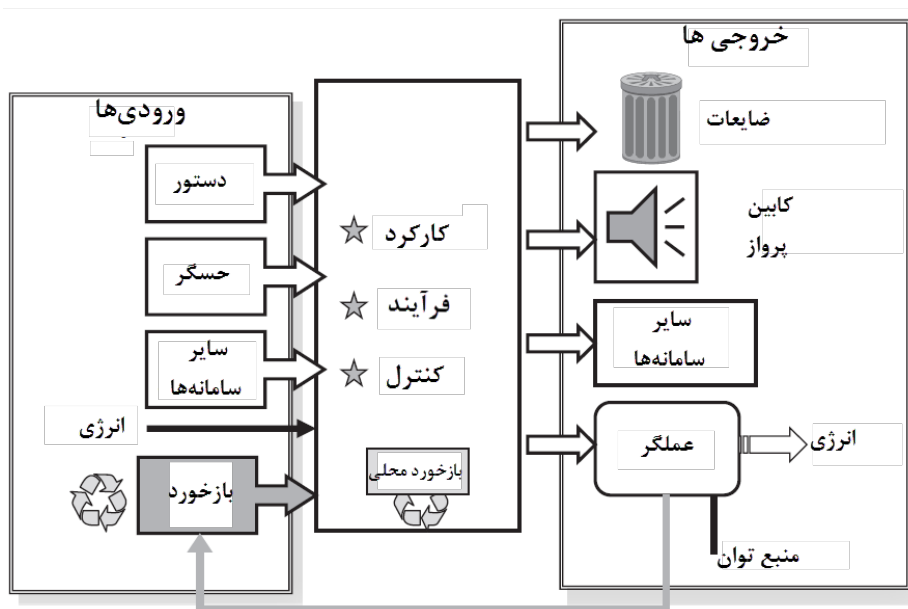


شکل ۴-۸- یکپارچگی سامانه‌های زمینی و هواپایه

<sup>۱</sup> UAV control

#### ۴-۶- ویژگی‌های سامانه‌های عمومی و افزونگی

یک هواپیما با توجه به نقش خاص آن، به ترکیبات مختلفی از این سامانه‌ها مجهز خواهد شد. برخی از سامانه‌ها برای هواپیما جدایی‌ناپذیر هستند، برخی دیگر به عنوان تجهیزات ماموریتی در پالت‌ها یا غلاف‌های بالدار حمل می‌شوند. اکثر این سامانه‌های مهندسی قالب مشابه دارند. یک سامانه هواپیما معمولی در شکل ۴-۹ نشان داده شده است که ویژگی‌های اصلی هر سامانه را نشان دهد:



شکل ۴-۹- نمودار بلوکی سامانه معمول هواپیما

- ورودی‌ها متشکل از:



- درخواست (یا دستور) یک ورودی آگاهانه به سامانه است که نیاز به پاسخی آگاهانه دارد.
- درخواست ممکن است از یک اپراتور یا یک سامانه دیگر باشد. به طور معمول، درخواست ناشی از حرکت یک مکانیسم توسط اپراتور، به عنوان مثال، اهرم دریچه گاز، سوئیچ، ستون کنترل یا فرمان چرخ حاصل می‌شود. تکنیک‌های مدرن از ورودی مستقیم صدا (<sup>1</sup>DVI) یا با کنترل مکان نما از جمله موس و تویی ردیاب<sup>2</sup> نیز بهره‌مند می‌شوند.
- ورودی‌های حسگرها برای اصلاح رفتار سامانه یا تهیه اطلاعات برای فعال کردن عملکرد یا فرآیند فراهم می‌شوند. به طور معمول این داده‌ها از حسگرها یا دستگاه‌های اندازه‌گیری که عملکرد سامانه یا پارامترهای محیطی مانند سرعت، جابجایی زاویه ای یا دورانی، نرخ تغییرات، فشار، دما و غیره را به شکل آنالوگ یا دیجیتال رصد می‌کنند.
- سایر سامانه‌ها ممکن است اطلاعاتی را ارائه دهند که توسط الزامات کارکردی یا فرایندی که باید انجام شود، تعیین شده است. این داده‌ها ممکن است به صورت آنالوگ، گسسته یا دیجیتال ارائه شود.
- بازخورد از دستگاه‌های اندازه‌گیری یا حسگرهای موجود در دستگاه‌های خروجی بدست می‌آید تا کنترل پایداری خروجی انجام شود.

---

<sup>1</sup> Direct Voice Input

<sup>2</sup> tracker ball

- انرژی فراهم می شود تا سامانه قادر به کار باشد. این معمولاً به صورت جریان متناوب یا جریان مستقیم از منبع برق است که معمولاً باید توسط سامانه نظارت شود تا از ولتاژ صحیح و عاری از گذرا یا اغتشاش اطمینان حاصل شود تا از عملکرد صحیح اطمینان حاصل شود.

- **فرآیند یا وظیفه** که کاری را انجام می دهد، ممکن است توسط محرک های فیزیکی، مکانیکی، الکتریکی، الکترونیکی، سیال یا نرم افزار انجام شود. این فرآیند توسط افراد یا با رویدادهای طبیعی یا بیولوژیکی یا توسط یک ماشین یا با ترکیبی از شخص و ماشین انجام می شود. ترکیب دوم این است که اغلب در هوافضا و سامانه های صنعتی با آن روبرو می شوند و حاوی بخش های زیادی از چالش های رابط انسان / ماشین<sup>۱</sup> است.

### خروجی متشکل از:

- محرک ها وسایلی هستند که انرژی الکتریکی را به حرکت تبدیل می کنند - حرکت دورانی، خطی یا زاویه ای ، که اغلب از منابع دیگری مانند روغن هیدرولیک یا هوای فشار بالا استفاده می کنند، اگرچه دستگاه های برقی با ولتاژ بالا شایع تر هستند. این محرک ها معمولاً به عنوان عملگر<sup>۲</sup> شناخته می شوند و از طریق مکانیسمی برای جابجایی سطحی مانند سطوح کنترل پرواز، دربها، ارايه فرود ، لنت ترمز و غیره عمل می کنند.

---

<sup>1</sup> human/machine interface

<sup>2</sup> Actuator

- سایر سامانه‌ها برای تکمیل فرآیند خود ممکن است به داده یا دستوراتی به عنوان ورودی نیاز داشته باشند. این ممکن است به صورت داده های آنالوگ ، گسسته یا دیجیتالی باشد.

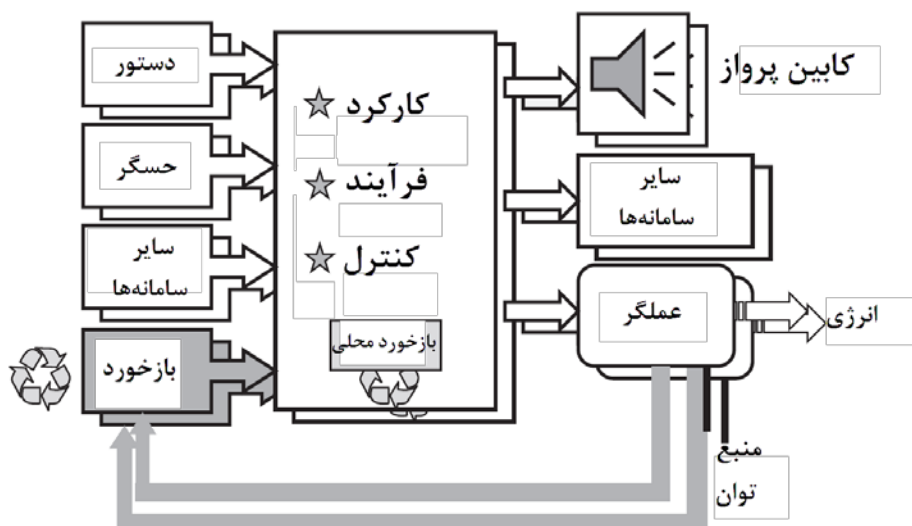
- نشان دهنده‌ها و هشداردهنده‌ها در کابین خدمه پروازی به گونه ای که خدمه از عملکرد صحیح و یا نادرست سامانه آگاه باشند.

- محصولات زائدی توسط سامانه در نتیجه تبدیل انرژی یا در نتیجه کارکرد سامانه تولید می‌شوند که عبارتند از: سر و صدای صوتی ، نویز یا تداخل الکتریکی، گرما یا ارتعاش. همه این محصولات می‌توانند تأثیر مخربی بر سایر سامانه‌ها داشته باشند یا می‌توانند دلیلی برای وجود اشکال در کارکرد سایر سامانه‌ها باشند. به عنوان مثال گرمای ایجاد شده توسط یک سامانه باید توسط یک سامانه دیگری، معمولاً یک سامانه خنک کننده به سمت آن هدایت و از بین برود. اگر در مرحله طراحی، محصولات زائد با دقت در نظر گرفته نشوند، می‌توانند به طور جدی بر عملکرد هواپیما تأثیر بگذارند.

- **بازخورد** برای توانمندکردن یک سامانه استفاده می‌شود تا مشخص شود که فرمان خروجی آن در مقیاس زمانی مناسب به وضعیت مطلوب رسیده است و وضعیت مورد نظر پایدار است. بازخورد به عنوان ورودی به سامانه ظاهر می‌شود و از دستگاه اندازه گیری نظارتگر خروجی سامانه گرفته شده است.

**تأثیرات خارجی** بر روی سامانه و اجزای آن توسط محیط پیرامونی و سایر سامانه‌ها حاصل می‌شود. چنین تأثیراتی باید به وضوح درک شود، و تأثیر آنها در طراحی سامانه و عملکرد آن باید در مرحله طراحی در نظر گرفته شود.

عواملی وجود دارند که بر مدل عمومی نشان داده شده در شکل ۴-۹ تأثیر می‌گذارند، که باعث می‌شود پیاده سازی بعضی از سامانه‌ها ایده‌آل نباشد. ایمنی، یکپارچگی، در دسترس بودن، موفقیت مأموریت و درک مشتری عواملی هستند که بر طراحی یک سامانه تأثیر می‌گذارند. در نظر گرفتن این عوامل می‌تواند باعث ایجاد افزونگی حسگرها، کنترل فرآیند و دستگاههای خروجی به منظور تحمل خرابی و در عین حال حفظ برخی از عملکردهای ایمن شود. این یکپارچگی مکانیسم کنترل پایه، باید از طریق کل سامانه منعکس شود، از جمله منابع قدرت و تهیه اطلاعات به خدمه. به عبارت دیگر سامانه باید از ابتدا (ابتدا) تا انتها<sup>۱</sup> ایمن باشد. نمونه ای از افزونگی در شکل ۴-۱۰ نشان داده شده است، که یک سامانه افزونگی دوگانه را نشان می‌دهد.



شکل ۴-۱۰- نمودار بلوکی یک سامانه افزونگی دوگانه هواپیما

<sup>1</sup> End-to-End

در این مثال همه ورودی‌ها، توابع و خروجی‌ها دوگانه شده و با دقت از هم جدا می‌شوند تا از انتشار خطا یا خرابی از یک سامانه به سامانه دیگر جلوگیری شود. این فلسفه می‌تواند به سطوح بیشتر افزونگی چندگانه گسترش یابد. افزونگی سه‌گانه و چهارگانه در طراحی سامانه‌های پیچیده و حساس رایج می‌باشد. هواپیمای نسل جدید شامل تعدادی سامانه مختلف با سطوح مختلف افزونگی است که همه آنها در برآورده کردن اهداف یکپارچگی و در دسترس بودن لازم، برای کل محصول نقش دارند.

#### ۷-۴ - بررسی سامانه نمونه - سامانه کنترل پرواز

در این بخش یکی از سامانه‌های عمومی هواپیما تحت سامانه کنترل پرواز مورد بررسی قرار می‌گیرد. ضمن آشنایی با این سامانه، نوع پیشرفته آن معرفی و مسائل ایمنی بکار رفته تشریح می‌گردد.

##### ۴-۷-۱ - آشنایی با سامانه کنترل پرواز

سامانه کنترل پرواز، مجموعه‌ای از تجهیزات مکانیکی و الکتریکی است که اجازه می‌دهد هواپیما با دقت و قابلیت اطمینان بسیار بالایی پرواز کند. سامانه کنترل پرواز شامل کنترل کننده‌های کابین، حسگرها و عملگرها (هیدرولیکی، مکانیکی) و رایانه‌ها می‌باشد. سامانه کنترل پرواز به دو نوع اولیه و ثانویه تقسیم می‌گردد:

- **سامانه کنترل پرواز اولیه<sup>۱</sup>** کنترل عرضی روی شهرها و براگیر، کنترل طولی روی الویتور و کانارد و کنترل سمتی روی رادر را برعهده دارد.

---

<sup>۱</sup> Primary FCS

• سامانه کنترل پرواز ثانویه<sup>۱</sup> کنترل تریم طولی، عرضی-سمتی روی سامانه کنترل

پرواز اولیه، کنترل روی سطوح برازا لبه حمله<sup>۲</sup> و لبه فرار بال<sup>۳</sup>، کنترل نیروی پیشران را

بر عهده دارد [6].

سامانه های کنترل پرواز از نظر عملکرد در دو دسته کلی زیر قرار می گیرند:

• سامانه کنترل پرواز برگشت پذیر<sup>۴</sup> (مکانیکی)

• سامانه کنترل پرواز برگشت ناپذیر<sup>۵</sup> (هیدرولیکی، الکتریکی، نوری)

### الف) سامانه کنترل پرواز برگشت پذیر

سامانه کنترل پرواز برگشت پذیر سامانه ای است که در آن زمانیکه فرامین کابین حرکت

می کنند سطوح آیرودینامیکی نیز حرکت می کنند و بالعکس. (ارتباط مکانیکی مستقیم

بین فرامین کابین خلبان و سطوح کنترل بوسیله میله ها، کابل ها و پولی ها وجود دارد)

مهم ترین مشکلات طراحی این نوع سامانه کنترل پرواز بدین شرح است:

(۱) اصطکاک (۲) کشیده شدن کابل (۳) وزن (۴) کیفیت های پروازی (۵) فلانر

مهم ترین مزایای این نوع سامانه کنترل پرواز نیز بدین شرح است:

(۱) سادگی (قابلیت اطمینان) (۲) هزینه کم (۳) تعمیر و نگهداری آسان و کم [1].

### ب) سامانه کنترل پرواز برگشت ناپذیر

---

<sup>1</sup> Secondary FCS

<sup>2</sup> Wing Leading Edge

<sup>3</sup> Wing Trailing Edge.

<sup>4</sup> Reversible FCS

<sup>5</sup> Irreversible FCS

در یک سامانه کنترل پرواز برگشت ناپذیر (هیدرولیکی یا الکتریکی) زمانیکه کنترل‌های درون کابین حرکت می‌کند سطوح کنترل حرکت می‌کند اما بالعکس آن خیر. (یعنی با حرکت سطوح کنترل فرامین درون کابین حرکت نمی‌کند)

سامانه کنترل پرواز برگشت ناپذیر بسته به اینکه سیگنال‌های ارسالی به عملگرها<sup>۱</sup> بوسیله سیم یا فیبر نوری باشد به دو دسته پرواز باسیم (الکتریکی)<sup>۲</sup> یا پرواز با نور<sup>۳</sup> تقسیم می‌گردد.

مشکلات طراحی سامانه کنترل پرواز برگشت ناپذیر:

(۱) پیچیدگی (۲) قابلیت اطمینان (۳) دسترسی برای تعمیرات (۴) هزینه (۵) افزونگی<sup>۴</sup> (۶) آسیب پذیری در برابر برخورد صاعقه در سامانه‌های الکتریکی مزایای آن نیز بدین شرح است:

(۱) انعطاف پذیری در ترکیب فرامین خلبان با دستورات سامانه کنترل خودکار

(۲) قابلیت برآورده نمودن الزامات خوددستی (کیفیت‌های پروازی)

(۳) پتانسیل وزن کمتر

فرضیات طراحی که نقش اساسی در طراحی و توسعه سامانه‌های برگشت ناپذیر ایفا می‌کنند بدین شرح می‌باشند:

الف) قابلیت اطمینان همه اجزا سامانه و نهایتاً نیاز به افزونگی.

---

<sup>1</sup> Actuators

<sup>2</sup> FBW: Fly-By-Wire

<sup>3</sup> FBL: Fly-By-Light

<sup>4</sup> Redundancy.

ب) موقعیت نسبی اجزا سامانه به یکدیگر برای اطمینان از اینکه خرابی یا آسیب ناشی از عوامل خارجی منجر به از کار افتادن کل سامانه نشود.

ج) تعمیر و نگهداری و قابلیت دسترس.

از بین سامانه‌های کنترل پرواز برگشت‌پذیر، نوع پرواز با سیم یا الکتریکی است که در ادامه بررسی می‌شود.

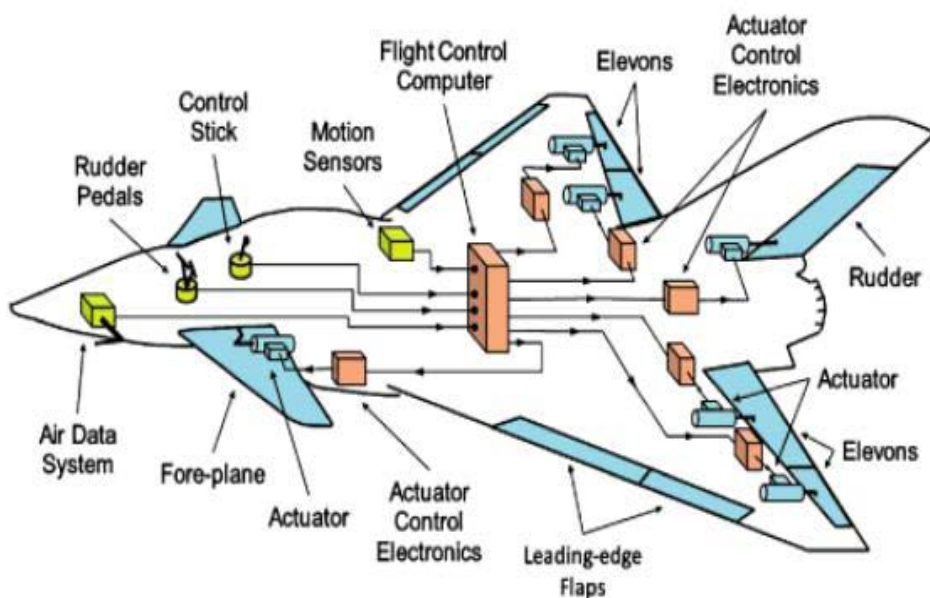
#### ۴-۷-۲- سامانه کنترل پرواز با سیم (الکتریکی)

سامانه پرواز با سیم فناوری است که جایگزین کنترل پرواز مرسوم دستی با بهره‌گیری از یک رایانه می‌گردد (شکل ۴-۱۱). حرکت‌های کنترل پروازی تبدیل به سیگنال‌های الکترونیکی شده و توسط کابل یا سیم انتقال می‌یابد، از این رو پرواز با سیم خوانده می‌شود و رایانه‌های پروازی نیز وجود دارند که تعیین می‌کنند چگونه عملگرهای هر کدام از سطوح کنترلی، حرکت کنند به نحوی که پاسخی مناسب ارائه گردد. همچنین در سامانه کنترل پرواز با سیم، با کمک رایانه هواپیما به منظور پایداری بیشتر حتی اگر عملکردی از سوی خلبان صورت نگیرد، یا جلوگیری از عملیات نادرست خطای انسانی خارج از محدودیتهای پاکت پروازی، سیگنال‌دهی خودکار همیشه وجود دارد [15].

این سامانه در اواخر ۱۹۷۰ با رایانه‌های آنالوگ استفاده شد و رایانه‌های دیجیتال نیز اواخر ۱۹۸۰ بکارگیری شدند. هواپیماهای A319, A320, A330, A340, A380 از خانواده ایرباس و بوئینگ های سری B777, B787 از سامانه الکتریکی استفاده می‌نمایند.



از مشکلات سامانه کنترل پرواز با سیم، تداخلات الکترومغناطیسی<sup>۱</sup> و میدان‌های تشعشعات با چگالی بالا<sup>۲</sup> می‌باشد [16].



شکل ۴-۱۱- فناوری پرواز با سیم

قرار گرفتن برد مداری بین خلبان و هواپیما می‌تواند موجبات ایمنی را فراهم گرداند. برای مثال سامانه کنترلی با سیم می‌تواند تلاش برای جلوگیری از استال کند یا خلبان را از جهت‌دهی<sup>۳</sup>های بیش از اندازه هواپیما بازدارد [17].

نکته اصلی در سامانه‌های سامانه کنترلی پرواز با سیم مبحث قابلیت اطمینان می‌باشد، در حالی که سامانه‌های مکانیکی و هیدرولیکی مرسوم، به مرور زمان تدریجاً تنزل پیدا

<sup>۱</sup> EMI: Electromagnetic Interference.

<sup>۲</sup> HIRF: High Intensity Radiated Field.

<sup>۳</sup> Steer

می‌کنند؛ اما از کار افتادن سامانه رایانه‌ی کنترل پروازی به یکباره رخ می‌دهد، به همین دلیل اغلب سامانه‌های سامانه کنترل پرواز با سیم دارای افزونه‌های<sup>۱</sup> مستقل (مثلاً افزونه‌های سه‌گانه و چهارگانه و غیره) و یا پشتیبانی‌های<sup>۲</sup> هیدرولیکی یا مکانیکی یا ترکیبی از آنها می‌باشند.

#### ۴-۷-۳- اصول ایمنی در سامانه کنترل پرواز با سیم

سامانه کنترل پرواز با سیم معمولاً از چهار کانال مستقل<sup>۳</sup> به منظور جلوگیری از نقص در ارسال سیگنال در وضعیتی که یک کانال یا دو کانال از کار افتاده باشند بهره می‌برند [18].

هواپیماهایی با راندمان بالاتر، که دارای فناوری کنترل پرواز با سیم هستند ممکن است به منظور جبران سریع فقدان پایداری طبیعی، پایداری کمتر و یا حتی تعمداً پایداری منفی در برخی از رژیم‌های پروازی به کار بندند. آزمایش بررسی‌های ایمنی قبل از پرواز فناوری سامانه کنترلی پرواز با سیم با بهره‌گیری از تجهیزات درون ساختاری<sup>۴</sup> صورت می‌پذیرد. در برنامه‌نویسی سامانه، یکسری از گام‌های کنترل به طور خودکار اعمال می‌شود و هر خرابی یا عیبی را به خدمه پروازی نشان می‌دهد [19].

---

<sup>1</sup>. Redundancy

<sup>2</sup>. Back-up

<sup>3</sup>. Quadruplex

<sup>4</sup>. built-in test requirement

## افزونگی:

افزونگی‌های<sup>۱</sup> چندگانه رایانه‌های کنترل پروازی، به طور مداوم خروجی‌های یکدیگر را نظارت می‌کنند. اگر یکی از رایانه‌ها پاسخ نادرستی را به هر دلیلی ارائه دهد که به طور بالقوه شامل خرابی یا خطای نرم‌افزاری و سخت‌افزاری یا از دست رفتن داده‌ها می‌باشد، آنگاه سامانه ترکیبی طراحی شده برای ارائه پاسخ، تصمیم می‌گیرد که کدام عمل مناسب کنترلی را برای هدایت سطوح پروازی و هواپیما به کار گیرد [20].

با توجه به جزئیات سامانه، امکان راه‌اندازی مجدد رایانه‌ی که نادرست کار کرده یا امکان اینکه ورودی‌ها برای توافق بهتر باز ترکیب شوند، وجود دارد. وجود منطق پیچیده، موجب خطاها و خرابی‌های گوناگونی می‌شوند که ممکن است به سامانه اجازه بدهد که به پشتیبان ساده‌تری رجوع کند. علاوه بر آن بسیاری از هواپیماهای اولیه سامانه کنترلی پرواز با سیم دیجیتال، یک پشتیبان آنالوگ و یا مکانیکی و یا هیدرولیکی برای سامانه‌های کنترلی داشته‌اند. در ضمن فضایی‌های شاتل دارای مجموعه‌ای چهارتایی از رایانه دیجیتال بوده که نرم‌افزار اصلی کنترل پرواز را اجرا می‌کنند و یک رایانه پنجم که به طور جداگانه و با عملیات تسهیل شده تکوین یافته است به نحوی که هر وقت خطایی از هر رایانه چهارتایی اصلی را تحت تأثیر قرار دهد پنجمین رایانه برای غلبه بر آن وارد شود. این سامانه پشتیبان،

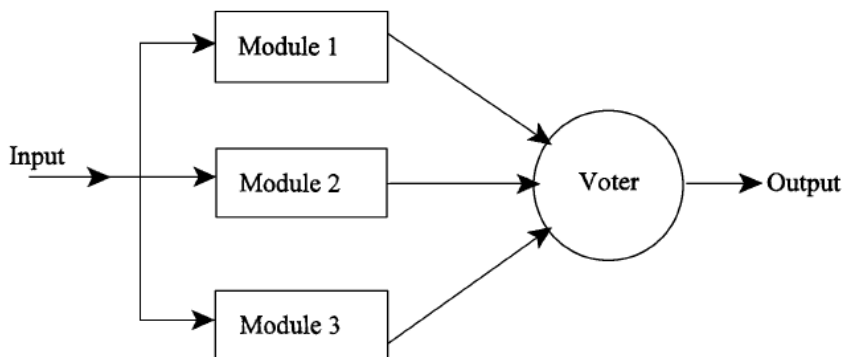
---

<sup>۱</sup> . Redundancy

در راستای کاهش ریسک خطا و کاهش خرابی کلی سامانه کنترل پروازی ناشی از خطای هر یک از چهار رایانه ارایه می‌گردد.

### افزونگی سه‌گانه<sup>۱</sup>

در این تمهید، سه ماژول یا واحد افزونه یکسان، همزمان و به موازات یکدیگر وظیفه یکسانی را انجام می‌دهند و رأی دهنده، خروجی هر سه ماژول را مقایسه می‌کند و به سمت اکثریت سو پیدا می‌کند. سامانه سه‌گانه تنها زمانی یک شکست را تجربه می‌کند که بیش از یک ماژول یا واحد از کار بیفتد یا رأی دهنده کار نکند و به عبارت دیگر این نوع از افزونگی تنها می‌تواند خرابی یک ماژول یا واحد تک را تحمل کند. شکل ۴-۱۲ یک نمودار بلوکی از تمهید سه‌گانه را نمایش می‌دهد.



شکل ۴-۱۲-نمودار بلوکی افزونگی سه گانه

---

<sup>۱</sup> TMR

تمهید افزونگی سه گانه اولین بار توسط فون نئومان در سال ۱۹۵۶ پیشنهاد شد و یکی از نمونه‌های مهم کاربرد آن در رایانه پرتاپگر زحل نورد شماره پنج ناسا بود. این رایانه تمهید افزونگی سه گانه را با رأی دهندگانی در پردازنده مرکزی و رونویسی در حافظه اصلی به کار می‌برد. قابلیت اطمینان سامانه افزونگی سه گانه در معیت رأی دهنده و واحدهای مستقل برابر است با:

$$R_{TMRV} = (3R_m^2 - 2R_m^3)R_V \quad (۱-۴)$$

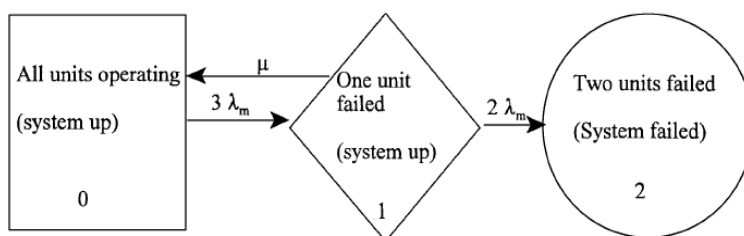
که در آن :

$R_{TMRV}$  قابلیت اطمینان سامانه افزونگی سه گانه در معیت رأی دهنده می‌باشد.

$R_V$  قابلیت اطمینان رأی دهنده می‌باشد.

$R_m$  قابلیت اطمینان ماژول یا واحد می‌باشد.

در تحلیل قابلیت اطمینان سامانه افزونگی سه گانه قبلی، همه واحدها غیر قابل تعمیر در نظر گرفته شد که این در کاربردهای خاصی نظیر اکتشافات فضایی کاملاً درست است اما در سایر موارد ممکنه که واحدهای از کار افتاده، تعمیر شوند. از این رو، در این حالت یک سامانه افزونگی سه گانه قابل تعمیر با واحدهای مشابه و مستقل در معیت رأی دهنده کامل ایده‌ال در نظر می‌گیرند. به طوری که هر زمان هر کدام از واحدهای سامانه افزونگی سه گانه از کار افتاد، فوراً و بلادرنگ تعمیر گردد. اما زمانی که بیش از یک واحد از کار افتاد سامانه افزونگی سه گانه تعمیر نگردد. نمودار فضای حالت سامانه افزونگی سه گانه در شکل ۴-۱۳ نشان داده شده است.



شکل ۴-۱۳- افزونگی با قابلیت تعمیر

تکنیک مارکف به منظور توسعه معادلات احتمالاتی برای نمودار فضای حالت نشان داده شده در شکل ۴-۱۳ استفاده می‌شود. مفروضات ذیل مرتبط با این مدل سامانه افزونگی سه گانه می‌باشد.

- سامانه متشکل از سه واحد مستقل و یکسان (همانند هم) در معیت رأی دهنده کامل ایده‌آل می‌باشد.
- همه واحدهای سامانه فعالند و سامانه زمانی از کار میفتد که بیش از یک واحد خراب شود.
- نرخ وقوع خرابی و نرخ مرمت واحدها ثابت اند.
- سامانه تنها زمانی مرمت می‌شود که یک واحد از کار بیفتد و واحد تعمیر شده به خوبی واحد تازه و نو می‌باشد.
- اعداد داخل کادر مستطیل، لوزی، دایره در شکل ۴-۱۳ حالت‌های خاص سامانه را معرفی می‌کنند.

#### افزونگی چندگانه<sup>۱</sup>

این یک بسط منطقی از افزونگی سه گانه می‌باشد که مشتمل بر  $N$  واحد / ماژول یکسان (مثل هم) می‌باشد. عدد  $N$  هر عدد فردی را با تعریف  $N = 2m + 1$  شامل می‌شود.

<sup>۱</sup> NMR

سامانه افزونگی چندگانه موفق می‌گردد اگر حداقل  $m+1$  واحد به طور معمول کار کند. از آنجایی که رای دهنده به طور سری با سامانه  $n$  ماژوله کار می‌کند لذا مجموعه سامانه از کار میفتد اگر رأی دهنده از کار بیفتد و خراب شود. برای واحدهای مستقل، قابلیت اطمینان افزونگی چندگانه خواهد بود:

$$R_{TMRV} = R_V \left[ \sum_{i=0}^m \binom{N}{i} R_m^{N-i} (1 - R_m)^i \right] \quad (۲-۴)$$

$$\binom{N}{i} = N! / (N - i)! i! \quad (۳-۴)$$

که در آن:

$R_{NMRV}$  قابلیت اطمینان سامانه افزونگی چندگانه در معیت رأی دهنده می‌باشد.

$R_V$  قابلیت اطمینان رأی دهنده می‌باشد.

$R_m$  قابلیت اطمینان ماژول می‌باشد.

تحلیل و آنالیز قابلیت اطمینان وابسته زمانی و سایر موارد این سامانه به همان روش مشابه تحلیل سامانه افزونگی سه گانه می‌توان انجام داد. تمهیدات افزونگی بیشتر را می‌توان در مرجع [20] پیدا کرد.

### قابلیت اطمینان :

برای راندمان مؤثر یک رایانه، بایستی هم نرم‌افزارش و هم سخت‌افزار آن با قابلیت اطمینان مطلوب و متناسبی کار کنند. در واقع، بر اساس مطالعات گسترده صورت گرفته،

ملاحظه می‌شود که به مراتب نرم‌افزار بیشتر در معرض از کارافتادگی قرار دارد تا سخت‌افزار. با این وجود، همچنانکه رایانه‌ها حرفه‌ای‌تر و پیچیده‌تر می‌شوند تقاضا برای قابلیت اطمینان آنها، به صورت نمایی افزایش می‌یابد.

از آنجایی که اصطلاحات ویژه‌ای مختص به قابلیت اطمینان نرم‌افزاری رایانه وجود دارد، از این رو این قسمت برخی از آن اصطلاحات را به همراه تعاریفشان ارائه می‌دهد.

- اشتباه، خطای نرم‌افزاری<sup>۱</sup>: ناهمخوانی‌های لغوی، مفهومی و معنایی، به نحوی که منجر به پیدایش یک یا چندین نقص (عیب) در نرم‌افزار می‌شود.

- نقص، عیب: خصلتی است که روی قابلیت اطمینان قلم اثر معکوس دارد.

- عیب قابل پوشش<sup>۲</sup>: نقصی است که قلم مورد نظر به طور خودکار می‌تواند آن را مرتفع کند.

- عیب غیر قابل پوشش<sup>۳</sup>: نقصی است که قلم مورد نظر قادر نیست به طور خودکار آن را مرتفع کند.

- اشکالزدایی<sup>۴</sup>: که این فرآیند از بین بردن و جداسازی و حذف خطاها و اشتباهات می‌باشد.

---

<sup>1</sup> Software error

<sup>2</sup> Covered fault

<sup>3</sup> Uncovered fault

<sup>4</sup> Debugging



- محاسبه تحمل‌پذیری عیب و خطا<sup>۱</sup>: که آن توانایی اجرای صحیح و موفقیت‌آمیز الگوریتمی خاص و مشخص شده، صرفنظر از خرابی‌های سخت‌افزاری و خطاهای نرم‌افزاری رایانه می‌باشد.
- قابلیت اطمینان نرم‌افزاری: که آن احتمال عملکرد بدون خطای نرم‌افزار داده شده در بازه زمانی مشخص تحت شرایط تعیین شده بر روی ماشین مورد نظر می‌باشد.
- آزمون نرم‌افزاری<sup>۲</sup>: که آن فرآیند اجرای نرم‌افزار برای تعیین اینکه آیا نتایجی که نرم‌افزار تولید می‌کند صحیح‌اند.

#### قابلیت اطمینان سخت‌افزاری در مقایسه با قابلیت اطمینان نرم‌افزاری:

در راستای داشتن درک و فهم بهتر از تفاوت‌های بین قابلیت اطمینان سخت‌افزاری و قابلیت اطمینان نرم‌افزاری رایانه‌ای، جدول ۴-۱ قیاسی از حوزه‌های مهم مربوطه ارائه می‌دهد [20].

جدول ۴-۱ مقایسه قابلیت اطمینان سخت‌افزار و قابلیت اطمینان نرم‌افزار

ردیف	قابلیت اطمینان سخت‌افزاری	قابلیت اطمینان نرم‌افزاری
۱	در اثر استعمال، پیامد فرسودگی به دنبال دارد.	فرسودگی در اثر استعمال وجود ندارد.
۲	بسیاری از قطعات سخت‌افزاری، با توجه به منحنی نرخ خرابی نمودار وانی شکل از کار می‌افتند.	نرم‌افزار با توجه به منحنی نرخ خرابی نمودار وانی شکل از کار نمی‌افتد.

<sup>1</sup> Fault-tolerant Computing

<sup>2</sup> Software testing

۳	اصولاً خرابی سخت‌افزاری بدلیل عوامل فیزیکی است.	خرابی نرم‌افزاری در اثر ایرادات و خطاهای برنامه‌نویسی ایجاد می‌شود.
۴	سامانه خراب شده و از کار افتاده با تعمیرات و نگهداری اصلاحی، مرمت می‌شود.	در واقعیت، نگهداری اصلاحی و تعمیر، ملزوم بر طراحی مجدد می‌باشد.
۵	واسط کاربرها به صورت بصری هستند.	تعاملات به صورت مفهومی و ادراکی هستند.
۶	رشته قابلیت اطمینان سخت‌افزار، به خوبی پایه‌گذاری شده است، به‌خصوص در حوزه الکترونیک.	رشته قابلیت اطمینان نرم‌افزار، رشته نسبتاً جدیدی می‌باشد.
۷	مشکل، کسب متناسب داده‌های خرابی است.	مشکل، احراز داده‌های فراخور خرابی است.
۸	معمولاً وجود افزونگی، مؤثر و کاراست.	افزونگی، مؤثر واقع نمی‌شود.
۹	پتانسیلی برای ذخیره پولی و صرفه‌جویی مالی می‌باشد.	پتانسیلی برای ذخیره پولی و صرفه‌جویی مالی می‌باشد.
۱۰	نگهداری پیشگیرانه به منظور جلوگیری از شکست و خرابی صورت می‌پذیرد.	انجام نگهداری پیشگیرانه در زمینه نرم‌افزار معنایی ندارد.
۱۱	مرمت خرابی‌های سخت‌افزاری با بهره‌گیری از قطعات و ماژول‌های یدکی مقدور و ممکن است.	مرمت خرابی‌های نرم‌افزاری با بهره‌گیری از قطعات و ماژول‌های یدکی غیر ممکن است.
۱۲	قابلیت اطمینان سخت‌افزاری به خوبی در تئوری و مفاهیم محاسباتی و ریاضیاتی پایه‌گذاری شده است.	قابلیت اطمینان نرم‌افزاری هنوز فاقد بنیان مناسب در تئوری‌ها و مفاهیم محاسباتی و ریاضیاتی می‌باشد.
۱۳	دارای تابع خطا می‌باشد.	دارای تابع نرخ خطا می‌باشد.
۱۴	میانگین زمانی تا تعمیر مشخص است.	میانگین زمانی تا تعمیر مشخصه‌ای ندارد.
۱۵	قابلیت اطمینان وابسته به زمان و متناسب با رخداد خرابیها و شکست‌ها می‌باشد که به عنوان تابع زمانی عملکرد/ ذخیره سازی بیان می‌گردد	قابلیت اطمینان وابسته به زمان نیست و خرابیها و شکست‌ها زمانی رخ می‌دهد که یک گام یا مسیری از برنامه حاوی عیب و نقص اجرا شود.

رایانه‌ها به دلایل مختلفی خراب می‌شوند. منشأهای اصلی و علل عمده خرابی‌های رایانه‌ای در شکل ۴-۱۴ نشان داده شده‌اند [20]. این عوامل شامل خطاهای انسانی، خرابی‌های شبکه ارتباطی، خرابی‌های دستگاه‌های جانبی، خرابی‌های منبع تغذیه و عوامل پیرامونی، خرابی‌های پردازنده و حافظه، خرابی‌های غیر متعارف<sup>۱</sup>، اشباع (سرریز) و فرسایش تدریجی پایگاه داده می‌باشند. شش مورد نخست از علل مذکور در ذیل شرح داده می‌شود.

به طور کلی، خطاهای انسانی پیامد خطاهای سهوی و اشتباهات کاربر هستند؛ اغلب خطاهای کاربر درحین روشن کردن سامانه<sup>۲</sup>، راه‌اندازی و اجرا<sup>۳</sup>، خاموش کردن<sup>۴</sup> سامانه صورت می‌پذیرند. خرابی‌های شبکه ارتباطی مربوط به ارتباط میان ماژول‌ها بوده که اغلب آنها از ماهیت ناپایدار ارتباطی نشأت می‌گیرد؛ استفاده از منطق کد عرضی<sup>۵</sup> می‌تواند به تشخیص دوسوم خطاهای خطوط ارتباطی کمک کند. خرابیهای دستگاه جانبی مهم هستند اما کمتر سبب خاموش شدن یک سامانه می‌شوند؛ بسامد خطاهای رخ داده در دستگاه‌های جانبی اغلب گذرا، موقتی یا نوبه‌ای<sup>۶</sup> هستند و دلیل معمول برای چنین رویدادهایی، ماهیت الکترومکانیکی دستگاه‌ها می‌باشد. عللی نظیر تداخل امواج الکترومغناطیسی،

---

<sup>1</sup> *Mysterious failures*

<sup>2</sup> *Start up*

<sup>3</sup> *Running*

<sup>4</sup> *Shutting down*

<sup>5</sup> *Vertical parity*

<sup>6</sup> *Intermittent*

خرابی‌های تجهیزات تهویه هوا، زمین لرزه‌ها و آتش‌سوزی‌ها از عوامل و علل اصلی برای وقوع خرابی‌های پیرامونی و محیطی می‌باشند. خرابی‌های منبع تغذیه نیز می‌تواند در اثر عواملی نظیر نوسانات ناپایدار در ولتاژ، فرکانس و یا افت کلی توان از سوی شرکت توزیع برق منطقه رخ دهد.

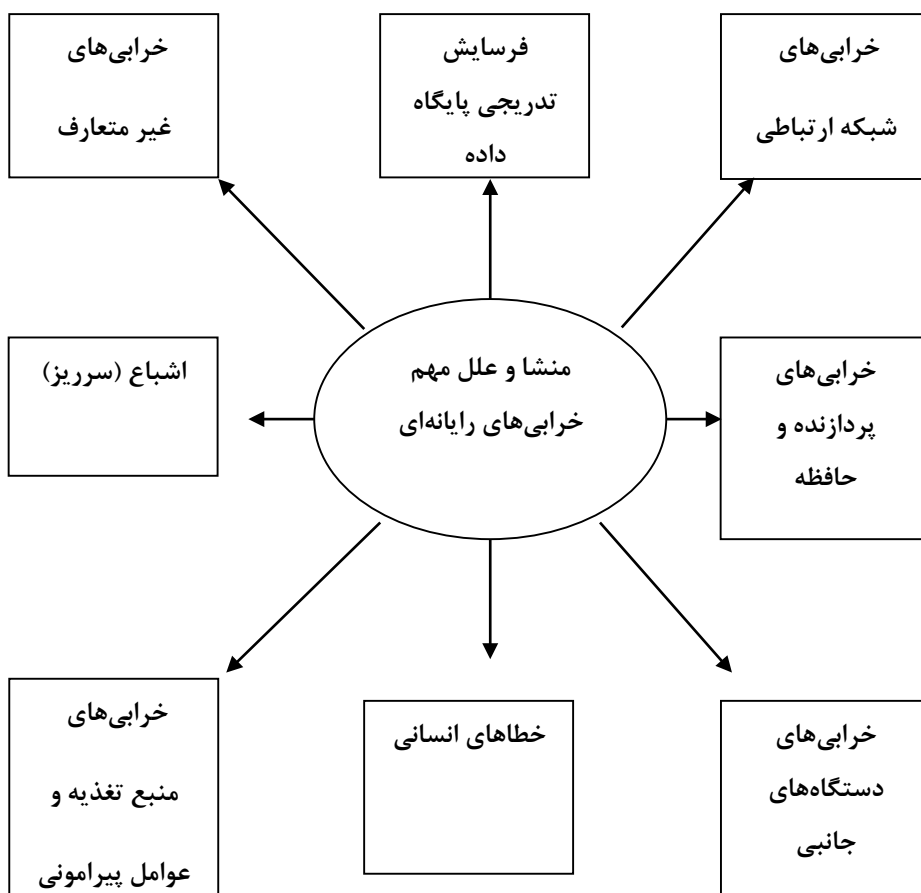
معمولاً ایرادات پردازنده فاجعه‌بار و وحشتناک هستند اما به ندرت به وقوع می‌پیوندند، از آن جمله، مواقعی است که پردازنده مرکزی موفق به اجرای درست دستورالعمل‌ها به دلیل بیت از دست رفته<sup>۱</sup> نمی‌شود. امروزه، ایرادات توازن حافظه<sup>۲</sup> بدلیل بهبود مناسب در قابلیت اطمینان سخت‌افزارها به ندرت وجود دارند و از سویی این خرابی‌ها لزوماً مصیبت‌آمیز و وخیم نیستند. خرابی‌های غیرمتعارف، به صورت ناگهانی و بدور از انتظار رخ می‌دهند؛ از آنجایی که این خرابی‌ها در سامانه‌های بلادرنگ<sup>۳</sup> رخ می‌دهد لذا هیچ وقت به درستی رده‌بندی نشده‌اند. مثلاً وقتی که یک سامانه معمول کاری (از قبیل نرم‌افزار، سخت‌افزار، ...) بدون هیچ نشانه قبلی از وجود مشکل، یکدفعه از کار باز می‌ایستد، که به این عدم عملکرد، خرابی مبهم یا غیر متعارف گفته می‌شود.

---

<sup>۱</sup> . *dropped bit*

<sup>۲</sup> . *Memory Parity Code*

<sup>۳</sup> . *Real time*



شکل ۴-۱۴- علل اصلی خرابی‌های رایانه

- [١] S. S. R. B. J. W. R. Brandt, Introduction to Aeronautics: A Design Perspective, Reston: AIAA Educational Series, 1997 .
- [٢] D. Raymer ,Aircraft design - A conceptual approach, American institute of Aeronautics and Astronautics, 1992 .
- [٣] A. J. D .,Aircraft performance and Design., Mc Graw Hill, 1999 .
- [٤] Fairchild T-46A trainer,  
<http://aeroweb.brooklyn.cuny.edu/specs/fairchil/t-46a.htm> .
- [٥] Institute of Electrical and Electronics Engineers (1990) IEEE Standard Computer Dictionary: A Compilation of IEEE Standard Computer Glossaries. New York, NY ISBN 1-55937-079-3 .
- [٦] NTSB, Review of US Civil Aviation Accidents, Calendar Year 2011, Washington, DC 20594: Washington, DC 20594, 2011 .
- [٧] T. D. B., Design for flying, New York: McGraw-Hill, 1994 .
- [٨] I. a. S. A. Moir, Aircraft Systems, 3rd edn., John Wiley & Sons., 2008 .
- [٩] I. a. S. A. Moir, Civil Avionic Systems ,John Wiley & Sons, 2003 .
- [١٠] I. a. S. A. Moir ,Military Avionic Systems, John Wiley & Sons , ٢٠٠٦ .
- [١١] The Collins Dictionary and Thesaurus, Oxford University Press, 2011 .
- [١٢] MIL-HBK-338B Reliability Engineering Design, 1998 .
- [١٣] G. Jenkins ,The Systems Approach, from Systems Behaviour (eds J. Beishon and G. Peters), Open University Press, 1977 .
- [١٤] R. Jan“ ,Airplan Design, Part IV: Layout Design of Landing gear and systems ,”Roskam corp., 1989 .
- [١٥] “[https://www. Wikipedia .com](https://www.Wikipedia.com)<<Fly-by-wire From Wikipedia, the free encyclopedia .”

- [١٦] R. I. L. T. C. Atul G“ „Evolution of Flight control system and Flight-By-Light FCS ”,”*IJETAE* جلد ,Vol.3, Dec 2013 .
- [١٧] B. I. FARIS, FLY-BY-WIRE, University Kuala Lumpur .٢٠٠٥ ,
- [١٨] K. A. J., APPROACHES TO ASSURE SAFETY IN FLY-BY-WIRE SYSTEMS: AIRBUS, Kimberley Hall Embry Riddle Aeronautical University, 2007 .
- [١٩] Y. Y. C. (Bob), Design Considerations in Boeing 777 Fly-By-Wire Computers, Boeing Commercial Airplane Group, 2002 .
- [٢٠] B. Dillon, Design reliability: fundamentals and applications , Boca Raton London New York Washington, D.C., 1999 .
- [٢١] S. A. Moir Ian, DESIGN AND DEVELOPMENT OF AIRCRAFT SYSTEMS , Second Edition ,John Wiley & Sons, Ltd, 2013 .