اویونیک
Avionic

از ابتدا تا آخرین پیشرفت ها

تالیف: علیرضا گونیلی و امیر شرفیه

بنام خدا

اویونیک
Avionic

از ابتدا تا آخرین پیشرفت ها

تالیف: علیرضا گونیلی و امیر شرفیه

این کتاب در راستای کمک به فراگیری بهتر دانشجویان و متخصصان هوانوردی تهیه شده است و رایگان در اختیار علاقه مندان قرار می گیرد. در صورت تمایل می توانید مبلغی را صرف امور خیریه کنید.

تقدیم به پدر
۱۳۴۱
قله الوند
سعید گونیلی

سرشناسه: گونیلی، علیرضا-۱۳۶۴
عنوان و نام پدیدآور: اویونیک از ابتدا تا آخرین پیشرفت ها، تالیف: علیرضا گونیلی و امیر شرفیه
مشخصات نشر: تهران، گروه بین الملل طرفه، انتشارات حک، ۱۳۹۷
مشخصات ظاهری: ۴۳۰ ص. جدول، نمودار، مصور.
شابک: ۹۷۸-۶۰۰-۶۶۸۲-۹۸-۳
وضعیت فهرست نویسی: فیپا
یادداشت:
یادداشت:
موضوع:
موضوع:
موضوع:
موضوع:
شناسه افزوده: گونیلی، علیرضا-۱۳۶۴
شناسه افزوده: شرفیه، امیر-۱۳۶۲
رده بندی کنگره:
رده بندی دیویی:
شماره کتابشناسی ملی:

اویونیک از ابتدا تا آخرین پیشرفت ها

تالیف: علیرضا گونیلی و امیر شرفیه
ناشر: نشر حک (وابسته به هلدینگ طرفه)
نوبت چاپ: اول / ۱۳۹۷
تیراژ: یک هزار جلد
طراحی و چاپ: گروه طرح طرفه
www.irannashr.ir
www.graphicgroup.ir

فهرست مطالب

فصل ۱ تاریخچه اویونیک ۱۲
فصل ۲ ساختار شکست محصولی در اویونیک ۱۴
بخش اول ارتباطات (Communication) ۱۶
ارتباطات داخلی (Intercom) ۱۸
ارتباطات رادیویی صوت محور ۲۰
دیتالینک ۲۲
موقعیت یاب اضطراری ۲۵
بخش دوم سیستم های ناوبری ۳۷
ناوبری رادیویی وابسته ۶۰
ADF ۴۴
ناوبری مستقل ۶۹
ناوبری ماهواره‌ای ۸۰
بخش سوم سیستم های نظارت (Surveillance systems) ۸۵
Independent, Non-Cooperative Surveillance ۸۷
Independent, Cooperative Surveillance ۸۹
Dependent, Cooperative Surveillance ۹۰
MLAT ۹۳
ADS ۱۰۰
مقایسه روش‌های نظارت (Surveillance) ۱۰۲
بخش چهارم سیستم های الکتریکی

سیستم های تولید توان (Power Generation Systems)

ژنراتورها (Generators)

باتری

RAT

GPU

Power Monitoring, Control and Protection

سیستم توزیع و تبدیل

مصرف کننده‌ها

بخش پنجم آلات دقیق (Instruments)

فرآیند نخست: اندازه‌گیری شاخصهای هواگرد

دومین فرآیند: انتقال اطلاعات

چهارمین فرآیند: نمایش اطلاعات

سومین فرآیند: پردازش اطلاعات

انواع نشانگرها

فناوری (Full) Glass Cockpit

سیستم نمایش در A320

بخش ششم سیستم های کنترل اتوماتیک

کنترل اتوماتیک پرواز

سیستم های کنترل اتوماتیک موتور

بخش هفتم سیستم های مبتنی بر ماموریت‌های خاص

فصل ۳ پروژه عظیم CNS/ATM

تاریخچه

ارکان فنی CNS/ATM

ارتباطات (Communication)

ناوبری (Navigation)

نظارت (Surveillance)

زیرساخت‌های مدیریت ترافیک هوایی در CNS/ATM
برنامه‌ریزی ایرباس
فصل ٤ تعمیر و نگهداری هواگرد
مقدمه
سیر تکامل استراتژی‌های نت
نت فرآیند محور
نت Task محور
MSG-٣، فرآیند نت جاری در امروز
فرآیند گام به گام MSG-3
مستندات برنامه‌ریزی نت (The maintenance program documents)
فصل ٥ تسترها در حوزه اویونیک
سیر تحولات در تسترهای تعمیر و نگهداری
طراحی و ساخت تستر
اصطلاح‌شناسی
مراجع طراحی و ساخت تستر
فصل ٦ دنیای استانداردهای غیرنظامی
فعالیت‌های اولیه بین‌المللی
متولیان نوین در دنیای استانداردهای هوایی
سازمان‌های بینالمللی
ICAO (International Civil Aviation Organization)
IATA (International Air Transport Association)
سازمان‌های ملی و منطقه‌ای
سازمان هواپیمایی کشوری ج.ا.ا
EASA/JAA (European Aviation Safety Agency/ Joint Aviation Authorities)
بازوهای سازمان‌های ملی

RTCA (Radio Technical Commission for Aeronautics)

ARNIC (Aeronautical Radio Incorporated)

EUROCAE (European Organization for Civil Aviation Equipment)

SAE (Society of Automotive Engineers)

EIA (Electronic Industries Alliance)

فصل ۷ فرآیند طراحی و ساخت اقلام اویونیک

ارتباط استانداردهای پایه در طراحی

استاندارد طراحی سخت‌افزار

استاندارد تدوین نرم‌افزار

ساختار استاندارد DO-۱۷۸ و فرآیندها

ارتباط فرآیندی

شرایط محیطی و اصول طراحی

شرایط محیطی در عملیات هواگرد

لزوم در نظر گرفتن شرایط محیطی در طراحی و ساخت قطعات

سیر تعیین استاندارد شرایط محیطی

ساختار سند RTCA DO

کدینگ شرایط محیطی

شرایط تست و تدوین دستورالعمل تست

ثبت نتایج مجموعه تست‌های محیطی

انواع تست‌های محیطی

شرایط محیطی در طراحی IMA

مقایسه ویرایش‌های RTCA DO-۱۶۰

استراتژی Open System و فناوری COTS در طراحی

سیر تکاملی معماری در اویونیک

چالش‌های اویونیک

نگاهی بر استراتژی Open System و فناوری COTS

تعریف Open system
تعریف (COTS (Commercial Off The Shelf
رابطه Open System و COTS
سازمانها یا بخش های متمرکز بر Open System
چالش های Open System
بسترهای لازم در پیاده‌سازی استراتژی Open system
تنظیم برنامه تعمیر و نگهداری اقلام ساختی اویونیک و مستندات مربوطه
تدوین کتب فنی - عملیاتی اقلام ساختی
فصل۸ علم تحویل‌گیری قطعات ساختی
مهارت‌های کلیدی
تدوین پیوست فنی
نمونه پیوست فنی

فهرست تصاویر

شکل۱-۱ سیستم های رادیویی اولیه در هوانوردی
شکل۲-۱ ساختار شکست محصولی در اویونیک
شکل ۲-۲ بلوک دیاگرام ارتباطات صوتی در A320
شکل ۲-۳ محل اتصال Headset کارکنان تعمیر و نگهداری جهت برقراری ارتباط در A320
شکل ۲-٤ جایگاه عمومی کاپلر و آنتن رادیوی HF در هواپیماهای مدرن
شکل ۲-۵ معماری کلی شبکه دیتالینک در هوانوردی
شکل ۲-٦ اصول SATCOM
شکل ۲-۷ سیر تحولات دیتالینک
شکل ۲-۸ اهمیت زمان پس از سانحه/حادثه
شکل ۲-۹ ارکان اصلی در جستجو و نجات
شکل۲-۱۰ شاخصهای اولیه در ناوبری
شکل ۲-۱۱ شاخصهای ناوبری در خصوص ایستگاه زمینی

شکل۲-۱۲ ابزار محاسبه شاخصهای ناوبری در حالت کلاسیک
شکل ۲-۱۳ ارسال کدهای مورس در سیستم Foure Course
شکل ۲-۱٤ آنتن Loop در نخستین نسل ADF
شکل ۲-۱۵ ایستگاه‌های زمینی ADF
شکل ۲-۱٦ بخش‌های اصلی ADF در هواگرد
شکل۲-۱۷ ارتباط بخش‌های اصلی در ADF
شکل ۲-۱۸ ایستگاه زمینی DF
شکل ۲-۱۹ زاویه ایستگاه زمینی در VOR
شکل ۲-۲۰ اجزای سیستم VOR در هواگرد
شکل ۲-۲۱ بلوک دیاگرام سیستم VOR در هواگرد
شکل ۲-۲۲ اصول اولیه در DME
شکل ۲-۲۳ ارتباط تجهیزات هوایی و زمینی در DME
شکل ۲-۲٤ تجهیزات DME در هواگرد
شکل ۲-۲۵ بلوک دیاگرام DME در هواگرد
شکل ۲-۲٦ سیستم های اصلی در ILS
شکل ۲-۲۷ ارسال سیگنال در دو سیستم LOC و GS
شکل ۲-۲۸ آنتن LOC و GS در هواپیمای A320
شکل ۲-۲۹ بلوک دیاگرام LOC در هواگرد
شکل ۲-۳۰ موقعیت فرستنده‌های Marker Beacon نسبت به باند
شکل ۲-۳۱ نمایشگر Marker Beacon در کابین پرواز
شکل ۲-۳۲ بلوک دیاگرام Marker Bacon در هواگرد
شکل ۲-۳۳ اصول عملکردی در سیستم داپلر
شکل ۲-۳٤ بلوک دیاگرام سیستم داپلر
شکل ۲-۳۵ نگاهی کلی بر رادار هواشناسی
شکل ۲-۳٦ قطعات اصلی در سیستم رادار هواشناسی
شکل ۲-۳۷ تفاوت RADALT و ارتفاع‌سنج‌های بارومتریک

شکل ۲-۳۸ قطعات RADALT
شکل ۲-۳۹ بلوک دیاگرام RADALT از نوع FMCW
شکل ۲-۴۰ انتگرال‌گیری در INS
شکل ۲-۴۱ قطعات اصلی INS
شکل ۲-۴۲ اطلاعات مورد نیاز در هواگرد
شکل ۲-۴۳ سیر اکتساب اطلاعات HDG ،Att و Air در هواگردها
شکل ۲-۴۴ جایروهایی که بر اساس فشار هوا (مثبت و یا منفی) طراحی شده‌اند
شکل ۲-۴۵ یک نوع جایروی الکتریکی
شکل ۲-۴۶ نوعی جایروی MEMS
شکل ۲-۴۷ نوعی جایروی RLG
شکل ۲-۴۸ نوعی جایروی FOG
شکل ۲-۴۹ بلوک دیاگرام عمومی AHRS
شکل ۲-۵۰ بخش‌های اصلی در سناریوی GPS
شکل ۲-۵۱ هندسه GPS
شکل ۲-۵۲ اساس کار در GBAS
شکل ۲-۵۳ اساس کار SBAS
شکل ۲-۵۴ حجم ترافیک هوایی در ایالات متحده
شکل ۲-۵۵ بخش‌های مختلف کنترل ترافیک هوایی
شکل ۲-۵۶ تناظر یک به یک بین هر Blip در رادار اولیه و موقعیت هواپیما نسبت به آنتن رادار
شکل ۲-۵۷ اساس کار در رادار اولیه و ثانویه
شکل ۲-۵۸ ارتباط بین رادار اولیه، ثانویه و هواگرد
شکل ۲-۵۹ پالس‌های ارسالی توسط پرسشگر (Interrogator)
شکل ۲-۶۰ پالس‌های ارسالی توسط تراپاسخگر (Transponder)
شکل ۲-۶۱ آنتن رادارهای اولیه و ثانویه
شکل ۲-۶۲ اطلاعات نمایش داده شده در رادار حالت S
شکل ۲-۶۳ تجهیزات رادار ثانویه در هواگرد

شکل ۲-٦٤ اصول حاکم بر سیستم MLAT
شکل ۲-٦٥ تکنیک‌های قابل استفاده در WAM
شکل ۲-٦٦ سناریوی کلی در ADS-B
شکل ۲-٦٧ سناریوی کلی در ADS-C
شکل ۲-٦٨ سیر تحولات سیستم های تولید توان در هواگردها
شکل ۲-٦٩ سیستم DC Alternator
شکل ۲-۷۰ ژنراتور از نوع Wild Frequency
شکل ۲-۷۱ ساختار کلی در IDG
شکل ۲-۷۲ بخش‌های اصلی ژنراتور در IDG
شکل ۲ ۷۳ بلوک دیاگرام VSCF
شکل ۲-۷٤ اجزای اصلی یک سلول (Cell) در باتری
شکل ۲-۷٥ در باتری‌های Free Liquid
شکل ۲-۷٦ سیر تحول باتری در هواگردها
شکل ۲-۷۷ ساختار فیزیکی باتری‌های «اسید- سرب»
شکل ۲-۷۸ هیدرومتر و جدول تصحیح دمایی
شکل ۲-۷۹ باتری Ni-Cad
شکل ۲-۸۰ قسمت‌های اصلی در هر سلول باتری Ni-Cad
شکل ۲-۸۱ بخش‌های اصلی RAT
شکل ۲-۸۲ محل اتصال GPU در A320
شکل ۲-۸۳ کنترل و نظارت ژنراتور در A320
شکل ۲-۸٤ نمایش شاخصهای الکتریکی در A320
شکل ۲-۸٥ کنترل سیستم الکتریک در A320
شکل ۲-۸٦ پانل CB در A320
شکل ۲-۸۷ نوعی Busbar
شکل ۲-۸۸ دیاگرام Split Busbar در هواگردهای کوچک
شکل ۲-۸۹ رتباط معمول بین سه Busbar در معماری هواگردها

شکل۲-۹۰ شماتیک سیستم توزیع توان به صورت Split در A320
شکل ۲-۹۱ شماتیک نمونه از سیستم توزیع توان به روش موازی
شکل ۲-۹۲ شماتیک مثالی از سیستم توزیع توان به روش Split-Parallel
شکل ۲-۹۳ TRU در A320
شکل۲-۹٤ شماتیک TRU
شکل ۲-۹۵ معکوسساز ثابت در A320
شکل ۲-۹٦ انواع چراغهای خارجی در هواگرد
شکل ۲-۹۷ چراغ ناوبری در هواپیما
شکل ۲-۹۸ انواع چراغ ضد تصادم
شکل ۲-۹۹ سطح روشنایی در چراغ Wing Scan
شکل ۲-۱۰۰ چراغ Wing Scan در هواپیمای A320
شکل ۲-۱۰۱ چراغ فرود
شکل ۲-۱۰۲ چراغهای خزش و Runway Turnoff
شکل ۲-۱۰۳ چراغ رویت لوگو
شکل ۲-۱۰٤ شماتیک سیستم مگنتو
شکل ۲-۱۰۵ قطعات اصلی سیستم Magneto
شکل ۲-۱۰٦ مقایسه سیکل موتورهای پیستونی و توربینی
شکل ۲-۱۰۷ سیستم جرقهزنی موتورهای توربینی
شکل ۲-۱۰۸ پانل آلات دقیق در یک هواپیمای اولیه
شکل ۲-۱۰۹ آلات دقیق در یک هواپیمای پیشرفته و کلاسیک
شکل ۲-۱۱۰ چهار فرآیند اصلی در آلات دقیق
شکل ۲-۱۱۱ انواع حساسه در هواگردها
شکل ۲-۱۱۲ روشهای اندازهگیری دما در هواگردها
شکل۲-۱۱۳ اندازهگیری فشار در هواگردها
شکل ۲-۱۱٤ اندازهگیری فشار استاتیک و دینامیک
شکل۲-۱۱۵ ADM در A320

شکل ۲-۱۱۶ سیر تکامل اندازه‌گیری HDG
شکل ۲-۱۱۷ روش‌های اندازه‌گیری شتاب در هواگردها
شکل ۲-۱۱۸ روش‌های اندازه‌گیری وضعیت در هواگردها
شکل ۲-۱۱۹ حساسه AOA در A320
شکل ۲-۱۲۰ انتقال اطلاعات در آلات دقیق
شکل ۲-۱۲۱ روش‌های انتقال اطلاعات به صورت مکانیکی
شکل۲-۱۲۲ انتقال اطلاعات به کمک Magnesyn
شکل ۲-۱۲۳ انتقال اطلاعات به کمک Desynn
شکل ۲-۱۲٤ انتقال اطلاعات به صورت Autosyn
شکل ۲-۱۲۵ روش‌های نمایش اطلاعات در آلات دقیق
شکل ۲-۱۲٦ چیدمانی به صورت Basic 6
شکل ۲-۱۲۷ چیدمانی به صورت Basic T
شکل ۲-۱۲۸ سیر تکامل تکنیک‌های نمایش در آلات دقیق
شکل ۲-۱۲۹ روش‌های کلاسیک در نمایش اطلاعات
شکل ۲-۱۳۰ محاسبات در آلات دقیق به کمک روابط ریاضی حاکم در اهرم‌ها
شکل ۲-۱۳۱ انواع نمایشگرهای پروازی و ناوبری
شکل ۲-۱۳۲ مکانیزم ساده شده ارتفاع‌سنج
شکل ۲-۱۳۳ ساختار کامل‌تر ارتفاع‌سنج همراه با تصحیح دمایی
شکل ۲-۱۳٤ مکانیزم ساده شده در سرعت‌سنج
شکل ۲-۱۳۵ نمای سرعت‌سنج به همراه مکانیزم داخلی
شکل ۲-۱۳٦ نمای ماخ‌متر به همراه مکانیزم داخلی
شکل ۲-۱۳۷ نمایشگر میزان سرعت عمودی به همراه مکانیزم داخلی
شکل ۲-۱۳۸ مکانیزم IVVI
شکل ۲-۱۳۹ روش‌های مرسوم در اندازه‌گیری دمای خارجی هواگرد
شکل ۲-۱٤۰ مکانیزم ساده شده Directional Gyro Ind.
شکل ۲-۱٤۱ مکانیرم ساده شده به همراه نمای AHI

شکل ۲-۱۴۲ مکانیزم داخلی و نمای Turn Ind.
شکل ۲-۱۴۳ نقش مهندس پرواز در در هواپیماهای کلاسیک
شکل ۲-۱۴۴ دسته‌بندی آلات دقیق پیشرانه و سیستم ها
شکل ۲-۱۴۵ محل عمومی سنسورهای دما و فشار در موتورهای توربینی
شکل ۲-۱۴۶ شماتیک سیستم FADEC در A320
شکل ۲-۱۴۷ مکانیزم‌های مکانیکی در سنجش دور موتور
شکل ۲-۱۴۸ سنجش دور موتور مبتنی بر Tachogenerator
شکل ۲-۱۴۹ شماتیک سیستم Servo-operated Tachometer
شکل ۲-۱۵۰ سنسور از نوع Tacho Probe
شکل ۲-۱۵۱ سیستم سنجش دور موتور مبتنی بر Tacho Probe
شکل ۲-۱۵۲ سنجش EPR در برخی موتورهای توربینی
شکل ۲-۱۵۳ سیستم سنجش گشتاور موتور
شکل ۲-۱۵۴ کنترل و نمایش پارامترهای سیستم الکتریک
شکل ۲-۱۵۵ نمایش پارامترهای سیستم هیدرولیک و نیوماتیک در A320
شکل ۲-۱۵۶ نمایش پارامترهای سیستم سوخت در A320
شکل ۲-۱۵۷ سیستم Fuel Flowmeter
شکل ۲-۱۵۸ بخشبندی و چیدمانی در EIS
شکل ۲-۱۵۹ چیدمانی اطلاعات در PFD
شکل ۲-۱۶۰ حالتهای Rose / ILS و Rose / VOR
شکل ۲-۱۶۱ حالتهای Rose / NAV و ARC
شکل ۲-۱۶۲ حالت Plan
شکل ۲-۱۶۳ چیدمانی اطلاعات در E/WD
شکل ۲-۱۶۴ صفحه خلاصه وضعیت سیستم ها
شکل ۲-۱۶۵ صفحه اطلاعات ثانویه موتور
شکل ۲-۱۶۶ صفحه Air bleed
شکل ۲-۱۶۷ صفحه فشار کابین

شکل ۲-۱۶۸ صفحه تولید و توزیع توان الکتریکی
شکل ۲-۱۶۹ صفحه سیستم هیدرولیک
شکل ۲-۱۷۰ صفحه سیستم سوخت
شکل ۲-۱۷۱ صفحه APU
شکل ۲-۱۷۲ صفحه تهویه مطبوع هوای کابین
شکل ۲- ۱۷۳ صفحه درب و اکسیژن
شکل ۲-۱۷۴ صفحه سیستم چرخها
شکل ۲-۱۷۵ صفحه سطوح کنترل پرواز
شکل ۲-۱۷۶ صفحه Cruise
شکل ۲-۱۷۷ فازهای پروازی
شکل ۲-۱۷۸ پانلهای کنترل در EIS
شکل ۲-۱۷۹ قابلیت انتقال صفحات نمایش
شکل ۲-۱۸۰ سیستم نمایش اطلاعات در A320
شکل ۲-۱۸۱ رفتار سه نوع هواپیما در شرایط تحریک یکسان
شکل ۲-۱۸۲ بلوک معادله کنترل پایداری هواگرد
شکل ۲-۱۸۳ اضافه شدن دومین باکس به دیاگرام کنترل پرواز
شکل ۲-۱۸۴ نقش خلبان (Controller) در سیستم کنترل پرواز
شکل ۲-۱۸۵ تاثیر آشفتگی جوی در سیستم کنترل پرواز
شکل ۲-۱۸۶ مقایسه خروجی واقعی با مقدار مطلوب در عمل بازخورد
شکل ۲-۱۸۷ تمایل یک گوی در بازگشت به وضعیت تعادل در یک سطح مقعر
شکل ۲-۱۸۸ عدم تمایل یک گوی در بازگشت به وضعیت تعادل در یک سطح محدب
شکل ۲-۱۸۹ پایداری خنثی (Neutral Static Stability) در خصوص یک گوی در یک سطح صاف
شکل ۲-۱۹۰ حرکت نوسانی میرا در پایداری دینامیکی مثبت
(Positive Dynamic Stability)
شکل ۲-۱۹۱ حرکت نوسانی غیر میرا با دامنه افزاینده در پایداری دینامیکی منفی
(Negative Dynamic Stability)

شکل ۲-۱۹۲ حرکت نوسانی دامنه ثابت در پایداری دینامیکی خنثی
(Neutral Dynamic Stability)
شکل ۲-۱۹۳ مقایسه مقادیر مختلف ضریب میرایی (ع)
شکل ۲-۱۹۴ انواع پایداری هواگرد
شکل ۲-۱۹۵ حرکت‌های ترکیبی ناشی از عدم پایداری دینامیکی
شکل ۲-۱۹۶ نوسان بلند مدت یا Phugoid
شکل ۲-۱۹۷ نوسان کوتاه مدت (Short Period Oscillation)
شکل ۲-۱۹۸ واگرایی (Divergence) از نوع Directional و Spiral
شکل ۲-۱۹۹ نوسان Dutch Roll
شکل ۲-۲۰۰ انواع سیستم های کنترل اتوماتیک پرواز
شکل ۲-۲۰۱ سلسله مراتب در AFCS
شکل ۲-۲۰۲ بالگردهای Bell ۲۰۹ (بالا سمت چپ)، CH-43 (بالا سمت راست) و SH-3D
شکل ۲-۲۰۳ FCU در A320
شکل ۲-۲۰۴ آسیب ناشی از تغییر نامناسب، ناگهانی و شدید در سطوح کنترل پرواز
شکل ۲-۲۰۵ سناریوی عمومی در فناوری‌های FBW و FBL
شکل ۲-۲۰۶ تعدد Actuator در کنترل پرواز A320
شکل ۲-۲۰۷ پیاده‌سازی سناریوی Actuation در هواپیماهای کوچک
شکل ۲-۲۰۸ کنترل فرامین هواپیماهای بزرگتر
شکل ۲-۲۰۹ Actuator از نوع IAP
شکل ۲-۲۱۰ IAP در هواپیمای VC-۱۰
شکل ۲-۲۱۱ Actuator در فناوری FBW
شکل ۲-۲۱۲ Actuator از نوع EHA
شکل ۲-۲۱۳ Actuator از نوع EMA
شکل ۲-۲۱۴ نوعی Throttle در هواپیمایی مدرن
شکل ۲-۲۱۵ FADEC در هواپیمای A320
شکل ۳-۱ هاب پروازی در منطقه

شکل ۳-۲ ادوار وختلف در پروژه CNS/ATM
شکل ۳-۳ Doc ۹۷۵۰
شکل ۳-٤ نمونه نقشه‌راه کشورهای مختلف
شکل۳-۵ ارکان اصلی ارتباطات در CNS/ATM
شکل ۳-٦ ارکان اصلی ناوبری در CNS/ATM
شکل ۳-۷ مفاهیم RNP و ANP
شکل ۳-۸ مفهوم R-Nav
شکل ۳-۹ مفهوم Way Point به‌عنوان ایستگاه مجازی
شکل ۳-۱۰ اجزای اصلی و عمومی در R-Nav
شکل ۳-۱۱ یکی از ابتدایی‌ترین ابزارهای تعیین حدودی موقعیت هواگرد
شکل ۳-۱۲ اجزای اصلی در Surveillance
شکل ۳-۱۳ زیرساخت‌های زمینی در پروژه Nextgen
شکل ۳-۱٤ برنامه‌ریزی ایرباس تا ۲۰۱۵ در خصوص CNS/ATM
شکل٤-۱ مفهوم آنتروپی در تعمیر و نگهداری
شکل٤-۲ ارکان تفکر فرآیند محور در نت
شکل٤-۳ الگوی نرخ خرابی
شکل٤-٤ مراحل فرآیند MSG-۲
شکل٤-۵ فلوچارت ساده شده MSG-۲
شکل٤-٦ انواع Task در MSG-۳
شکل٤-۷ بازرسی‌های سازه مطابق MSG-۳
شکل٤-۸ روند کلی برنامه‌ریزی نت
شکل۵-۱ نمونه یک تستر پیشرفته
شکل۵-۲ اصطلاحات اصلی در تعریف دقیق تستر
شکل۵-۳ مجموعه ادوات و تجهیزات در تست اتوماتیک
شکل۵-٤ ارتباط بین مراجع طراحی و ساخت تسترهای اتوماتیک
شکل٦-۱ متولیان مقررات و استانداردهای هوایی در یک طبقه‌بندی کلی

شکل۶-۲ نماینده ایران در کنفرانس پیمان شیکاگو
شکل۶-۳ ضمایم پیمان شیکاگو
شکل۶-٤ ساختار قوانین و مقرارات هوایی ایران
شکل۶-۵ ساختار سازمان هواپیمایی کشوری
شکل۶-٦ ساختار سازمانی JAA
شکل۶-۷ ساختار سازمانی EASA
شکل۷-۱ ارتباط بین استانداردهای طراحی
شکل۷-۲ یک مثال سادهسازی شده از کاربرد FTA
شکل۷-۳ ارتباط بین آنالیزهای Safety Assessment و مراحل طراحی
شکل۷-٤ ارتباط فصول مختلف در DO-254
شکل۷-۵ فرآیندهای طراحی و ساخت مطابق DO-254
شکل۷-٦ کاربرد Op-amp در انتگرالگیری
شکل۷-۷ کاربرد Velodyne در انتگرالگیری
شکل۷-۸ ارتباط فصول مختلف در DO-178314
شکل۷-۹ فرآیندهای مشروح در DO-178
شکل۷-۱۰ نمونه تشکیل چرخه در تدوین نرمافزار مطابق DO-178
شکل۷-۱۱ نمونهای از سیر تعیین شرایط محیطی
شکل۷-۱۲ نمونه Qualification Form شرایط محیطی
شکل۷-۱۳ نمونه Qualification Form شرایط محیطی
شکل۷-۱٤ معماری از نوع
Distributed Analogue
شکل۷-۱۵ معماری از نوع Distributed Digital
شکل۷-۱٦ معماری از نوع Federated Digital
شکل۷-۱۷ معماری از نوع Integrated Digital
شکل۷-۱۸ مثالی از معماری Federated در طراحی سیستم Landing Gear
شکل۷-۱۹ تقسیم بندی فیزیکی در معماری

شکل۷-۲۰ ترکیبی از مفاهیم Federated و Integrated در معماری
شکل۷-۲۱ مثالی از Closed IMA در طراحی Landing Gear
شکل۷-۲۲ زیرساخت Open IMA
شکل۷-۲۳ یک Platform عمومی در Open IMA
شکل۷-۲۴ دسته‌بندی چالش‌های اویونیک
شکل۷-۲۵ مقایسه بین زمان از رده خارج شدن بخش های مختلف اویونیک
شکل۷-۲۶ قابلیت نسبی و هزینه یک پروژه با طراحی سنتی در انگلستان
شکل۷-۲۷ قابلیت نسبی و هزینه پروژه با طراحی نوین و برنامه ارتقا منظم در انگلستان
شکل۷-۲۸ افزایش زمان سرویس
شکل۷-۲۹ مقایسه هزینه تعمیر ونگهداری قسمت های مختلف در سال مالی۱۹۹۹ در نیروهوایی امریکا
شکل۷-۳۰ درصد سهم بخش نظامی از بازار IC
شکل۷-۳۱ درصد سهم نظامی از کل بازار
شکل۷-۳۲ چالش‌های Open System
شکل۷-۳۳ مراحل کلاسیک در چرخه عمر
شکل۷-۳۴ انتخاب استاندارد در Open System
شکل۷-۳۵ نمونه‌ای از پیاده‌سازی Open System
شکل۷-۳۶ تفاوت دو دیدگاه کلاسیک و مدرن در مهندسی سیستم
شکل۷-۳۷ مدل Boehn در مهندسی سیستم
شکل۷-۳۸ معماری و طراحی
شکل۷-۳۹ معماری‌های Open System
شکل۷-۴۰ چارچوب GOA
شکل۷-۴۱ چارچوب ASSAC
شکل۸-۱ چرخه عمر فرآیند زنجیره تامین
شکل۸-۲ طراحی سیر منطقی در تدوین پیوست فنی
شکل۸-۳ سطوح مختلف نظارت در فرایند ساخت

پیشگفتار

هدف از نگارش

از روزهای اولیه پرواز، تلاش تمامی متخصصین امر در راستای ارتقا هوانوردی جهت انجام پرواز ایمن و کم خطر بوده است. با گذشت زمان، مخترعین صنعت هوانوردی روی به بهره گیری از تجهیزات الکترونیکی آورده و چه بســـا سرریز نوآوری های این صنعت در سال های پس از آن مورد استفاده در سایر صنایع گشته است.

هدف از نگارش این کتاب آشنایی خوانندگان با مفاهیم اساسی در صنعت هوانوردی، خصوصا الکترونیک هواپیما، (یا به اختصار اویونیک) ایجاد زنجیره ارتباطی قوی مابین بخش های مختلف آن و نهایتا ایجاد درک صحیح و شیوا از اویونیک به عنوان بخش غیرقابل جدا و به عقیده نگارندگان قلب تپنده هواگرد شود.

درباره‌ی چه چیزی سخن گفته و اهمیتش برای ما چیست؟

امروزه در تعاریف جدید، مرزهای اویونیک کلاسیک شکسته شده و حتی سیستم های الکتریک/الکترونیک فضاپیماها و ماهواره‌ها را در این حوزه می‌دانند؛ این تعریف به وضوح در مرجع Cambridge Aero-space Dictionary قابل ملاحظه می باشد.

این کتاب ماحصل بیش از ۱۵ ســـال فعالیت نگارندگان در صنعت هوایی ایران در بخش های مختلف تعمیر و نگهداری، تداوم صلاحیت پروازی، طراحی، ساخت و تدریس در مراکز آموزشی و شرکتهای هواپیمایی می باشـــد. شایان ذکر است محتوای این کتاب عاری از خطای نگارش، ادبی و محتوایی نبوده و بدین وسیله از کلیه خوانندگان محترم تقاضا می گردد نقطه نظرات ارزشمند خود را بهمنظور ارتقا کیفیت در ویرایشهای بعدی، از طریق آدرس پست الکترونیک مندج در انتهای بخش مقدمه کتاب با نگارندگان در میان بگذارند.

نگارش این کتاب از ســـال ۱۳۹۳ بصورت تدریجی و در خلال فعالیت در حوزه آموزش در جهت کمک به دانشجویان دوره های آموزشی فناوری اویونیک، تعمیر و نگهداری و خلبانی آغاز گردید. بی شک فرآیند تدریس و مشاهده مشکلات عدیده دانشجویان و علاقمنـــدان در بهره گیری از کتاب های تخصصی به زبان لاتین، کمک وافری در ایجاد انگیزه در نگارندگان جهت تالیف این کتاب داشته است.

شرح شیوه ی تحقیق ، منابع

سعی نگارندگان بر آن بوده تمرکز کمی و کیفی مطالب بر حسب درجه بکارگیری سیستم ها در اویونیک باشد. بر این مبنا فصل هایی نظیر کنترل اتوماتیک پرواز با بیشترین جزییات شـــرح و بدین ترتیب موجب پیدایش درک عمیقـــی از آن مفهوم در خوانندگان گردیده است.

پیشنهادی در مورد نحوه‌ی مطالعه کتاب

در ابتدا از منظر تاریخی حوادث مهم این حوزه بیان شده است. در پی آن سیستم های اویونیک به ۷ بخش تقسیم شده تا به ساختار شکست محصولی اویونیک برسیم. در همین بخش سعی شده تا با رعایت ایجاز هر سیستم را معرفی و اصول عملکرد آن‌را بیان کنیم. در ادامه اویونیک پیشرفته را با توضیح پروژه عظیم CNS/ATM و همچنین تحول بنیادین Nextgen، ترسیم نموده‌ایم.

در ادامـــه وارد بحث طراحی و چارچوب آن شـــدهایم؛ در اولین گام فضای عمومی تعمیر و نگهداری در هوانوردی را ترســـیم کردهایم چرا که بدون آگاهی از این فضا، طراحی و ساخت اقلام هوایی، عملا در چارچوب این ادبیات صورت نمی‌گیرد. در گام بعدی، تســـترها را به‌عنوان یکی از مهمترین ابزارهای صحه‌گذاری از نظر می‌گذرانیم. البته نباید فراموش کنیم بسیاری از پروژه‌های ساخت، مربوط به تسترهای تعمیر و نگهداری است.

در میانه راه با اســـتانداردهای هوایی آشنا می‌شویم که یکی از اصلی‌ترین مباحث این کتاب را به خود اختصاص می‌دهد. فصل هفتم فرآیند طراحی و ساخت اقلام اویونیک را بیان می کند. در خلال این فصل با چالش‌های حوزه اویونیک شروع می‌کنیم تا بتوانیم به بیان و توضیح استراتژی Open System و تکنولوژی COTS بپردازیم. چراکه قصد داریم این‌دو را مبنا و اصول فکری طراحی خود قرار دهیم.

در آخرین فصل کتاب با توجه به چالشهای ساخت اقلام هوایی در کشور بهویژه حوزه اویونیک، فرآیند تحویلگیری اقلام ساختی را بهعنوان یک علم شناسایی کرده و به آن میپردازیم.

در این مجموعه بیشترین مثال‌ها از هواپیمای ایرباس A320 مطرح می‌گردد، زیرا در خانواده ایرباس، در این هواپیما، اویونیک کلاسیک به اویونیک پیشرفته تبدیل شده است.

به جرات می توان ذکر کرد بعد از آن تحولی به این وسعت در معماری اویونیک خانواده ایرباس صورت نپذیرفته است. بنابراین درک صحیحی از این هواپیما عملا منجر به درک اویونیک پیشرفته خواهد شد.

همچنین در این کتاب سعی شده تا در قسمت‌های مختلف به معرفی فناوری‌های خاص آن سیستم و همچنین بررسی سیر تحول آن مجموعه بپردازیم چرا که معتقدیم بررسی سیر تاریخی یک سیستم در فهم و آینده‌نگاری آن بسیار موثر است. در انتها، دریافت نظرات تک‌تک شما بزرگواران از طریق پست الکترونیکی ذیل مورد امتنان فراوان خواهد بود.

alireza.goneili@gmail.com a_sharafieh@yahoo.com

فصل اول

تاریخچه اویونیک

در اویونیک، دنیای زیبای هوانوردی با ویژگی‌های ناب و پیشتاز الکترونیک پیوند می‌خورد. اما به نظر می‌رسد واژه اویونیک برای اولین بار در دهه ۷۰ میلادی استفاده گردید و تا قبل از آن، این ترکیب را بیشتر به صورت Aviation Electronic به کار می‌بردند. اما امروزه این واژه اختصاری جایگاه کاملا ممتازی در دنیای هوانوردی پیدا کرده است. اما به هر حال ورود آن به دنیای هوانوردی را باید در سال ۱۹۱۵ دانست؛ سالی که اولین مکالمه صوتی با خلبان در نزدیکی منطقه هوایی بروک لند (Brookland) انگلستان صورت پذیرفت.

شکل ۱-۱ سیستم های رادیویی اولیه در هوانوردی

در آن زمان آنتن‌های بسیار بلندی از هواپیما باز می‌شد که طول آن‌ها گاه به ۳۰ متر می رسید. ناوبری رادیویی کمی با تاخیر بعد از ارتباطات رادیویی و در دهه ۲۰ میلادی جای خود را در پرواز باز کرد. در همین سال‌ها بود که آلات‌دقیق نیز در کابین خلبان وارد شد که به واسطه آن‌ها ژنرال دولیتل (Doolittle) در سال ۱۹۲۹ اولین پرواز کور را انجام داد. از آن پس سیستم های اویونیک یکی پس از دیگری پا به عرصه هوانوردی گذاشتند. بررسی تاریخی اویونیک ما را به خلاصه زیر می‌رساند. در بخش‌های آتی به معرفی هریک از سیستم های بیان شده می‌پردازیم.

جنگ جهانی اول

استفاده از رادیوهای باند I.F. در مکالمات هوایی

دهه ۱۹۲۰

- استفاده از رادیو در ناوبری هوایی به کمک روش مسیریابی Rudimentary در این زمان اولین نسل A.D.F به کمک ناوبری آمد که در آن خلبان آنتن حلقوی را به صورت دستی می چرخاند.

۱۹۲۳

- تدوین تئوری omega navigation system

۱۹۲۹

- تجهیزات فرکانس پایین four-course پا به عرصه ناوبری نهادند.

جنگ جهانی دوم

- ورود رادیوهای باند V.H.F در ارتباطات هوایی، سیستم فرود آلات دقیق (ILS) آمریکا توسعه یافته و به عنوان سیســـتمی استاندارد برای فرود هواپیما استفاده شد. در اواخر جنگ جهانی دوم Decca navigator به صورت عملی بکار آمد.

دهه ۱۹۴۰

- توسعه رادارهای هوابرد

۱۹۴۳

- به کارگیری Loran A در شمال و غرب اقیانوس اطلس

۱۹۴۶

- ورود VOR در ناوبری هوایی آمریکا

۱۹۴۹

- استفاده از VOR به صورت بین المللی

دهه ۱۹۵۰

- معرفی TACAN در ناوبری هواپیماهای نظامی

۱۹۵۰

- به کارگیری سیستم Area navigation با اختصار RNAV

میانه دهه ۱۹۵۰

- استفاده نظامی از ناوبری Doppler

۱۹۵۹

- درطی یک توافق بین المللی DME کاربرد جهانی پیدا کرد.

دهه ۱۹۶۰

- Loran C به عنوان سیستم ناوبری با ارزش معرفی می شود.
- استفاده از ناوبری Doppler در هواپیماهای غیرنظامی.
- توسعه نمونه اولیه TCAS، آغاز جایگزینی سیستم های دیجیتال بجای سیستم های آنالوگ.

۱۹۶۸

- Omega Navigation System به صورت عملی استفاده شد.

میانه دهه ۱۹۷۰

- آغاز تحقیقات به منظور استفاده از نمایشگرهای CRT در هواپیما

۱۹۷۴

- نصب سیستم GPWS توسط FAA در آمریکا اجباری شد.

۱۹۷۶

- به منظور تشخیص فعالیت های جوی Storm scope استفاده گردید.

۱۹۷۸

- سیستم ناوبری MLS به عنوان جایگزینی برای ILS مطرح شد.

۱۹۸۰

- آخرین فرستنده Loran A خاموش شد، بدین ترتیب این سیستم از دنیای ناوبری خارج گردید.

دهه ۱۹۸۰

- FAA بـــه TCAS گواهینامه داد، توجه و تمرکز به خلبان خـــودکار(Autopilot) ، انقلاب کامپیوتر در صنعت هواپیمایی؛
- در این دهه با ورود Data bus حجم سیم کشی به شدت کاهش یافت.

۱۹۸۲

- سیستم ناوبری جهانی GLONASS توسط شوروی سابق معرفی گردید.
- Glass Flight Deck با ورود بوئینگ ۷۵۷ و۷۶۷، سرآغاز تحولی در صفحه آلات دقیق هواپیما گردید.

۱۹۸۳

- اولین استفاده از سیستم High way-in-the-sky (HITS)
- تشکیل کمیته سیستم های ناوبری هوایی آینده (future air navigation system) با اختصار (FANS) در ایکائو (ICAO) با مسئولیت ایجاد زمینه‌های عملیاتی برای مدیریت ترافیک هوایی در آینده.

۱۹۸۸

- معرفی BRNAV ،آغاز کنار گذاشتن ILS و به کارگیری MLS در آمریکا
- انتشار گزارش FANS به منظور تنظیم راهبرد آینده صنعت برای پشتیبانی ATM از طریق CNS به کمک ماهواره وData link؛ شروع تدوین و گسترش استانداردهای فنی

دهه ۱۹۹۰

- سیستم ناوبری جهانی GPS توسط آمریکا
- پهنای باند Data bus به اندازه‌ایی افزایش یافت که امکان اتصال تمام قطعات به Data bus فراهم گردید.
- اعلام بوئینگ مبنی بر ایجاد اولین نسل FANS با عنوان FANS-1 بر پایه‌ی کار تکنیکی ایکائو (ICAO) برای ADS و CPDLC. این سیستم روی هواپیماهای ۷۴۷–۴۰۰ نصب شد.
- ایرباس سیستم مشابه‌ای را در هواپیماهای A330 و A340 به عنوان FANS-A نصب کرد.
- ترکیب FANS-1 و FANS-A با نام FANS-1/A شناخته شد.

۱۹۹۴

- استفاده از GPS در هواپیمایی در فضای آمریکا

۱۹۹۷

- آغاز استفاده از فضای پروازی RVSM

۲۰۰۳

- شروع فعالیت LAAS ، مورد تائید قرار گرفتن EGNOS
- اجباری شدن نصب TAWS روی هواپیماهای با موتور توربینی که تعداد صندلی آن‌ها ٦ عدد یا بیشتر است

۲۰۰۴

- عملیاتی شدن کامل WAAS

۲۰۰۶

- توسعه نهایی LAAS

۲۰۰۸

- آغاز پرتاب ماهواره‌های ناوبری جهانی گالیله (Galileo) توسط اروپا

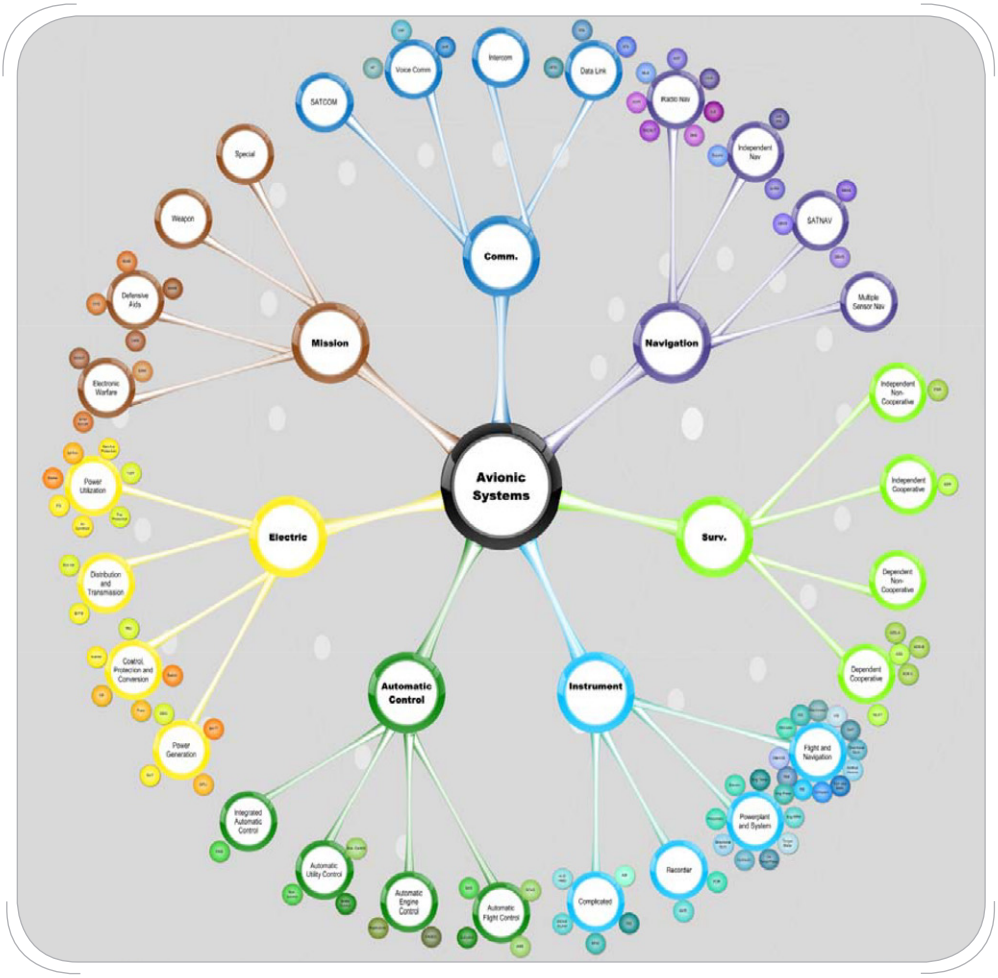
آخرین دستاوردها از سال ۲۰۰۸ تاکنون:

- آغاز فعالیت های تجاری هواپیماهای ایرباس A380 و بویینگ B787
- بکارگیری گسترده فناوری COTS در شبکه دیتاباس خصوصا ARINC 664
- معرفی نسل سوم Integrated Modular Avionic و بکارگیری در هواپیماهای B787، A380 و A350
- پیاده سازی و اجرای ایده MEA در هواپیماهای A380 و B787
- توسعه سریع سامانه های مبتنی بر ناوبری ماهواره ای جهانی (GNSS)، بازسازی مجدد سامانه ناوبری ماهواره ای GLONASS روسیه، استقرار سامانه Galileo اروپا و COMPASS چین
- معرفی کیف پرواز الکترونیکی که اخیرا بر روی دستگاه آیپد شرکت اپل بکار گرفته شده است
- معرفی سامانه ارتقا یافته GBAS در فاز پروازی تقرب
- پیشرفت های قابل توجه در نمایشگرهای کابین خلبان با استفاده از نشانگرهای بر پایه COTS در ابعاد مستطیلی
- پذیرش گسترده تر نمایشگرهای Head-up در هواگردهای غیرنظامی و بکارگیری سیستم های بینایی پیشرفته (EVS) برای کمک به کاهش دید کم شده به عنوان عامل محدود کننده در عملیات پرواز
- توسعه سیستم های بینایی مصنوعی (SVS) جهت کمک به تشخیص موقعیت باند و سایر اشیا پیرامونی

فصل دوم

ساختار شکست محصولی در اویونیک

همانگونه که در شکل ۱-۲ دیده می شود، اویونیک از هفت بخش اصلی تشکیل شده است که هریک از چهار خانواده سیستم و هر خانواده از تعدادی سیستم تشکیل شده است. در این صورت در یک نگاه کلی می توان تعداد تنوع سیستم های اویونیک را در حدود ۱۵۰ در نظر گرفت. هدف از این فصل گشت و گذار در دنیای سیســـتم های اویونیک است. قصد داریم از عملکرد، ساختار کلی و در برخی موارد سیر تحول فناورانه آن‌ها آگاهی پیدا کنیم.



شکل ۱-۲ ساختار شکست محصولی در اویونیک

بخش اول ارتباطات (Communication)

ارتباطات که در اویونیک عموما ترجمان Communication است، شامل ارتباط با هواگرد و ارتباطات داخلی آن می شود. در نخستین روزهای پرواز، خلبان‌ها به کمک روش‌های کاملا بدوی از جمله تکان دادن دست یا پرچم ارتباط بر قرار می‌کردند، اما سال‌های نسبتا زیادی از هوانوردی نگذشته بود که ارتباط دوطرفه صوتی از طریق رادیو با کادر پرواز برقرار شد. به طور کلی در اویونیک کلاسیک منظور از Communication، ارتباط صوتی و در اویونیک مدرن این مفهوم به انتقال داده (دیتا) تغییر ماهیت داده است.

به ارتباطات داخلی در یک هواگرد Intercom می‌گوییم. مفهوم ارتباط صوتی را در Voice–Com و انتقال دیتا را در Data Link بررسی می‌کنیم. ارتباط ماهواره‌ای که سر منشا بسیاری از تحولات در اویونیک پیشرفته بوده است را نیز در Satcom مرور می‌کنیم.

ارتباطات داخلی (Intercom)

در یک هواگرد همواره به ارتباطات داخلی ذیل نیاز داریم:

۱– ارتباط بین کادر پرواز که عموما به Flight Interphone معروف اســـت. البته انواع رادیوهای دیگر که ارتباطات خارجی هواگرد را مهیا می کند و همچنین سیستم های ناوبری که دارای سیگنال صوتی هستند نیز باید با این سیستم تلفیق شوند تا کادر پرواز در هر لحظه بتواند هریک از آن‌ها را در گوشی خود داشته باشد.

۲– ارتباط بین خدمه کابین پرواز (Flight Deck) و خدمه کابین مســـافران (Cabin Crew)؛ این ارتباط به Cabin Interphone معروف است.

۳– روی زمین ارتباط بین نفرات خارج هواپیما (برای مثال کادر فنی) باهم و نفر یا نفرات مستقر در کابین؛ این ارتباط را نیز عموما Service Interphone می‌گویند.

٤– سیستم اعلان خدمه به مسافران که PA [1] می باشد.

کل عملکردهای فوق عموما در یک بخش مرکزی مدیریت می شود. به این بخش معمولاً AIS [2] می‌گویند که در ادبیات ایرباس به AMU [3] معروف است. در شکل ۲–۲ بلوک دیاگرام مجموعه ارتباطات داخلی ایرباس A320 قابل ملاحظه می باشد که در آن هفت بخش به AMU متصل هستند.

۱– انواع رادیوهای ارتباطی شامل HF دوعدد، VHF سه عدد و SATCOM؛ پانل کنترل رادیوها نیز به RMP [4] معروف است.

۲– تجهیزات صوتی شامل بلندگوها (Load Speaker)، هدفون و میکروفن کادر پرواز (Boomset)، هدفون

1-Passenger Address
2-Audio Integrated System
3-Audio Management Unit
4-Radio Management Panel

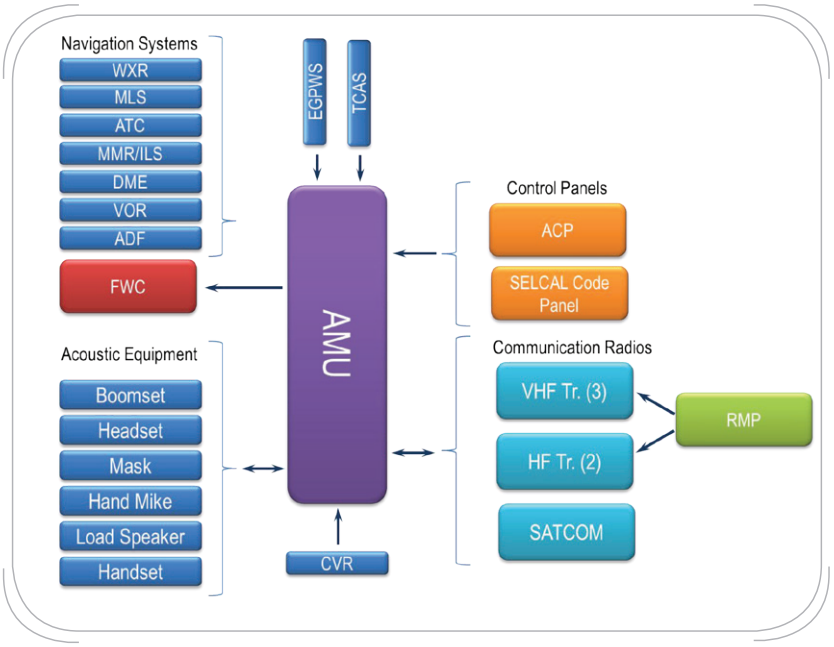
و میکروفن ماسک تنفسی کادر پرواز (Mask)، هدفون کادر زمینی (Headset)، میکروفن دستی کادر پرواز (Hand Mike)، گوشی دستی خدمه کابین مسافران (Handset)

۳- پانل‌های کنترل شامل ACP [1] به منظور انتخاب نوع ارتباط توسط کادر پرواز و پانل مربوط به انتخاب SELCAL که در قسمت تجهیزات اویونیک (زیر کابین پرواز) قرار دارد و کدی را روی آن انتخاب می‌کنند که این امکان را به کادر پرواز می‌دهد که در طول پرواز رادیوهای خود را فعال نگه ندارند و چنانچه ایستگاه‌های زمینی قصد ارتباط با کادر پرواز را داشته باشند کد SELCAL را گرفته بدین ترتیب با روشن شدن یک چراغ در کابین، خلبان متوجه می شود و رادیوی خود را فعال می کند.

٤- سیستم های ناوبری که خروجی صوت نظیر مشخصه ایستگاه را دارند و یا به نوعی علامت، اطلاعات و یا هشدار صوتی را به کادر پروازی اعلام نمایند.

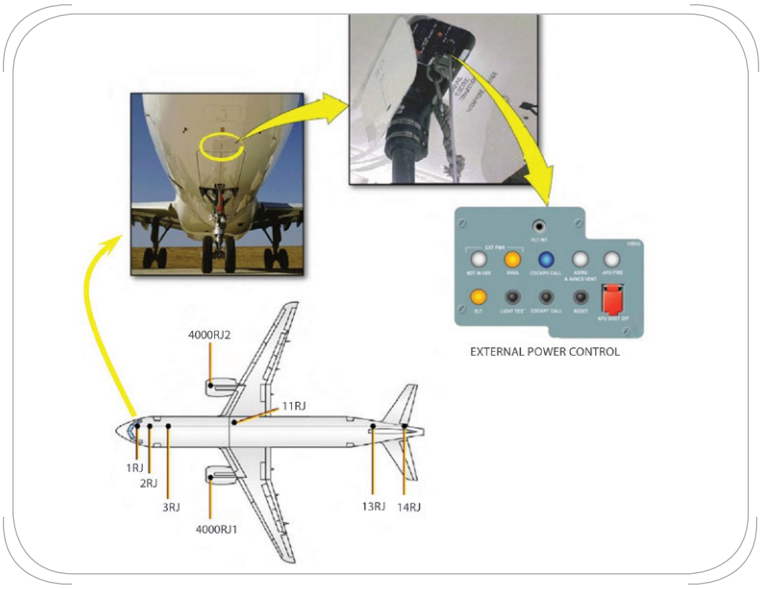
٥- کامپیوتر هشدار پروازی که به FWC [2] معروف است.

٦- سایر سیستم ها از جمله سیستم های هشداری که به منظور جلوگیری از برخورد با سایر هواگردها توسط TCAS [3] و جلوگیری از برخورد با زمین توسط EGPWS [4] صادر می شود. نقش CVR [5] را نیز نباید فراموش کنیم که مطابق قوانین همواره ۳۰ دقیقه یا ۲ ساعت آخر (قبل از سانحه)، کلیه صوت‌های داخل کابین پرواز باید ضبط شود.



شکل۲-۲ بلوک دیاگرام ارتباطات صوتی در A320

1-Audio Control Panel
2-Flight Warning Computer
3-Traffic Collision and Avoidance System
4-Enhanced Ground Proximately Warning System
5-Cockpit Voice Recorder



شکل۲-۳ محل اتصال Headset کارکنان تعمیر و نگهداری جهت برقراری ارتباط در A320

ارتباطات رادیویی صوت محور

دو نوع سیستم رادیویی در این بخش استفاده می‌شوند: رادیوهای VHF و HF

سیستم رادیویی VHF

همانطور که از نام آن بر می‌آید این رادیو در باند فرکانسی VHF و در بازه ۱۱۸ تا ۱۳۷ مگاهرتز عمل می کند. فاصله میان هر دو کانال یا به عبارت بهتر Channel Spacing در اویونیک کلاسیک ۲۵ کیلوهرتز و در اویونیک پیشرفته به علت نیاز به افزایش تعداد کانال‌ها ۸/۳۳ کیلوهرتز شده است. حداکثر برد این رادیو[1] محدود به فاصله دید مستقیم (Line of Sight) می باشد، به عبارت بهتر آنتن‌های فرستنده و گیرنده باید بتوانند با یک خط مستقیم به یکدیگر متصل شـــوند. بنابراین حداکثر برد این رادیو به دو عامل اصلی وابســـته است که یکی ارتفاع آنتن فرستنده و گیرنده از سطح زمین و دیگری توان فرستنده می باشد.

عموما توان رادیویی در هواگردها بر اساس ارتفاع پروازی تعیین می شود؛ CS-STAN مرجع سودمندی است که توسط EASA در سال ۲۰۱۵ منتشر شد و اینگونه موارد در آن معین گردیده است. بر اساس این مرجع انتخاب توان رادیوی VHF مطابق جدول ۲-۱ صورت می‌گیرد.

۱- $R=1.23\ (\sqrt{h_r}+\sqrt{h_t})$ که در آن R بر حسب nm (مایل دریایی)، h_r ارتفاع آنتن گیرنده از سطح زمین بر حسب پا و h_t نیز ارتفاع آنتن فرستنده از سطح زمین بر حسب پا می باشد.

جدول ۲–۱ حداقل توان رادیوی VHF بر اساس حداکثر ارتفاع پروازی هواگرد

حداکثر سقف پروازی (FL[1])	حداقل توان خروجی (وات)
تا ۱۰۰	٤
۱۰۰ تا ۱۵۰	٦
۱۵۰ تا ۲۰۰	۸
۲۰۰ تا ۲۵۰	۱۰
۲۵۰ تا ۳۰۰	۱۲
۳۰۰ تا ٤۰۰	۱٦

جمیع موارد فوق کاربرد این رادیو را در برد کوتاه بین ۱۰۰ تا ۲۰۰ مایل دریایی رقم زده است.

اســـتاندارد پایه‌ای طراحی این رادیو RTCA DO-186 است. مد کاری این رادیو در حالت پایه SCS[2] می باشد و اگر مطابق ARINC 566 به آن SATCOM نیز اضافه شود علاوه بر AM SCS به FM DSC[3] نیز نیاز داریم، چراکه در SATCOM فرکانس ارسال و دریافت یکسان نمی باشد.

از مشخصه‌های رادیوی هوایی علاوه بر SELCAL که در بخش قبلی به آن اشاره شد، قابلیت Squelch است. این قابلیت هنگامی که سیگنالی برای هواگرد ارسال نمی شود، خروجی گیرنده را قطع می کند تا در هدفون خلبان صدای نویز شنیده نشود. البته عموما خلبان‌ها می توانند سطح و حساسیت Squelch را در پانل کنترل رادیو تغییر دهند.

تجهیزات این سیستم در هواگرد بدین قرار است:

- یک آنتن از نوع عموما تیغه‌ای و با پلاریزاسیون عمودی
- فرستنده و گیرنده که اگر همراه با پانل کنترل نباشد، ابعاد آن با توجه به استاندارد ARINC 407 عموما Half ATR است.
- پانل کنترل عموما در Pedestal قرار گرفته و از استاندارد فوق بهره می‌گیرد.

بطور عموم در هواپیماهای کوچکتر و یا بالگرد، فرستنده/گیرنده با پانل کنترل ترکیب، اما در هواپیماهای بزرگتر پانل کنترل جدا بوده و عموما با پانل بقیه رادیوها ترکیب می شود. (مانند پانل ترکیبی RMP در A320)

مطابق استاندارد RTCA-186 DO گیرنده با توجه به Channel Spacing در پنج کلاس کاری و فرستنده با توجه به حداکثر برد در شش کلاس می تواند طراحی شود.

1-Flight Level
2-Single Channel Simplex
3-Double Channel Simplex

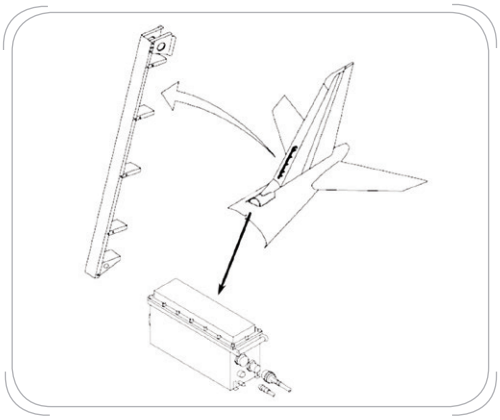
سیستم رادیویی HF

بدیهی است این سیستم در باند فرکانسی HF و در بازه ۲ تا ۳۰ مگاهرتز عمل می کند و با توجه به اینکه در محدوده امواج آسمانی[1] قرار می‌گیرد برخلاف باند VHF محدودیت خط دید ندارد، بنابراین در تئوری هر دو نقطه جغرافیایی می توانند ارتباط رادیویی برقرار کنند؛ بر این اساس در پروازهای طولانی و فرا اقیانوسی جایی که دیگر از رادیوی VHF نمی توان اســتفاده کرد از این رادیو بهره گرفته می شود. مهم‌ترین عامل که در مقابل حداکثر برد این رادیو قرار می‌گیرد؛ تضعیفی[2] است که در یونسفر و زمین حادث می شود بنابراین طبیعی است توان این رادیو بیشتر از نوع VHF باشد. توان این نوع رادیو از ۱۰۰ وات شروع می شود و ۳۰۰ تا ۵۰۰ وات نیز خارج از عرف نیست. فاصله فرکانسی ۱ کیلوهرتز و نوع مدولاسیون AM/SSB مشخصه‌های اصلی این رادیو به شمار می‌روند.

متخصصان حوزه مخابرات قطعا از مشــکلات و ســختی‌های انتقال ۳۰۰ وات روی آنتن آگاهی کامل دارند بنابراین بخش کاپلر یکی از دغدغه‌های طراحان این سیستم به شمار می‌رود. اما استاندارد ARINC 559-2A مرجع ارزشــمندی در طراحی این سیستم است که بسیاری از گره‌های طراحی با وجود آن چالشی در اجرای پروژه به شمار نمی‌رود.

اجزای سیستم رادیویی HF عبارتند از:

- آنتن که انواع قدیمی‌تر آن Long Wire و انواع جدیدتر در سکان عمودی قرار می‌گیرد. (شکل۲-٤)
- فرستنده و گیرنده که ابعاد آن با توجه به استاندارد ARINC 407 عموما Full ATR است.
- پانل کنترل عموما در Pedestal قرار گرفته و از استاندارد فوق بهره می‌گیرد.
- کاپلر، عموما در نزدیکی آنتن قرار می‌گیرد و وظیفه تطبیق امپدانس را به عهده دارد. (شکل ۲-٤)



شکل ۲-٤ جایگاه عمومی کاپلرو آنتن رادیوی HF در هواپیماهای مدرن

1-Sky Wave
2-Attenuation

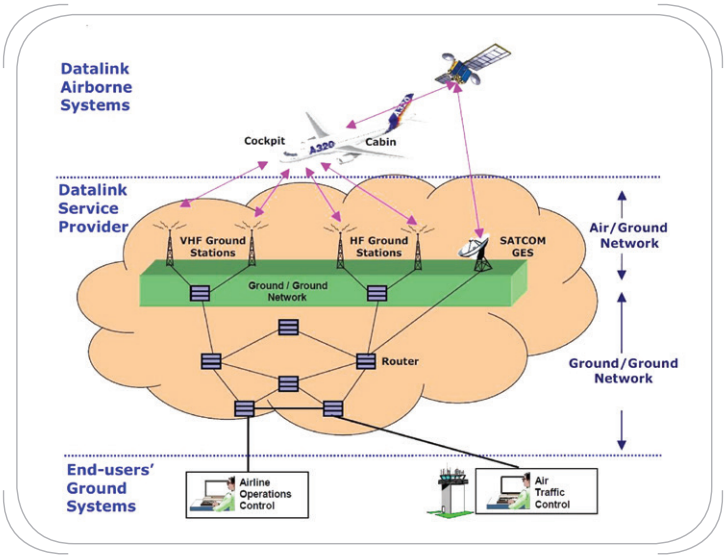
دیتالینک

همانطور که قبلا بیان شده بواســـطه دیتالینک بود که مفهوم Communication در اویونیک کلاسیک از انتقال صوت با آن همه محدودیت به انتقال دیتا با حد و مرزی فرای تصور در اویونیک پیشرفته تغییر کرد. بسیاری از ســـوانح ریشـــه در ارتباط ناقص یا همراه با خطا به صورت صوت بین خلبان و ایستگاه زمینی داشته است. افزایش چشمگیر قابلیت‌ها نه تنها در بخش ارتباطات بلکه در بخش‌هایی نظیر ناوبری و نظارت، افزایش قابل توجه ایمنی، کم شدن بار کاری خلبان و فراهم آوردن امکانات ارتباطی برای مسافران همگی از دست‌آوردهای دیتالینک است. در حقیقت به جرات می توان گفت یکی از ارکان اویونیک جدید ، دیتالینک می باشد.

دیتالینک اصول بسیار ساده‌ای دارد؛ ارسال اطلاعات از طریق رادیو به ایستگاه(های) زمینی، سپس انتقال اطلاعات از طریق بسترهای ارتباطی زمینی به نقطه مورد نظر. این سناریو به صورت عکس از یک نقطه به هواگرد مورد نظر نیز طبیعتا صورت می‌پذیرد.

در بررســـی دیتالینک همانطور که در شکل ۲-۵ دیده می شود، سه بخش قابل بحث هستند. تجهیزات نصب شـــده روی هواگرد، زیرســـاخت زمینی دریافت/ارســـال و لینک اطلاعات که عموما توسط خدمات دهنده (Service Provider) مهیا می شـــود و بخش آخر تجهیزات مربوط به خط هوایی و یا کنترل/مدیریت ترافیک هوایی. ARINC و SITA از جمله خدمات دهنده مطرح دنیای اویونیک هستند.

یادمان باشـــد دیتالینک فلسفه‌ای اســـت که می تواند به روش‌ها و شیوه‌های مختلف چه در ارسال و دریافت اطلاعات توسط هواگرد و چه در دریافت، ارسال و انتقال اطلاعات در زیرساخت زمینی اجرا شود. البته در این بخش نباید نقش ماهواره‌ها را نادیده گرفت.



شکل ۲-۵ معماری کلی شبکه دیتالینک در هوانوردی

دیتالینک در ابتدای امر با ACARS[1] پا به عرصه هوانوردی گذاشت. این سیستم با مخابره اطلاعات پروازی حیاتی و همچنین اشکالات و خطاهای پیش آمده در طول پرواز به ایستگاه‌های زمینی این امکان را فراهم می‌آورد تا بخش فنی خط هوایی در کمترین زمان ممکن تجهیزات و امکانات لازم را به منظور رفع اشـــکال در فرودگاه مقصد هواپیما آماده کند. بدین‌ترتیب بسیاری از مشکلات فنی در کمترین زمان رفع و متعاقبا تاخیر در پرواز به مقدار زیادی کاهش می‌یابد.

این سیستم که در سال ۱۹۷۸ توسط ARINC طراحی و در دهه ۸۰ میلادی در بسیاری از ایرلاینها استفاده شد؛ از فرمت تلکس اســـتفاده می‌کرد و استاندارد ارسال اطلاعات ARINC 724 بود. اطلاعات می توانست از طریق هریک از رادیوهای VHF، HF و SATCOM باشد. ACARS اطلاعات خود را از منابع مختلفی از هواپیما دریافت می‌کرد که مهمترین آن‌ها کامپیوتر مرکزی تعمیر و نگهداری معروف به CMC[2] است.

خدمـــات دهنده های مختلفی از جمله ARINC (در مناطق آمریکا، مکزیک، آلاســـکا، گوآم و اســـپانیا)، SITA (در مناطق خاور دور، خاورمیانه، استرالیا، هند و افریقا) شبکه مورد نیاز ACARS را فراهم می‌آورند.

کمی بعد CPDLC[3] پا به عرصه نهاد، قابلیتی که بر اساس آن خلبان و کنترلر ترافیک هوایی می توانستند پیغام‌های الکترونیکی را به صورت خودکار به جای ارتباط صوتی و یا بهتر بگوییم در آن زمان در پشتیبانی ارتباط صوتی؛ ارسال و دریافت کنند. بدین ترتیب کنترلر که سابق بر این در یک زمان تنها می توانست با یک هواپیما ارتباط برقرار کند و صدور مجوز به درخواست خلبان و یا دستورات کنترلی و یا موارد پیشنهادی را رفع و رجوع کند؛ این بار می توانست همزمان چندین هواپیما را مدیریت کند. توجه بفرمایید کم کم به جای واژه کنترل، از واژه مدیریت استفاده می‌کنیم.

می‌دانیم FMS در هواگردهای امروزی مرکز تجمیع کلیه اطلاعات پرواز اســـت. از اطلاعات مربوط به ترافیک هوایی (مختصات و مشخصه‌های مسیرهای هوایی و ...)، شاخص های پروازی (سرعت هوایی، ارتفاع و ...)، شاخص های ناوبری (مختصات، سمت، سرعت زمینی و ...)، وضعیت سیستم های هواگرد و برنامه و دستور خلبان برای پرواز را دارد. MCDU درگاه نمایش و ورود اطلاعات FMS اســـت. CPDLC با FMS در ارتباط است بنابراین می تواند به صورت خودکار پیغام‌های متنی را با ATC مبادله کند. بسیاری از اطلاعات مانند Route Clearance برای خلبان به صورت اتوماتیک ارسال می‌گردد.

کاربرد دیتالینک فقط به موارد فوق محدود نبوده و در بخش مربوط به CNS/ATM سایر کاربردهای نوین آن‌را بررسی خواهیم کرد.

قبلا ذکر شد روش‌های مختلفی در پیاده‌سازی دیتالینک وجود دارد که در اینجا به بیان این روش‌ها در قسمت مربـــوط به هواگرد می‌پردازیم. اصولاً در دیتالینک، هواگرد به پنج روش مختلف می تواند ارســـال و دریافت

1-Aircraft Address and Reporting System
2-Central Maintenance Computer
3-Controller Pilot Data Link Communications

اطلاعات داشته باشد که عبارتند از Mode S، UAT[3]، HFDL[2]، VDL[1] و SATCOM. حال به توضیح مختصر هریک می‌پردازیم.

VDL

اولین نسل از تجربه انتقال دیتا با روش VDL در همان ACARS استفاده شد. به همین دلیل به آن VDL0 و یا VDLA اطلاق شد. البته بهتر است VDL مد صفر یا A گوییم؛ چرا که بعدها ٤ مد دیگر از یک تا چهار تعریف و تعیین گردید. بدین ترتیب که در سال ۱۹۹۷ مدهای یک و دو توسط ایکائو در انکس ۱۰ معرفی شد. مد سه توسط امریکا مطرح شد که همراه با دیتا، صوت را نیز انتقال می‌داد. از سال ۲۰۰۱ نیز بواسطه ایکائو استاندارد گردید. با اختلاف زمانی کمی، مد چهار مطرح و استاندارد شد که بیشتر مورد توجه اروپایی‌ها قرار گرفت. چرا که قابلیت‌های فراوان آن در سه حوزه CNS [4] کاربردی است. در ادامه به شرح این پنج مد می‌پردازیم.

۱-مد صفر یا A

چنانچه بخواهیم در فضای آنالوگ مورد مشابه را بیابیم باید به ماشین‌های دورنگار (Fax) اشاره کنیم که روی خط تلفن اطلاعات ارسال می‌کنند. هیچگاه توسط ایکائو استاندارد نشد، برای مدولاسیون از تکنیک AM MSK [5] استفاده می کند، حداکثر سرعت ارسال اطلاعات در واحد bps بیشتر از ۳۰۰ نیست، سرویس‌هایی نظیر DCL[6]، D–ATIS[7] و OCM[8] که تا قبل از آن بر پایه صوت بودند توانستند به صورت معمول اطلاعات دیجیتال را ارسال و دریافت کنند. AEEC 623 استاندارد طراحی ACARS در این مد می باشد که در فضای اروپا و امریکا استفاده می شود اما به سرعت به سوی اشباع شدن پیش رفت. در حدود ۵% اطلاعات تحویل نمی شود بنابراین از نظر استانداردهای تبادل ارتباط، وضعیت مناسبی ندارد. برپایه آنچه گفته شد این مد تقریبا به پایان عمر عملیاتی خود نزدیک شده است و ACARS نیز در طرح ارتقا به سایر روش‌های دیتالینک (سایر مدهای VDL و یا حتی استفاده از HFDL و یا SATCOM) قرار دارد.

۲-مد یک

اگرچه توسط ایکائو استاندارد گردید اما هیچگاه پیاده‌سازی نشد. از نظر تکنیکی شبیه مد صفر است، برای نمونه از همان مادولاسیون AM–ASK استفاده می کند. هدف از تدوین آن، ارتقای ACARS بود که با مطرح شدن مد دو و مزایای بسیار آن، عملا مد یک از صحنه خارج شد.

۳-مد دو

1-VHF Datalink
2-HF Datalink
3-Universal Access Transceiver
4-Communication, Navigation and Surveillance
5-Minimum Shift Keying
6-Departure Clearance
7-Digital Airport Terminal Information Service
8-Oceanic Clearance Datalink Service

مراحل استانداردسازی آن به موازات مد یک پیش رفت اما نهایتا ایکائو در سال ۱۹۹۷ آن‌را وارد انکس ۱۰ کرد. از D8–PSK به‌عنوان تکنیک مدولاسیون استفاده می کند. از ACARS و CPDLC به خوبی پشتیبانی می‌نماید و امروزه در اروپا، امریکا و ژاپن استفاده می شود. سرعت تبادل اطلاعات به ۳۱۵۰۰ در واحد bps رسیده است. تاخیری بیش از ۳/۵ ثانیه در ۹۵% اوقات برای تبادل اطلاعات ندارد. بنابراین نشان می‌دهد نمی توان در کاربردهای مانند انتقال صوت استفاده کرد. اشکال آن اثر نامطلوب کانال‌های مجاور است که در نوع خود نقصان کمی نیست. در مدهای بعدی یعنی سه و چهار مسیر اروپایی ها از امریکایی‌ها جدا شد.

۴-مد سه

در دهه ۹۰ میلادی با تاکید امریکایی‌ها روی ارسال و دریافت صوت با استفاده از تکنیک‌های دیجیتال، این مد جای خود را در VDL باز کرد. اساس کار بهره‌گیری از TDMA [1] است بنابراین تبادل دیتا در کنار صوت امکان‌پذیر می‌شد. در اواخر دهه ۹۰ میلادی امریکایی ها تصمیم گرفتند از راه‌حل فاصله کانالی ۸/۳۳ KHz برای مواجهه با مشکل کمبود کانال ارتباطی در باند VHF (که اروپایی‌ها در ایکائو پیشنهاد داده بودند) استفاده نکنند. در اینجا بود که این‌دو از هم جدا شد. از تکنیک مدولاسیون D8–PSK استفاده می کند و سرعتی برابر با مد دو دارد.

۵-مد چهار

اروپایی‌ها در سال ۱۹۹٤ آن را به ایکائو پیشنهاد کردند که در نهایت در سال ۲۰۰۰ استاندارد شد. یک سال بعد EUROCAE استاندارد طراحی و ساخت ADS–B مبتنی بر این مد را منتشر کرد. در حقیقت طراحی این مد با هدف پوشش نواقص مدهای صفر، دو و سه انجام شد. این مد از تکنیک GFSK استفاده می کند که سرعتی در حد ۱۹/۲ kbps را در بر دارد. Doc 9816 از ایکائو مرجع بسیار ارزشمندی است که حاوی جزئیات لازم است. این مد از سیگنال ATC Mode S در فرکانس ۱۰۹۰ مگاهرتز استفاده می کند.

کدام مد بهتر است؟

مدهای سه و چهار بقدری قابلیت‌های ارزشمند دارند که واقعا نمی توان یکی را به راحتی انتخاب کرد و دیگری را کنار گذاشت. به نظر می‌رسد اگر بخواهیم یکی را برای کشورمان انتخاب کنیم باید زیرساخت‌های فعلی و قدرت تطابق‌پذیری را در اولویت اول قرار دهیم.

HFDL

همزمان با تکامل VDL، نیاز به دیتالینک برد بلند نیز به‌شدت احساس می‌شد؛ که استفاده از HF یکی از راه‌های برآورده شدن آن بود. بنابراین استانداردسازی آن برای سیستم ACARS در ایکائو شروع و نهایتا در سال ۱۹۹۹ در انکس ۱۰ منعکس گردید. اما یک سال قبل از آن سرویس آن راه‌اندازی گردیده بود. پروتکل آن در استاندارد ARINC 635-2 تعریف شده است. مدولاسیون آن PSK و سرعتش برابر ۱۸۰۰ bps و ظرفیت آن بیش از ۲۵۰۰۰

1-Time Division Multiple Access

کانال می باشد، که ۱۰ کانال به ACARS اختصاص یافته است. با ۱۳ سایت تقریبا پوشش جهانی دارد.

UAT

با هدف ساخت سیستمی ارزان با قابلیت تبادل حجم زیادی از اطلاعات؛ پروژه UAT در سال ۱۹۹۷ توسط شرکت Mitre در آمریکا آغاز شد. ارسال اطلاعات در این رادیو یک‌به‌یک و یا یک‌به‌چند (مد Broadcast) در فرکانس ۹۷۸ مگاهرتز و برد–کوتاه می باشد. از تکنیک TDMA بهره می‌گیرد، پهنای باند ۱ مگاهرتز، سرعت انتقال اطلاعات در حدود ۱۰۰٤ kbps است. در دو نوع ۱۰ وات و ۱۰۰ وات و با حساسیت گیرندگی ۹۸ dBm– ساخته می شود؛ پیغام‌ها در دو نوع ۱۸ و ۳٤ بیتی ارسال می شود. می تواند در سه حالت استفاده شود.

- مد ۱: هواگرد فرستنده، ایستگاه زمینی گیرنده
- مد ۲: هواگرد فرستنده/گیرنده، ایستگاه زمینی گیرنده
- مد ۳: هواگرد و ایستگاه زمینی هردو فرستنده/گیرنده

شاید تنها محدودیت آن عدم تبادل صوت در کنار دیتا باشد که این هم در تئوری ممکن است. استاندارد RTCA DO–282A در خصوص طراحی و ساخت این سیستم می باشد و Doc 9861 از اسناد ایکائو به شرح جزئیات این سیستم پرداخته است.

Mode S

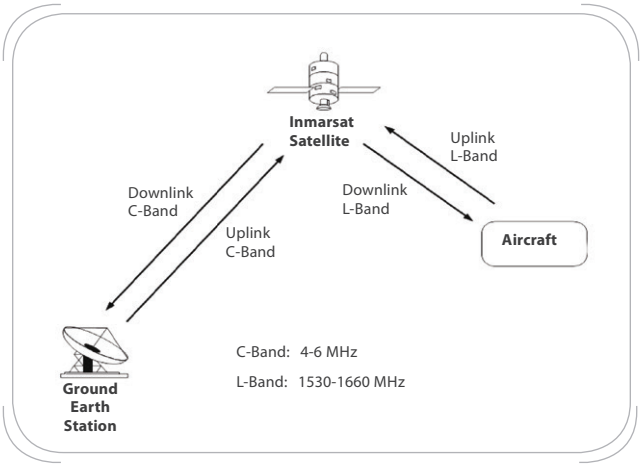
در بخش سیستم های نظارت (Surveillance) به‌صورت کامل به آن خواهیم پرداخت، اما در چند خط عبارت است از: یکی از مدهای سیستم ATC که در فرکانس ۱۰۳۰ مگاهرتز، ایستگاه زمینی سوال خود را که می تواند درباره معرفی هواگرد، ارتفاع و یا درخواست اطلاعات کامل است، ارسال می کند. بسته به نوع سوال سه مد تعریف شده است. Mode A تنها کد مشخصه پرواز که چهار رقمی است را سوال می کند. Mode C علاوه بر کد مشخصه پرواز ارتفاع را نیز مورد پرسش قرار می‌دهد و نهایتا در Mode S اطلاعات کاملی از جمله کد مشخصه منحصر به فرد هواپیما (۲٤ بیت) و سایر اطلاعت پروازی که تا ۱۱۲ بیت قابل ارایه می باشد را در یک بسته کامل درخواست می کند. بسته به نوع مد پرسش و تجهیزات هواگرد، در فرکانس ۱۰۹۰ مگاهرتز با مد متناظر پاسخ ارسال می‌گردد.

SATCOM

سیستم های ارتباطی رادیویی کلاسیک نظیر VHF و HF محدودیت‌های فراوانی دارند، از طرف دیگر بهره‌گیری از فناوری ماهواره در اویونیک قابلیت‌های شگرفی را در حوزه هوانوردی ایجاد کرده است. در این روش ارتباطی بطور عموم از ماهواره‌های INMARSAT [1] بهره گرفته می شود که در ابتدا به منظور ارتباطات دریایی پایه‌ریزی

1-INternational MARitime SATellite

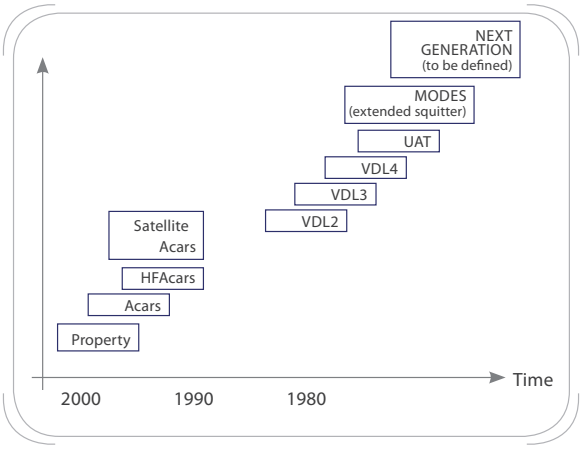
گردید. همانطور که در شکل ۲-۶ مشاهده می شود، حداقل سه بخش در SATCOM وجود دارد؛ ایستگاه زمینی، ماهواره و هواگرد.



شکل ۲-۶ اصول SATCOM

سیر تحول سیستم های دیتالینک

در شکل ۷۲ روند سی و چند ساله تکامل سیستم های دیتالینک ارائه شده است. شایان ذکر است انتخاب روش مناسب در پیاده‌سازی دیتالینک تابع شرایط گوناگونی است که الزاما بهره‌گیری از جدیدترین روش، شاید مناسب نباشد.



شکل ۲-۷ سیر تحولات دیتالینک

موقعیت یاب اضطراری

سامانه فرستنده موقعیتیاب اضطراری یا به اختصار ELT [1] فرستنده رادیویی در محدوده فرکانسی VHF و UHF می باشد که بمنظور موقعیت یابی هواگرد هنگام سانحه/حادثه بکار میرود. یافتن محل دقیق هواگرد در عملیات جستجو و نجات (SAR) اهمیتی حیاتی دارد، چرا که نجات بازماندگان/آسیبدیدگان کاملا بستگی به زمان، سرعت عمل و اقدام بعدی دارد. تحقیقات نشان می‌دهد اگر عملیات جستجو بیش از ۲ روز به طول بیانجامد شانس نجات بازماندگان/آسیبدیدگان کمتر از ۱۰% خواهد بود این در حالیست که اگر این زمان به ۸ ساعت تقلیل پیدا کند این شانس به بیش از ۶۰% میرسد. بدینترتیب اهمیت ELT در هوانوردی معین می شود. کاربرد این سامانه محدود به هوانوردی نیست و در دریانوردی با عنوان EPIRB [2] و همچنین در کاربردهای شخصی با عنوان PLB [3] شناخته می شود.

شکل۲-۸ اهمیت زمان پس از سانحه/حادثه

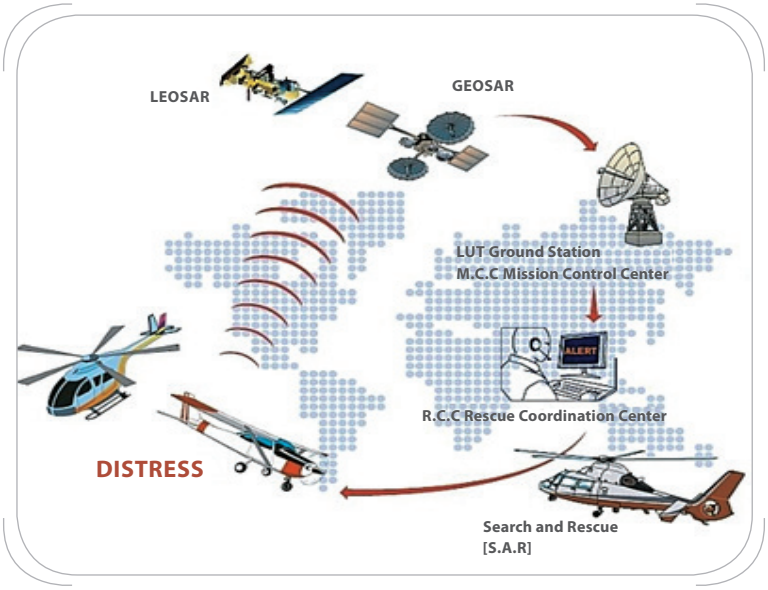
همانگونه که در شکل ۲ ۹ ملاحظه می شود در زنجیره نجات (مبتنی بر ماهواره) ۵ رکن اصلی وجود دارد که عبارتند از:

- ELT در هواگرد نصب می شود و در شرایط اضطراری سیگنال ارسال می‌نماید.
- ماهواره‌های SARSAT[5]/COSPAS[4] این سیگنال را دریافت و سپس سیگنال دیگری به سوی ایستگاه‌های زمینی که LUT [6] نام دارند ارسال می‌نمایند.
- LUT پس از دریافت سیگنال و پردازش، آنرا برای مراکز کنترل ماموریت یا همان MCC [7] می‌فرستند.

1-Emergency Locator Transmitter
2-Emergency position-indicating radio beacon
3-Personal locator beacon
4-The Russian Cospas stands for 'space system for the search of vessels in distress'
5-search and rescue satellite-aided tracking
6-Local user terminals
7-Mission control center

• در گام بعدی MCC مرکز جستجو (RCC[1]) را آگاه مینماید.

• سپس واحدهای SAR [2] اعزام می‌شوند.



شکل ۲–۹ ارکان اصلی در جستجو و نجات

شـــایان ذکر است به موجب مقررات سازمان هواپیمایی کشـــوری مندرج در AIR OPS هریک از هواپیماهای مسافری با قابلیت حمل بیش از ۱۹ مسافر که اولین گواهینامه صلاحیت پروازی خود را پیش از ۱ جولای ۲۰۰۸ دریافت کرده باشند، بایستی مجهز به حداقل یک سامانه ELT از نوع فعال شدن خودکار باشند. این نوع دارای سنسور G–switch است که با اعمال شتاب 6G فعال می شود.

در حال حاضر انواع مختلفی از ELT اســـتفاده می شود. مدل‌های قدیمی‌تر از فرکانس ۱۲۱/۵ مگاهرتز و ۲۴۳ مگاهرتز برای ارسال پیام اضطراری استفاده می‌کردند که فرکانس اول عموما کاربرد غیرنظامی و فرکانس دوم کاربرد نظامی داشـــت. در حوزه غیرنظامی از سال ۲۰۰۹ این فرکانس استفاده نمی شود. مدل‌های جدیدتر از فرکانس ۴۰۶/۰۲۵ مگاهرتز با توان حدودا ۵ وات به جای ۱۵۰ میلی وات که در مدل‌های قدیمی رایج بود؛ بهره می‌گیرند. تفاوت دیگر در نوع اطلاعات ارسالی می باشد. سیگنال مدل‌های ۱۲۱/۵ مگاهرتزی AM با صدایی آژیر مانند است و بصورت محلی توسط هواگردهایی در محدوده پوشش گیرندگی و همچنین برخی گیرنده ها که در نقاط مختلف قرار گرفته اند، قابل دریافت است.

در فرکانس ۴۰۶/۰۲۵ مگاهرتز که قابل دریافت برای ماهوارههای تجسس و نجات است، کلیه فرستنده های ELT پیش از نصب بر روی هواگرد توسط دستگاهی به نام Programmer و یا Dongle کدگذاری میگردد. این

1-Rescue coordination center
2-Search and rescue

کد، منحصر به هر هواگرد موســـوم به کد ۲۴ بیتی رمزنگاری شـــده و در صورت فعال شدن سامانه ELT برای ماهوارههای مورد اشاره ارسال میگردد. بدینترتیب ماهواره ها با دریافت سیگنال علاوه بر کشف موقعیت پرنده، اطلاعات دقیقی از آن خواهند داشـــت. دقت این موقعیت یابی شـــعاع ۲ الی ۵ کیلومتری از فرستنده ELT می باشـــد. این سامانه جستجو و نجات که به همت کشورهای فرانسه، کانادا، روسیه و آمریکا راهاندازی گردیده، به گونه ای فعالیت مینماید که ابتدا ماهواره های مدار GEO بصورت سریع سیگنال ارسالی را شناسایی و سپس ماهواره های مدار LEO طی مدت یک تا چند ساعت موقعیتیابی سیگنال ارسالی را انجام میدهند. این ماهوارهها بر اساس اثر داپلر موقعیت فرستنده را تعیین می‌نمایند. هر ELT دارای باتری است که اکثرا تا ۵۰ ساعت انرژی لازم برای ارسال پیام را تامین می‌نماید.

این سامانه بر اساس نوع کاربری و نحوه فعال‌سازی به انواع زیر تقسیم می‌شوند:

نوع	دسته	شرح
A یا AD	Automatic ejectable or automatic deployable	از هواپیما به صورت خودکار به بیرون پرتاب شده و سیگنال ارسال می‌نماید که در هنگام سانحه شتاب وارده بر هواپیما باعث فعال شدن آن می شود. این نوع گران بوده و در معمولاً در هواپیماهای رده هوانوردی عمومی استفاده نمی‌شوند.
F یا AF	(Fixed (non-ejectable or automatic fixed	در هواپیما ثابت بوده و Inertia Switch در هنگام سانحه آنرا فعـــال می‌نمایـــد. این نوع به صورت دســـتی‌نیز قابل فعال‌سازیی اســـت و بدین منظور معمولاً دارای پنل کنترل در کابین خلبان می باشد. اغلب هواپیماهای رده هوانوری عمومی از این نوع استفاده می‌نمایند.
AP	Automatic portable	مانند نوع F اســـت با این تفـــاوت که آنتن آن بر روی خود فرستنده نصب شده و جدا از آن نیست بنابراین قابل حمل می باشد.
P	Personnel activated	به صورت ثابت نصب نمی شـــود و خودکار نیز ارسال پیام نمی کند. فعال‌سازی آن دستی می باشد.
W یا S	Water activated or Survival	در صورت قرار گرفتن در آب به صورت خودکار فعال می شود. آب آسیبی به آن نمی‌رساند و در سطح آب شناور شده، سیگنال ارسال می‌نماید. به صورت ثابت نصب نمی شود و معمولاً به قایق نجات (Life Raft) بسته می شود.

ناوبری در تعریفی بسیار ساده عبارت است از: فرآیند هدایت هواگرد از یک نقطه به نقطه دیگر. در اوایل تاریخ هوانوردی پرواز بصری بود (بعدها به آن VFR گفتند)، بدین معنا که خلبان‌ها در مسیریابی از نشانه‌های زمینی مانند کوه، تپه، رود، ریل راه‌آهن، جاده و از این قبیل، استفاده می‌کردند. بدین‌سان قطعا ارتفاع پرواز محدود می‌شد، پروازها در مناطق و مسیرهای خاصی میسر بود و از همه مهمتر پرواز در شب امکان پذیر نبود. تا اینکه سیستم پست امریکا تصمیم گرفت از فرصت شبانه نیز به منظور جابه‌جایی مرسولات پستی استفاده کند؛ بنابراین با تعدادی کشاورز قرارداد بست تا هنگام شب اقدام به روشن کردن انبوهی از هیزم نمایند تا خلبان‌ها بتوانند مسیریابی نمایند. این آتش به Bonfire معروف است. به‌هر حال به زودی نیاز به سیستمی کارآمد به شدت احساس شد که این به نوبه خود باعث معرفی و تکامل سیستم های ناوبری طی سالیان متمادی گردید که تاکنون نیز ادامه داشته و خواهد داشت.

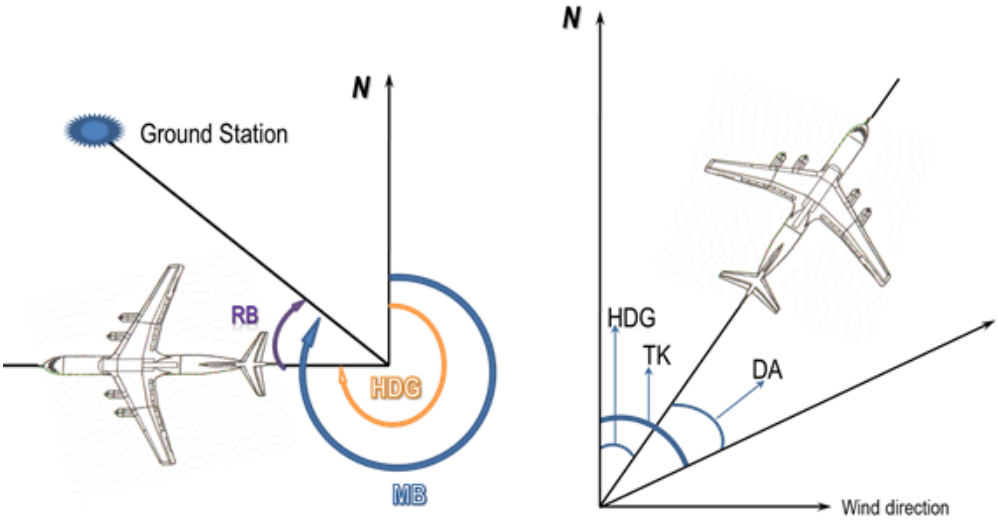
در این فرآیند به اطلاعات ذیل نیاز است:

- سرعت
- زاویه راستای هواگرد نسبت به ایستگاه زمینی و یا شمال که به اولی سمت (Bearing) و به دومی سمت پرواز (Heading) می گویند.
- ارتفاع
- زمان

در اویونیک کلاسیک مختصات هواگرد را در یک عملیات دستی محاسبه می‌کردند؛ به همین خاطر در بین موارد فوق دیده نمی شود. اما در اویونیک جدید مختصات، مستقیما توسط سیستم های ناوبری هواگرد محاسبه و تحویل داده می شود.

برای درک بهتر سیستم های ناوبری که هریک بخشی از اطلاعات فوق را بدست می‌دهند، ابتدا بهتر است تعاریف اولیه کمیت‌های ناوبری را از نظر بگذرانیم.

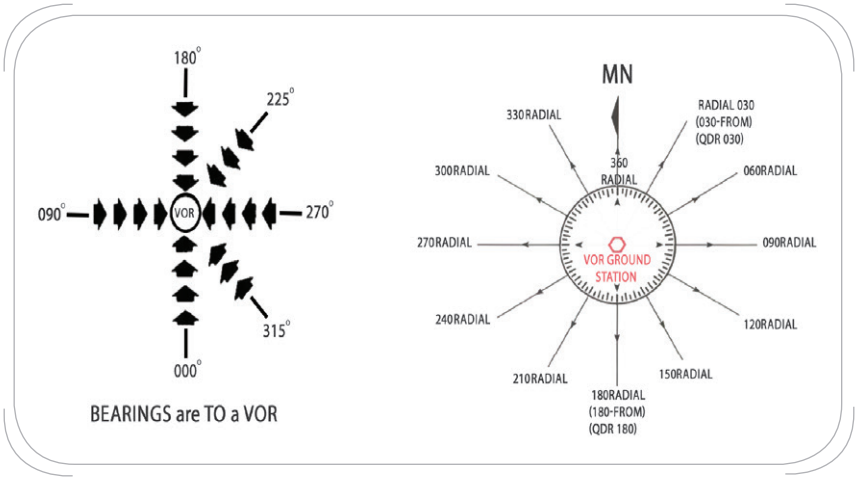
هواپیمای شکل ۲-۱۰ را در نظر بگیرید، فرض کنید به علت وزش باد از سمت غرب به شرق بردار حرکت هواپیما منطبق بر راستای محور طولی هواپیما نیست (شکل سمت راست)؛ با توجه به زوایای ایجاد شده در شکل ۲-۱۰ و شکل۲-۱۱، تعاریف جدول ۲-۲ را خواهیم داشت.



شکل ۲-۱۰ شاخص های اولیه در ناوبری

جدول ۲-۲ تعاریف پایه در ناوبری

اختصار	اصطلاح	توضیح
HDG	Heading	زاویه بین محور طولی هواپیما و شمال مغناطیسی که ساعت‌گرد از شمال اندازه‌گیری می شود.
TK	Track or Course	زاویه بین راستای حرکت هواپیما و شمال مغناطیسی که ساعت‌گرد از شمال اندازه‌گیری می شود.
DA	Drift Angle	اختلاف بین HDG و TK که به راست (Starboard) یا چپ (Port) اندازه‌گیری و بیان می شود. (معیار سمتی است که زاویه کوچکتر دارد)
DTK	Desired Track	راستایی که خلبان قصد دارد منطبق بر آن پرواز کند.
TAE	Track Angle Error	اختلاف بین TK و DTK که به راست (Starboard) یا چپ (Port) اندازه‌گیری و بیان می شود. (معیار سمتی است که زاویه کوچکتر دارد)
RB	Relative Bearing	زاویه بین محور طولی هواپیما و نقطه ثابت که ساعت‌گرد از هواپیما اندازه‌گیری می شود.
MB	Magnetic Bearing	زاویه بین ایستگاه و شمال مغناطیسی که ساعت‌گرد از شمال اندازه‌گیری می‌گردد.
QDR	Radial	خطوط شعاعی که از ایستگاه خارج می‌شوند و زاویه آن‌ها از شمال ساعت‌گرد اندازه‌گیری می شود.
QDM	Bearing	خطوط شعاعی که وارد ایستگاه می‌شوند و زاویه آن‌ها از جنوب ساعت‌گرد اندازه‌گیری می شود.

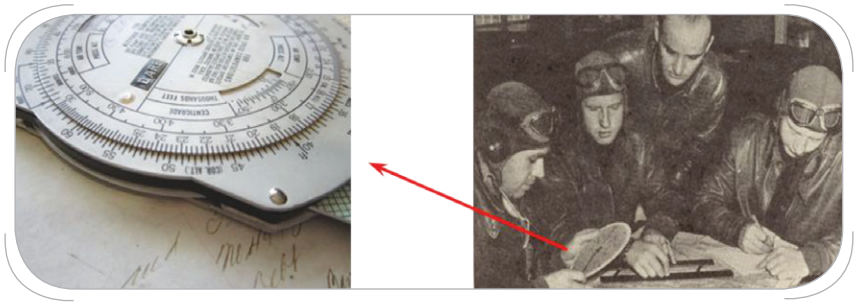


شکل ۲-۱۱ شاخص های ناوبری در خصوص ایستگاه زمینی

روش‌های ناوبری

اصولاً به چهار روش مختلف می توان شـــاخص های ناوبری را بدست آورد. ناوبری رادیویی وابسته، ناوبری مستقل، ناوبری ماهواره‌ای و ناوبری ترکیبی. هریک شامل سیستم هایی می شود که به کمک آن‌ها فرآیند ناوبری اجرا می گردد.

روشـــی نیز به‌نام Dead Reckoning وجود دارد.؛ در این روش با استفاده از اطلاعات بدست آمده از هوا (نظیر ســـرعت و ارتفاع)، سمت مغناطیسی و شاخص های متعدد دیگر به کمک محاسبات ریاضی، موقعیت معین و مسیریابی انجام می گردد. در این روش در حالت کلاسیک از ابزاری به‌نام محاسبه‌گر ناوبری (شکل۲-۱۲) استفاده، اما در اویونیک جدید این عملیات در کامپیوتر انجام می شود.



شکل ۲-۱۲ ابزار محاسبه شاخص های ناوبری در حالت کلاسیک

ناوبری رادیویی وابسته

همانطور که از نام آن پیداست، این روش مبتنی بر دریافت سیگنال رادیویی از ایستگاه زمینی می باشد. از نظر

تاریخی نیز از سایر روش‌ها سابقه طولانی‌تری دارد. سیستم هایی که در این روش می‌گنجند عبارتند از:

- Four Course
- ADF
- DF
- VOR
- ILS

  Localizer

  Glide Slope

  Marker Beacon
- DME
- TACAN

Hyperbolic Navigation

Omega

Decca

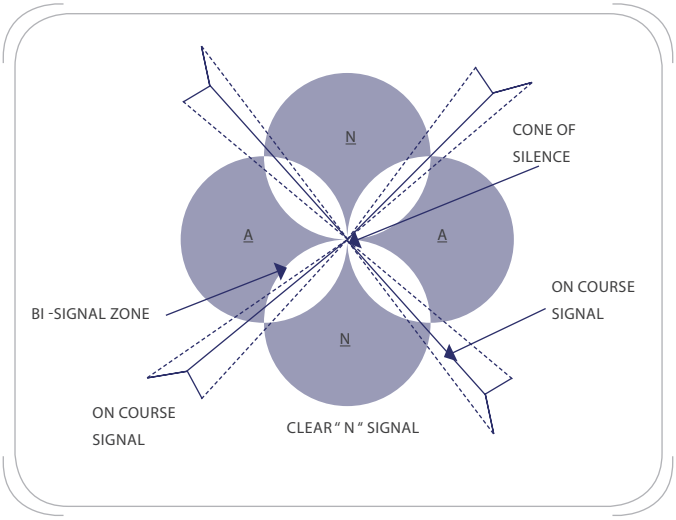
Loran

- MLS

حال به بررسی و توضیح اجمالی هریک می‌پردازیم.

Four Course

این سیستم در باند LF کدهای مورس را در راستای شمال–جنوب (نقطه–فاصله، معادل حرف N) و در راستای غرب–شرق (فاصله–نقطه، معادل حرف A) مطابق شکل ۲–۱۳ ارسال می کند. خلبان با تنظیم فرکانس ایستگاه و شنیدن کد مورس می توانست تشخیص دهد حدودا در چه راستایی قرارداد. این سیستم بین دهه‌های ۳۰ تا ۵۰ میلادی استفاده می باشد؛ اما همانطور که مشهود است بدلیل عدم دقت و کارآمدی ضعیف، با آمدن سیستم های بعدی به‌سرعت منسوخ شد.

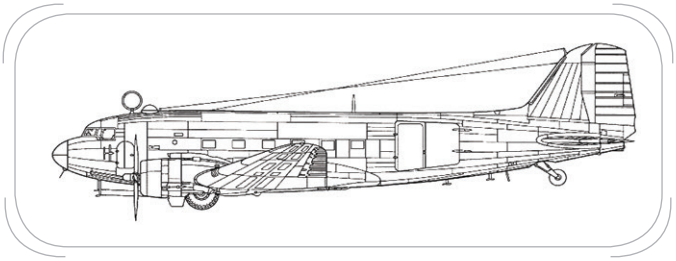


شکل ۲–۱۳ ارسال کدهای مورس در سیستم Foure Course

ADF[1]

سیستم ADF را به جرات می توان اولین سیستم ناوبری مطمئن دانست که از دهه ۳۰ میلادی تاکنون پا بر جا مانده است. اساس عملکرد این سیستم خاصیت جهت دار بودن آنتن حلقوی (Loop) می باشد. میزان ولتاژ القا شده در این آنتن متناسب با زاویه آن است. تنها مشکل، ابهام این آنتن در زاویه صفر و ۱۸۰درجه بوده و به عبارت دیگر نمی‌دانیم به سمت ایستگاه زمینی (منبع سیگنال) می‌رویم و یا از آن دور می‌شویم. برای رفع این ابهام آنتن دیگری به‌نام Sense را به مجموعه اضافه گردید.

گردش آنتن Loop در ابتدا بوسیله خلبان و دستی انجام می‌شد (شکل۲–۱٤) اما بعدها با استفاده از ترکیبی به‌نام Bellini–Tosi این عمل به صورت خودکار صورت پذیرفت.



شکل ۲–۱٤ آنتن Loop در نخستین نسل ADF

ایستگاه‌های زمینی ADF به NDB معروف هستند (شکل ۲–۱۵) که علاوه بر آن ها ایستگاه‌های رادیویی AM نیز برای گیرنده‌های ADF در هواگرد، قابل استفاده می‌باشند. مطابق شکل ۲–۱٦ تجهیزات نصب شده در هواگرد

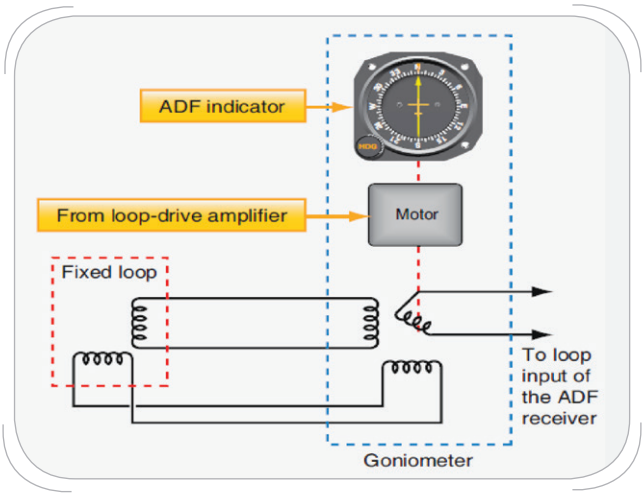
1-Automatic Direction Finder

نیز شامل گیرنده، آنتن‌های Sense و Loop و همچنین نشان‌دهنده(ها) می باشد. این نشان‌دهنده ها ، RMI ، RBI و HSI و در هواگردهای جدید ND است.

شکل ۲–۱۵ ایستگاه‌های زمینی ADF

RBI اولین نشاندهنده ADF است که سمت نسبی (Relative Bearing) را به خلبان نشان می‌دهد. اما خلبان‌ها در ناوبری نیاز به سمت مغناطیسی (Magnetic Bearing) دارند. بنابراین آن‌ها HDG را از قطب‌نما می‌خواندند و با RB جمع می‌کردند تا MB را بدست بیاورند. بعدها پیچ تنظیمی در کنار RBI قرار داده شد که می توانست صفحه پشت را بچرخاند بدین‌ترتیب خلبان‌ها می توانستند HDG را در صفحه پشت RBI تنظیم نمایند. با این کار عملیات جمع انجام شده و عقربه عدد MB را نشان می‌داد، به نشان‌دهنده بدست آمده نیز Adjustable RBI گفته شد. اگر این امکان به‌وجود می‌آمد که صفحه پشـــت RBI به صورت خودکار می‌چرخید قابلیت بسیار جالبی را بدست می‌داد. این امر محقق گردید بدین‌ترتیب که سنسور مغناطیس که قادر بود HDG را تشخیص دهد در نقطه‌ای دور از اختلالات مغناطیسی در هواگرد نصب گردید. نوعا در نوک بال، یا بالا یا زیر سکان عمودی در هواپیما و در بالگرد عموما زیر و انتهای Tail Boom؛ به این سنسور Flux Valve و یا Flux Gate می‌گویند. خروجی این سنسور وارد Slaved Gyro شده و خروجی آن نیز صفحه پشت RBI را چرخانده و HDG را نمایش می‌داد. همانطور که مشخص است نشاندهنده جدیدی متولد شده که به آن RMI گفته شد. HSI نیز در نمایش MB از همان اصول RMI استفاده می کند با این تفاوت که نشاندهنده‌ای ترکیبی است. در ND نیز به جای ساختار مکانیک از AMLCD استفاده می‌کنیم که بعدا به آن‌ها خواهیم پرداخت.

شکل ۲-۱۶ بخش‌های اصلی ADF در هواگرد



شکل ۲-۱۷ ارتباط بخش‌های اصلی در ADF

DF[1]

DF سیســـتمی است که در کنترل ترافیک هوایی بویژه نزدیکی فرودگاه‌ها استفاده می شود بدین‌ترتیب که MB

1-Direction Finder

هواگرد هنگام مکالمه یا به هر حال ارسال سیگنال توسط رادیو؛ برای کاربر زمینی معین و عموما در یک صفحه CRT نمایش داده می شود. هنگام مکالمه، کاربر می تواند MB را به خلبان نیز اعلام کند. اگر این عملیات با سه ایستگاه انجام شود با توجه به معین بودن موقعیت ایستگاه‌های زمینی، مختصات هواگرد بدست می‌آید. البته این عمل را می توان با دو ایستگاه نیز انجام داد که طبیعتا دقت کمتری دارد.

بطور معمول از رادیوی ارتباطی VHF بدین‌منظور استفاده می شود، بنابراین سیستم نیز VDF خواهد بود که در بازه فرکانسی ۱۱۸ تا ۱۳۷ مگا هرتز عمل می کند. البته در بخش نظامی از همین سیستم در باند UHF استفاده می شود که طبیعتا تجهیزات زمینی نیز باید باند UHF باشد، بر این اساس عموما به این سیستم UDF می‌گویند.

اصول عملکرد در آرایه‌ای از آنتن‌های ایستگاه زمینی می باشد که به Adcock معروف است. (شکل ۲–۱۸)

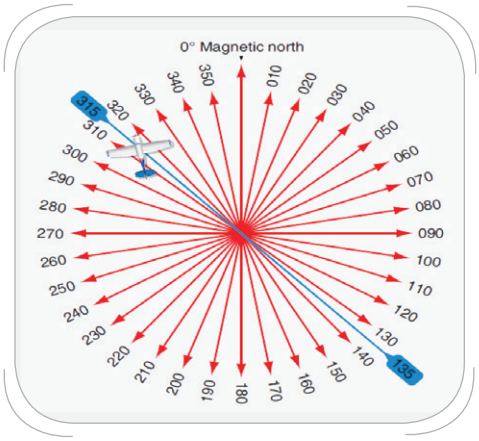
شکل۲–۱۸ ایستگاه زمینی DF

VOR[1]

با وجود کارآمد بودن، ADF نیز دارای خطاهایی نظیر انکســـار ساحلی، اثر شب، انعکاس از اجسام بزرگ و ... بود که باعث منسوخ شدن آن نشد اما موجب خلق سیستم VOR گردید که خطاهای مرسوم در ADF را نداشت. عموما ADF در ارتفاع کم کارایی بهتر دارد و VOR در ارتفاع بالا، در حقیقت در شرایطی که ADF خطای زیادی دارد، خطای VOR کم است و برعکس، بنابراین می توان این دو سیستم را مکمل هم دانست؛ به همین علت است که با فراگیر شدن VOR، بهره‌گیری از ADF منسوخ نشد. همانطور که در شکل ۲–۱۹ ملاحظه می شود، اطلاعات بدست آمده از VOR همانند ADF؛ زاویه نسبت به ایستگاه زمینی (فرستنده) است. اصول عملکردی این سیستم ارسال دو سیگنال رادیویی با اختلاف فاز معین می باشد. این اختلاف فاز متناسب است با زاویه خطوط شعاعی که از ایستگاه خارج می‌شوند (Radial). بدین ترتیب در شمال مغناطیسی ایستگاه، اختلاف فاز صفر است و یا

1-VHF Omni-directional Range

در شرق ایستگاه ۹۰ درجه و در غرب ۲۷۰ درجه خواهد بود.



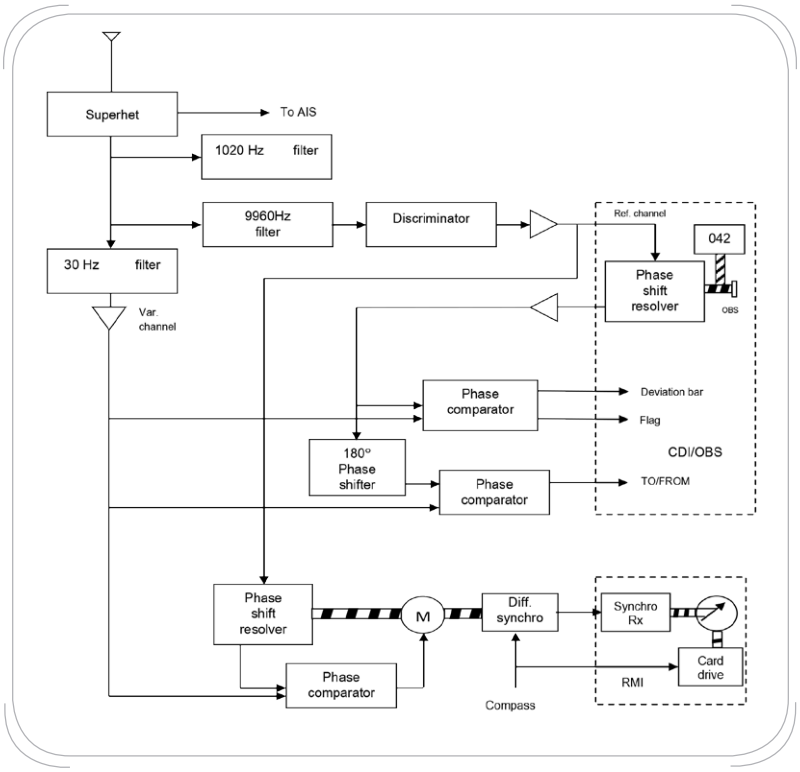
شکل ۲–۱۹ زاویه ایستگاه زمینی در VOR

گیرنده رادیویی در هواپیما این دو سیگنال را دریافت کرده و با تعیین اختلاف فاز آن‌ها شعاعی که هواپیما در آن واقع شده است را تعیین می کند. VOR در پهنای فرکانسی ۱۰۸ تا ۱۱۸ مگاهرتز با فاصله کانال ۵۰ کیلوهرتز کار می کند. تجهیزات نصب شده در هواپیما شامل آنتن، گیرنده، پانل کنترل و نشاندهنده می باشد. آنتن این سیستم در هواپیماهای کوچک معمولاً "V" شکل است و در انتهای دم عمودی نصب می شود اما در هواپیماهای بزرگتر که با سرعت بیشتری پرواز می‌کنند این آنتن از نوع تیغه‌ای است و در داخل دم عمودی تعبیه می‌گردد. پانل کنترل نیز به منظور انتخاب فرکانس ایستگاه در اختیار خلبان می باشد. نشاندهنده این سیستم می تواند، RMI CDI و یا HSI باشـــد اما در هواپیماهای پیشـــرفته نمایش اطلاعات این سیستم در ND است. در شکل ۲–۲۰ از راست به چپ نشاندهنده RMI، نشاندهنده CDI [۱] و گیرنده VOR نمایش داده شده است. شکل ۲–۲۱ نیز بلوک دیاگرام این سیستم را در هواگرد نشان می‌دهد.

۱– در برخی موارد OBI معادل CDI استفاده می شود.

شکل ۲-۲۰ اجزای سیستم VOR در هواگرد

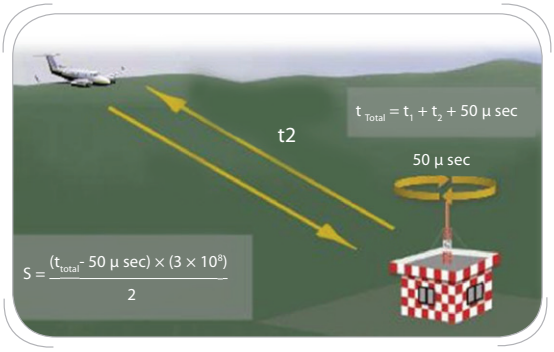
نشان دهنده RMI که با ADF مشترک است در بخش های قبلی شرح داده شد. اما CDI نشان دهنده ای است که میزان انحراف MB هواپیما را از MB انتخابی تســـط خلبان نشان می دهد. MB توسط خلبان از طریق پیچ OBS انتخاب می شود و عموما با چرخش صفحه پشت به خلبان نمایش داده می شود. میزان انحراف به چپ یا راست نیز به واسطه حرکت Deviation Bar معین می شود. ماکزیمم انحراف عدد°۱۰ یا بیشتر را نشان می دهد. بنابراین هر نقطه° ۲ یا ۲,۵° می باشد (اگر در نشان دهنده ٤ نقطه وجود داشت ۲,۵° و در صورت پنج نقطه ° ۲). پرچم To/From نیز وجود دارد که اگر هواگرد تا ° ۸۰ سمت راست یا چپ mb انتخابی باشد To و در غیر این صورت From ظاهر می شود. اگر CDI می توانست HDG را نیز به خلبان نشان دهد به تمام .... نشان دهنده کاملی به شمار می رفت. ..... این امر امکان پذیر شد. مجموعه داخلی CDI به چرخش درآمد در قسمت بالایی HDG را نیز نشان داد. این نشانگر تکامل یافته HSI نام گرفت.



شکل ۲–۲۱ بلوک دیاگرام سیستم VOR در هواگرد

DME[1]

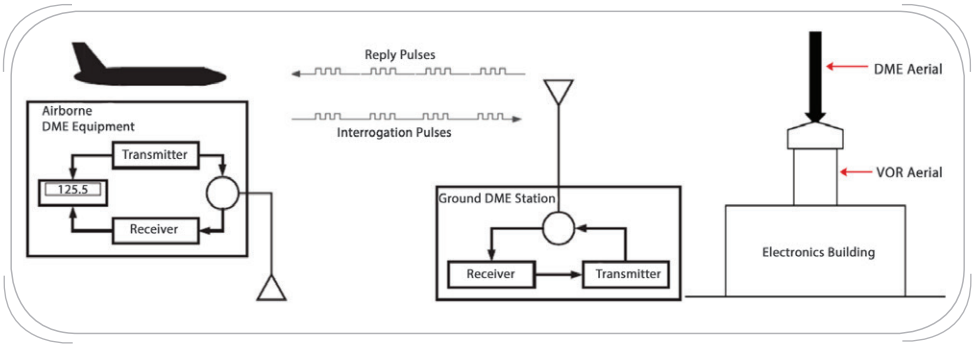
با معرفی ADF و VOR قابلیت تعین زاویه نسبت به ایستگاه زمینی ایجاد گردید اما در ناوبری به اطلاعات دیگری نظیر فاصله نیاز داریم. این امر منجر به طراحی سیستمی بنام DME گردید که به کمک آن فاصله مورب از ایستگاه زمینی بدست می‌آید. (شکل ۲–۲۲)



شکل ۲–۲۲ اصول اولیه در DME

1-Distance Measuring Equipment

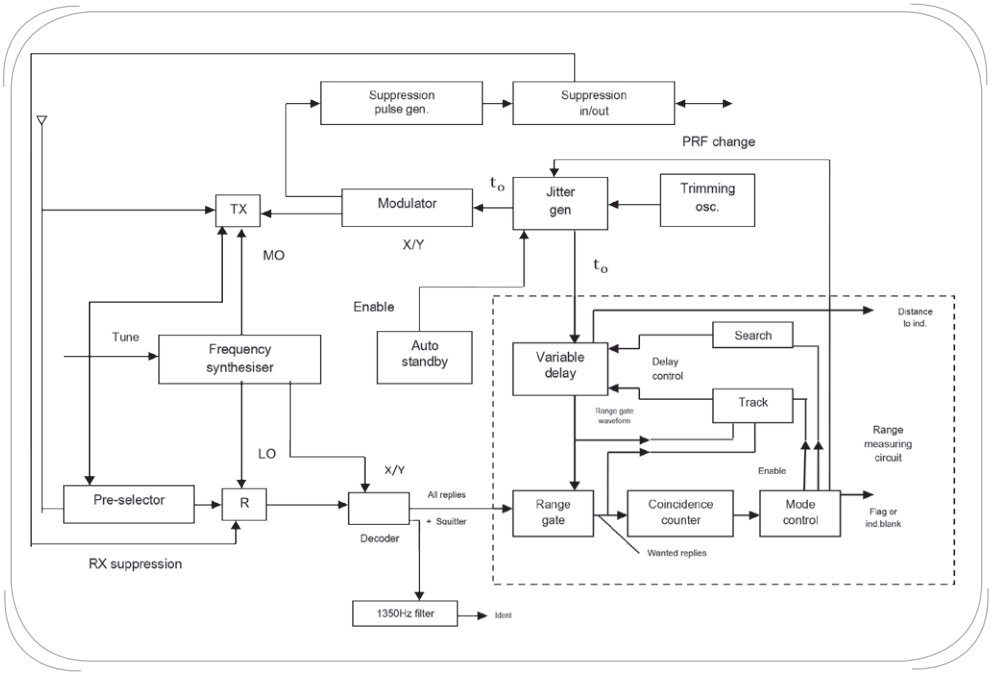
این سیســـتم از دو قسمت اصلی تشکیل می شود. پرسشگر (Interrogator) که در هواپیماست و پاسخ‌دهنده (Transponder) که در حقیقت ایستگاه زمینی می باشد. پرسشگر سیگنال رادیویی به صورت جفت پالس ارسال می کند که فاصله هر جفت پالس با جفت پالس بعدی ثابت، اما تصادفی انتخاب می شود. بدین ترتیب سیگنال ارسالی توسط هر هواپیما منحصر به فرد می شود. ایستگاه زمینی این سیگنال را دریافت و بعد از ۵۰ میکروثانیه دقیقاً همان سیگنال را دوباره ارسال می کند، سپس هواپیما مجددا این سیگنال را دریافت می کند. مدت زمانی که بین سیگنال ارسالی هواپیما تا دریافت مجدد آن طول می‌کشد با توجه به ثابت بودن سرعت انتشار امواج رادیویی در هوا؛ معیاری است از فاصله هواپیما از ایستگاه زمینی. (شکل ۲-۲۳)



شکل ۲-۲۳ ارتباط تجهیزات هوایی و زمینی در DME

این سیستم در باند UHF و در پهنای فرکانسی ۹۶۲ تا ۱۲۱۳ مگاهرتز عمل می کند و معمولاً هر ایستگاه زمینی آن در کنار یک ایستگاه VOR قرار گرفته و یک مجموعه را تشکیل می‌دهند. بدین‌ترتیب خلبان همزمان می تواند اطلاعات فاصله و زاویه را در اختیار بگیرد. تجهیزات نصب شده در هواپیما شامل آنتن، گیرنده، پانل کنترل و نشاندهنده است. (شکل۲-۲۴)

شکل ۲-۲۴ تجهیزات DME در هواگرد



شکل ۲–۲۵ بلوک دیاگرام DME در هواگرد

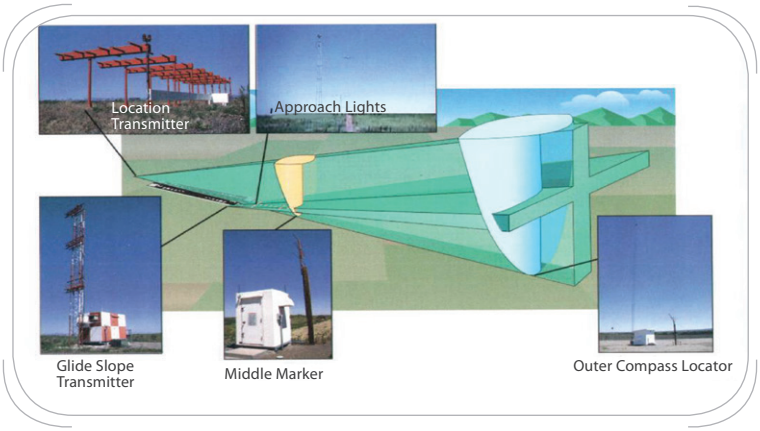
TACAN[1]

اگر زوایه و فاصله هواگرد از یک ایستگاه، مشخص باشد براحتی می توان مختصات هواگرد را محاسبه کرد. این امر در بخش نظامی با ترکیب کردن VOR و DME محقق شده که آن را TACAN نامیده‌اند. از این قابلیت در حوزه غیرنظامی نیز استفاده می شود. با توجه به‌اینکه حوزه غیرنظامی نمی تواند از VOR بخش نظامی استفاده کند ولی DME تقریبا در هر دو حوزه مشترک است، ایستگاه‌هایی به‌نام VORTAC ایجاد شده است که مجموعه VOR_{mil}، DME و VOR_{civil} می باشد. ایستگاه‌هایی به‌نام VOR/DME نیز وجود دارد که DME آن برای بخش نظامی قابل استفاده است.

ILS[2]

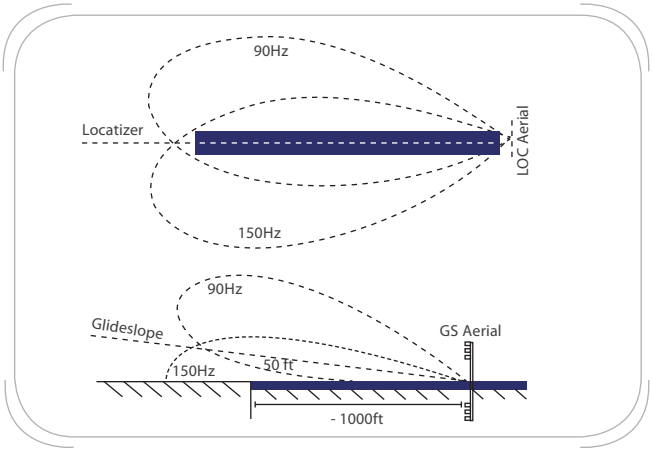
برخاست هواپیما از باند اختیاری اما فرود آن اجباری است. با افزایش سرعت هواپیماها و رشد روزافزون ترافیک هوایی نیاز به سیستمی که بواسطه آن تقرب دقیق (Precision Approach) صورت پذیرد بیش از پیش احساس شد. در همین راستا ILS پا به عرصه هوانوردی گذاشت. این سیستم به زبان ساده فاصله، ابتدا و وسط باند را به خلبان نشـــان می‌دهد و مطابق شکل ۲–۲۶خود از سه سیستم Glideslope، Localizer و Marker Beacon تشکیل می شود.

1-Tactical Air Navigation
2-Instrument Landing System



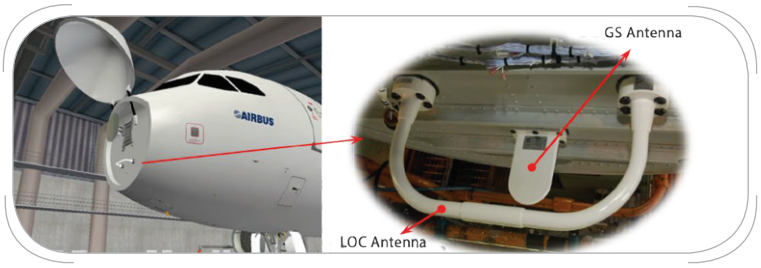
شکل۲-۲۶ سیستم های اصلی در ILS

نشـــان‌دهنده خط وسط باند مرسوم به Localizer و بر مبنای ارسال دو سیگنال رادیویی در دو نیمه جانبی باند استوار است. بدین‌ترتیب سیگنال رادیویی با فرکانس مادوله کننده ۹۰ هرتز در سمت چپ باند و ۱۵۰ هرتز در سمت راست باند منتشر می شود. (شکل ۲-۲۷بالا) این سیستم در پهنای باند فرکانسی ۱۰۸ تا ۱۱۲ مگاهرتز کار می کند و گیرنده هواپیما با دریافت دو سیگنال و مقایسه قدرت دو سیگنال، موقعیت هواپیما را نسبت به خط میانی باند بدست می‌آورد. (در حقیقت Difference in Depth of Modulation معیار قرار می‌گیرد) تجهیزات نصب شده در هواپیما شامل آنتن، گیرنده و نشان دهنده می باشد. شایان ذکر است این سیستم پانل کنترل نداشته و فرکانس آن هنگام تنظیم فرکانس VOR مربوط به فرودگاه، به صورت خودکار تنظیم می شود.

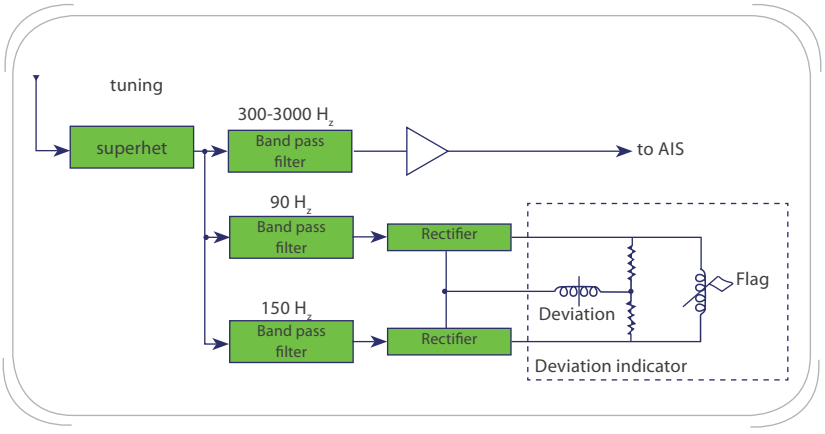


شکل ۲-۲۷ ارسال سیگنال در دو سیستم LOC و GS

نشان دهنده این سیستم به صورت یک عقربه عمودی در HSI ، CDI و یا در ND بوده و خط میانی باند را نشان می‌دهد؛ با منحرف شدن آن به سمت چپ، خلبان متوجه می شود که در سمت راست خط میانی باند قرار گرفته و برای کاهش انحراف باید به سمت چپ پرواز کند (بالعکس). آنتن آن مطابق شکل ۲–۲۸ معمولاً در دماغه هواپیما نصب می شود. آنتن فرستنده آن نیز در انتهای باند قرار می‌گیرد.



شکل ۲–۲۸ آنتن LOC و GS در هواپیمای A320

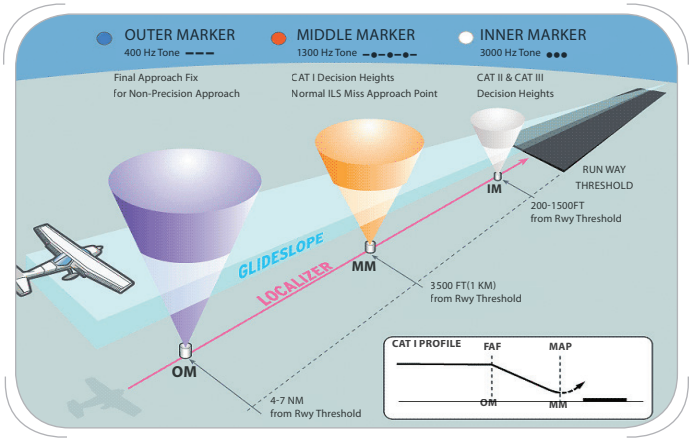


شکل ۲–۲۹ بلوک دیاگرام LOC در هواگرد

نشـــان دهنده شیب فرود مناسب که به Glideslope معروف است، از همان اساس کار Localizer بهره می‌گیرد با این تفاوت که ســـیگنال ۱۵۰ هرتز زیر شـــیب فرود و ســـیگنال ۹۰ هرتز بالای این شیب منتشر می شود. (شکل ۲–۲۷ پایین) پهنای باند فرکانسی آن نیز ۳۲۹/۳ تا ۳۳۵ مگاهرتز می باشد.

سومین سیستم Marker Beacon است که به کمک آن فاصله از باند تعیین می شود. اصول عملکردی آن ارسال عمودی امواج رادیویی با فرکانس ثابت ۷۵ مگاهرتز، توسط ۳ فرستنده به فواصل مشخص از ابتدای باند می باشد. مطابق شکل ۲–۳۰ دورترین فرستنده در فاصله ٤ گره دریایی از باند است که Outer Marker نامیده می شود. فرستنده بعدی در فاصله ۳۵۰۰ پایی از باند واقع شده و Middle Marker نام دارد و فرستنده سوم در ابتدای

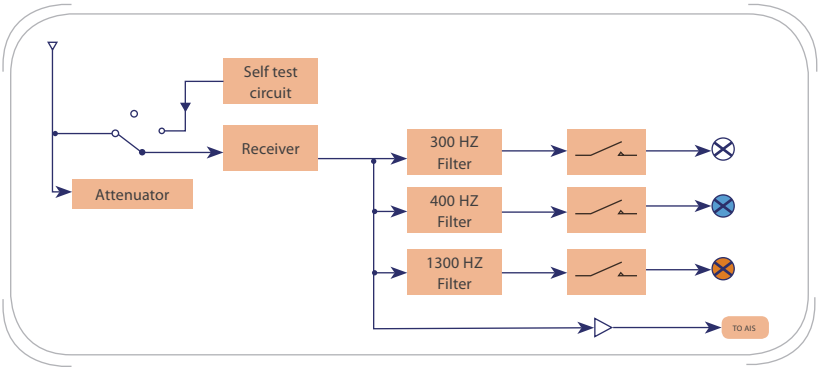
باند قرار می‌گیرد و Inner Marker می باشد. (امروزه قرار گرفتن این فرستنده در ابتدای باند منسوخ شده و آنرا در بین مسیرهای پروازی قرار می‌دهند بدین ترتیب Z Marker نام می‌گیرد)



شکل ۲–۳۰ موقعیت فرستنده‌های Marker Beacon نسبت به باند

گیرنده هواپیما با عبور از روی این فرستنده‌ها و با دریافت سیگنال، چراغی را در پانل خلبان روشن می کند (شکل ۲–۳۱) و یا سیگنال صوتی در گوشی خلبان شنیده می شود. بنابراین خلبان متوجه فاصله خود از ابتدای باند می‌گردد.

شکل ۲–۳۱ نمایشگر Marker Beacon در کابین پرواز



شکل ۲–۳۲ بلوک دیاگرام Marker Bacon در هواگرد

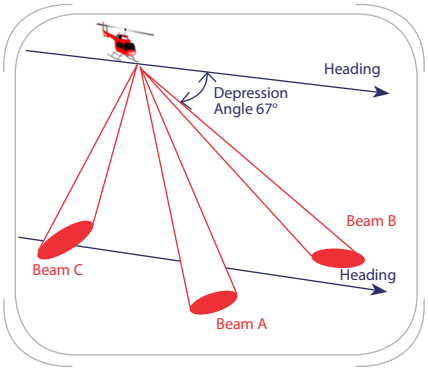
ناوبری مستقل

در این نوع ناوبری نیاز به ایستگاه زمینی و یا به طور کلی سیگنال خارجی نیست و تجهیزات نصب شده در هواگرد بدون وابستگی به سیستمی خارج از هواگرد قادرند شاخص های ناوبری را در اختیار گذارند که به نوبه خود شامل دو گروه سیستم می شود؛ ناوبری مستقل رادیویی و ناوبری مبتنی بر اینرسی که به شرح ذیل می‌باشند.

- Independent Radio Navigation
  - Doppler Navigation
  - Airborne Weather Radar
  - Radar Altimeter
- Inertial Navigation
  - INS
  - IMU
  - AHRS - ADAHRS
  - IRS – ADIRS - GNADIRS

سیستم ناوبری داپلر

در اواسط دهه ۵۰ میلادی این سیستم خود را به هواگردهای نظامی معرفی کرد و حدودا با ۱۰ سال تاخیر در بخش غیرنظامی خصوصا هواپیماهای برد–بلند استفاده شد. اما عمر آن در بخش غیرنظامی به بیش از دو دهه نرسید چراکه جای خود را به سیستم های ناوبری مبتنی بر اینرسی داد. اما در بخش نظامی کاربرد آن تاکنون بویژه در بالگردهای استراتژیک ادامه یافته است. سیستم داپلر به خاطر انتشار امواج (هر چند با توان بسیار کم) قابلیت ردیابی توسط دشمن را داراست. بنابراین در نسل جدید بالگردهای نظامی این نکته به عنوان یک چالش مطرح و در تعارض با تفکر خفیه کاری (Stealth) قرار می‌گیرد. در مواجه با این چالش ترکیب سیستم داپلر و AHRS یک راه‌حل منطقی به نظر می‌رسد. بدین‌ترتیب داپلر به صورت مقطعی روشن بوده و طی لحظاتی کوتاه می تواند خطای AHRS را برطرف و مجددا سیگنال آن از روی آنتن برداشته شود. اما به هر حال داپلر سیستمی دقیق و استراتژیک است.



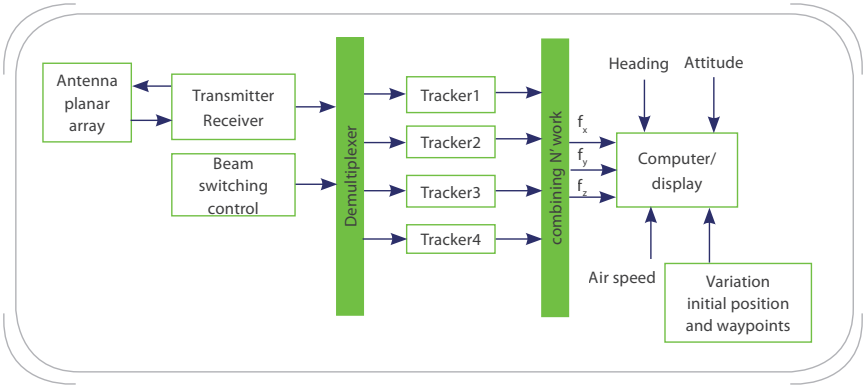
شکل ۲–۳۳ اصول عملکردی در سیستم داپلر

اســـاس سیستم ناوبری داپلر، ارســـال امواج رادیویی و دریافت بازتاب آنها از سطح زمین می باشد. فرکانس امواج دریافتی با فرکانس امواج ارسالی متفاوت بوده و اختلاف این دو فرکانس تابعی از سرعت هواگرد خواهد بود. بدین‌ترتیب مولفه‌های ســـرعت هواگرد در سه راستا محاسبه شـــده و با انتگرال‌گیری، جابجایی هواگرد بدســـت می‌آید که با آگاهی از مختصات مبدا در هر لحظه می توان موقعیت دقیق هواگرد را مشـــخص نمود. (شـــکل ۲-۳۳) کاربرد داپلر تنها در محاســـبه مختصات پرواز خلاصه نمی شود. سیستم های زیادی نیازمند اطلاعات بردار ســـرعت می‌باشند؛ مانند سیستم های پایدارکننده پرواز، خلبان خودکار، سیستم های مربوط به سلاح و همچنین سیستم هایی با کاربرد خاص.

داپلرهای قدیمی در فرکانس ۸ گیگاهرتز و انواع جدیدتر در فرکانس ۱۳ تا ۱۶ گیگاهرتز طراحی و ساخته می شود. RTCA DO-158 استاندارد طراحی این سیستم در ادبیات غیرنظامی می باشد.

قسمت چالش‌برانگیز در طراحی و ساخت سیستم ناوبری داپلر واحدی به‌نام Tracker است. شیفت فرکانسی امواج برگشتی در یک طیف اتفاق می‌افتد، در تئوری این طیف به صورت متقارن می باشد؛ مقدار شیفت داپلر در این حالت مقدار مرکزی خواهد بود. اما در عمل طیف بازگشتی کاملا نامنظم است، بنابراین انتخاب مقدار شیفت داپلر نیاز به پردازش نسبتا پیچیده دارد. مرجع ذیل به بیان روابط ریاضی این فرآیند پرداخته است.

Airborne Doppler Applications, Theory, and Philosophy By: Martin Schetzen

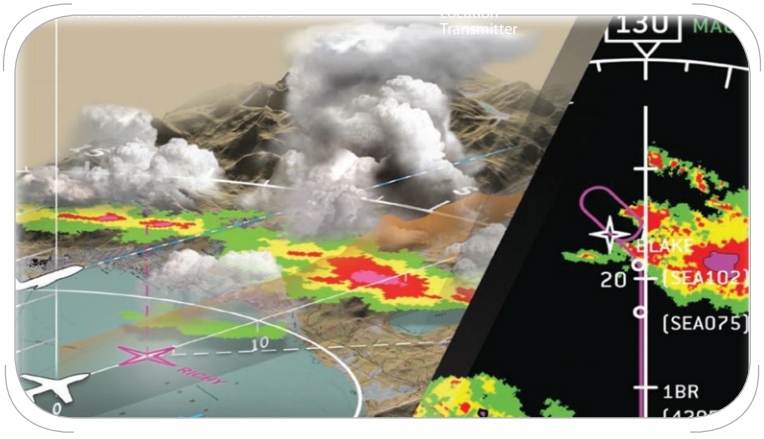


شکل۲-۳٤ لوک دیاگرام سیستم داپلر

رادار هواشناسی هوابُرد (Airborne Weather Radar)

اطلاع از اوضاع جوی فضای پروازی و نوع ابرهایی که در مســـیر پرواز قرار دارند همواره یکی از دغدغه‌های خلبانان بوده است. در گذشته بسیاری از پروازها بدلیل عدم اطمینان از اوضاع جوی لغو می‌شد. در راستای رفع این مشکل رادار هواشناسی (Weather Radar) طرح و در هواپیماها نصب گردید. این سیستم بر پایه ارسال امواج رادیویی در فرکانس ۹/۳۷۵ گیگاهرتز و دریافت بازتاب آن‌ها عمل می کند. مدت زمان بین ارسال و دریافت

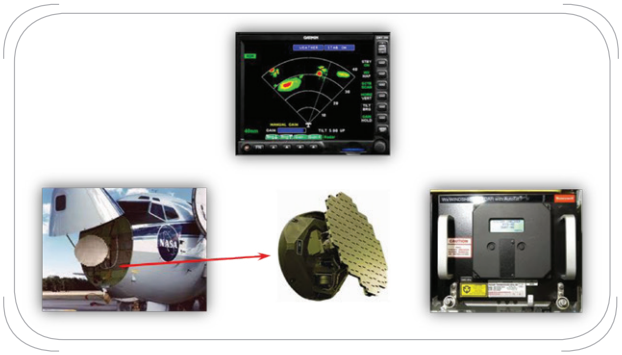
بازتاب معیاری است از فاصله، قدرت سیگنال بازگشتی معیاری است از نوع و بزرگی ابر و همچنین راستای ارســـالی، همان راســـتای ابر می باشد. در حقیقت سیگنال بازگشتی ناشی از قطعات یخ، تگرگ، برف و باران است. وجود این موارد، اندازه و حتی راستای حرکت آن‌ها حاکی از نوع و اندازه ابر دارد که این نیز به نوبه خود ویژگی‌های فعالیت جوی را مشخص می‌نماید. ابرهای CB که همواره برای هواپیما خطرات فراوانی دارد؛ حاوی قطعات بزرگ یخ هستند. در این ابرها گه گاه شاهد حرکت قطرات باران به سمت بالا هستیم که بیانگر وجود یک جریان عظیم هوای رو به بالاست. (شکل ۲-۳۵)



شکل ۲-۳۵ نگاهی کلی بر رادار هواشناسی

در رادارهای هواشناسی رنگی میزان قدرت سیگنال برگشتی را با رنگ‌های مختلف نشان می‌دهند برای سرخابی قوی‌ترین سیگنال بازگشتی است که نشان از وجود قطعات یخ و در پی آن اختشاشات شدید جوی دارد. رنگ مشکی نیز نشانگر عدم سیگنال بازگشتی می باشد. قطعات این سیستم در هواپیما شامل فرستنده/گیرنده، آنتن و نشان دهنده است.

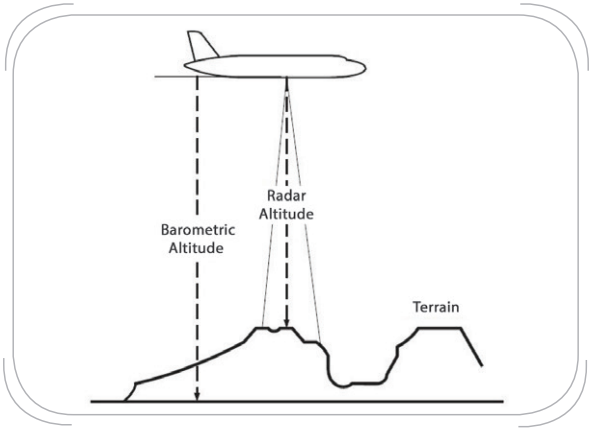
ممکن است در ذهن این سوال پیش آید که چرا رادار هواشناسی هواگرد در بخش ناوبری آمده است. پاسخ، قابلیتی است که در سیستم های جدید ظهور کرده است. به صورت سنتی رادارهای هواشناسی حالت عملکردی به‌نام Mapping دارد، بیم به ســـمت زمین متمایل شـــده و سطح زمین را اسکن می کند. بدین ترتیب خلبان از جنس سطح زیرین اطلاع می‌یابد. دریا، منطقه کوهستانی، برف و ... اطلاعاتی است که خلبان می تواند دریافت نماید. بنابراین با توجه به توپولوژی سطح زمین سیگنال‌های برگشتی از الگوی خاصی طبعیت می‌کنند که منحصر به فرد است. در سیستم های امروزی، الگوی مناطق پروازی در سیستم ذخیره و سیگنال‌های بازگشتی با آن‌ها مقایسه شده و الگوی منطبق یافت می‌گردد. الگوها در تناظر با مختصات قرار دارند؛ بنابراین مختصات پرواز در هر لحظه مشخص می شود.



شکل ۲–۳۶ قطعات اصلی در سیستم رادار هواشناسی

رادار ارتفاع سنج Radar Altimeter

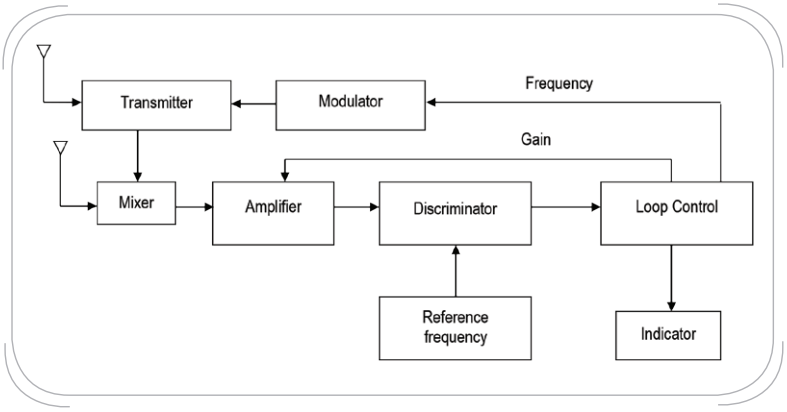
ارتفاع هواپیما شاید یکی از مهمترین کمیت‌هایی است که در هر لحظه از پرواز آگاهی از آن ضروری است. با توجه به رابطه ارتفاع با فشـــار هوا، ارتفاع‌سنج‌ها در هواپیما از نوع فشاری هستند که همواره ارتفاع هواگرد را نسبت به فشار یک سطح مرجع مانند سطح دریا و یا سطح فرودگاه می‌سنجند. در پرواز، هواگرد از مناطقی عبور می کند که ارتفاع آنها نسبت به سطح دریا متغیر است. بنابراین این نوع ارتفاع‌سنج‌ها نمی توانند ارتفاع مطلق هواگرد را از سطح زمین در هر لحظه از پرواز محاسبه کنند. این امر در ارتفاع‌های بالا مشکلی برای هواگرد ایجاد نمی کند. زیرا در این ارتفاع‌ها جدایی هواگردها ملاک مهمتری نسبت به فاصله از سطح زمین می باشد. اما در پرواز با ارتفاع کم (بطور معمول زیر ۲۰۰۰ پا) ارتفاع هواپیما از سطح زمین از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. زیرا همواره بیم برخورد با زمین وجود دارد. بنا بر این موارد، سیستم Radio/Radar Altimeter با اختصار RADALT مطرح گردید. این سیستم که قاعدتاً زیر ۲۰۰۰ پا فعال می شود، در هر لحظه ارتفاع مطلق هواگرد را از سطح زمین بدست می‌آورد. (شکل ۲–۳۷) اساس آن ارسال امواج رادیویی و دریافت بازتاب آن‌ها از سطح زمین است.



شکل ۲–۳۷ تفاوت RADALT و ارتفاع‌سنج‌های بارومتریک

این سیستم در دو نوع پالسی و "موج-پیوسته" تولید می‌گردد. فرکانس کاری آن نیز ٤/٣ گیگاهرتز می باشد. ارتفاع‌سنج رادیویی از نوع پالسی، مدت زمان بین ارسال امواج و دریافت بازتاب را معیار قرار می‌دهد. با توجه به معین بودن سرعت سیر امواج رادیویی در هوا، ارتفاع محاسبه می شود. ارتفاع‌سنج رادیویی "موج-پیوسته" از اثر داپلر بهره می‌گیرد و اختلاف فرکانس را معیار قرار می‌دهد. تجهیزات نصب شده در هواگرد شامل فرستنده/ گیرنده، آنتن‌های ارســـال/ دریافت و نشاندهنده می باشد. نشاندهنده نیز در انواع عقربه‌ای، دیجیتالی و نواری ساخته می شود.

شکل ۳۸-۲ قطعات RADALT



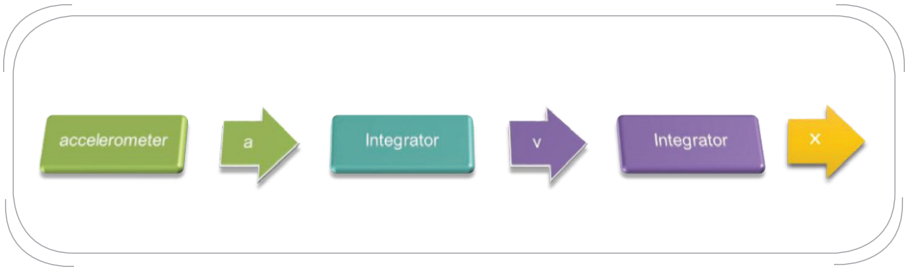
شکل ۳۹-۲ بلوک دیاگرام RADALT از نوع FMCW

ناوبری مبتنی بر اینرسی

INS

مختصات و یا موقعیت هواگرد یکی دیگر از شـــاخص هایی اســـت که در فرآیند ناوبری از اهمیت ویژه‌ای

برخوردار می باشد. در همین راستا INS پا به دنیای ناوبری هوایی نهاد. این سیستم بر پایه سنجش شتاب عمل می کند و حسگرهای آن در هر لحظه شتاب وارده بر هواگرد را در راستای محورهای Y ، X و Z ثبت کرده، با انتگرال‌گیری از شتاب سرعت محاسبه شده و با انتگرال‌گیری مجدد از سرعت، جایجایی هواگرد بدست می‌آید. بدین ترتیب با در اختیار داشتن مبدأ پرواز، در هر لحظه مختصات آن معین می‌گردد. (شکل ۲-۴۰)



شکل ۲-۴۰ انتگرال‌گیری در INS

INS از آن جهت اهمیت دو چندان پیدا می کند که مستقل بوده و نیازی به ایستگاه زمینی ندارد اما ایراد اصلی آن افزایش خطا با افزایش زمان پرواز است. بنابراین در پروازهای طولانی در فواصل معینی باید این خطا با انتخاب مبدا جدید صفر شود. البته شایان ذکر است امروزه برای به حداقل رساندن خطا، این سیستم را با GPS ترکیب می کنند و از تکنیک‌هایی مانند فیلتر کالمن بهره می‌گیرند.

این سیستم از سه بخش اصلی تشکیل می شود. بخش نخست Inertial Navigation Unit موسوم به INU، بخش دیگر عبارت اســـت از پانل ورود اطلاعات و نمایش آنها که Control and Display Unit یا CDU نام دارد. INU شامل شتاب‌سنج‌ها، پلت‌فرمی که بواسطه جایرو، همواره شتاب‌سنج‌ها را تراز نگه می‌دارد و همچنین کامپیوتری است که تمامی پردازش‌ها در آن انجام می شود. از طریق بخش سوم که به Mode Selector Unit یا MSU معروف است، حالت‌های عملکردی سیستم انتخاب می شود. (شکل۲-۴۱)

شکل ۲-۴۱ قطعات اصلی INS

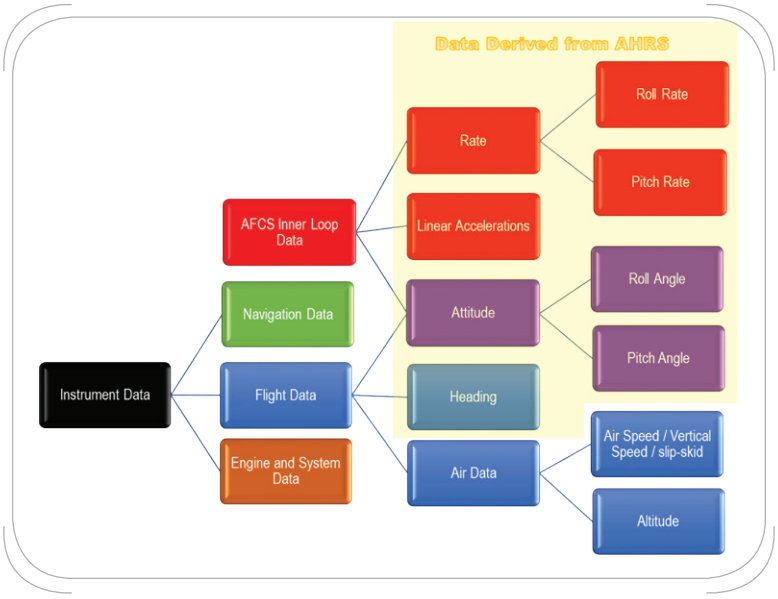
کاربرد INS به علت دارا بودن جایروهای دقیق و پردازشگری قدرتمند تنها محدود به موقعیت‌یابی نمی شود بلکه هر سیستمی که نیاز به اطلاعات وضعیت (Attitude) داشته باشد نظیر آلات دقیق و خلبان خودکار از INS بهره می‌گیرد. IRS و AHRS محصولات بعدی هستند که برای درک بهتر آن‌ها و باتوجه به‌اهمیت سیستم های مبتنی بر اینرسی در معماری اویونیک سیر تحول آن‌ها را ابتدا از نظر می‌گذرانیم.

سیر تحول سیستم های ناوبری مبتنی بر اینرسی

در دنیای اویونیک جدید استفاده مشترک از منابع، حساسه‌ها، پردازنده‌ها، نمایشگرها و ... به عنوان یک اصل در طراحی هواگرد شناخته می شود. از منظر طراحی سیستم، اویونیک در سه حوزه قابل بررسی است:

- Front End
- Digital Electronics
- Display / Control

حساسه‌ها در بخش اول قرار می‌گیرند و اطلاعات لازم را برای پردازش‌های بعدی در اختیار قرار می‌دهند. اگر بحث آنتن‌ها و سیگنال‌های مخابراتی را کنار گذاریم مابقی اطلاعات مطابق شکل ۲-۴۲ طبقه‌بندی می‌شوند.



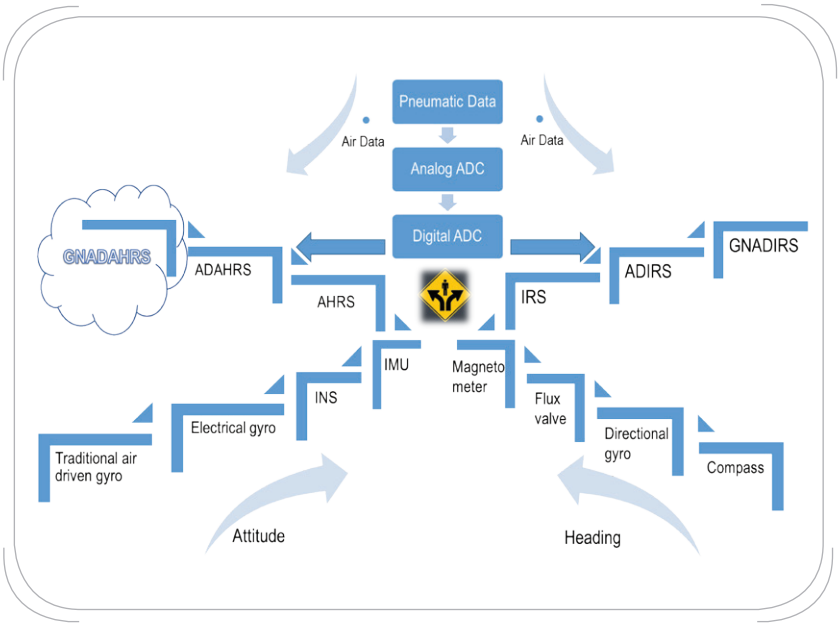
شکل۲-۴۲ اطلاعات مورد نیاز در هواگرد

اطلاعات سطوح ۳ و ٤ از شکست چهارگانه شکل ۲-۴۲ علاوه بر اینکه آلات دقیق پروازی و حلقه داخلی سیستم کنترل خودکار پرواز را تغذیه می کند، سیستم های ذیل نیز از آن بهرمند می‌شوند.

- رادار هواشناسی (سرو مکانیزم ثابت ماندن آنتن نیازمند اطلاعات مربوط به تاب گردی (Pitch) و غلت (Roll) است)
- سیستم های تسلیح هواگرد
- سیستم ثبت اطلاعات پروازی (FDR)
- سیستم کنترل خودکار پیشرانه (FADEC)
- سیستم جلوگیری از تصادف هوایی (TCAS)
- سیستم هشدار تقرب غیر مجاز به زمین (EGPWS)
- ترانسپوندر کنترل ترافیک هوایی (ATC Transponder)
- کنترل خودکار شرایط محیطی

اکتساب اطلاعات و سیر تکامل آن

نحوه بدست آوردن اطلاعاتی نظیر وضعیت (Attitude)، سمت پرواز (Heading) و داده های هوا (Air Data) دارای سیر تکاملی است که بررسی آن، جایگاه AHRS و IRS را معین می کند (شکل۲-۴۳). شایان ذکر است در این سیر تکامل ورود هر سیستم الزاما به معنای منسوخ شدن سیستم قبلی نیست.



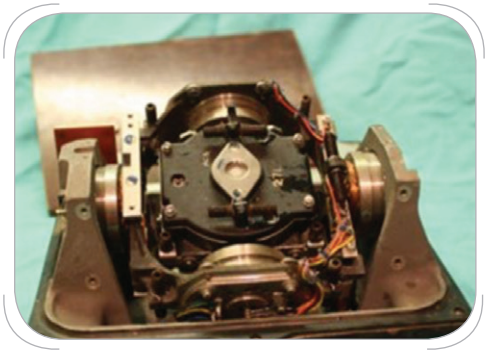
شکل ۲-۴۳ سیر اکتساب اطلاعات Att، HDG و Air در هواگردها

اطلاعات وضعیت (Attitude info)

در دنیای اویونیک جایروسکوپ عنصری است تاریخی که همواره برای بدست آوردن وضعیت هواگرد استفاده می شود. اولین نسل از این چرخ دوار توسط فشار هوا به حرکت در می‌آمد. به همین خاطر به Air Driven Gyro معروف هســـتند و تا دهه ۵۰ میلادی حکمرانی می‌کردند. این جایروسکوپها با چرخش حدود ۷۰۰۰ دور در دقیقه از دقت زیادی برخوردار نبودند و عمر عملیاتی زیادی نداشتند، هزینه تعمیرات سنگین، وزن زیاد و حجم زیادی را اشغال می‌کردند. (شکل ۲-٤٤)

شکل ۲-٤٤ جایروهایی که بر اساس فشار هوا (مثبت و یا منفی) طراحی شده‌اند

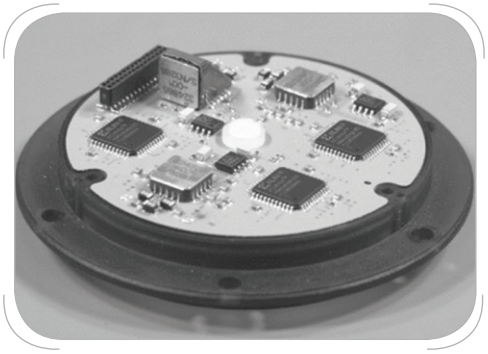
تمامی معایب مذکور سبب گردید نسل بعدی جایروها از نوع الکتریکی پا به عرصه گذارند. (شکل ۲-٤٥) این جایروها با چرخشـــی در حدود ۲٤۰۰۰ دور در دقیقه از دقت مطلوبی برخوردار بود. زمان متوسط بین خرابی (MTBF) به صورت کاملا چشمگیر افزایش پیدا کرد. وزن و حجم نیز کاهش شدید داشت. از دهه ۵۰ میلادی به مدت ۳۰ سال این جایروها به عنوان نسل بدون رقیب شناخته می‌شدند. نمی توان جایروهای الکتریکی را بدون نقص دانست، اما قابلیت اطمینان و سایر ویژگی‌های آن باعث گردیده تا به امروز از صحنه اویونیک خارج نشود. شاید با کمی اغراق تنها ایراد آن را قیمت گران نسبت به نسل بعدی جایرو ها دانست.



شکل ۲-٤٥ یک نوع جایروی الکتریکی

کاربرد INS محدود به موقعیت‌یابی نمی شود زیرا به علت دارا بودن جایروهای دقیق و پردازشگری قدرتمند، هر سیستمی که نیاز به اطلاعات وضعیت (Attitude) داشته باشد نظیر آلات دقیق و خلبان خودکار از INS بهره می گیرد.

برای درک بهتر سیستم بعدی ابتدا باید به بررسی تحول فناورانه شگرفی که در حوزه الکترونیک رخ داد بپردازیم. سال ۱۹۶۹ اولین نشانه از سیستم های میکرو الکترومکانیک با اختصار MEMS در وست اینگ هاوس(Westinghouse) متولد شد. ده سال بعد، تولیدکنندگان، سنسورهای فشار را با این فناوری تولید کردند. در این سال‌ها هزینه نسبتا زیادی صرف تحقیق و توسعه این فناوری شد و در اواخر دهه ۹۰ میلادی اولین نشانه‌های بهرگیری از این فناوری در هوافضا و آن هم در پروژه فضایی پرواز به اُپال رویت شد و در یک بازه زمانی ده ساله MEMS تبدیل به یک فناوری پیشرو در عرصه فضایی گردید. امروزه نیز به عنوان یک فناوری فراگیر در اویونیک شناخته می شود. افزایش چشمگیر دقت، کاهش وزن، حجم و از همه مهمتر قیمت ارزانتر محبوبیت بی حد و حصری برای این فناوری در اویونیک به دنبال داشته است. (شکل ۲–٤٦)



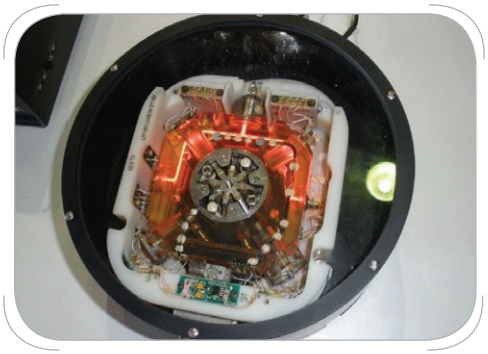
شکل۲–٤٦ نوعی جایروی MEMS

در همین اثنا جایروهای دیگری نیز تولید شدند که از فناوری‌های حوزه اپتیک بهره می‌گرفتند. این جایروها عبارتند از:

- Ring Laser Gyro (RLG)
- Fiber Optic Gyro (FOG)

اساس جایروهای فیبر نوری، اثر یا تداخل Sagnac است. این اثر بیان می کند هرگاه دو بیم نور که از یک منبع ساطع می‌شوند در دو مسیر مخالف به گردش درآیند، چنانچه کل مجموعه دوران نماید، آنگاه فاز دو بیم متفاوت خواهد شد که این اختلاف فاز متناسب است با سرعت دوران. عملی شدن ساخت چنین جایروهایی را باید در دهه ۷۰ میلادی دانست. جالب است بدانیم طول فیبر نوری استفاده شده در جایروی FOG در حدود پنج کیلومتر می باشد. (شکل ۲–٤٨) از مزایای آن می توان به دقت و قابلیت اطمینان بسیار زیاد اشاره کرد و بر

خلاف جایروهای قبلی پدیده‌هایی نظیر لرزش و شوک روی دقت آن تاثیر خاصی نمی‌گذارد.

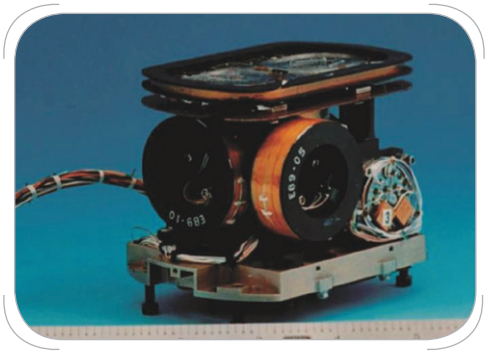


شکل ۲–۴۷ نوعی جایروی RLG

RLG که نوعی از آن در شـــکل ۲–۴۸ دیده می شـــود؛ مبتنی بر همان اثر Sagnac است با این تفاوت که از یک مسیر مثلثی یا مربعی و آینه استفاده می کند. عموما نسبت به جایروهای فیبر نوری دقت زیادتری داشته و نیازی به کالیبراسیون بعد از ساخت ندارند. همچنین گرانتر بوده و در کل کاربرد بیشتری در اویونیک داشته‌اند. مدت زمان بین خرابی در RLG در حدود ۶۰۰۰۰ ساعت است. این عدد در تعمیر و نگهداری حوزه اویونیک حیرت‌آور است.

فناوری‌هایی نظیر MEMS، جایروهای فیبر نوری و RLG طراحان در حوزه اویونیک را قادر ســـاخت تا INS با دقت بیشتر و به مراتب با ویژگی‌های برتری وارد بازار کنند؛ اما قیمت زیاد و اینکه در برخی پلت‌فرم‌ها اصولاً نیازی به INS نبود باعث شد محصولی با قابلیت‌های کمتری در دستور کار طراحی قرار گیرد تا از یک طرف از فناوری‌های نو ظهور بهره گیرد و از طرف دیگر با قیمت کمتر ولی بدون محاسبه موقعیت، اطلاعات وضعیت (Attitude) را در اختیار گذارد. این محصول همان Inertial Measuring Unit یا IMU می باشـــد که در حقیقت یک زیر بخش از INS است که از شتاب‌سنج و جایرو تشکیل شده است.

محصولات بعدی یعنی AHRS و IRS حرکت مجدد به سمت قابلیت‌های INS بود. شایان یادآوری مجدد است که INS هیچگاه منسوخ نشد. محصولی خلق گردید که تنها از جایرو و شتاب‌سنج تشکیل می‌شد اما از فناوری‌های FOG، MEMS و یا RLG بهره می‌گرفت، درضمن باید توجه داشت که پردازش خاصی روی اطلاعات حساسه‌ها انجام نمی‌داد و در حقیقت اطلاعات را خام ارائه می کرد و اطلاعات شامل سمت پرواز (Heading) هم نمی‌شد. این محصول به نسبت ارزان قیمت عبارت بود از Inertial Measuring Unit با اختصار IMU. به عبارتی می توان پنداشت IMU بخش سنسورینگ INS است.



شکل ۲–۴۸ نوعی جایروی FOG

اطلاعات سمت پرواز (Heading) و هوا

برای محاسبه سمت پرواز (Heading) در این حرکت از دو استراتژی متفاوت استفاده شد؛

- در یکی از سنسور مغناطیس استفاده شد و AHRS نام گرفت.
- در دیگری از روش‌های نرم‌افزاری کمک گرفته شد و IRS نامیده شد.

در حقیقت IRS همان INS است که الکترونیکی‌تر شده است. این وجه تمایزی می باشد که در اکثر منابع ذکر شده است اما در کتاب آشنایی با سیستم های اویونیک (Introduction to Avionics Systems) نوشته آقای کالینسون (Colinson)، منتشـــر شده در سال ۲۰۱۱ که یکی از به‌روزترین و معتبرترین مراجع اویونیک به شمار می‌رود، تفاوت این دو را در نظامی و غیر نظامی بودنشان می‌داند. بر این اساس وی معتقد است IRS اصطلاح غیرنظامی و INS نظامی می باشد.

با تمایلی که در اویونیک مبنی بر طراحی سیستم های ترکیبی و ساخت پلت‌فرم‌های مشترک در دهه ۸۰ میلادی بوجود آمد، Air Data Computer با سیستم های AHRS و IRS ترکیب شده و نسل بعدی این سیستم های کلیدی با اختصار ADIRS و ADAHRS طراحی و ساخته شدند. ایرباس در A320 و بوئینگ در B777 آغازگر استفاده از ADIRS در هواپیماهای غیر نظامی بودند. هواگردهای زیادی نیز در حوزه نظامی مجهز به یکی از این دو سیستم شده‌اند. به هر حال تمایلی احساس می شود که در هواپیما از ADIRS و در بالگرد از ADAHRS استفاده گردد.

به طور کلی تفاوت‌های INS با مفهوم کلاسیک و IRS در جدول ۲–۳ ذکر گردیده است.

جدول ۲-۳ مقایسه IRS و INS

حوزه مقایسه	Classic INS	IRS
جایرو	Electrostatic gyroscopes Electrical Gyros	FOG RLG MEMS
شتاب‌سنج	Pendulous Force Balance	MEMS
بخش پردازش	Analogue	Digital
نوع پلت‌فرم جایرو	Gimbaled	Strapdown
تلفیق و یکپارچه‌سازی	Normally, standalone	ADIRS GNADIRS

در این بخش برای توصیف دو سیستم، از واژه کلیدی استفاده شده است. در ادامه توضیحاتی در این خصوص ارائه شده است.

جایگاه AHRS و IRS در معماری اویونیک

اصولاً دو فلسفه در معماری سیستم ناوبری هواگرد وجود دارد. اولی که تفکر سنتی و قدیمی می باشد بنا به نامگذاری نویسنده System Based Navigation با اختصار SBN و دومی که تفکری نوین و پیشرفته می باشد Performance Based Navigation با اختصار PBN است.

در SBN سیستم های ناوبری از یکدیگر جدا بوده و دقت ناوبری در هر سیستم بستگی به این دارد که هواگرد در کدام فاز از پرواز می باشد. به طور مثال دقت سیستم ADF که از دسته سیستم های ناوبری رادیویی می باشد به این بستگی دارد که هواگرد چقدر از ایستگاه زمینی فاصله داشته باشد. یا دقت INS به تنهایی بستگی دارد به اینکه چه مدت از پرواز گذشته است. در این حالت خلبان در بکارگیری سیستم مناسب در طول پرواز باید نهایت هوشمندی را بخرج دهد.

اما در PBN که تفکر پیشرفته اویونیک است، سیستم های ناوبری نه تنها جدا از یکدیگر نبوده، بلکه یک شبکه را تشکیل می‌دهند. در این شبکه یک سیستم به‌عنوان هسته و مرکزی انتخاب می شود و سایر سیستم ها به پردازشگر این سیستم سیگنال داده و اطلاعات ناوبری خود را ارسال می‌کنند. البته لازم ذکر است در برخی از معماری‌ها این پردازشگر خود به صورت یک کامپیوتر مستقل مطرح می شود. در این فلسفه اطلاعات ناوبری تمام سیستم ها متمرکز می شود، بنابراین خطای یک سیستم با دقت سیستم دیگر تصحیح می شود به عبارت دیگر ناوبری به صورت هیبرید یا ترکیبی انجام شده، بدین‌ترتیب دقت شاخص های ناوبری که به خلبان ارایه می‌گردد در مجموع به صورت محسوس افزایش می‌یابد.

در فلسفه PBN سیستم مرکزی عموما ADIRS و یا ADAHRS است که این مهم خود موید اهمیت وافر این دو سیستم می باشد.

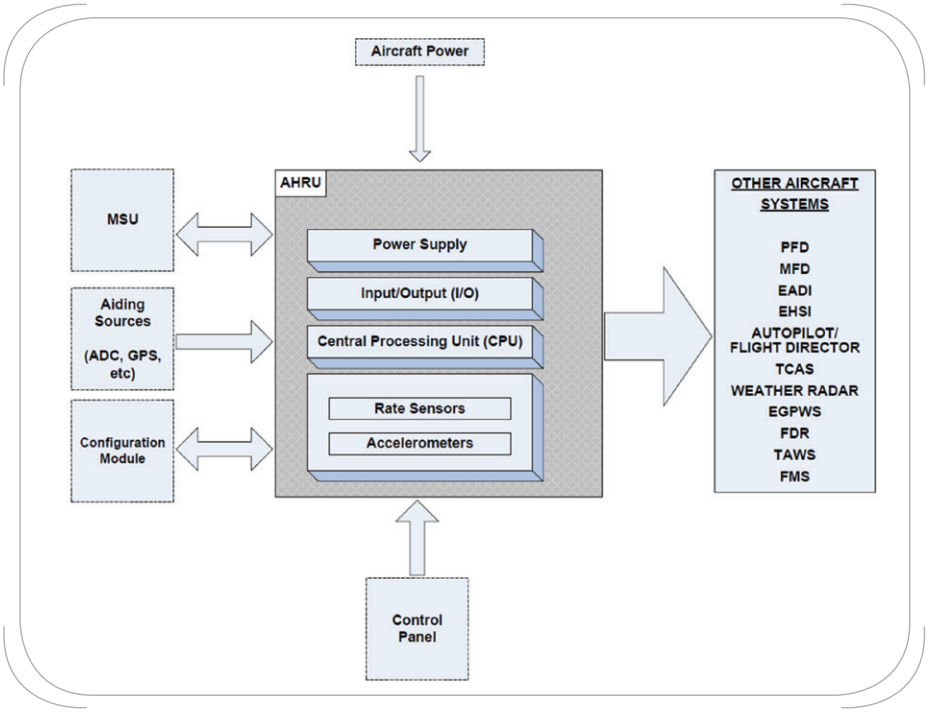
روند تکامل ADIRS در گام بعدی آن‌را با ناوبری مبتنی بر ماهواره پیوند زد. اصولاً سازمان هواپیمایی غیرنظامی بین‌المللـــی (ایکائو) ناوبری ماهواره‌ای را Global Navigation Satellite System با اختصار GNSS می‌داند که از مظاهر آن می توان به GPS متعلق به امریکا، Gallieo متعلق به اروپا و GLONASS متعلق به روسیه نام برد. شایان ذکر است هر یک از این سیستم ها به تنهایی الزامات هوانوردی را اجابت نمی‌کنند بنابراین به تنهایی نمی توانند در ناوبری به کار آیند از اینرو به‌عنوان مثال GPS تبدیل به DGPS شده است تا بتواند به عنوان یک سیستم ناوبری در هوانوردی مجاز به استفاده گردد. به هر حال حاصل پیوند ADIRS و GNSS عبارت بود از GNADIRS.

اگر در روند تکامل AHRS و IRS به تناظر یک به یک قائل باشیم باید در آینده‌ای بسیار نزدیک شاهد GNADAHRS باشیم.

بدلیل جایگاه ویژه AHRS در معماری اویونیک بر خلاف سایر سیستم ها به تشریح بیشتر آن پرداخته و بلوک دیاگرام، الگوریتم‌های نرم‌افزاری مرسوم و استاندارد آن‌را از نظر می‌گذرانیم.

تشریح بلوک دیاگرام و اجزای داخلی AHRS

اجزای اصلی و عمومی AHRS و همچنین ارتباطات آن با سایر سیستم های هواگرد در شکل ۲–۴۹ مشاهده می شود.



شکل۲–۴۹ بلوک دیاگرام عمومی AHRS

بخش مرکزی سیستم که عموما به AHRU [1] معروف است خود از قسمت‌های ذیل تشکیل می شود:

- سنسورهای سنجش سرعت دورانی که از همان جایروها استفاده می کند
- سنسورهای سنجش شتاب خطی
- واحد پردازش اطلاعات
- اینترفیس‌های ورودی و خروجی
- بخش منبع تغذیه
- بخش‌های مکانیکی به صورت Strapdown

بخش بعدی که در بلوک دیاگرام ملاحظه می شود؛ MSU [2] است که می تواند به صورت یک جز از AHRS باشد و یا به صورت خارجی اطلاعات HDG [3] توسط Flux Gate به آن داده شود.

با توجه به اینکه استفاده از AHRS در دامنه وسیعی از عرض جغرافیایی بدون تغییر در تنظیمات کارخانه‌ای؛ امکان پذیر نیست؛ وظیفه Configuration Module مهیاساختن این‌گونه تنظیمات است.

خروجی AHRS می تواند سیستم های زیادی را بهره‌مند سازد. از نشانگرها گرفته تا سیستم هایی مانند TCAS، GPWS، خلبان خودکار و هر سیستم دیگری که به اطلاعات زوایای تاب گردی (Pitch) و غلت (Roll)، شتاب، سرعت خطی و در نهایت مختصات نیازمند است.

نمونه ساده‌سازی شده الگوریتم نرم‌افزاری مرسوم

(1) **If** Yaw difference is within the normal range

(2) **Then**

(3) $Yaw_{Error} = Yaw_{ACC\&MAG} - Yaw_{Gyro}$

(4) $Yaw_{opt} = Yaw_{Gyro} + K * Yaw_{Error}$

(5) Otherwise Yaw difference exceeds the normal range

(6) If $Yaw_{ACC\&MAG} - Yaw_{Gyro} > 0$

(7) Then

(8) $Yaw_{Error} = Yaw_{ACC\&MAG} - Yaw_{Gyro} - 360°$

(9) If $(Yaw_{Gyro} + K* Yaw_{Error}) > -180$

(10) Then

(11) $Yaw_{opt} = Yaw_{Gyro} + K* Yaw_{Error}$

(12) Otherwise $(Yaw_{Gyro} + K* Yaw_{Error}) <= -180°$

1-Attitude, Heading Reference Unit
2-Magnetic Sensor Unit
3-Heading

(13) $Yaw_{opt} = Yaw_{Gyro} + K^* Yaw_{Error} + 360°$

(14) End if

(15) Otherwise $Yaw_{Gyro} + K^* Yaw_{Error} <= 0$

(16) If $(Yaw_{Gyro} + K^* Yaw_{Error}) < 180°$

(17) Then

(18) $Yaw_{opt} = Yaw_{Gyro} + K^* Yaw_{Error} + 360°$

(19) Otherwise $(Yaw_{Gyro} + K^* Yaw_{Error}) >= 180°$

(20) $Yaw_{opt} = Yaw_{Gyro} + K^* Yaw_{Error} - 360°$

(21) End if

(22) End if

(23) End if

Algorithm 1

(1) If Roll difference is within the normal range

(2) Then

(3) $Roll_{Error} = Roll_{ACC\&MAG} - Roll_{Gyro}$

(4) $Roll_{opt} = Roll_{Gyro} + K^* Roll_{Error}$

(5) Otherwise Roll difference exceeds the normal range

(6) If $Roll_{ACC\&MAG} - Roll_{Gyro} > 0$

(7) Then

(8) $Roll_{Error} = Roll_{ACC\&MAG} - Roll_{Gyro} - 360°$

(9) If $(Roll_{Gyro} + K^* Roll_{Error}) > -180°$

(10) Then

(11) $Roll_{opt} = Roll_{Gyro} + K^* Roll_{Error}$

(12) Otherwise $(Roll_{Gyro} + K^* Roll_{Error}) <= -180°$

(13) $Roll_{opt} = Roll_{Gyro} + K^* Roll_{Error} + 360°$

(14) End if

(15) Otherwise $Roll_{ACC\&MAG} - Roll_{Gyro} <= 0$

(16) If $(Roll_{Gyro} + K^* Roll_{Error}) < 180°$

(17) Then

(18) $Roll_{opt} = Roll_{Gyro} + K^* Roll_{Error} + 360°$

(19) Otherwise ($Roll_{Gyro} + K^* Roll_{Error}$) >= 180°

(20) $Roll_{opt} = Roll_{Gyro} + K^* Roll_{Error} - 360°$

(21) End if

(22) End if

(23) End if

Algorithm 2

(1) If Pitch≈±90° & $Roll_{Error}$/ Yaw_{Error} ≈ 180°

(2) Then

(3) $Roll_{opt}$ /($Yaw_{opt} = Roll_{Gyro}$ / (Yaw_{Gyro})

(4) If Yaw_{Error}/$Roll_{Error}$ ≈ 180°

(5) Then

(6) Yaw_{opt}/($Roll_{opt} = Yaw_{Gyro}$/($Roll_{Gyro}$)

(7) Otherwise

(8) If Yaw_{Gyro}/($Roll_{Gyro}$) > 0

(9) Then

(10) Yaw_{opt}/($Roll_{opt} = Yaw_{Gyro}$/($Roll_{Gyro}$)-180°

(11) Otherwise

(12) Yaw_{opt}/($Roll_{opt} = Yaw_{Gyro}$/($Roll_{Gyro}$)+180°

(13) End if

(14) End if

(15) End if

Algorithm 3

استاندارد طراحی و ساخت AHRS

تا قبل از مارس ۲۰۱۲ به منظور اخذ گواهینامه؛ AHRS باید از چند TSO [1] به صورت همزمان استفاده می‌شد. در این تاریخ مهم RTCA [2] اقدام به انتشار استانداردی ترکیبی DO-334 نمود؛ در پی آن نیز FAA [3] در جولای همان سال TSO–C201 را منتشر کرد که طی آن این استاندارد را به رسمیت می‌شناخت.

1-Technical Standard Order
2-Radio Technical Commission for Aeronautics
3-Federal Aviation Administration

همانند سایر استانداردهای RTCA این سند دارای ۳ بخش اصلی زیر می باشد.

1.0 Purpose and Scope

2.0 Equipment Performance Requirements and Test Procedures

3.0 Installed Equipment Performance and Test Requirements

در بخش دوم پارامترهایی که طراحان از همان اوایل طراحی باید مدنظر داشته باشند؛ بیان شده است. در همین بخش شرایط محیطی نیز گفته شده که بر این اســـاس ١٤ آزمایش از ٢٢ آزمایش از RTCA DO-160 با عناوین جدول ٢-٤ لازم‌الاجرا می باشد.

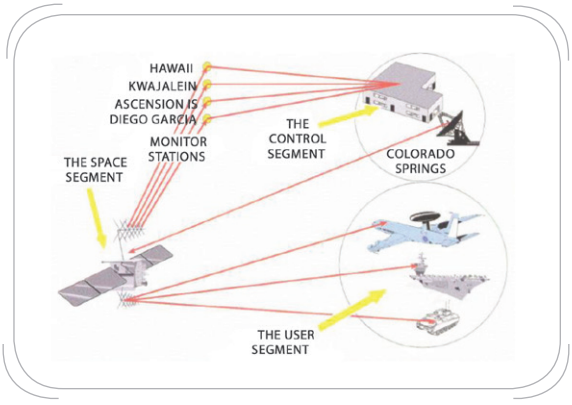
جدول ٢-٤ انواع آزمایش‌های محیطی

آزمایش دما و ارتفاع	Section 4.0	Temperature and Altitude
آزمایش تغییرات دمایی	Section 5.0	Temperature Variation
آزمایش رطوبت	Section 6.0	Humidity
آزمایش شوک عملیاتی و ایمنی مقابل سانحه	Section 7.0	Operational Shocks and Crash Safety
آزمایش لرزش	Section 8.0	Vibration
آزمایش اثر مغناطیسی	Section 15.0	Magnetic Effect
آزمایش توان ورودی	Section 16.0	Power Input
آزمایش ولتاژ ناگهانی	Section 17.0	Voltage Spike
تست فرکانسی توان ورودی	Section 18.0	Audio Frequency Conducted Susceptibility- Power Inputs
آزمایش قابلیت پذیرش سیگنال القایی	Section 19.0	Induced Signal Susceptibility
آزمایش تاثیرپذیری از فرکانس های رادیویی	Section 20.0	Radio Frequency Susceptibility (Radi-(ated and Conducted
آزمایش تشعشع امواج رادیویی	Section 21.0	Emission of Radio Frequency Energy
آزمایش اثرات القایی صاعقه	Section 22.0	Lightning Induced Transient Suscep-tibility
آزمایش الکتریسیته ساکن	Section 25.0	Electrostatic Discharge

در حین انجام آزمایش بخش‌های ٤، ١٦، ١٧، ١٨، ١٩ و ٢٢ باید بخش استاتیک آزمایش عملکردی انجام شود و در حین انجام آزمایش بخش‌های ٥، ٧ و ٨ باید بخش دینامیک آزمایش عملکردی انجام شود. در حین انجام آزمایش بخش ٢٠ باید بخش اســـتاتیک و دینامیک آزمایش عملکردی انجام شـــود. در حین و یا بعد از انجام آزمایش بخش‌های ٦، ١٥، ٢١ و ٢٥ نیز احتیاجی به انجام آزمایش عملکردی نیست.

ناوبری ماهواره‌ای

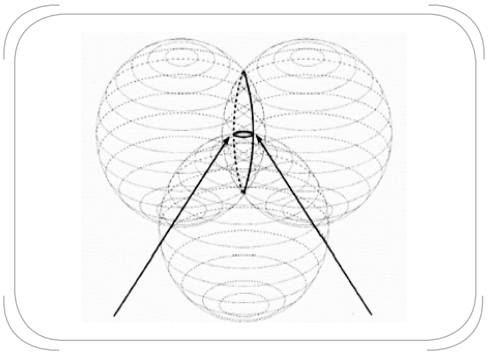
فناوری بهره گیری از ماهواره، تحولی بود بس شگرف که بخش‌های گوناگونی از جمله هوانوردی را تحت تاثیر قرار داد. امروزه ماهواره‌ها در هر سه بخش CNS یا به عبارت دیگر ارتباطات (Communication)، ناوبری (Navi-gation) و نظارت (Surveillance) به‌کار می‌روند. GNSS اختصاری است که ایکائو برای این امر بکار می‌برد و بواسطه GPS پا به عرصه ناوبری نهاد. آن‌هم ناوبری که وابستگی به ایستگاه‌های زمینی با محدودیت‌های فراوان را کمتر می کند. ماهواره پاسخی است به مسئله رشد روز افزون ترافیک هوایی و ناکارآمد شدن ناوبری کلاسیک.



شکل ۲–۵۰ بخش‌های اصلی در سناریوی GPS

مطابق شـــکل ۲–۵۰، GPS شـــامل سه بخش فضایی، کنترل زمینی و کاربری می باشد. در بخش فضایی از ۲۴ ماهواره در ۶ مدار و در ارتفاع میانگین ۲۰۱۸۰ کیلومتر تشکیل می شود که سه تای آنها ذخیره بوده و مابقی در حال ارسال اطلاعات لازم برای تعیین موقعیت هستند. در بخش زمینی نیز شامل چندین ایستگاه خطایابی و حذف خطا می شود که با ماهواره‌ها در ارتباط هستند. بخش کاربری شامل تمامی استفاده‌کنندگان از این خدمات می باشد که در حقیقت هریک از آن‌ها یک گیرنده رادیویی است.

اساس کار GPS محاسبه فاصله گیرنده از حداقل سه ماهواره و رسم سه کره به مرکز ماهواره و به شعاع فاصله محاســـبه شده است (شکل ۲–۵۱). بدین‌ترتیب فصل مشـــترک سه کره دو نقطه بوده که یکی از آن‌ها نزدیک ماهواره و دیگری نزدیک زمین می باشد. بدیهی است نقطه نزدیک به ماهواره غیر قابل قبول بوده و موقعیت همان نقطه نزدیک به زمین می باشد. در عمل برای جبران خطای زمانی به ماهواره چهارم نیز نیاز است.



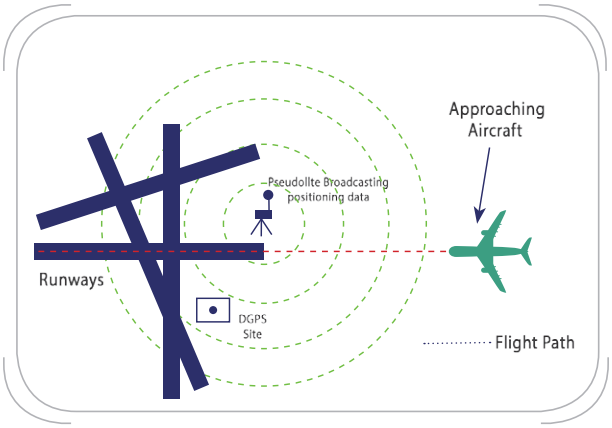
شکل ۲-۵۱ هندسه GPS

بر اســـاس الزامات ایکائو، سیســـتم های دقیق در ناوبری رادیویی (مانند ILS) در صورت بروز هرگونه اشکال حداکثر تا ۲ ثانیه اخطار باید داده شده و خلبان از آن آگاه گردد. GPS به تنهایی چنین ویژگی را ندارد بنابراین به منظور بهرگیری از آن در هوانوردی، GPS تفاضلی و یا همان DGPS [1] طرح گردید. اصولاً سه روش در اجابت این امر به کار می‌رود که عبارتند از:

- سیستم افزایشی هوا پایه (Air-based Augmentation System) با اختصار ABAS
- سیستم افزایشی زمین پایه (Ground-based Augmentation System) با اختصار GBAS
- سیستم افزایشی فضا پایه (Space-based Augmentation System) با اختصار SBAS

در ABAS به منظور کشف هرگونه اشکال، در رژیم محاسباتی، ماهواره پنجم یا بیشتر به چهار ماهواره قبلی اضافه می شود. بدین معنا که تغییرات تنها گیرنده GPS اتفاق می افتد و گیرنده دسته های چهارتایی از ماهواره ها را تشکیل می دهد و از هر دسته یک مختصات به دست می آورد. بدیهی است اگر این مختصات ها یکی نباشد، خطا یا خرابی در سیستم GPS وجود دارد که به خلبان اعلام می گردد. به این فناوری RHIM [2] گفته می شود.
در GBAS تعـــدادی گیرنده ثابت از GPS موقعیت خود را دریافت می کنند و با موقعیت واقعی خود مقایســـه می نماید هرگونه اختلاف به یک ایســـتگاه مرکزی معمولاً از طریق بسترهای ارتباط زمینی منتقل می شود و ایستگاه مرکزی از طریق یک فرستنده VHF اقدام به ارسال همه جهته این خطا می نماید. بنابراین هواگردهایی که در اطراف این فرستنده در حال پرواز می باشند می توانند این خطا را دریافت کنند و از آن اطلاع یابند. با توجه به محدودبودن پوشـــش رادیوی VHF این تیم تنها می تواند به صورت منطقه ای (مانند اطراف فرودگاه) مورد استفاده قرار گیرد. به همین علت در ایالات متحده به LAAS [3] معروف است (شکل ۲-۵۲).

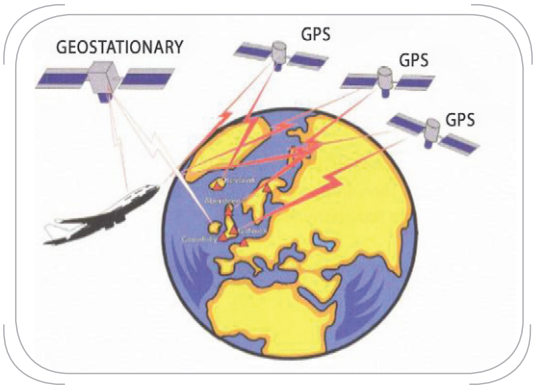
1-Differential GPS
2-Receiver Autonomous Integrity Mouitoriny
3-Local Area Avymentation system



شکل ۲-۵۲ اساس کار در GBAS

در SBAS از همان تئوری GBAS استفاده می شود. با این تفاوت که به جای رادیوی VHF یک ماهواره در مدار ژئو با خطاب GPS را ارسال و اعلام می نماید. تعداد ایستگاه‌های زمینی که از GPS موقعیت دریافت می نمایند نیز در مناطق وسیعی قرار گرفته اند (شکل ۲-۵۳).

در کانادا به CWAAS[1] در اروپا به EGNOS[2] در هند به GAGAN[3] در چین به SNAS[4] و در ژاپن به MSAS[5] معروف است. بنابراین SBAS در مناطق وسیعی قابلیت پوشش دارد. به همین دلیل ایالات متحده آن را WAAS[6] می نامد. اصولاً کشورها به صورت متصل یا مشترک اقدام به پرتاب ماهواره(ها) با هدف پیاده سازی SBAS نموده اند.



شکل۲-۵۳ اساس کار SBAS

1-Canadian Wide Area Augmentation System
2-Europian Geostationary Navigation Overlay Service
3-GPS and GEO Augmented Navigation
4-Satellite Navigation Augmentation System
5-Ministry of Transportation Satellite Augmentation System
6-Wide Area Augmentation

بخش سوم سیستم های نظارت (Surveillance systems)

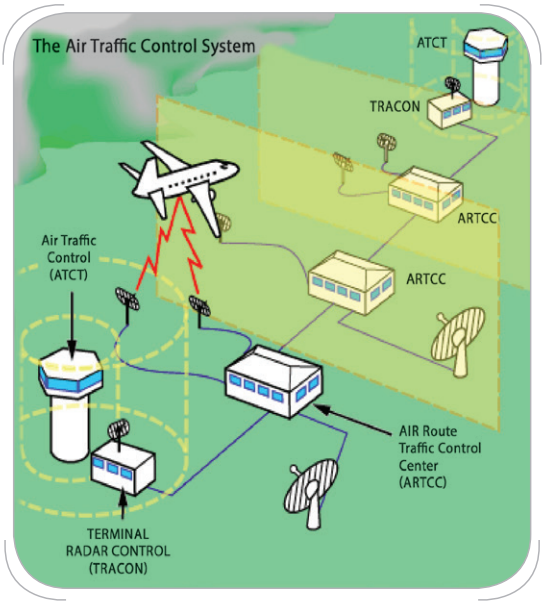
کلمه "Surveillance" که در زبان فارسی بطور عموم معادل «نظارت» را برای آن در نظر می‌گیرند؛ اصطلاحی اســـت که در دهه ۷۰ میلادی وارد واژگان اویونیک شد. در تعریفی ساده عبارت است از تعیین و دنبال کردن موقعیت هواگرد در فضای پروازی.

به عبارت دیگر در ناوبری خلبان قصد دارد از شاخص های پرواز خود نظیر سرعت، زمان، مختصات و ... آگاهی یابد، در نظارت خلبان می‌خواهد این شاخص ها را در خصوص سایر هواگردها بدست آورد و کنترلر ترافیک هوایی قصد دارد در مورد کلیه هواگردهای فضای تحت کنترل از این شاخص ها اطلاع یابد. آگاهی کنترلر به منظور اجرای فرآیند کنترل ترافیک هوایی (ATC) است، فرآیندی که در اویونیک جدید از کنترل به مدیریت تغییر ماهیت داده و از ATC به ATM مبدل شده است؛ در بخش CNS/ATM بیشتر به آن می‌پردازیم.

شکل ۲-٥٤ حجم ترافیک هوایی در ایالات متحده

اولین روزهای تجربه پرواز توسط بشر در اوایل قرن بیستم، در مقایسه با دنیای امروزی پرواز، تعداد هواپیماها آنقدر کم بود که خلبانان آزادانه و با حداقل محدودیت ممکنه پرواز می‌کردند اما یکی دو دهه بعد هوانوردی وارد مرحله جدیدی از بلوغ شد و آن صنعت حمل و نقل هوایی بود. زمانی که روز به روز بر تعداد هواپیماها اضافه می‌شد، تا جایی که کنترل ترافیک هوایی پا به عرصه هوانوردی نهاد و با روندی رو به رشد گام در راه تکامل گذاشت. همانطور که در شکل ۲-۵۵ مشاهده می شود؛ مجموعه ATC شامل پنج بخش زیر می شود:

- واحد برج مراقبت(ATCT).
- واحد کنترل تقرب(Approach).
- واحد کنترل پروازهای خروجی(Departure).
- واحد کنترل مسیر پرواز(Area Control Center).
- واحد کنترل سطحی(Ground).



شکل ۲-۵۵ بخش‌های مختلف کنترل ترافیک هوایی

واحد برج مراقبت (Tower) مسئول هدایت ترافیک هوایی در محدوده استوانه‌ای شکل اطراف فرودگاه و تا ارتفاع مشخصی است که این محدوده با توجه به میزان پروازها و امکانات هر فرودگاه متغیر می باشد ولی به طور متداول شامل یک استوانه فرضی به مرکز فرودگاه به شعاع ۵ تا ۳۰ گروه دریایی و ارتفاع ۵ تا ۲۵ هزارپایی سطح زمین است. در حالیکه ترافیک موجود در مسیر بین پایانه‌های اصلی و همچنین نقاطی که به دلیل نداشتن ترافیک قابل توجه، نیازی به یک پایانه مجهز ندارند، توسط واحد مرکز کنترل(Area Control Center) هدایت می‌شوند. همچنین مرکز کنترل مسئول هماهنگی بین واحدهای مراقبت پرواز تمام فرودگاه‌های کشور و همچنین کنترل ترافیک بعد از خروج هواپیما از محدوده برج و یا پروازهای عبوری از فضای کشور را بر عهده دارد. در فرودگاه‌هایی که دارای تعداد پروازهای بیشتری هستند و همچنین در مناطقی که بدلیل وجود چند فرودگاه حجم ترافیک هوایی و درگیری ترافیک هوایی بیشتر از حد معمول است، برای هماهنگی بیشتر بین واحد مرکز کنترل و واحد برج مراقبت و همچنین ایمنی بیشتر پروازها بخش تقرب به همراه برج مراقبت مسئول هدایت ترافیک هوایی می باشد. در بعضی از نقاط کارکنان مورد نیاز بطور مشترک و هم‌زمان در برج و تقرب با یکدیگر همکاری می‌کنند، در حالیکه در دیگر نقاط، برج مراقبت و تقرب کاملاً از یکدیگر جدا بوده و بطور مستقل عمل می‌کنند. برای مثال فرودگاه بین‌المللی مهرآباد دارای تأسیسات مشترک است، در صورتی که برج مراقبت فرودگاه امام خمینی در محل فرودگاه واقع شده، ولی تأسیسات کنترل تقرب رادار آن در فاصله‌ای دورتر و در فرودگاه مهرآباد واقع است. Ground و Departure در بسیاری از فرودگاه‌ها به صورت مجزا وجود ندارد.

فرآیند ATC و یا در ادبیات نوین ATM به کمک اطلاعاتی که ابزارهای نظارت در اختیار می گذارد؛ محقق می شود.

این ابزارها طبق تقسیم‌بندی ایکائو در ۳ روش قرار می‌گیرند که به توضیح آن‌ها می‌پردازیم.

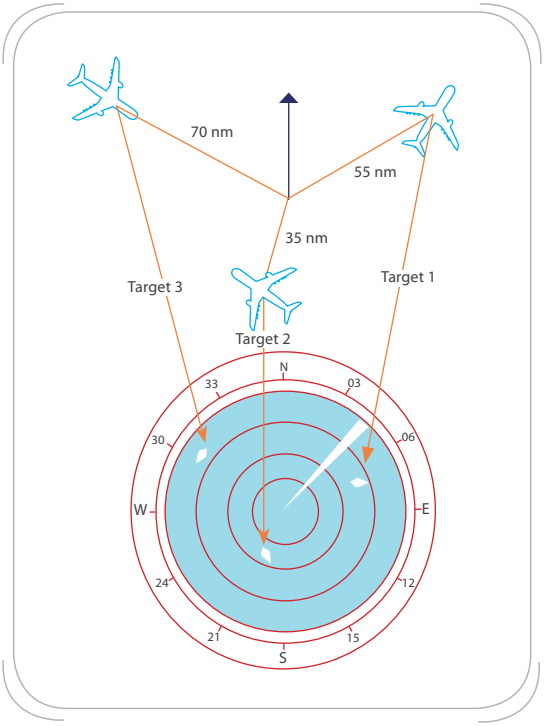
- Independent, Non-Cooperative Surveillance
- Independent, Cooperative Surveillance
- Dependent, Cooperative Surveillance

در این تقسیم‌بندی منظور از Independent وابسته نبودن به الزام قرارگیری سیستم در شبکه است؛ طبیعتا Dependent وابســـته بودن به قرارگیری در شبکه می باشد برای مثال اطلاعات مجموعه‌ای از آنتن‌ها در نقاط مختلف منجر به محاســـبه موقعیت هواگرد می شـــود. منظور از Cooperative وابستگی سیستم به اطلاعات خود هواگرد است، بدین معنی که خود هواگرد نیز باید به نحوی اطلاعات مربوط را ارسال کند؛ Non-Cooperative نشانگر عدم وابستگی سیستم به اطلاعات هواگرد می باشد.

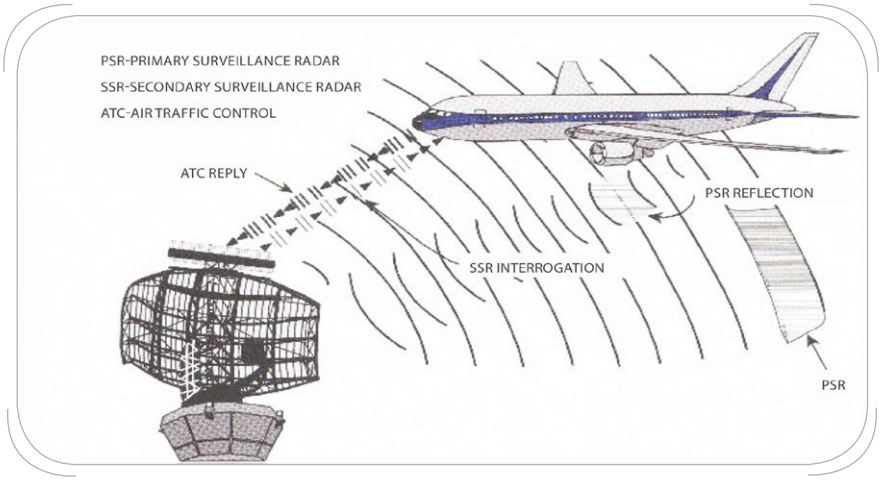
Independent, Non-Cooperative Surveillance

قدیمی‌ترین سیســـتم که به این روش نیز برمی‌گردد رادار اولیه یا همان PSR اســـت. در حقیقت این سیستم از جنگ‌جهانی دوم سال‌ها قبل از اینکه نظارت وارد واژگان اویونیک شود، استفاده شد.

رادار اولین ابزاری بود که به کمک کنترل ترافیک هوایی آمد که بواســـطه آن کنترلرها از موقعیت هواپیما آگاه می‌شـــدند. رادار بر پایه ارسال امواج رادیویی و دریافت بازتاب آن‌ها ناشی از برخورد به اجسام است. قدرت سیگنال بازگشتی متناسب با ابعاد جسم، مدت زمان بین ارسال و دریافت امواج، متناسب با فاصله جسم و سمت آنتن همان سمت و سوی جسم است. هر جسمی که در توان دید رادار باشد در صفحه PPI به صورت یک نقطه روشن (Blip) دیده می شود. (شکل ۲-۵۶)



شکل ۲–۵۶ تناظر یک به یک بین هر Blip در رادار اولیه و موقعیت هواپیما نسبت به آنتن رادار



شکل ۲–۵۷ اساس کار در رادار اولیه و ثانویه

این رادار اولین ابزار کارآمد ATC بویژه در نواحی با ترافیک هوایی زیاد نظیر فرودگاه‌ها گردید. اما به هر حال معایب زیر را نیز داشت:

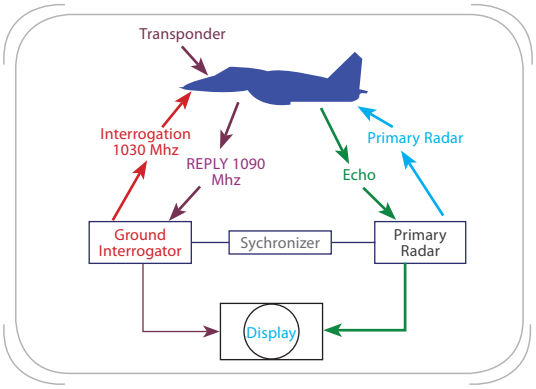
- عدم توانایی تشخیص هواپیماها از یکدیگر؛ زیرا هر هواپیما تنها با یک Blip در Scope دیده می شود.
- برد محدود
- قدرت کم در تفکیک هواپیماهایی که در فاصله جانبی اندک هستند.

همگی این عوامل باعث شدند تا رادارهای ثانویه (SSR) طراحی و ساخته شوند که در بخش بعدی به توضیح آن‌ها می‌پردازیم اما نباید فراموش کنیم PSR به‌عنوان تنها سیستم نظارتی مستقل است که نیاز به ارسال اطلاعات از جانب هواگرد ندارد؛ همین عامل باعث بقای این سیستم شده است.

Independent, Cooperative Surveillance

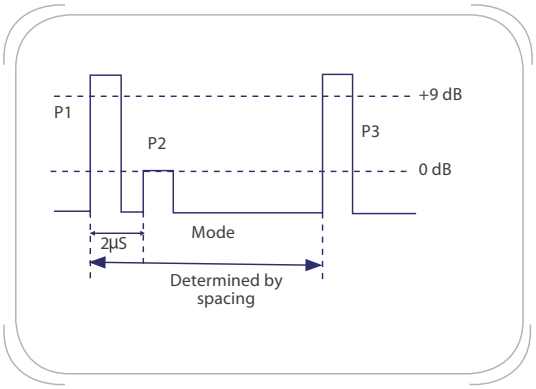
در این روش، رادارهای ثانویه (SSR) قرار می گیرد که به شرح آن می‌پردازیم.

دراین سیستم ایستگاه زمینی پالس‌هایی را که فاصله میان آن‌ها؛ مفهوم و پرسش خاصی را در بر دارد ارسال می کند، هواپیما این پرسش‌ها را دریافت کرده و متناسب با آن پاسخ می‌دهد. بنابراین ایستگاه زمینی پرسشگر (Inter-rogator) و سیستم نصب شده در هواپیما پاسخ‌دهنده (Transponder) نام می گیرد. (شکل ۲–۵۸)



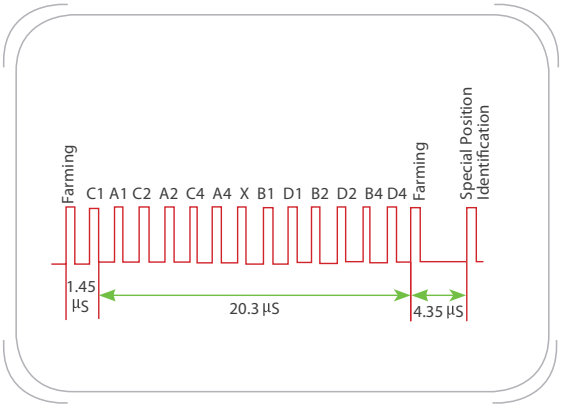
شکل ۲–۵۸ ارتباط بین رادار اولیه، ثانویه و هواگرد

همانطور که اشاره شد فاصله میان پالس‌های ارسالی توسط پرسشگر (Interrogator) نوع پرسش را تعیین می کند که در ۳ حالت (mode) خواهد بود. در حالت A فاصله بین پالس‌های P1 و P3 برابر است با ۸ میکروثانیه و از هواپیما می‌خواهد تا خود را معرفی کند. حالت B نیز فاصله‌ای برابر با ۱۷ میکروثانیه دارد و همان مفهومی قبلی را در بر دارد. فاصله حالت C برابر با ۲۱ میکرو ثانیه است و ارتفاع هواپیما را از آن پرسش می کند. (شکل ۲–۵۹)



شکل ۲–۵۹ پالس‌های ارسالی توسط پرسشگر (Interrogator)

مطابق شـــکل ۲–۶۰ پرسشگر (Interrogator) هواپیما در پاسخ، یک کد ۱۵ بیتی را برای استگاه زمینی ارسال می کند به‌طوریکه اگر از آن حالت A سوال شود، هواپیما در پاسخ، Squawk Code [1] خود را برای ایستگاه زمینی ارسال می کند و در حالت C ارتفاع خود را می‌فرستد.



شکل ۲–۶۰ پالس‌های ارسالی توسط تراپاسخگر (Transponder)

در SSR نیز همانند PSR فاصله از طریق مدت زمان بین ارسال و دریافت محاسبه شده موقعیت هواگرد در صفحه افقی نیز همان جهت آنتن است. در عمل این دو رادار با یکدیگر هماهنگ هستند، آنتن‌ها همزمان می‌گردند و اطلاعات روی یک صفحه نمایش الکترونیکی (Scope) نمایش داده می شود.

۱– این کد ٤ رقمی منحصر به فرد قبل از هر پرواز توسط کنترلر به هواپیما اختصاص داده می شود.

شکل ۲-۶۱ آنتن رادارهای اولیه و ثانویه

SSR مکمل PSR گردید و مجموعا سیستمی با قابلیت اطمینان زیاد شکل گرفت. اما روند رو به رشد ترافیک هوایی به مرحله‌ای رسید که سیستم های مرسوم و کلاسیک اویونیک دیگر جوابگوی نیاز هوانوردی در قرن ۲۱ نبود. بر این اساس تحولات گسترده‌ای پایه ریزی شد که یکی از مهمترین آنها معرفی Mode S بود. S از کلمه Selective گرفته شده است بنابراین همانگونه که از نام‌گذاری آن مشخص است پرسش Interrogator منحصرا از یک هواپیما خواهد بود. هر هواپیما دارای یک کد ۲۴ بیتی ثبت شده است که بدین منظور از آن بهره گرفته می شود. هواپیما نیز در پاسخ از یک کلمه ۵۶ یا ۱۱۲ بیتی استفاده می کند که می تواند حاوی اطلاعات ارزشمندی از هواپیما باشد.

بر اساس تقسیم‌بندی ایکائو در انکس ۱۰، تراپاسخگر (Transponder) مربوط به حالت S در چهار سطح قرار گیرد.

- **سطح اول**: حداقل سطح از تراپاسخگر (Transponder) که توانایی پاسخ در حالت های A، C و S را دارد و در حالت S تنها به ارسال کد ۲۴ بیتی هواگرد و نه اطلاعات بیشتر می‌پردازد. پرواز بین‌المللی با این سطح مجاز نیست.
- **سطح دوم**: علاوه بر قابلیت‌های سطح یک، می تواند در حالت پایه حالت S (Elementary Surveillance) به تبادل اطلاعات بپردازد. این سطح، حداقل نیازمندی برای پروازهای بین‌المللی محسوب می شود.
- **سطح سوم**: قابلیت‌های سطح دوم و همچنین توانمندی دریافت اطلاعات Uplink شده از زمین را دارد.
- **سطح چهارم**: دارای قابلیت‌های سطح سوم؛ بعلاوه Downlink اطلاعات تکمیلی به زمین

ارسال اطلاعات به زمین نیز در ۳ سطح می تواند قرار گیرد.

سطح اول : اطلاعات پایه شامل :

- Call Sign مورد استفاده در پرواز

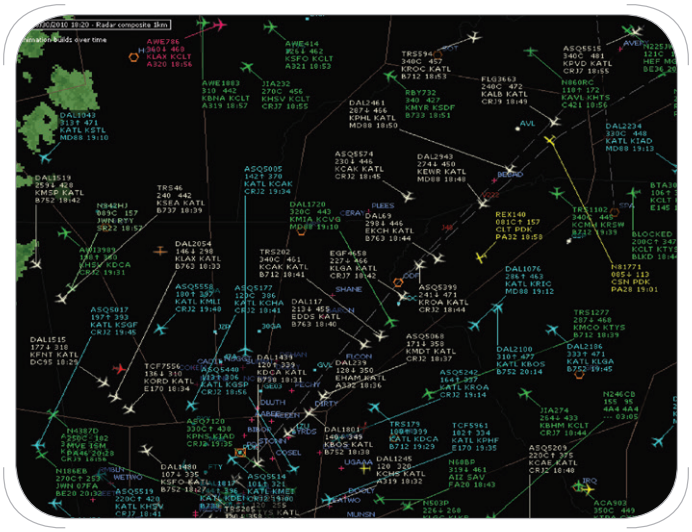
- نوع سطح تراپاسخگر (Transponder)
- ارتفاع در پله‌های تغییرات ۲۵ پایی
- وضعیت هواگرد (پروازی / روی زمین)

سطح دوم : بسته اطلاعاتی از شاخص های هواگرد شامل :

- راستای حرکت هواپیما (HDG)
- سرعت
- زاویه غلت (Roll)
- تغییرات Track
- نرخ سرعت عمودی
- زاویه Track
- سرعت زمینی

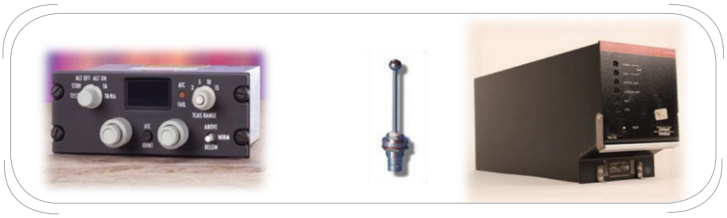
سطح سوم : ارسال اطلاعات نظارتی پیشرفته

به آن Mode S Extended Squitter می‌گویند، به نظر می‌رسد این حالت از چنان تکاملی برخوردار باشد که تا سالیان دراز پاسخگوی نیاز هوانوردی خواهد بود. این حالت از کلمه ۱۱۲ بیتی برای ارسال اطلاعات استفاده می کند و ارسال اطلاعات منوط به (Interrogation) ایستگاه زمینی نیست. بنابراین می تواند در سیستم ADS-B (که در بخش بعدی بررسی می‌کنیم) استفاده شود. سند Doc ۹۸۷۱ از ایکائو جزئیات این حالت پیشرفته را بیان نموده است. (شکل ۲-۶۲)



شکل۲-۶۲ اطلاعات نمایش داده شده در رادار حالت S

تجهیزات نصب شده در هواپیما به منظور پاسخ به ایستگاه زمینی در طی فرآیند کنترل ترافیک هوایی عبارتند از: پانل کنترل، فرستنده/گیرنده و آنتن. (شکل ۲-۶۳)



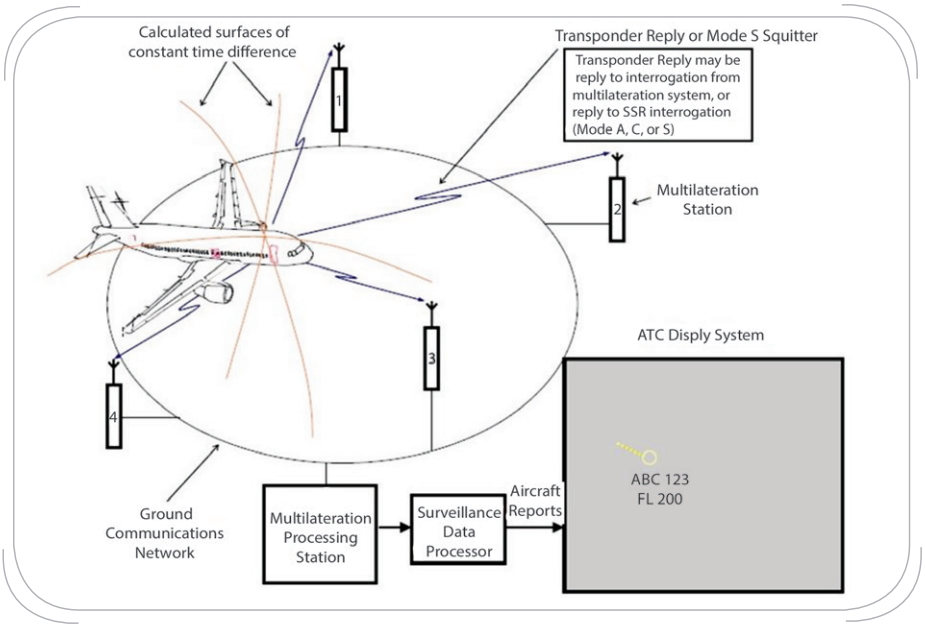
شکل ۲-۶۳ تجهیزات رادار ثانویه در هواگرد

Dependent, Cooperative Surveillance

این روش اکنون با دو راه‌حل MLAT و ADS پیاده‌سازی می شود. ADS نیز به نوبه خود در سه گونه طراحی و ساخته می شود؛ A، B و C انواع این سیستم هستند.

MLAT

این سیستم بر اساس دریافت سیگنال تراپاسخگر Transponder توسط چند آنتن در نقاط مختلف و محاسبه مختصات با توجه به اختلاف زمانی دریافت سیگنال؛ بدست می آید. بدین منظور از تکنیکی به‌نام TDOA استفاده می شود. (شکل ۲-۶۴)



شکل ۲-۶۴ اصول حاکم بر سیستم MLAT

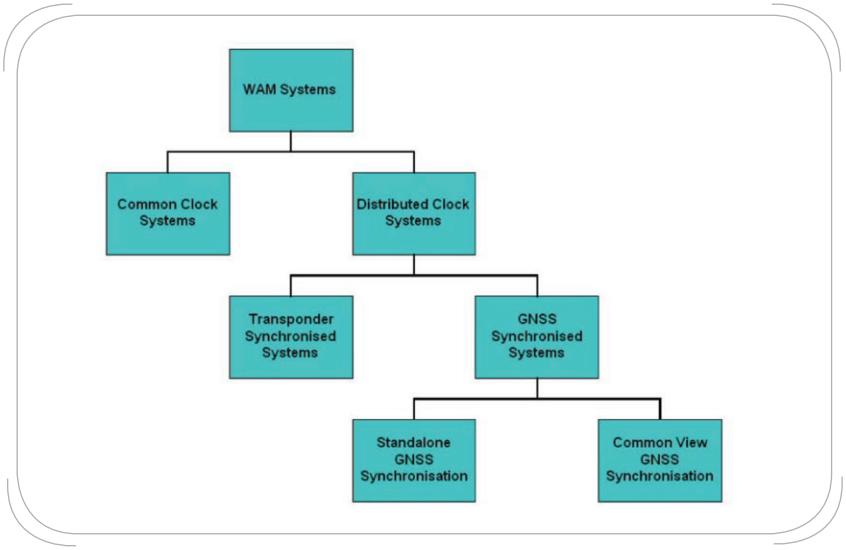
این سیستم می تواند در سطوح فرودگاهی به‌منظور نظارت سطحی (Surface Surveillance)، در نواحی اطراف فرودگاه و در مسیرهای هوایی استفاده شود. اما زمانی که هواپیما روی زمین است عموما سوییچی به‌نام Squat با گرفتن سیگنال از چرخ ها، مانع از ارسال تراپاسخگر (Transponder) در حالت های A و C می شود؛ بنابراین در این مورد تنها حالت S Extended Squitter کاربردی خواهد بود.

هرگاه استفاده این سیستم فراتر از سطوح فرودگاهی شود به آن WAM [1] می گویند. در استفاده از TDOA هماهنگ نمودن زمان اهمیت حیاتی دارد. چراکه اختلاف زمانی دریافت سیگنال معیار محاسبه می باشد. دو راه‌حل عمده جهت همزمان نگه داشتن سیگنال ها وجود دارد:

۱- اضافه نمودن کمیت زمان در پردازشگر مرکزی بعد از انتقال سیگنال از هر آنتن.

۲- استفاده از یک ساعت مرجع

در سطح فرودگاهی می توان از هر دو راه‌حل استفاده نمود (که البته راه اول ارجح است)، اما در WAM الزاما از مورد دوم استفاده می شود. که خود نیز دارای روش‌های شکل ۲-۶۵ می باشد.



شکل ۲-۶۵ تکنیک‌های قابل استفاده در WAM

1-Wide Area Multilateration

ADS

در این روش هواگرد اطلاعات خود از جمله موقعیت را برای بخش دریافت کننده ADS ارسال می کند. بسته به اینکه شـــیوه ارســـال و دریافت اطلاعات چگونه باشد و در چه سناریویی عمل نماید سه نوع سیستم ایجاد شده است.

- ADS-A
- ADS-B
- ADS-C

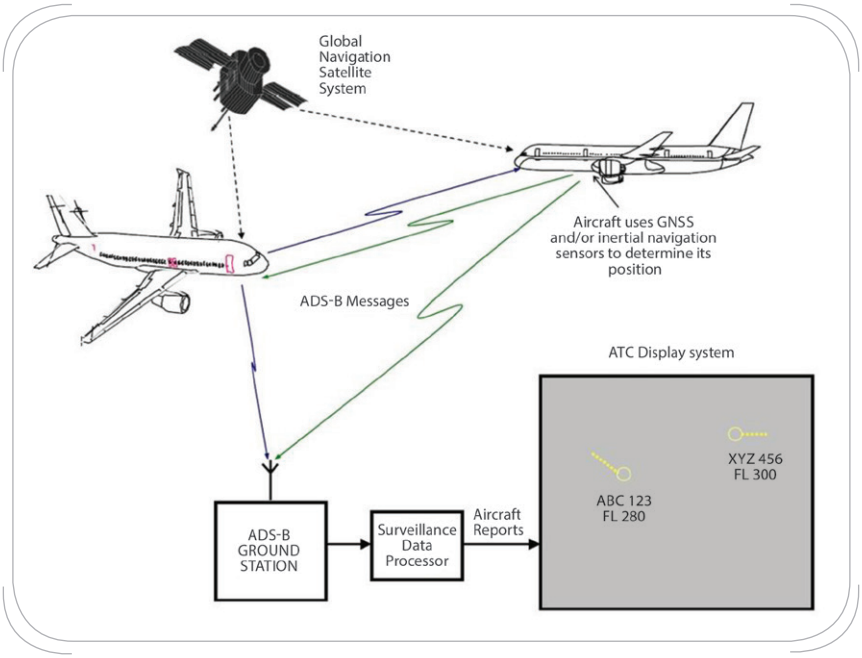
در ADS-A که حرف A از Address گرفته شده است؛ موقعیت چهار بعدی (x,y,z,t) بر مبنای GPS به همراه برنامه پرواز (Flight Plan) توســـط SATCOM و یا HFDL ارسال می شود. علاوه بر تجهیزات مورد اشاره، هواپیما باید مجهز به FMS باشد. نوع ارسال داده ها، کاربرد این سیستم را در پروازهای بردبلند مشخص می کند. این سیستم در مراجع جدید با ADS-C ادغام شده است.

B در ADS-B نماینده Broadcast می باشد؛ لذا در این سیستم اطلاعات در تمام جهات منتشر و ارسال می شود، بنابراین هر گیرنده‌ای که توان دریافت این سیگنال را داشته باشد می تواند از اطلاعات هواگرد استفاده کرده و موقعیت آن‌را تشخیص دهد. این بدان‌معناست که علاوه بر بخش کنترل/مدیریت ترافیک هوایی سایر هواگردها نیز می توانند از این اطلاعات استفاده کنند، مشروط بر اینکه مجهز به گیرنده ADS-B باشند. بدین‌ترتیب می توانند در CDTI ترافیک هوایی اطراف خود را مشاهده کنند، که این خود قابلیت بسیار ارزشمندی است. (شکل ۲–۶۶) اطلاعات ارســـالی توسط این سیستم عبارت است از: موقعیت، ارتفاع، سرعت، مشخصه هواپیما، مبدا، مقصد و اطلاعات دیگر. موقعیت که یکی از اصلی‌ترین بخش اطلاعات است، بطور عموم از GNSS گرفته می شود؛ معمولاً سیستم های ناوبری مبتنی بر اینرسی از دقت لازم بدین‌منظور برخوردار نیستند اما اخیرا در تلفیق آن‌ها با GNSS و خلق سیستم هایی نظیر GNADIRS؛ با توجه به اینکه GNSS و سیستم های مبتنی بر اینرسی مکمل هم هستند، نقیصه‌های هر دو سیستم به حداقل رسیده و کاربرد آن در ADS-B را با دقت بسیار زیادی رقم زده است. علاوه بر قابلیت‌های این سیستم که ذکر گردید دو قابلیت منحصر به فرد دیگر نیز وجود دارد. اول آنکه تجهیزات زمینی آن در مقایسه با سایر روش‌ها بسیار ارزان‌تر است و دوم آنکه میزان صحت داده ها در خود بسته اطلاعات ارسالی وجود دارد. بنابراین کلیه قابلیت‌های این سیستم، آن‌را بدون شک به روش فراگیر و کارآمد مبدل ساخته است.

اصولاً می توان سه روش را در ارسال اطلاعات در این سیستم بکار گرفت:

- Mode S Extended Squitter
- UAT
- VDL Mode 4

شاید تنها محدودیت آن وابستگی بیش از اندازه به صحت سایر سیستم های هواگرد باشد.



شکل ۲ ٦٦ سناریوی کلی در ADS-B

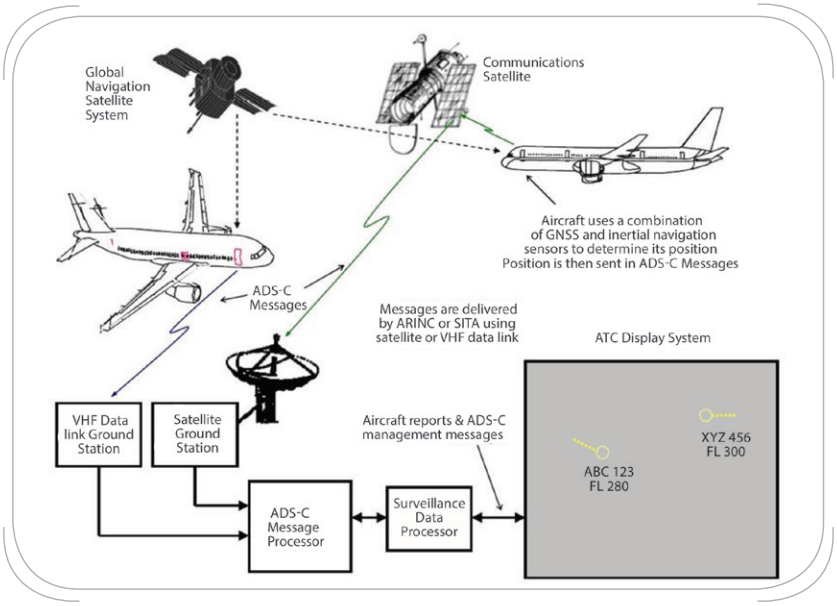
در ADS-C یک قرارداد بین استفاده کنندگان اطلاعات Surveillance [۱] و یک خدمات دهنده به منظور دریافت و انتقال اطلاعات منعقد می‌گردد که بر اساس آن اطلاعات با نرخ توافقی مرسوم هر ۱۵ تا ۲۵ دقیقه، دریافت و منتقل می شود. به همین دلیل است که ابتدای واژه Contract در مورد این سیستم بکار می‌آید. بطور عموم از این سیستم در پروازهای برفراز اقیانوس و یا مناطقی که امکان استفاده از سایر روش‌ها بویژه پوشش راداری مهیا نیست، استفاده می شود. (شکل۲-٦٧)

این سیستم بطور معمول همراه با CPDLC آن هم در هواپیماهای دوربُرد نصب می‌گردد و اطلاعاتی نظیر موقعیت (x,y,z,t) به همراه FOM [۲]، سرعت، راه نشان (Waypoint) بعدی در مسیر پرواز و اطلاعات هواشناسی نظیر دما و سرعت و جهت باد را ارسال می کند.

این سیستم دارای محدودیت‌هایی نیز هست:

- وابستگی به صحت سایر سیستم های هواپیما
- بطورکلی هزینه زیاد؛ به همین دلیل تعداد دفعات ارسال اطلاعات را محدود می‌کنند.
- سایر هواپیماها و یا حتی سایر دست‌اندرکاران حوزه کنترل/مدیریت ترافیک هوایی اطلاعات را دریافت نمی‌کنند.

۱- کنترل/مدیریت ترافیک هوایی و خط هوایی
۲-(Figure of Merit)کمیتی که کارآیی یک دستگاه را بیان می کند



شکل ۲–۶۷ سناریوی کلی در ADS-C

مقایسه روش‌های نظارت (Surveillance)

هفت شـــاخص همواره در مقایسه روش‌های مختلف باید مد نظر قرارگیرند این شاخص های در جدول۲–۵ ذکر شده است.

جدول۲–۵ شاخص های ارزیابی در نظارت (Surveillance)

شاخص	توضیح
Coverage volume	حجمی از فضای پروازی که سیستم مطابق مشخصه‌های مورد تایید مرجع صدور گواهینامه، عمل می کند.
Accuracy	اندازه اختلاف مابین موقعیت حقیقی هواگرد و موقعیت تخمینی توسط سیستم
Integrity	طبق تعاریف ناوبری، کره‌ای به مرکز مختصات اعلامی توســط سیســتم ناوبری وجود دارد که الزاما مختصات واقعی هواگرد در آن کره قرار می‌گیرد. این شـــاخص نمایشـــی است از صحت این امر در نظارت (Surveillance). البته مفهوم دیگری نیز به این شاخص باز می‌گردد: اعلام اخطار نقض شرایط فوق در مدت زمان معین.
Update rate	نرخ به‌روز رسانی موقعیت هواگرد برای استفاده کنندگان از اطلاعات نظارتی
Reliability or continuity	احتمال عملکرد سیستم مطابق مشخصه‌های مورد تایید مرجع صدور گواهینامه در مدت زمان تعریف شده.
Availability	درصد کل زمان عملیاتی بودن سیستم مطابق مشخصه‌های مورد تایید مرجع صدور گواهینامه.
Cost	در زمانی که منابع به شدت محدود هستند، هزینه در موفقیت و بقای سیستم شاخصی تعیین کننده است.

سند GMST [1] از ایکائو مرجع بسیار ارزشمندی برای مقایسه و انتخاب روش مناسب برای هر منطقه است. یادمان باشد بدون در نظر گرفتن بسترها و زیرساخت‌های موجود، شرایط جغرافیایی و به طور کلی اقلیم پرواز؛ انتخاب روش نظارت (Surveillance) کاملا غیر منطقی می باشد. در ثانی مزایا و معایب روش‌ها، مطلق نیستند.

بخش چهارم سیستم های الکتریکی

اصولاً مرز خاصی بین مدارهای الکترونیکی و مدارهای الکتریکی وجود دارد؛ اگر در مداری نیمه‌هادی به هر شکل (دیود، ترانزیستور، IC و ...) به کار رفته باشد آن مدار در حوزه الکترونیک جای می گیرد. به هر حال سیستم های الکتریکی به هر شکلی که باشند جزیی از اویونیک جدید محسوب می‌شوند.

در این بخش معیار تقیسم‌بندی سیستم های الکتریکی هواگرد، فرآیند محور است. بدین‌ترتیب که ابتدا باید نیرومحرکه الکتریکی را تولید کنیم پس این امر را تحت عنوان Power Generation Systems مطالعه می‌کنیم، در مرحله بعدی باید عملیات کنترل، محافظت و تبدیل (Power Control, Protection and Conversion) را انجام دهیم. سپس بحث توزیع و انتقال توان پیش می‌آید (Power Distribution and Transmission) و در نهایت مصرف کننده‌ها را خواهیم داشت (Power Utilization). حال به بررسی هریک می‌پردازیم.

سیستم های تولید توان (Power Generation Systems)

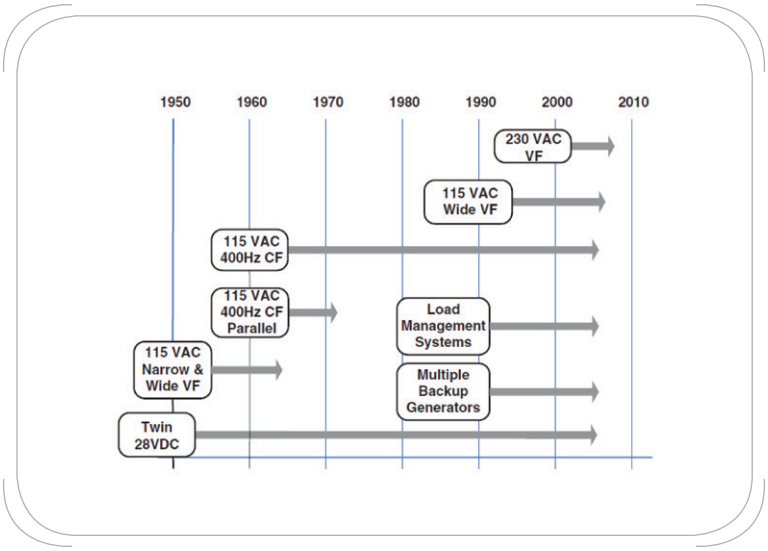
ژنراتورها منابع اصلی تولید توان در هواگردها هستند، اما نقش حیاتی باتری‌ها را نیز نباید فراموش کنیم. در هواپیماهای پیشرفته نیز سیستمی به‌نام RAT [2] هنگام از دست رفتن تمامی ژنراتورها از زیر هواپیما باز شده جریان هوا پروانه آن‌را چرخانده که به نوبه خود می تواند مستقیما ژنراتور نسبتا کوچکی را به حرکت در آورد و یا غیر مستقیم و از طریق تولید نیروی هیدرولیک به این امر بپردازد. روی زمین نیز نهایت سعی بر آن است که از منابع تولید هواگرد استفاده نکنیم و به جای آن از GPU [3] بهره بگیریم.

ژنراتورها (Generators)

همانطور که می‌دانیم بطور کلی دو نوع ژنراتور وجود دارد؛ DC و AC. انواع ژنراتورهای AC در مقایسه با ژنراتورهای DC نسبت توان به وزن بیشتری دارند. بدین معنا که در دو ژنراتور AC و DC با توان خروجی یکسان، ژنراتور AC سبکتر است. در ثانی ساختمان ژنراتورهای AC ساده‌تر می باشد. بنابراین منسوخ شدن کاربرد ژنراتورهای DC در هوانوردی کاملا منطقی است. پس ما هم به بررسی نوع DC نمی‌پردازیم. بر اساس همین برتری ژنراتورهای AC نسبت به DL با تقریباً در دهه ۵۰ میلادی بهره گیری از ژنراتورهای AC با فرکانس متغیر معروف به ژنراتورهای Wild Frequency آغاز شد. خروجی این ژنراتورها به سرعت مستقیم تنها به سیستم هایی

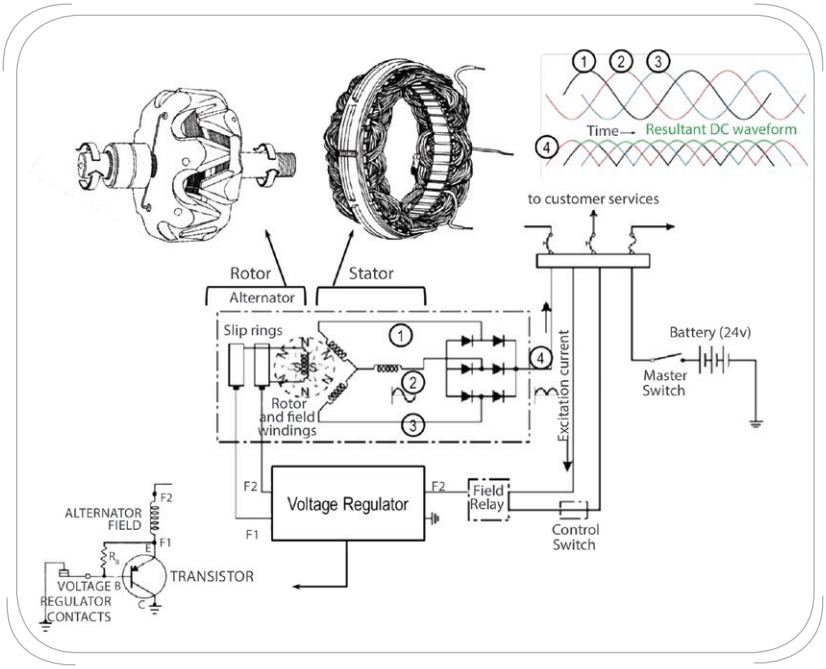
1-Guidance Material on Comparison of Surveillance Technologies.
2-Ram Air Turbine
3-Ground Power Unit

می توانست اعمال شود که مدار آنها مقاومتی بودند چرا که فرکانس متغیر به سرعت به مدارهای Reactive آسیب میرساند. در شکل ۲-۶۸ سیر تحول سیستم های تولید توان آمده است.



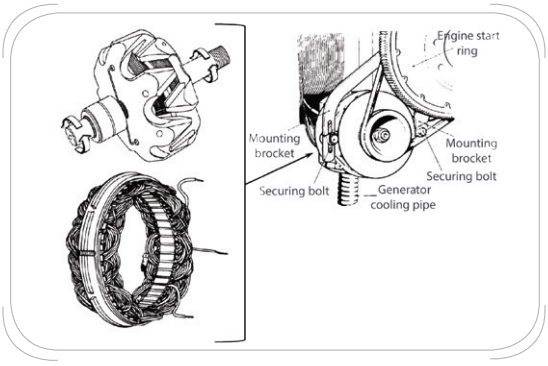
شکل۲-۶۸ سیر تحولات سیستم های تولید توان در هواگردها

در هواگردهای کوچکتر که برق سیســـتم غالبا مستقیم یا DC است، از ژنراتورهای AC با یکسوساز در آخرین طبقه استفاده می شود. به همین علت به آن‌ها DC Alternator می گویند. مشخصه بارز آن‌ها External Excitation است بدین معنا که جریان الکتریکی سیم‌پیچ‌های میدان (Rotor) از خارج ژنراتور می‌آید. همانطور که در شکل ۲-۶۹ نیز مشخص است هنگام چرخش و در مدار بودن ژنراتور، برق DC وارد Bus Bar شده و بخشی از آن مجددا داخل ژنراتور به منظور تولید میدان مغناطیسی Rotor از طریق Slip Ring باز می گردد. اما در لحظه شروع به چرخش ژنراتور که هنوز برقی تولید نشده، باتری با اتصال به Bus Bar این برق را در اختیار می گذارد تا میدان مغناطیسی Rotor ایجاد شود.



شکل ۲–۶۹ سیستم DC Alternator

کنترل و تثبیت ولتاژ خروجی نیز از طریق Voltage Regulator با تغییر قدرت میدان مغناطیسی Rotor بواسطه تغییر جریان، نوعا به صورت ترانزیستوری انجام می گیرد. بنابراین کنترل DC Alternator عملا تنها روی شاخص ولتاژ خروجی، آن‌هم از طریق قطعه‌ای به‌نام Voltage Regulator انجام می شود. اما در ژنراتورهای هواگردهای بزرگتر که در بخش بعدی می‌خوانیم؛ شاخص های زیادی از ژنراتور نظیر فاز، ولتاژ و جریان خروجی، فرکانس، صحت از عملکرد صحیح قسمت‌های مختلف ژنراتور در دستگاهی به‌نام GCU [1] و با مدارهای نسبتا پیچیده انجام می گردد.



شکل ۲ ۷۰ ژنراتور از نوع Wild Frequency

1-Generator Control Unit

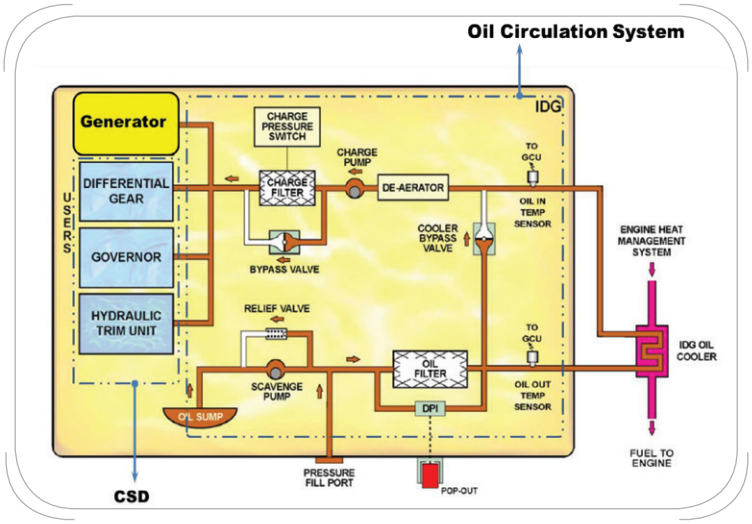
در هواگردهای بزرگتر که ارتفاع پروازی نسبتا زیادی دارند، از ژنراتورهای AC بدون ذغال استفاده می شود که عموما توانی معادل ۹۰ KVA دارند؛ سه فاز هستند و ولتاژ هر فاز برابر ۱۱۵ ولت و ولتاژ خط برابر ۲۰۰ ولت می باشد؛ فرکانس ٤۰۰ هرتز بوده و باید تلرانسی در حد ۱۰ هرتز داشته باشد، چراکه تغییر فرکانس به شدت به مدارهای که عناصری مانند سیم‌پیچ و یا خازن دارند آسیب وارد می کند، اما موتور هواگرد که ژنراتور را به‌چرخش در می‌آورد، مسلما دور متغیر دارد، فرکانس نیز با دور رابطه مستقیم دارد بنابراین در اینجا نیاز به قطعه‌ای واسط به‌نام CSD داریم. این قطعه هیدرومکانیک دور متغیر را به دور ثابت (عموما ۱۲۰۰۰ rpm) تبدیل می کند. در هواپیماهای پیشرفته این قطعه با ژنراتور ترکیب شده و در مجموعه‌ای به‌نام IDG عرضه می شود. IDG نسبت به انواع قدیمی CDS و ژنراتور دارای مزایای زیادی از جمله قابلیت اطمینان بالاتر، راندمان بیشتر و وزن کمتر است. اما یک ویژگی، هنر مهندسی آن‌را به اوج می‌رساند؛ ژنراتورهای قدیمی با هوا خنک می‌شدند، اما در IDG از یک روش هوشمندانه استفاده شده است. پرواز در ارتفاع بالا در حد ۳۰۰۰۰ پا، معنی دمای ٥٤- درجه سانتی‌گراد را می‌دهد، ورود سوخت با این دما به موتور، کاهش راندمان آن‌را در بر خواهد داشت. از طرف دیگر داخل محفظه IDG پر است از روغن بدلیل:

۱. تغذیه سیستم هیدرولیک IDG،

۲. روانکاری قطعات مکانیکی و

۳. خنک‌کاری ژنراتور (با توجه به اینکه جریان نسبتا زیادی از Stator کشیده می شود، ژنراتور بشدت گرم می شود)

در اینجا طراحان در یک کولر سوخت را در کنار روغن IDG قرار می‌دهند تا با مبادله گرما هم سوخت گرم شود و هم روغن خنک گردد. ساختار IDG در شکل ۲-۷۲ مشخص است.



شکل۲-۷۱ ساختار کلی در IDG

بخش ژنراتور

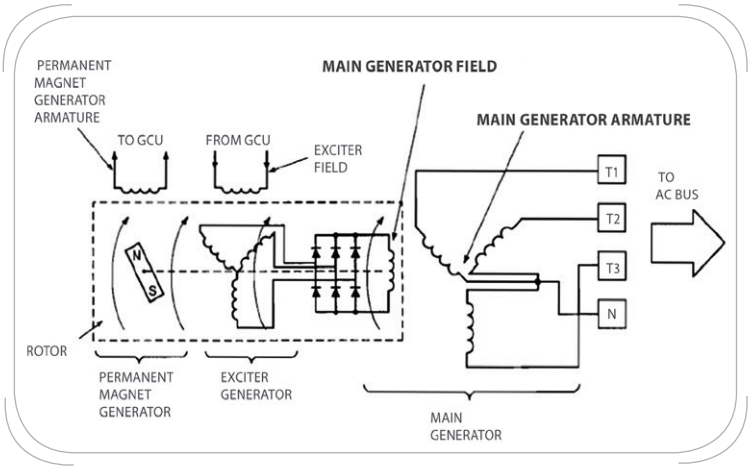
همانطور که قبلا نیز ذکر گردید این ژنراتور بدون ذغال اســـت؛ حذف ذغال در ژنراتورها یک تحول مهم در طراحی این قطعه به‌شمار می‌رود، زیرا هواگردهایی که در ارتفاع بالا پرواز می‌کنند، فشار هوا در ژنراتور کاهش می‌یابد. بنابراین از خاصیت عایق بودن آن کاســـته شده، در ذغال‌ها جرقه رخ می‌دهد که عواقب ناخوشایندی همچون: افت توان، نویز، تعمیرات زود هنگام و ... را بدنبال دارد. بنابراین از تکنیکی بهره گرفته شد که بسیار جالب است که در ادامه آن‌را مرور می‌کنیم.

این ژنراتور از سه قسمت ECGU[1] ، PMG [2] و MGU [3] تشکیل شده است. بخش‌هایی از هر سه قسمت روی یک محور نصب شده و می‌چرخند و چرخانه (Rotor) را تشکیل می‌دهند که در شکل ۲-۷۲ با نقطه‌چین نمایش داده شده است. در این ژنراتور چند مشکل به صورت همزمان حل شده است؛ بنابراین از جهاتی می توان آن‌را در نزدیکی قله تکامل مهندسی در نظر گرفت. در همین راستا یک گام رو به جلوی دیگر، تبدیل راهکار مکانیکی تثبیت فرکانس (بخش CSD) به راهکار الکترونیکی می باشد که اخیرا محقق گردیده است.

یکی از مشکلات پیش رو استارت ژنراتورها بود، اکثر ژنراتورها در این رده Self-Excited بودند بدین معنا که بخشی از جریان تولیدی خود ژنراتور برای تغذیه سیم‌پیچ‌های میدان استفاده می‌شد اما در لحظه استارت جریانی هنوز تولید نشده بود که سیم‌پیچ میدان را تغذیه کند، از طرف دیگر چون سیم‌پیچ میدان تغذیه نمی‌شد، میدان مغناطیسی ایجاد نشده و متعاقبا ژنراتور برق تولید نمی‌کرد. برای رفع این معضل در این ژنراتورها از Residual Magnetism استفاده می‌کردند، بدین نحو که در کارخانه یک‌بار سیم‌پیچ‌های میدان را تحت جریان DC قرار داده، تا مغناطیسی شده و بعد از قطع جریان، مدت‌ها میدان مغناطیسی ضعیفی در هسته‌ها باقی می‌ماند که از همین میدان ضعیف برای اســـتارت ژنراتور استفاده می‌شد. بدین‌گونه که در لحظه به چرخش درآوردن ژنراتور، این میدان، جریان کمی را در خروجی ژنراتور ایجاد می‌کرد، تمام این جریان وارد سیم‌پیچ‌های میدان می‌شد تا میدان قوی‌تر گردد که باعث ایجاد جریان بیشتری می‌شد، مجددا این چرخه تکرار می شود تا آنجا که جریان خروجی ژنراتور بعد از حداقل سرعت نامی، بیشتر از مقدار مورد نیاز ایجاد میدان شود؛ در این هنگام مدارهای مصرف کننده به ژنراتور وصل می شـــود و ژنراتور به صورت عادی به کار خود ادامه می‌دهد. بعد از خاموش شـــدن ژنراتور همان Residual Magnetism در هسته‌ها باقی مانده و باعث می شود تا در استارت بعدی ژنراتور روشن شود. اما مشکل این تکنیک این است که اگر مدت زمان نسبتا طولانی ژنراتور روشن نشود Residual Magnet-ism محو شده و ژنراتور دیگر روشن نمی شود. مجددا باید همان عملیاتی که در کارخانه برای اولین بار انجام شـــد تکرار شود که به این عمل Flashing می‌گویند. این نقیصه در ژنراتورهای جدید با PMG حل شده است. آهنربای دایمی PMG با چرخش Rotor در PMG Stator برق القا می کند این جریان وارد GCU شده و تمام آن به ECGU Stator وارد شـــده میدان مغناطیسی مناســـبی ایجاد می‌نماید که خود باعث القای برق در ECGU Rotor

1-Exciter Current Generation Unit
2-Permanent Magnet Generator
3-Main Generator Unit

می‌گردد . این جریان توســـط ٦ دیود DC شده و سیم‌پیچ میدان MGU را تغذیه کرده و میدان مغناطیسی اصلی بوجود می‌آید که به نوبه خود باعث القای برق مورد نیاز در MGU Stator می شود. بعد از روشن شدن ژنراتور عملا GCU از طریق تغییر جریان ECGU Stator ، جریان EGCU Rotor را تغییر و متعاقبا جریان ســـیم‌پیچ میدان MGU را تغییر می دهد. بنابراین قدرت میدان اصلی ژنراتور را تغییر و از این طریق ولتاژ خروجی ژنراتور را کنترل می کند. عموما برق GCU توسط خود ژنراتور و از یک باس دیگر (به عنوان پشتیبان) تامین می شود.



شکل ۲-۷۲ بخش‌های اصلی ژنراتور در IDG

این قطعه یک شـــاهکار هیدرومکانیکی اســـت که با قابلیت زیاد، دور متغیر موتور هواگرد را به منظور تثبیت فرکانس برای ژنراتور، ثابت می نماید. CSD از سه قسمت تشکیل شده است:

1- Axial Gear Differential (AGD)

2- Hydraulic Unit

3- Speed Gorernor

AGD یک ســـاختار چرخدنده ای دارد که از یک سمت به عنوان ورودی به موتور هواگرد وصل می شود و از یک سمت دیگر به عنوان خروجی به ژنراتور متصل می گردد. AGD خود شامل سه قسمت می شود. (شکل ۸)

1- Carrier Shaft (CS)

2- Fixed Unit Ring Gear (FURG)

3- Out Part Ring Gear (OPRG)

مطابق شـــکل، CS از دو چرخدنده سیاره ای تشکیل می شود که چرخدنده اول (PG1) به FURG و چرخ دنده دوم (PG2) به OPRG متصل می گردد.

چند واقعیت را درنظر بگیریم:

– سرعت نسبی در چرخدنده های PG1 و PG2 سرعتی است که در چرخدنده داخلی FURG و OPRG از دیدگاه ناظر خارجی می –چرخند.

– سرعت نسبی PG2 برابر با سرعت نسبی PG1 است.

– سرعت نسبی PG1 بستگی به سرعت CR و FURG دارد. یعنی $V_{PG1}=V_{CS} \pm V_{FVRG}$

جمع زدن زمانی اتفاق می افتد که FURG خلاف جهت PG1 بچرخد و تفریق زمانی که هم جهت به چرخش درآید.

سرعت خروجی CS برابر با سرعت نسبی PG2 می باشد.

بنابر موارد پیشین:

$V_{in}=V_{CS}$

$V_{out}= PG2$

$PG2 = PG1$

$PG1 =V_{CS} \pm V_{PURG}$

$V_{out}=V_{CS} \pm V_{PURG} \longrightarrow V_{out}=V_{in} \pm V_{PURG}$

بدین ترتیب سرعت خروجی برابر است تفاضل سرعت چرخش PURG هم جهت CS بچرخد و یا سرعت خروجی برابر است با جمع سرعت PURG با سرعت ورودی در حالتی که PURG خلاف جهت CS به چرخش درآید. این بدین معنا است که اگر سرعت ورودی زیاد باشد کافی است که PURG را هم جهت با CS بچرخانیم و یا اگر سرعت ورودی کمتر از میزان استاندارد باشد کافی است که PURG را در خلاف جهت CS به چرخش درآوریم و اگر سرعت ورودی مناسب باشد با PURG نیازی به چرخش ندارد و ثابت می ایستد.

عمل چرخش PURG توسط بخش هیدرولیک انجام می شود. این بخش از دو قسمت اصلی تشکیل می شود: Variable Displacement Hxdravlic Unit که به عنوان یک پمپ هیدرولیکی عمل می کند و Fixed displare-ment hxdravlic unit که بک موتور هیدورلیکی می باشد. درحقیقت چرخش PURG توسط همین موتور هیدرولیکی انجام می شود. در همین راستا نیاز به فشار هیدرولیک داریم که بواسطه بخش پمپ در CSD ایجاد می شود. با هدف رسیدن به قابلیت اطمینان زیاد و ساخت قطعه Self coutained از نیروی هیدرولیکی خود هواگرد استفاده نکرده و این فشار داخل CSD توسط پمپ ایجاد می نماییم. این پمپ توسط CS چرخیده می شود و به کمک قطعه ای بنام Swash plate می تواند جهت فشار هیدرولیکی وارد بر موتور جهت فشار پمپ بستگی به زاویه صفحه swash plate دارد. این زاویه اگر کمتر از ۹۰ درجه باشد فشار اعمالی توسط پمپ در یک جهت و چنانچه بیشتر از ۹۰ درجه باشد جهت این فشار عکس می گردد. در زوایه ۹۰ درجه نیز فشار ورودی و خروجی پمپ با هم برابر می شود. بدین ترتیب موتور از حرکت می ایستد.

swash plate به یک سنســـوری دور متصل است که Speed Governor نام دارد. زاویه swash plate توسط این سنســـور تنظیم می شود. Speed Governor از دو گوی در یک لغزنده تشکیل شده که محور آنها به CS متصل است با افزایش سرعت چرخش CS، نیروس گریز از مرکز گوی ها افزایش یافته و لغزنده کخ به swash plate متصل است را به سمت پایین باز می نماید.

در ژنراتورهای متصل به CSD عموما ۸۰۰۰ RPM یا ۱۲۰۰۰ RPM است. با توجه به نسبت ۲:۱ بین OPRG و CS این بدین معناست که برای تامین چنین سرعتی CS که همان دور ورودی CSD است.

۱–دور ورودی CSD کمتر از میزان استاندارد باشد: در این حالت CSD باید به دور ورودی بیافزاید. مطابق آنچه قبلا ذکر شـــد موتور هیدرولیک خلاف جهت PG1 به چرخش درمی آید. در چنیین موردی CSD اصطلاحا در حالت over–drive است.

۲–دور ورودی CSD بیشـــتر از استاندارد باشـــد: در چنین حالتی CSD باید از دور بکاهد. بنابراین موتور هیدرولیک هم جهت PG1 به چرخش درمی آید. در چنین وضعیتی اصطلاحا CSD در حالت under–drive است.

۳– دور ورودی CSD برابر دور استاندارد ژنراتور می باشد: در چنین حالتی CSD تغییری در دور نمی دهد. بنابراین موتور هیدرولیک از حرکت می ایســـتد. چنین وضعیتی به نام حالت straight–through شناخته می شود.

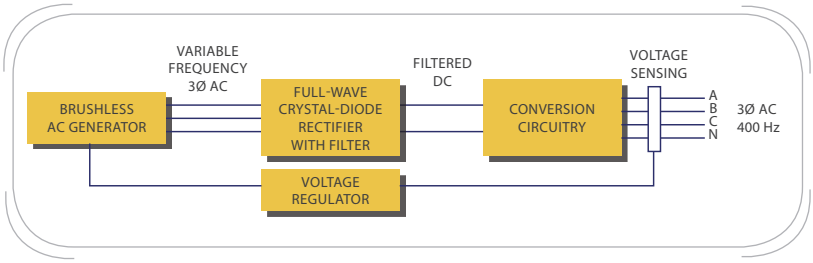
با توضیح ترکیب ژنراتور و CSD و سپس معرفی IDG عملا از سیر تحولات از دهه ٦٠ تا ٩٠ میلادی را بررسی کردیم. درست است که CSD چه به تنهایی و چه در ترکیب IDG در حوزه مکانیک یک شاهکار طراحی است، اما به دو دلیل چاره‌ای جز منسوخ شدن ندارد:

۱– در هواگردهای نظامی (بویژه جنگنده‌ها) که دور موتور غالبا به سرعت و به کررات تغییر می کند CSD را تبدیل به قطعه‌ای تحت فشار و تنش زیادی می کند که طبیعتا از قابلیت اطمینان آن می کاهد.

۲– در تفکـــر جدید و غالب MEA [1] قطعات مکانیکی که راه‌حل‌های الکترونیکی دارند تدریجا منســـوخ می‌شوند.

بنابراین در دهه ۹۰ میلادی شاهد معرفی مبدل بودیم که با استفاده از فناوری high power solid state switching فرکانس متغیر را تبدیل به ٤٠٠ هرتز می‌کرد. این‌بار به ترکیب ژنراتور دور متغیر با خروجی فرکانس– متغیر و مبدل که خروجی ژنراتور را با فرکانس ثابت ارایه می‌کرد؛ VSCF [2] گفته شد و بلوک دیاگرام مطابق شکل۲–۷۳ است. F–۱۸ در حوزه نظامی و Boeing ۷۳۷–۵۰۰ در بخش غیرنظامی اولین‌ها بودند که از این سیستم استفاده کردند. در Boeing 777 نیز این سیستم به‌عنوان روش پشتیبان استفاده شد.

1-More Electrical Aircraft
2-Variable Speed Constant Frequency



شکل ۲-۷۳ بلوک دیاگرام VSCF

در یک گام رو به جلو بوئینگ در هواپیمای مدل ۷۸۷ از ولتاژ VAC ۱۱۵ به VAC ۲۳۰ رو آورد. آخرین حرکت رو به جلو (تاکنون) در هواپیماهای F 22- و F 35- ایجاد شده و آن استفاده از ولتاژ VDC ۲۷۰ در سیستم تولید توان بود این عدد در برخی هواپیماها به ۳۵۰ و ٥٤٠ نیز رسید.

بطـــور عموم در هواپیماهای جدیـــد در هر کانال[1] بین KVA ۲۰ تا KVA ۹۰ توان الکتریکی نیاز اســـت. اما در هواپیماهای فوق مدرن با توجه به اینکه استفاده از نیرو محرکه الکتریکی نسبت به هیدرولیک و نیوماتیک ترجیح داده می شود،KVA ۹۰ در هر کانال کفایت نمی کند. بنابراین این عدد در A - 380 به KVA ۱۵۰ و در Boeing 787 به KVA ۵۰۰ در هر کانال رسید. در حوزه نظامی نیز به ۲۵۰، ۳۰۰ و ۵۰۰ کیلو وات رسیده است.

باتری

باتری‌ها نقش بســـیار مهمی در هواگردها بازی می‌کنند؛ اهمیت این موضوع تا آنجاســـت که اخیرا هواپیمای Boeing 787 ، پس از تحویل به مشتری و آغاز کار، مدتی به‌دلیل مشکلات باتری بطور موقت از پرواز منع شد.

اصولاً باتری‌ها پنج نقش اساسی دارند:

۱- تامین نیرو محرکه لازم جهت اســـتارت موتورها و در پی آن شروع عملکرد ژنراتورها در مواقعی که تجهیزات زمینی لازم جهت این مهم مهیا نباشد.

۲- در مواقع اضطراری و هنگامی که ژنراتورها از دست رفته‌اند.

۳- شـــرایط گذار الکتریکی[2] ؛ یک قاعده کلی در طراحـــی هواگرد بیان می کند که ژنراتورها اصولاً باید بتواننـــد ۸۰% مجموع توان مورد نیـــاز کل مصرف کننده‌ها را تولید کنند؛ زیرا بطور اصولی هیچگاه تمام مصرف‌کننده‌ها در مدار نیستند. اما ممکن است برای لحظاتی جمع جبری مصرف از ۸۰% عبور کند؛ که به این پدیده شرایط گذار می‌گوییم. در این هنگام باتری‌ها به کمک می‌آیند تا این شرایط بر طرف شود.

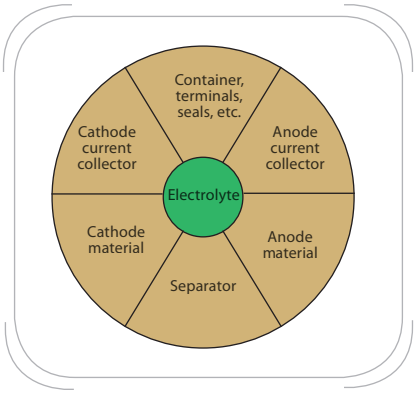
٤- تامین برق برای بازرســـی های قبل از پرواز و یا بعضی امور مربوط به تعمیر و نگهداری هنگامی که GPU مهیا نیست.

۱- عموما در هواپیماها به هر موتور و APU یک ژنراتور متصل است که به هریک کانال می‌گوییم.

2- Transient Condition

۵- تامین همیشگی برق برای برخی تجهیزات حیاتی مانند اطفاء حریق (Fire Extinguisher) حتی زمانی که هواگرد تحت عملیات خاصی نباشد.

هر باتری از تعدادی سلول (Cell) تشکیل می شود که اجزای آن در شکل ۲-۷٤ ارائه شده است.



شکل ۲-۷٤ اجزای اصلی یک سلول (Cell) در باتری

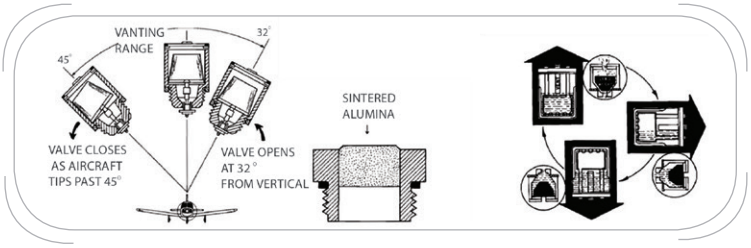
در هواگردهای کوچک معمولاً از باتری‌های «سرب- اسید» (Lead-Acid)، در هوگردهای بزرگتر از باتری‌های «نیکل - کادمیوم» (Nickel-Cadmium) و در هواگردهای فوق پیشرفته از باتری‌های «لیتیوم» استفاده می شود. در شکل ۲-۷٦ سیر تحول باتری‌ها را در اویونیک با جزئیات بیشتر مشاهده می کنید.

باتری‌های مورد استفاده در بخش نظامی عموما ۲٤ ولت هستند و ظرفیت آن‌ها نوعا از ۳۳ آمپر-ساعت آمپر-ساعت ۹۰ و در بخش غیر نظامی تغییرات این عدد نوعا بین ۳ تا ٦۵ آمپر-ساعت دیده شده است. البته که می‌دانیم ظرفیت باتری در واحد آمپر- ساعت[1] ارایه می‌شوند.

بطـــور عموم تا دهه ۵۰ میلادی باتری‌های VLA [2] بیشـــترین کاربرد را در هواپیمایی داشـــتند. باتری‌هایی که الکترولیت آن‌ها آزادانه در فضای بین صفحات باتری حرکت می‌کرد، عموما در مانورهایی با شتاب بالا باعث می‌شد تخریب ساختار داخلی باتری در زمانی کوتاه‌تر اتفاق بیافتد؛ بدلیل زوایای غلت (Roll) شدید که نوعا تا ۱۸۰ درجه نیز می‌رسید به‌منظور جلوگیری از بیرون ریخت مایع الکترولیت از درهای مخصوص استفاده می شد. (شکل ۲-۷۵) خطرات ناشی از خروج هیدروژن و اکسیژن از باتری و ایجاد آتش‌سوزی نیز در جای خود بسیار مهم است.

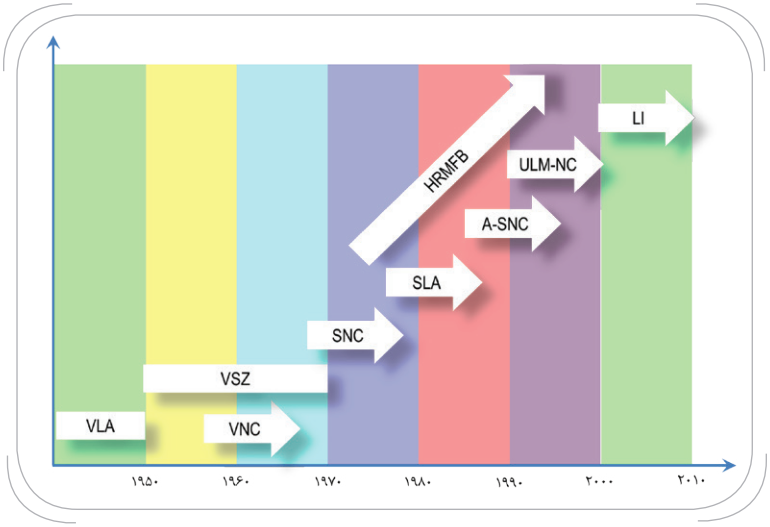
۱-آمپر-ساعت (A.H) مقدار شدت جریان در مدت ۱ ساعت تخلیه کامل.

2-Vented Lead-Acid



شکل ۲–۷۵ در باتری‌های Free Liquid

اواخر دهه ۵۰ میلادی باتری‌های VNC [1] پا به عرصه هوایی گذاشتند که در نوبه خود در ظرفیت باتری و توانایی جریان‌دهی بالا و عملیات در هوای سرد تحولی بزرگ در صنعت باتری به شمار می‌رفت. اما مشکلات مربوط به حرکت آزاد الکترولیت هنوز وجود داشت. در این بین در دهه ۵۰ تا ۷۰ میلادی باتری‌های VSZ [2] در جنگنده‌های نیروی هوایی و بالگردهای نیروی دریایی امریکا استفاده می شد که نسبت به دو نوع بیان شده انرژی بیشتری در اختیار قرار می‌داد. اما قابلیت اطمینان پایین و هزینه زیاد آن‌ها را از صحنه خارج کرد.



شکل ۲–۷۶ سیر تحول باتری در هواگردها

در اواخـــر دهه ۶۰ میـــلادی باتری‌های SNC [3] علاوه بر کلیه مزایای باتری‌های VNC؛ مشـــکل حرکت آزادانه الکترولیت را حل کردند. در اواخر دهه ۷۰ میلادی همان سناریویی که حدود ۱۰ سال پیش تر برای باتری‌های

1-Vented Nickel-Cadmium
2-Vented Silver-Zinc
3-Sealed Nickel-Cadmium

«نیکل– کادمیوم» آمد این‌بار در مورد باتری‌های Lead–Acid اجرا شد و نوع SLA [1] پا به عرصه نهاد که طی آن قابایت اطمینان به صورت کاملا محسوس افزایش یافت. از اینجا بود که مفهوم HRMFB [2] بطور گسترده مورد توجه قرار گرفت. که در این خصوص در طی دو دهه، تحول محسوسی در فناوری ساخت باتری‌ها حادث نشد و تنها در همان راستای افزایش قابلیت اطمینان و تعمیر و نگهداری آسان گام برداشته شد. بنابراین باتری‌های A–SNC [3] و ULM–NC [4] به ترتیب طراحی و ساخته شد. باتری‌های LI نیز آخرین فناوری مورد استفاده در صنعت هوایی می باشد که اخیرا با چالش‌های زیادی مواجه بوده است.

جدول۲–۶ کاربرد انواع باتری در چند نمونه هواگرد

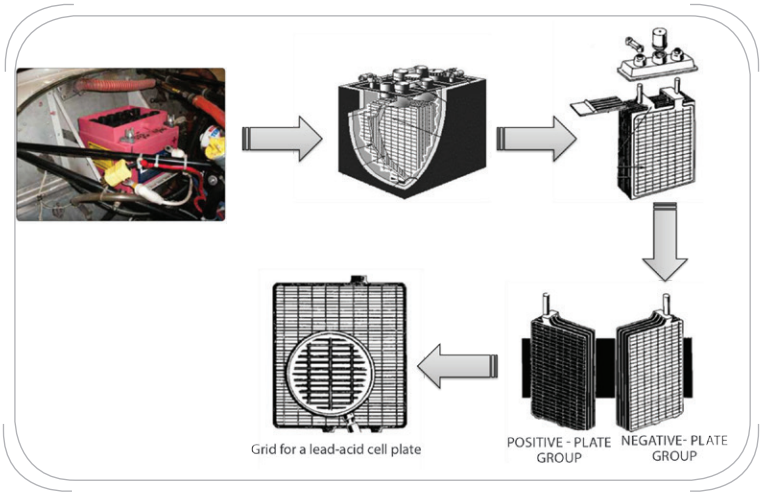
هواگرد / باتری		VLA	VSZ	VNC	SNC	SLA	LI
نظامی	F-84		●				
	F-105		●				
	F-106		●				
	H-2		●				
	H-13		●				
	H-43		●				
	KC-135			●	●	●	
	UH-1F				●		
	AV-8B					●	
	F/A-18					●	
	C-130					●	
	H-46					●	
	CH-47			●			
	SH-3D			●			
	P-3					●	
	A-7			●		●	
	A-10			●			
	B-1B					●	
	C-141	●				●	
	F-4					●	
	F-117					●	
	B-52			●	●		
	F-16				●		
	AH-64			●	●		
	F-35				●		●
	MD-90				●		
غیر نظامی	Boeing 777				●		
	Boeing 787						●
	Boeing 727				●		

1-Sealed Lead-Acid
2-High Reliability, Maintenance-Free Battery
3-Advanced Sealed Nickel-Cadmium
4-Ultra-Low Maintenance Nickel-Cadmium

تحلیل جدول۲-۶ به همراه تعدد اصلاحات در خصوص تغییر باتری نشان می‌دهد که باتری‌های «اسید-سرب» که نسبت به نوع کلاسیک ارتقا یافته‌اند، مجددا نسبت به نوع «نیکل-کادمیوم» در شرایط خاص ترجیح داده می‌شوند.

باتری‌های «اسید-سرب» Lead-Acid

این باتری‌ها عموما از ٦ یا ١٢ سلول تشکیل می‌شوند و ولتاژ بدون بار هریک ٢/١ یا ٢/٢ ولت و ولتاژ تحت بار ٢ ولت می باشد بنابراین ولتاژ نهایی آن‌ها ١٢ یا ٢٤ ولت است. در دو نوع سیال آزاد (Free Liquid) و Absorbed Liquid ساخته می‌شوند. نوع اول قدیمی‌تر و نوع دوم عموما در بازار به باتری خشک و یا گه گاه اتمی شناخته می شود. همانطور که می‌دانیم هر سلول از سه بخش تشکیل اصلی شده است. آند، کاتد و الکترولیت؛ با توجه به اینکه هر سه بخش در واکنش شیمیایی شرکت می‌کنند، بنابراین در وضعیت شارژ و دشارژ، حالت و جنس این مواد تغییر می کند.



شکل ۲ ۷۷ ساختار فیزیکی باتری‌های «اسید-سرب»

صفحات مشبک این باتری از سرب و آنتیموان ساخته می‌شوند؛ حال اگر روی صفحات پراکسید سرب قرار دهند، قطب مثبت و اگر سرب قرار دهند قطب منفی تشکیل می شود. الکترولیت هم اسید سولفوریک رقیق شده با آب مقطر (به صورت حجمی ٣٠% اسید و ٧٠% آب) می باشد.

به‌منظور اطلاع از میزان شارژ این باتری با عنایت به اینکه الکترولیت در واکنش‌های شیمیایی شرکت می کند، غلظت اســید سولفوریک معیار قرار می‌گیرد[1]. هیدرومتر (شکل ٢-٧٨) ابزار سنجش این غلظت می باشد که عددی را که نشان می‌دهد، باید با توجه به دمای محیط تصحیح کرد.

١- ولتاژ مدار باز این باتری نمی تواند معیاری برای تعیین میزان شارژ باشد. زیرا این ولتاژ تقریبا تا انتهای میزان شارژ ثابت باقی می‌ماند.

استاندارد طراحی و ساخت این باتری‌ها در حوزه غیر نظامی عبارت است از:

• RTCA/DO-293A, Minimum Operational Performance Standards (MPS)for Nickel-Cadmium, Nickel Metal-Hydride, and Lead-Acid Batteries

Electrolyte Temperature		Points to Subtract From or Add to Specific Gravity Readings
°C	°F	12 volt
+60	+140	+0.024
+55	+130	+0.020
+49	+120	+0.016
+43	+110	+0.012
+38	+100	+0.008
+33	+90	+0.004
+27	+80	0
+23	+70	–0.004
+15	+60	–0.008
+10	+50	–0.012
+05	+40	–0.016
–02	+30	–0.020
–07	+20	–0.024
–13	+10	–0.028
–18	0	–0.032
–23	–10	–0.036
–28	–20	–0.040
–35	–30	–0.044

شکل ۲ ۷۸ هیدرومتر و جدول تصحیح دمایی

در حالتی که شـــارژ این باتری رو به اتمام باشـــد مواد روی صفحات قطب‌ها به سولفات سرب تغییر ماهیت می‌دهند. در این هنگام، باتری باید به منظور تعمیر و شارژ به کارگاه ارسال شود.

اصولاً دو نوع روش شارژ وجود دارد.

۱– ولتاژ– ثابت: روش شارژ سریع می باشد که طی آن باتری به شارژ نهایی مطابق ظرفیت خود نمی‌رسد. از این روش در هواگرد استفاده می شود.

۲– جریان–ثابت: این روش زمان‌بر بوده ولی باتری در نهایت ظرفیت خود شارژ می‌گردد. از این روش در کارگاه استفاده شود.

شارژهای جدید با در نظر گرفتن دو اصل فوق روش‌های ترکیبی پیشرفته‌ای همانند روش مدولاسیون عرض پالس (PWM) را در بر دارند.

معایب باتری های «اسید-سرب» عبارتند از:

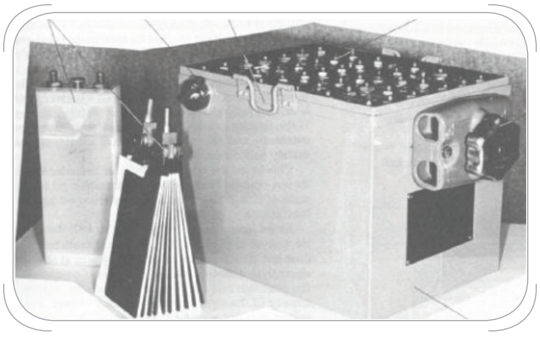
- جریان زیادی نمی توان از آن‌ها کشید و جریان‌پذیری آن‌ها هم هنگام شارژ زیاد نیست.
- با افت دما طبیعتا با کاهش سرعت واکنش‌های شیمیایی مواجه می شود که متعاقبا در این شرایط رفتار

باتری دشارژ شده را دارد.

اما از طرف دیگر ارزان قیمت هستند؛ بنابر آنچه گفته شد این باتری ها مناسب هواگردهای فوق سبک و سبک هستند که عموما ارتفاع و مداومت پروازی زیادی ندارند.

باتری‌های «نیکل-کادمیوم» (Nickel-Cadmium)

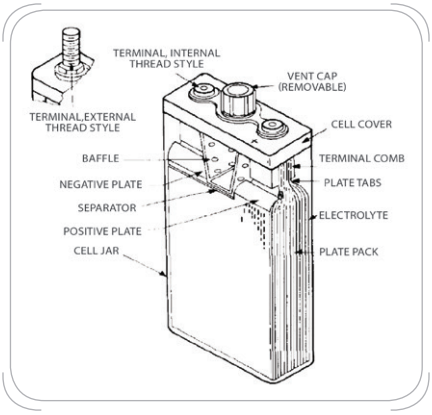
در هواگردهای بزرگتر که باتری باید جریان نسبتا زیادی را تولید کند، باتری‌های «اسید–سرب» (Lead-acid) نمی توانند جوابگو باشند؛ بنابراین در این هواگردها از باتری‌های «نیکل – کادمیوم» استفاده می شود. (شکل ۲–۷۹) این نوع باتری‌ها نوعا می توانند تا ۲۰۰۰ آمپر جریان را، تحویل مدارهایی نظیر استارت موتورهای توربین ملخی (Turbo-prop) بدهند. برودت دما تاثیری بر عملکرد آن‌ها ندارد و در هنگام شارژ جریان زیادی را تحمل می‌کنند. مقاومت داخلی آن‌ها کم بوده و تا تخلیه کامل، ولتاژ خود را حفظ می‌کنند. ولتاژ مدار باز هر سلول بسته به سازنده بین ۱/۵۵ تا ۱/۸ ولت است. بنابراین باتری‌های ۱۲ ولتی از ۹ یا ۱۰ سلول و انواع ۲۴ ولتی از ۱۹ یا ۲۰ سلول تشکیل می‌شوند. طراحی صفحات نیکل، به شکل مشبک است که اگر روی آن‌ها با اکسید نیکل پر شود قطب مثبت و اگر با هیدروکسید کادمیوم پر شود قطب منفی را شکل می‌دهند. الکترولیت این باتری ها هیدروکسید پتاسیم رقیق شده با آب مقطر با نسبت وزنی ۳۰% باز و ۷۰% آب است که در واکنش شیمیایی شرکت نمی کند؛ بنابراین در طول مدت استفاده از باتری غلظتش تغییر نمی کند و عموما بین ۱۲۴۰ تا ۱۳۰۰ می باشد. در حالت دشارژ، قطب مثبت مبدل به هیدروکسید نیکل و قطب منفی به هیدروکسید کادمیوم تغییر ماهیت می‌دهد.



شکل۲–۷۹ باتری Ni-Cad

در مقابل مزایای زیاد این باتری دارد، سه مشخصه منفی نیز قرار دارد: قیمت گران، وزن زیاد و پدیده‌ای به‌نام Thermal Runaway. Thermal Runaway ناشی از خصلت جریان‌دهی زیاد این باتری است که در شرایطی حادث می‌گردد که جریان بسیار زیادی مشابه شرایط اتصال کوتاه از باتری کشیده شود. در این شرایط باتری گرم شده مقاومت داخلی آن کم می شود بنابراین جریان بیشتری فراهم می‌آورد که باز باعث گرم‌تر شدن، کاهش

بیشتر مقاومت داخلی و باز جریان بیشتر می شود؛ این سیکل تا آنجا ادامه می‌یابد که باعث تخریب لایه‌های جدا کننده باتری که عموما از جنس نایلون و سلفون هستند شود و بدین‌ترتیب باتری از بین می‌رود. بنابر آنچه گفته شد بکارگیری این باتری‌ها مستلزم استفاده از مدارهایی است که عملکرد باتری را نظارت کنند و همواره دمای آن‌را تحت کنترل قراردهند.



شکل۲–۸۰ قسمت‌های اصلی در هر سلول باتری Ni-Cad

با توجه به اینکه غلظت الکترولیت در مدت استفاده از باتری تغییر نمی کند، بنابراین از هیدرومتر نمی توان به منظور تعیین میزان شارژ باتری استفاده کرد. تنها راه آگاهی از میزان ساعت استفاده از باتری با تخمین شدت جریان متوسط در هر ساعت از عملکرد می باشد تا با عنایت به آمپر– ساعت باتری وضعیت شارژ باتری معین شود. به همین دلیل این باتری‌ها به صورت محدوده عمر (Life Limit) در نظام تعمیر و نگهداری دنبال و نوعا هر ۱۰۰۰ ساعت پرواز تعمیر اساسی می‌شوند.

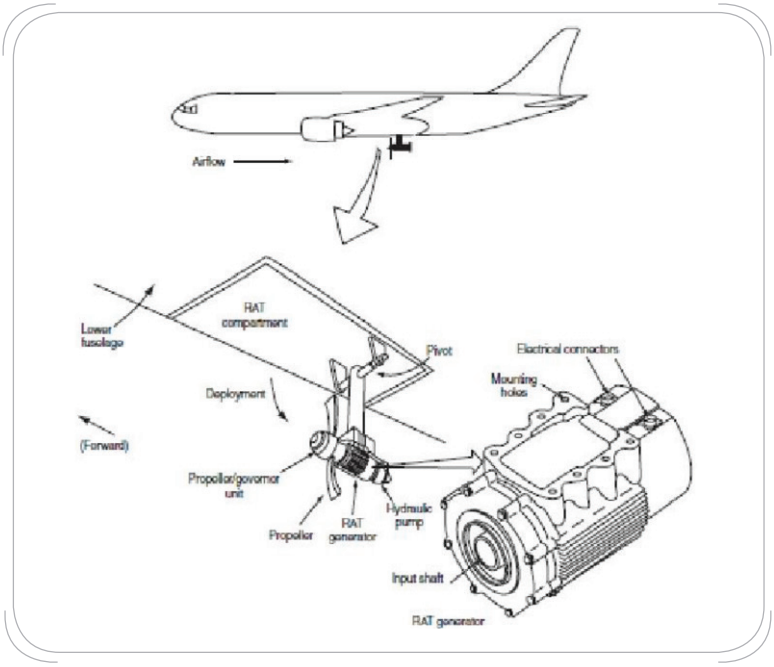
استاندارد طراحی و ساخت این باتری در حوزه غیر نظامی همان RTCA DO–293A است که در بخش «اسید– سرب» (Lead–Acid) ذکر گردید اما دربخش نظامی از استانداردهای جدول ۲–۷ بهره می‌گیریم.

جدول ۲–۷ استانداردهای نظامی در طراحی و ساخت باتری

استاندارد	VLA	VNC	SNC	SLA
MIL-B-8565 Series		●	●	●
Series 83769-MIL-B	●			
Series 81757-MIL-B		●		
Series 26220-MIL-B		●		

RAT

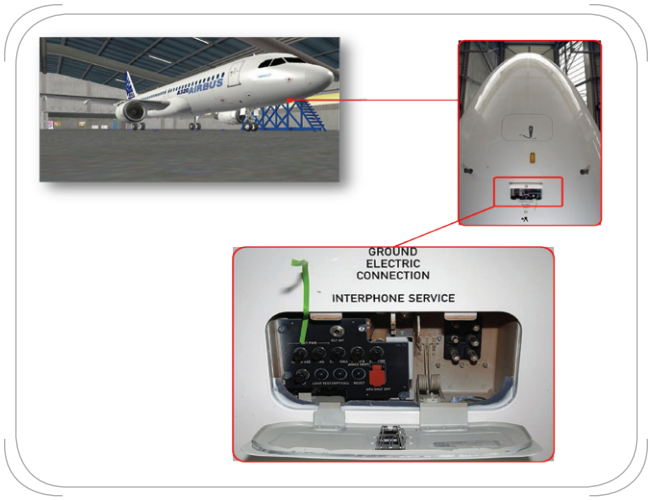
این سیستم در شرایط اضطراری، هنگامی که ژنراتورهای هواپیما به هر دلیل قادر به تولید برق نباشند؛ پشتوانه بسیار مطمئنی به‌شمار می‌رود. با بودن RAT احتمال از دست دادن تمامی نیرو محرکه الکتریکی، قطعا در سطح فاجعه (Catastrophic) اثبات می شود؛ بدین معنا که احتمال فوق کمتر از عدد ۱ در ۱,۰۰۰,۰۰۰,۰۰۰ ساعت پرواز خواهدبود. (شکل۲-۸۱)



شکل ۲-۸۱ بخش‌های اصلی RAT

GPU

در سه شکل الکتریک، هیدرولیک و نیوماتیک می باشد؛ اما در هر حالت باید با مشخصه‌های منابع تولید هواگرد یکسان باشد. در مورد الکتریک بدین‌معنا که از نظر ولتاژ، فاز، فرکانس، امپدانس باید در تطابق کامل با هواگرد باشد؛ زیرا در هواگردهای پیشرفته این شاخص ها توسط قطعه ای بنام Ground Power Monitoring Unit و یا مشابه آن مانیتور شده و در صورت عدم تطابق، اتصال الکتریکی برقرار نخواهد شد.



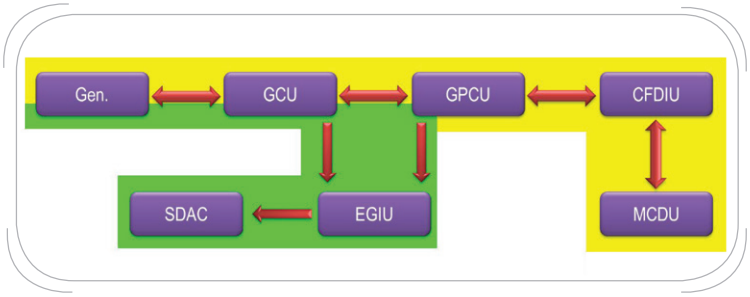
شکل ۲-۸۲ محل اتصال GPU در A320

Power Monitoring, Control and Protection

کنترل و نظارت سیســـتم های تولید توان در هواگردهای جدید اهمیت دارد. اگر هواگردهای کوچک را کنار گذاریم در سایر هواگردها، کنترل ژنراتورها توسط GCU انجام می‌پذیرد. بطور عموم چهار عمل اصلی در GCU صورت می‌گیرد.

- تنظیم ولتاژ ژنراتور از طریق کنترل جریان سیم‌پیچ میدان به صورت مستقیم و یا غیر مستقیم
- کنترل و محافظت ژنراتور در برابر شبکه و سایر ژنراتورها و بالعکس
- کنترل هشدارهایی که در کانال بوجود می‌آید.
- آزمایش و نظارت بر مدارهای داخلی خود GCU

کنترل و نظارت سیستم های تولید توان در هواگردهای جدید تنها به GCU ختم نمی شود و قطعات دیگری نیز در این معماری شرکت می‌کنند؛ به طور مثال در شکل۲-۸۳ سیستم ساده شده A320 نمایش داده شده است. مسیر زرد، جریان آزمایش/کنترل و مسیر سبز، جریان پردازش و نمایش اطلاعات در آلات دقیق است.



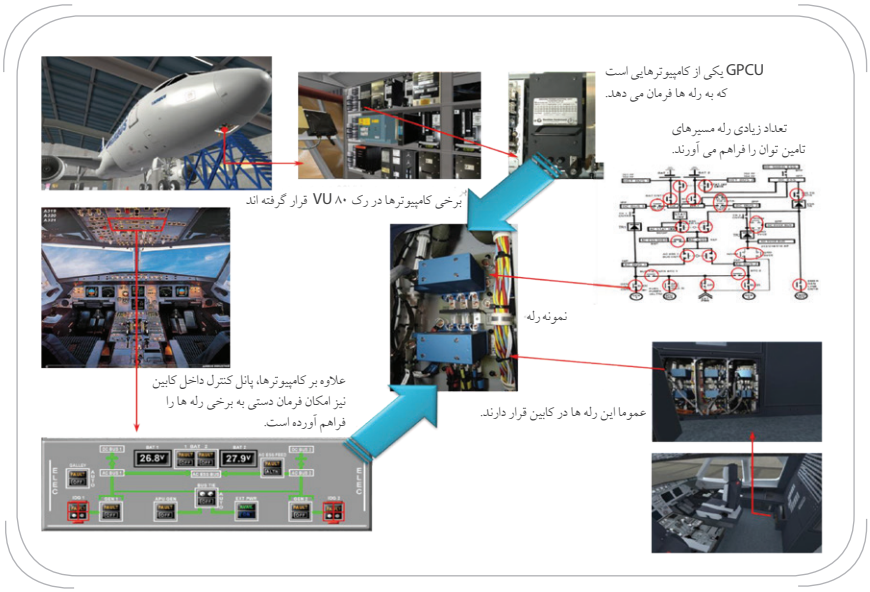
شکل ۲-۸۳ کنترل و نظارت ژنراتور در A320

GPCU [1] علاوه بر محافظت و نظارت برق GPU برای اتصال به شـــبکه هواپیما، اطلاعات آزمایش ژنراتورها را به CFDS [2] انتقال می‌دهد. دستور آزمایش قطعات توسط CFDS صادر شده و خطاها نیز در آن ذخیره می شود. نمایش و درخواســـت آزمایش نیز در MCDU [3] انجام می شـــود. پردازش اطلاعات در EGIU [4] و سپس نمایش اطلاعات از طریق SDAC [5] در ECAM [6] صورت می‌پذیرد. (شکل ۲-۸٤)

شکل ۲-۸٤ نمایش شاخص های الکتریکی در A320

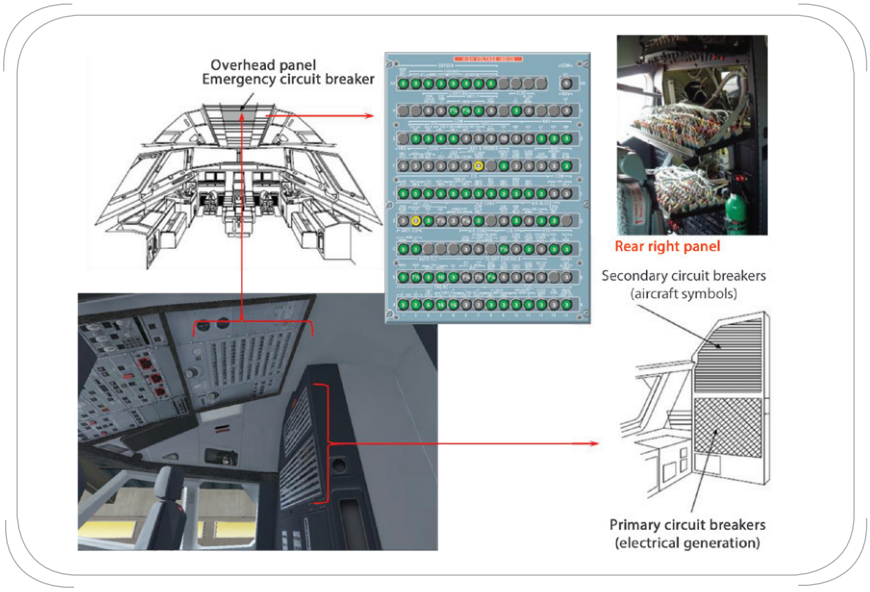
قطع و وصل سیستم های تولید توان نیز در هواگردهای بزرگ توسط مجموعه‌ای از Contactor صورت می گیرد که در حقیقت رله‌هایی با توانایی عبور جریان زیاد هستند و بنا به جایگاه قرارگیری در معماری سیستم به اسامی مختلفی مانند BTB [7] و GLC [8] شناخته می‌شوند. فرمان این رله‌ها یا از طریق سویچ‌های داخل کابین و توسط خلبان و یا به صورت خودکار از طریق کامپیوترهای شکل ۲-۸۵ صادر می شود.

1-Ground Power Control Unit
2-Centralized Fault Display System
3-Multiple Control and Display Unit
4-Electrical Generation Interface Unit
5-Systems Data Acquisition Concentrator
6-Electronic Centralized Aircraft Monitoring
7-Bus Tie Contactor
8-Generator Line Contactor



شکل ۲–۸۵ کنترل سیستم الکتریک در A320

سوییچ‌ها و فیوزها نیز از دیگر ابزار کنترلی و محافظتی است که ترکیب آن‌دو یعنی CB [1] کاربرد بسیار زیادی در هواگردها دارد تا آنجا که عموما پانلی به همین نام در کابین وجود دارد. (شکل ۲–۸۶)



شکل ۲–۸۶ پانل CB در A320

1-Circuit Breaker

سیستم توزیع و تبدیل

به کلیه سیستم های اتصال سیم کشی برق هواپیما شامل سیم ها، دستگاه های سیم کشی و ترکیب آن ها که در هر ناحیه هواپیما بمنظور انتقال انرژی الکتریکی بکار می رود، به اختصار EWIS [1] گفته می شود. امروزه EWIS نظیر سایر سیستم های هواپیما، به دید یک سامانه مستقل نگریسته می شود. در کتاب تعمیر و نگهداری هواپیما (AMM [2]) فصل ۲۰، در خصوص EWIS به تفصیل هر هواپیما توضیحاتی بیان کرده و کلیه تسک های تعمیرانی و نگهداری های لازم را شرح داده است. این تسک های تعمیراتی ناشی از بازرسی منطقه ای (Zonal Inspection) در بخش های مختلف هواپیما بر حسب تقسیم بندی مورد اشاره در فصل ٦ از AMM می باشد. همچنین به فرآیند آنالیز منطقه ای تسک های مرتبط با EWIS، به اختصار EZAP [3] گفته می شود.

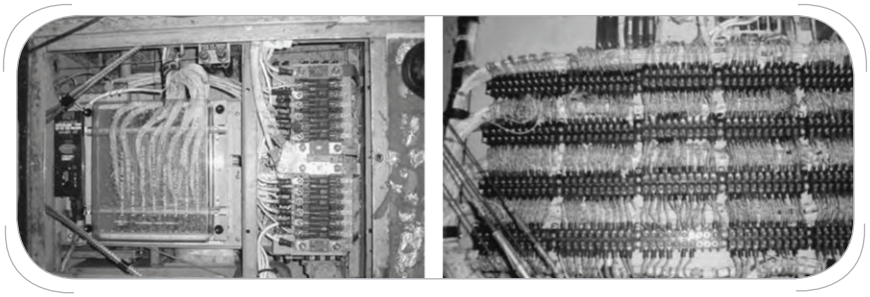
پیشـــینه تاریخی پیدایش مفهوم EWIS به سانحه پرواز شـــماره TWA800 هواپیمای Boeing 747-100 شرکت هواپیمایی Trans World Airlines در ۱۷ جولای ۱۹۹٦ می باشد که در آن ۲۳۰ از سرنشینان کشته شدند.

گزارش انجمن ملی ایمنی حمل و نقل آمریکا علت اصلی این سانحه را انفجار در مخزن مرکزی سوخت هواپیما به علت تجمع بخارات سوخت، گرم شدن بیش از حد مخزن در پیش از پرواز و نهایتا انتقال انرژی الکتریکی زیاد ناشـــی از القاء الکتریکی به علت مجاورت ســـیم های نشاندهنده مقدار سوخت با سیم های الکتریکی و بریدگی روکش عایقی سیم ها بوده است.

دو سال پس از این سانحه، هواپیمای MD-11 شرکت هواپیمایی Swiss Air در اقیانوس اطلس سقوط کرد. علت این سانحه مرگبار خوردگی روکش عایقی سیم های سامانه سرگرمی های پرواز، جمع شدن کرک و گردوغبار بر روی سیم ها و عدم انتخاب سیم های الکتریکی متناسب با جریان عبوری از سامانه سرگرمی های پرواز بوده است.

پس از این سوانح اهمیت سیستم های اتصال سیم کشی برق هواپیما نمود یافته و هم اکنون در کلیه برنامه های تعمیرونگهداری هواپیماها، تسک های بازرسی، تست و تعمیرونگهداری به این سامانه اختصاص یافته است.

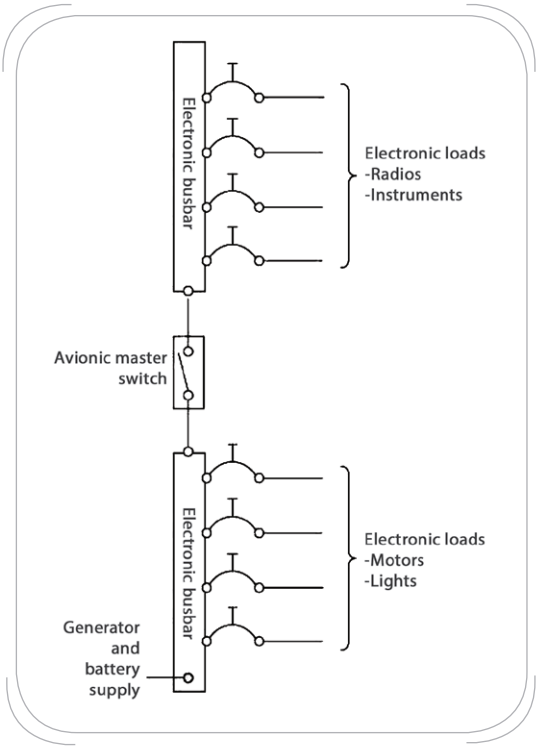
سیستم توزیع در هواگردها توسط مجموعه‌هایی به‌نام Busbar صورت می‌پذیرد که در هواگردهای کوچک یک یا نهایتا چند Bus به صورت ساده عمل توزیع را انجام می‌دهد اما در هواگردهای بزرگ از تنوع زیاد و پیچیدگی نسبتا زیادی برخوردار است. (شکل ۲-۸۷)



شکل ۲-۸۷ نوعی Busbar

1-Electrical Wiring Interconnection System
2-Aircraft Mintenance Manual
3-Enhanced Zonal Analysis Procedure

امروزه در هواگردهای کوچک معمولاً از سیســـتم Split در توزیع استفاده می شود. (شکل ۲–۸۸) بدین‌ترتیب مصرف‌کننده‌هایی که جریان زیادی از Bus می‌کشند، سیستم استارت از مصرف کننده‌هایی که نیاز به جریان کمی دارند و معمولاً حساس هم هستند؛ جدا می شود. بدین‌ترتیب خلبان هنگام استارت می تواند از طریق سوییچی که عموما به ســـوئیچ اصلی اویونیک (Avionic Master Switch) شناخته می شود بمنظور جلوگیری از آسیب مصرف کننده‌های حساس، آن‌ها را جدا کند.



شکل ۲–۸۸ دیاگرام Split Busbar در هواگردهای کوچک

در هواگردهای بزرگتر که سیســـتم توزیع از پیچیدگی و اهمیت خاصی برخوردار است؛ اساس توزیع، درجه اهمیت مصرف‌کننده‌ها به شمار می‌رود بر این اساس سه نوع مصرف کننده وجود دارد.

۱-حیاتی (Vital) که در هر شرایطی از جمله ورود اضطراری همراه با سانحه نیز باید عمل کند، مانند سیستم اطفای حریق

۲- ضروری (Essential)، به منظور حفظ ایمنی پرواز باید عمل کند، مانند سیستم های ناوبری و یا ارتباطی

۳- غیر ضروری (Non-Essential)، عمل نکردن آن در ایمنی تاثیری ندارد مانند IFE[1] و یا تجهیزات Galley

1-In Flight Entertainment

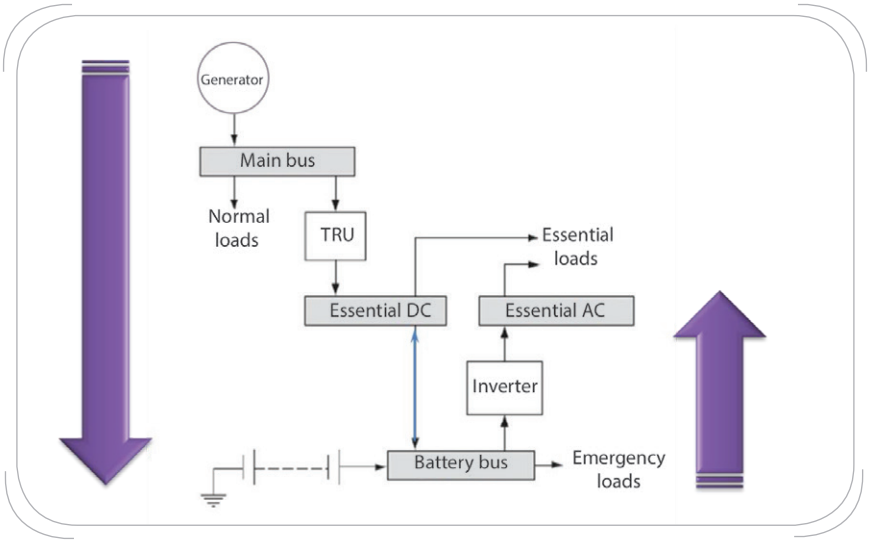
بر این اساس هنگام بروز شرایط اضطراری برای سیستم تولید توان، می توان مصرف کننده‌ها را بر اساس درجه اهمیت از مدار خارج کرد به این عمل Load Shedding می‌گویند.

معمولاً بر اساس درجه اهمیت مصرف کننده‌ها سه نوع Busbar تعریف می شود:

۱- Main Bus که به AC Bus هم شناخته می شود از یک سر مصرف کننده‌های غیرضروری را تغذیه می کند و از طرف دیگر به ژنراتورها متصل می‌گردد.

۲- AC ضـــروری و DC ضروری همانطور که از نام آن بر می‌آید تغذیه کننده مصرف کننده‌های ضروری است و خود از دو مسیر تغذیه می شود؛ در شرایط عادی از ژنراتورها و در شرایط اضطراری از باتری‌ها.

۳- Battery Bus و یا Emergency Bus که از یک طرف به باتری‌ها متصل است و از سوی دیگر مصرف کننده‌های حیاتی را تغذیه کند.



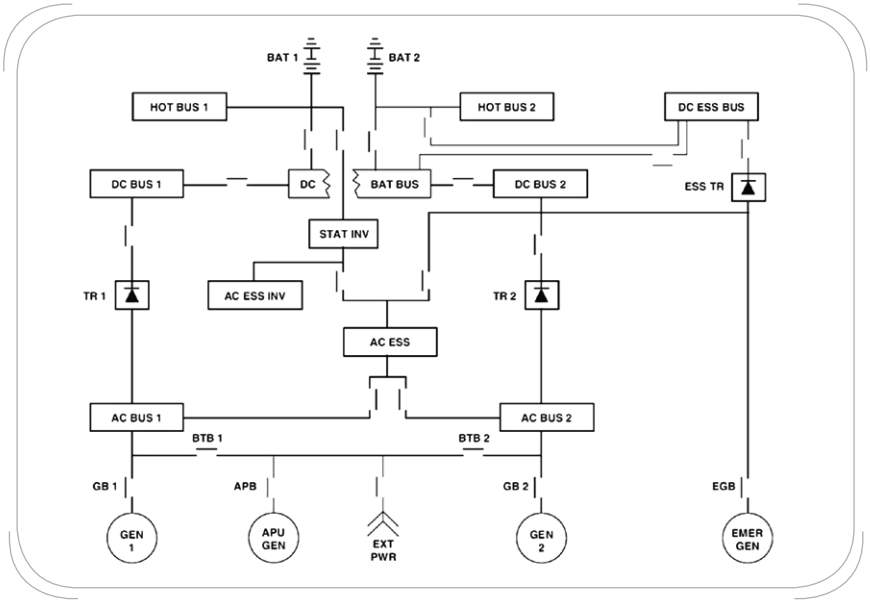
شکل ۲-۸۹ ارتباط معمول بین سه Busbar در معماری هواگردها

نمایش موارد سه‌گانه ذکر شده، در شکل ۲-۸۹ قابل مشاهده است؛ همانطور که دیده می شود تغذیه Bus از منابع بالایی تا پایین وجود دارد که در شـــرایط عادی جاری است برای مثال باتری‌ها از طریق DC ضروری از Main Bus که به ژنراتورها متصل است؛ تغذیه و شارژ می‌شوند. اما در شرایط اضطراری باتری‌ها تنها تا میانه شکل به تغذیه Busbar می‌پردازند. بدین‌معنا که Main Bus نمی توانند از طریق باتری‌ها در شرایط اضطراری تغذیه شوند.

بعد از مطالعه انواع Busbar به بیان انواع معماری توزیع می‌پردازیم که در سه نوع یافت می‌گردد:

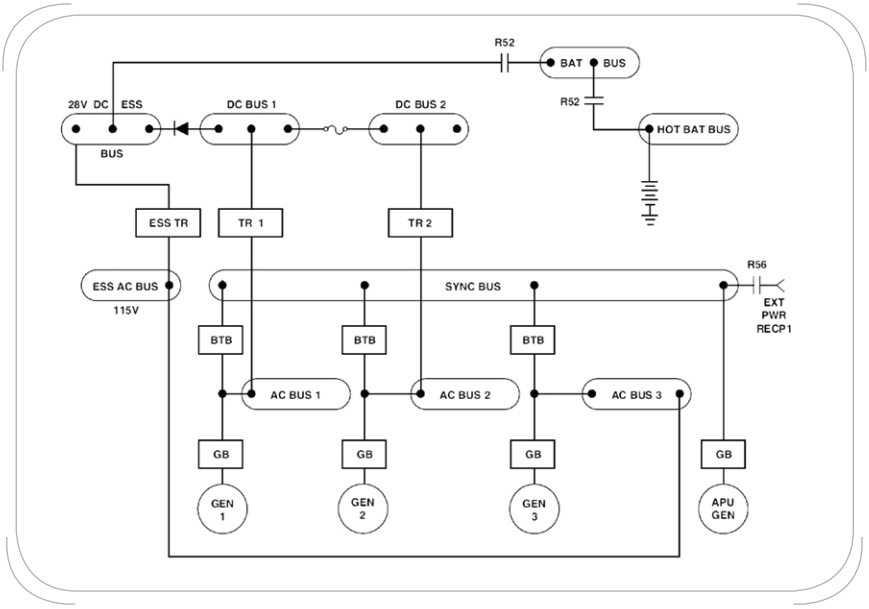
- Split
- Parallel
- Split/Parallel

در معماری Split که اصولاً در هواگردهای دو موتوره استفاده می شود؛ ژنراتورها به صورت الکتریکی ایزوله هستند و هیچ ارتباطی با یکدیگر ندارند. شکل۲-۹۰ نمونه‌ای از این معماری است که به A320 تعلق دارد. در این معماری یک Busbar نمی تواند همزمان از دو ژنراتور تغذیه شود، بنابراین نیازی نیست شاخص های دو ژنراتور دقیقا یکسان باشد که این خود یک مزیت برای این نوع معماری است.



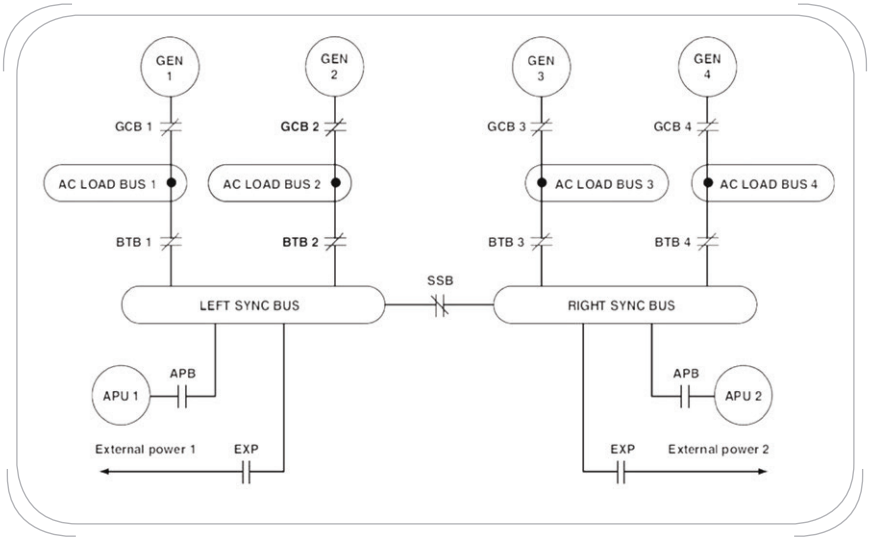
شکل۲-۹۰ شماتیک سیستم توزیع توان به صورت Split در A320

در معماری موازی (Parallel) که بطور عموم در هواگردهای سه یا چهار موتوره یافت می شود، مطابق شکل۲-۹۱ کـــه نمونه‌ای از این نوع معماری اســـت، نقش اساســـی را Synchronizing Busbar ایفا می کند و طی آن ژنراتورها می توانند به صورت همزمان به آن متصل شوند. بنابراین امکان تغذیه از هر ژنراتور، یک مزیت و الزام یکسان بودن شاخص های ژنراتورها یک نقطه ضعف این معماری می باشد، در چنین شرایطی نیازمند به سیستم های کنترلی بیشتری هستیم.



شکل۲-۹۱ شماتیک نمونه از سیستم توزیع توان به روش موازی

در معماری Split Parallel ترکیبی از دو معماری پیشین بواسطه بهره‌گیری از SSB [1] و به منظور استفاده از مزایای هر دو معماری بهره گرفته شده است. در شرایط معمولی پرواز معمولاً در حالت موازی و در شرایط خاصی از خرابی(ها)، در حالت Split قرار می‌گیرد. (شکل۲-۹۲)

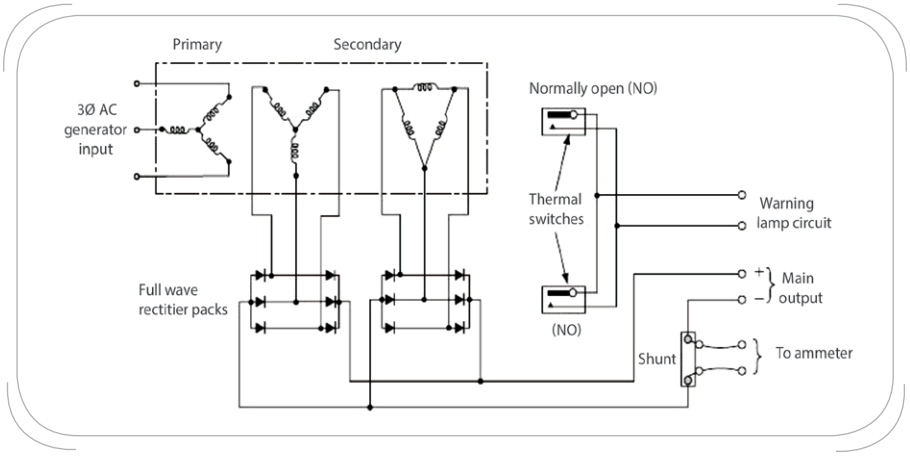


شکل۲-۹۲ شماتیک مثالی از سیستم توزیع توان به روش Split-Parallel

1-Split Systems Breaker

در مراحل قبل از قطعاتی به‌نام مبدل (Converter) یاد کردیم که به منظور تبدیل برق AC به DC و بالعکس استفاده شود. در این فرآیند اگر تبدیل AC به DC مد نظر باشد، قطعه را یکسوکننده (Rectifier) و اگر در آن تبدیل DC به AC صورت پذیرد، قطعه را معکوس ساز (Inverter) می‌نامیم. معمولاً یکسوساز با Transformer ترکیب شده و در قالب مجموعه TRU [1] عرضه می شود و خروجی ۲۸ VDC را فراهم می‌آورد. (شکل۲-۹۳)

شکل۲-۹۳ TRU در A320



شکل۲-۹٤ شماتیک TRU

معکوس ســـاز (Inverter) عمل عکس را انجام می‌دهد و DC را تبدیل به AC می کند. بطور معمول این قطعه در شـــرایط عادی استفاده نمی شود، زیرا مسیر تغذیه عادی از طرف ژنراتورهای AC است، اما در شرایطی که ژنراتورها قادر به تولید توان الکتریکی نباشند، معکوس ساز برق DC باتری(ها) را تبدیل به AC کرده، بدین‌ترتیب مصرف کننده‌های ضروری و اضطراری که به برق AC نیاز دارند به کار خود ادامه می‌دهند. بنابراین در شرایط اضطراری عملکرد صحیح معکوس ساز اهمیت بسزایی دارد و در نتیجه باید از قابلیت اطمینان زیادی برخوردار باشد.

1-Transformer Rectifier Unit

انواع اولیه آن Rotary بودند بدین معنا که از ترکیب موتور DC و ژنراتور AC ساخته می‌شدند. موتور DC با تغذیه ۲۸ VDC به چرخش درآمده و یک ژنراتور AC اتصالی را می چرخاند. امروزه انواع معکوس ساز ثابت (Static) با استفاده از مدارهای تزانزیستوری و بدون قطعه متحرک استفاده می شوند. (شکل ۲–۹۵)

شکل ۲–۹۵ معکوس ساز ثابت در A320

استاندارد طراحی آن در حوزه غیرنظامی TSO–C73 و در حوزه نظامی استاندارد MIL-PRF-7032 مطرح است.

مصرف‌کننده‌ها

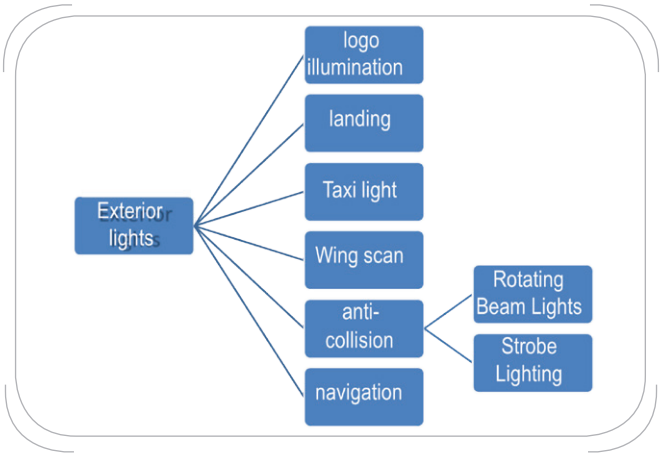
کلیه سیستم های اویونیک در این بخش می گنجند اما به بررسی مواردی می‌پردازیم که در ٦ حوزه دیگر اویونیک قرار نمی‌گیرد و بیشتر ماهیت الکتریکی دارند تا الکترونیکی.

Actuator

در تعریفی ساده Actuator وسیله‌ای است برای تبدیل سیگنال الکتریکی به حرکت مکانیکی که در جای جای هواگرد کاربرد دارد؛ اما بیشترین کاربرد آن به سیستم کنترل فرامین بر می گردد، بنابراین در بخش کنترل اتوماتیک پرواز به آن می‌پردازیم.

سیستم روشنایی (Lighting System)

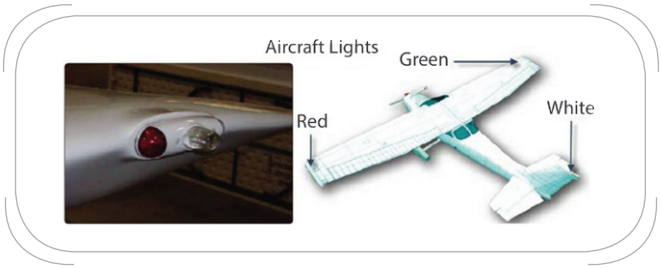
سیستم روشنایی هواگرد با اهمیت ویژه، یکی دیگر از مصرف‌کننده‌هایی است که در این بخش به آن می‌پردازیم.
در یک دسته‌بندی کلی این سیستم را در دو بخش جای می‌دهیم؛ سیستم روشنایی داخل هواگرد و سیستم روشنایی خارج هواگرد.
سیستم روشنایی خارج هواگرد بطور عموم شامل چراغ هایی می‌شوند که در شکل ۲–۹٦ دیده می شود.



شکل۲-۹۶ انواع چراغ‌های خارجی در هواگرد

چراغ ناوبری (Navigation Light)

چراغ ناوبری یکی از مهمترین چراغ‌های هواپیماست که ترکیبی از ۳ چراغ می باشد. سبز در سمت راست، قرمز در سمت چپ و سفید از عقب هواپیما باید قابل رویت باشند. بدین ترتیب اگر خلبانی هواپیمایی را جلوی خود مشاهده کند که ترکیب فوق قابل رویت باشد، متوجه می شود که در عقب آن هواپیما قرار گرفته است. ولی اگر هواپیمایی را مشاهده کند که در سمت راست چراغ قرمز، در سمت چپ چراغ سبز رویت شود و چراغ سفید نیز قابل مشاهده نباشد، متوجه می شود آن هواپیما از روبرو در حال نزدیک شدن به وی است. (شکل۲-۹۷)



شکل ۲-۹۷ چراغ ناوبری در هواپیما

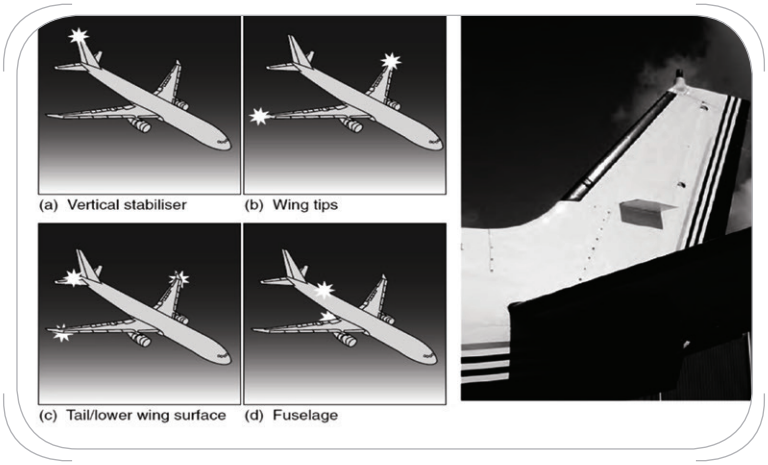
استاندارد طراحی و ساخت این چراغ مطابق TSO-30c از SAE انتخاب شده و شماره آن AS8037 است.

ضد تصادم (Anti-Collision)

همانگونه که از نام آن برمی‌آید، این چراغ مکمل چراغ ناوبری (Navigation Light) شـــده و خطر تصادف را کاهش می‌دهد. علاوه بر آن هشداری است از روشن بودن موتور(ها) برای پرسنل زمینی.

در دو حالـــت Strobe یـــا Rotating Beacon و یا ترکیبی از آن دو یافت می شـــود. محل نصب آن می تواند موقعیت‌های زیر باشد (شکل ۲–۹۸).

- vertical stabilizer
- wing tips
- tail/lower wing surfaces
- fuselage

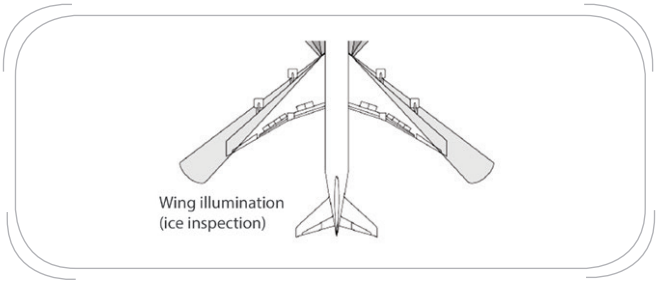


شکل ۲ ۹۸ انواع چراغ ضد تصادم

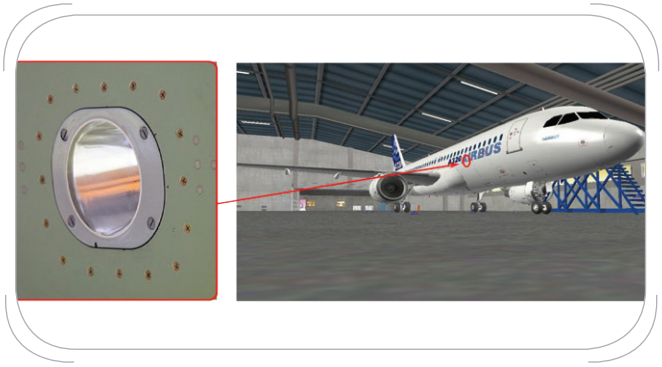
با نگاهی بر TSO–C96a استاندارد طراحی و ساخت آن را AS8017A از SAE خواهیم یافت.

Wing Scan

کارکرد اصلی آن اطمینان از عدم یخ‌زدگی قسمت جلویی بال و ورودی موتورها است به همین دلیل گاهی به آن چراغ بازرسی یخ (Ice Inspection Light) هم می‌گویند. نحوه نصب آن‌ها باید به گونه‌ای باشد که قسمت‌های فوق از کابین پرواز قابل رویت باشند. شکل ۲–۹۹ و شکل ۲–۱۰۰



شکل ۲–۹۹ سطح روشنایی در چراغ Wing Scan



شکل۲–۱۰۰ چراغ Wing Scan در هواپیمای A320

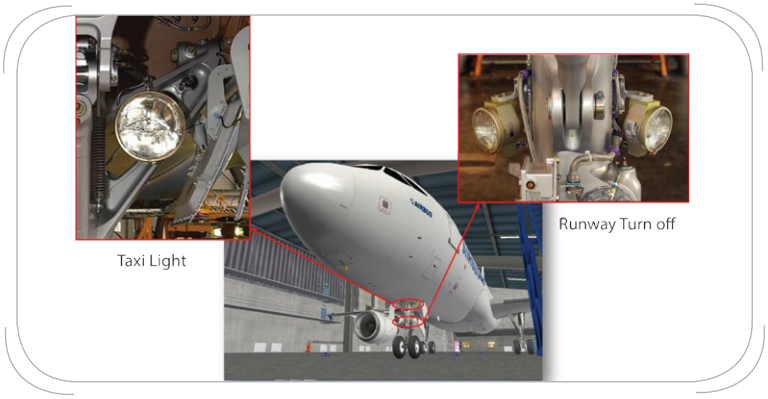
چراغ فرود (Landing Light)

این چراغ با هدف روشن نمودن باند پرواز، بطور عموم در قسمت ابتدایی بال و یا قسمت جلویی بدنه (همانند ارابه فرود) نصب می شود و پر توان‌ترین چراغ هواپیما به شمار می‌رود. (شکل۲–۱۰۱)

شکل ۲–۱۰۱چراغ فرود

چراغ خزش (Taxi Light)

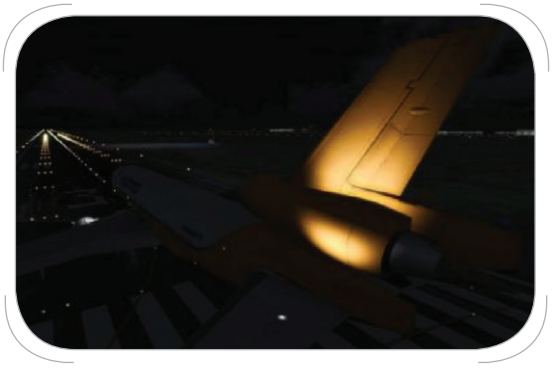
این چراغ گاهی به Runway Turn off Light هم شناخته می شود؛ اما در برخی هواپیماها نظیر A320 دو چراغ با هر دو عنوان بکار می روند. عموما در قسمت ابتدایی بال و یا ارابه فرود به منظور دید بهتر خلبان در عملیات زمینی، نصب می شود. (شکل ۲–۱۰۲)



شکل ۲-۱۰۲ چراغ‌های خزش و Runway Turnoff

روشنایی لوگو (Logo Illumination)

این چراغ به طور عموم با هدف تجاری و رویت علامت خط هوایی در شـــب روی THS نصب می شـــود. (شکل ۲-۱۰۳)



شکل۲-۱۰۳ چراغ رویت لوگو

سیستم جرقه‌زنی

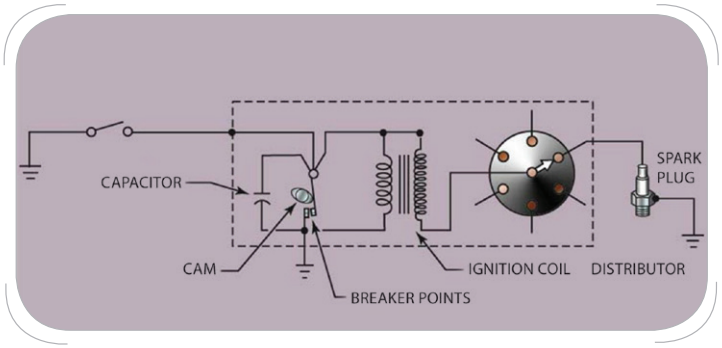
ابتدا به بررسی این سیستم در موتورهای پیستونی و سپس توربینی می‌پردازیم.

سیستم جرقه‌زنی به‌ویژه برای موتورهای پیستونی سیگنال زندگی به شمار می‌رود؛ چرا که روشن بودن موتور بستگی به عملکرد صحیح آن دارد، به همین دلیل FAA در Part ۲۱، دو الزام جدی برای این سیستم در موتورهای پیستونی (بنزینی) دارد:

۱- نیرو محرکه الکتریکی سیستم جرقه‌زنی باید از مابقی سیستم الکتریکی مجزا باشد.

۲- دو مجموعه از این سیستم باید روی هر موتور نصب باشد.

سیستم مرســـوم که در دنیای هوانوردی بیشترین کاربرد را دارد، به‌نام مگنتو (Magneto) شناخته می شود که قابلیت اطمینان آن در عمل به اثبات رسیده است.

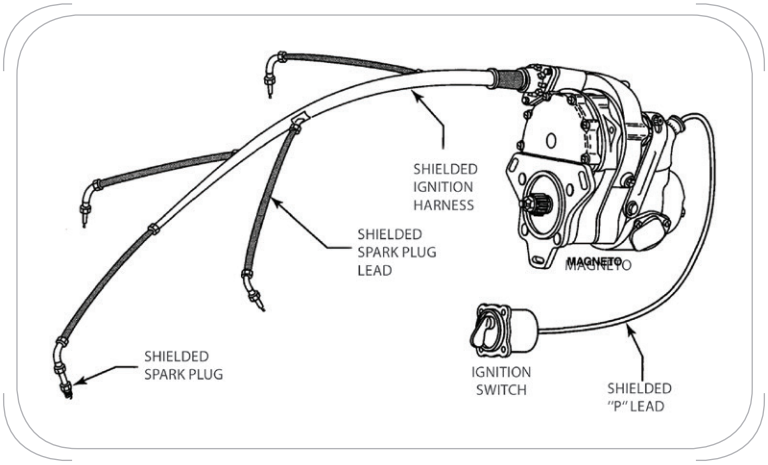


شکل۲-۱۰٤ شماتیک سیستم مگنتو

همانطور که در شکل۲-۱۰٤ شماتیک الکتریکی این سیستم دیده می شود، اساس عملکرد بدین ترتیب است: هرگاه در یک سیم‌پیچ نمودار جریان - زمان پیوسته باشد آنگاه نمودار ولتاژ-زمان کراندار [1] خواهد بود.

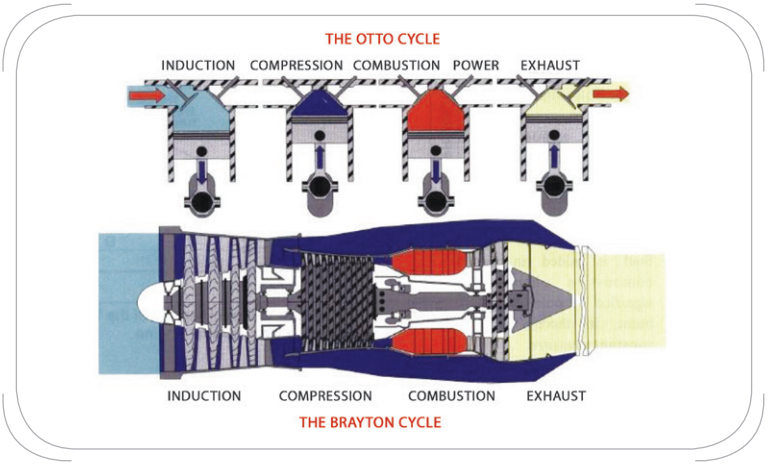
بنابراین می توان برداشت نمود اگر بوسیله یک کلید، ناگهان جریان عبوری از سیم‌پیچ را صفر کرد، اختلاف پتانسیل دو سر آن به بینهایت میل می کند. (نوعا چند ده هزار ولت) این ولتاژ می تواند باعث ایجاد جرقه در کلید شـــود. در صورتی که با کلید، خازنی موازی گردد و مسیری با مقاومت کمتر همانند شمع (Spark Plug) در سیلندر مهیا گردد؛ این جرقه در محل مورد نظر اتفاق می‌افتد. به صورت کلی عملکرد این سیستم را از نظر گذراندیم اما با توجه به شکل ۲ ۱۰٤عملکرد چند قطعه دیگر: کلید که به آن Breaker Point می‌گوییم باید در زمان‌هایی خاص باز و بسته شود بدین‌منظور از Cam Ring استفاده می‌کنیم که از طریق میل بادامک به میل‌لنگ متصل و به چرخش در می‌آید. با استفاده از ترانسفورمر، ولتاژ را افزایش داده و نوعا به KV ۲۰ می‌رسانیم. چکش برق یا همان Distributor نیز این ولتاژ را به‌ترتیب مطابق IgnitionOrder از طریق Ignition Harness و Spark Plug lead به Spark Plug مربوط به سیلندر می‌رساند. شکل ۲ ۱۰۵ قطعات اصلی این سیستم را نمایش می‌دهد؛ شایان ذکر است این سیستم یکی از اصلی‌ترین منابع نویز الکتریکی در هواگردهایی با موتور پیستونی به‌شمار می‌رود بنابراین همانطور که ملاحظه می شود تمام قسمت ها Shield شده، و از این طریق نویز گراند می شود.

۱- بدین معنا که ولتاژ همواره مقدار محدودی دارد.



شکل۲-۱۰۵ قطعات اصلی سیستم Magneto

در سیستم جرق‌زنی موتورهای توربینی، یک تفاوت اساسی با نوع پیستونی وجود دارد: تنها در لحظه راه اندازی موتور توربینی نیاز به جرقه داریم زیرا ٤ مرحله مکش، تراکم، احتراق، و تخلیه در موتورهای پیستونی به ترتیب ولی در موتورهای توربینی همزمان در بخش‌های مختلف موتور انجام می شود. (شکل ۲-۱۰٦)



شکل۲-۱۰٦ مقایسه سیکل موتورهای پیستونی و توربینی

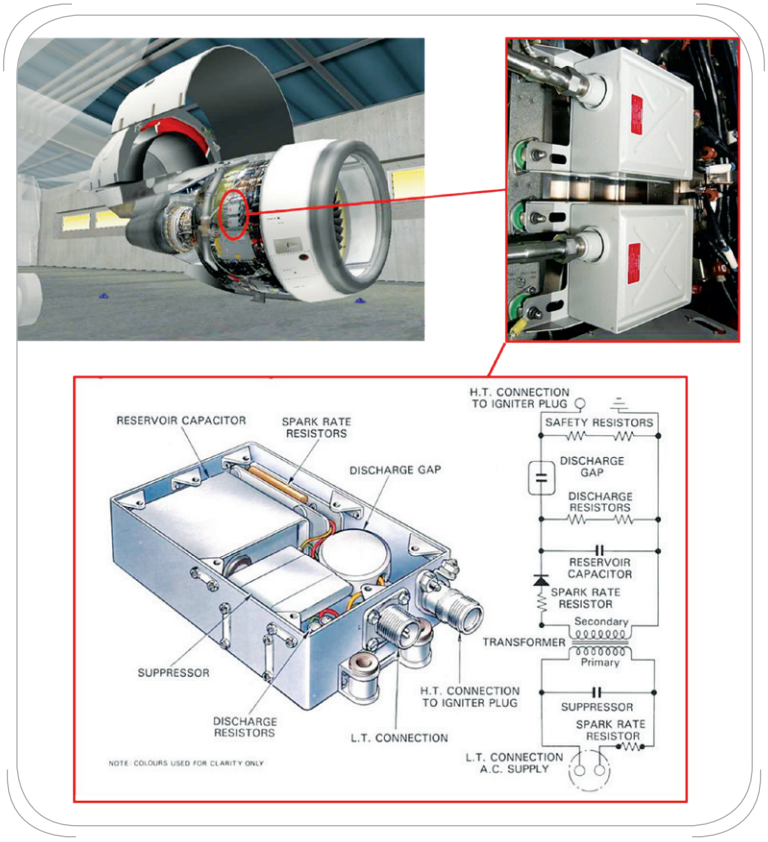
پس در شرایط عادی، در محفظه احتراق (Combustion Chamber) موتور توربینی همواره شعله وجود دارد. اما این بدین معنا نیست که تنها در لحظات استارت این سیستم روشن باشد. هنگامی که بیم خاموش شدن موتور (Flame–out) می‌رود و یا در فازهای حساس پرواز مانند برخاستن، این سیستم بطور معمول در حالت نیم–توان

استفاده می شود. همانند موتورهای پیستونی در اینجا نیز هر موتور با دو سیستم مجهز می‌گردد.

سیستم جرقه‌زنی اکثر موتورهای توربینی بر اساس تخلیه خازن است و از سه قسمت ذیل تشکیل شده است:

- Transformer, or Exciter
- Ignition Lead
- Igniter Unit

این سیســـتم در دو نوع Low Tension و High Tension یافت می شود که ورودی نوع اول ۲۸ VDC و ورودی نوع دوم ۱۱۵ VAC می باشد. اما به هر حال جرقه‌ای با انرژی نسبتا زیاد، نوعا ۲۰ ژول، ایجاد می کند که جریانی معادل ۲۰۰۰ A دارد. (شکل۲-۱۰۷)

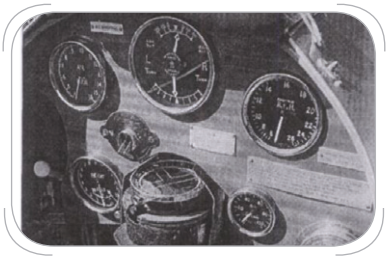


شکل ۲-۱۰۷ سیستم جرقه‌زنی موتورهای توربینی

در حوزه مصرف کننده‌های الکتریکی، سیستم های دیگری مانند Engine Starting، Ice and Rain Proteciton و ... را می توان بررسی کرد که در حوصله این کتاب نمی‌گنجد.

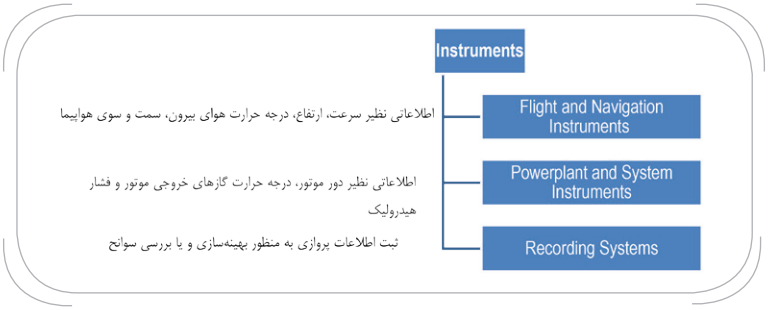
بخش پنجم آلات دقیق (Instruments)

پرواز ایمن در یک جمله یعنی آگاهی و کنترل خلبان درخصوص کلیه شرایطی است که در سناریوی پرواز در حال وقوع می باشد. این بدین معناست که خلبان به اطلاعات زیادی نیاز دارد که همگی آنها باید در صفحه مقابل او نمایش داده شود. بنابراین آلات دقیق عملکردی حیاتی دارند که خلبان به اعتبار و با اعتماد به آنها پرواز می کند. سابقه آلات دقیق را باید در اولین پروازهای کور (IFR) جستجو کرد زمانی که ژنرال دولیتل (Doolittle) در سال ۱۹۲۹ اولین پرواز کور را ثبت کرد؛ بنابراین ورود جدی آلات دقیق در هوانوردی را می توان در اواسط دهه ۲۰ میلادی دانست.



شکل ۲-۱۰۸ پانل آلات دقیق در یک هواپیمای اولیه

آلات دقیق را می توان در ۳ گروه طبقه بندی کرد:



همانطور که در شکل۲-۱۰۹ نیز دیده می شود، در هواپیماهای کلاسیک تعداد آلات دقیق بسیار زیاد بود تا آنجا که در دهه ۷۰ میلادی به اوج خود رسید و خدمه پروازی به تنهایی نمی توانستند تمامی آنها را تحت کنترل بگیرند بنابراین یک نفر تحت عنوان مهندس پرواز به کادر اضافه شد. اما امروزه در هواپیماهای پیشرفته سه دلیل زیر باعث شد تا تعداد آلات دقیق مجزا به فراموشی سپرده شود:

- پیشرفت چشمگیر کامپیوترها در امر کنترل و نظارت سیستم ها.
- رویکرد جدید مدیریت دانش مبتنی بر در اختیار گذاشتن اطلاعات، هنگام نیاز. بدین‌ترتیب این سوال

مطرح شد که آیا خلبان در کل طول پرواز به تمامی شاخص ها احتیاج دارد؟ مسلما پاسخ منفی بود بنابراین در این صنعت نیز نمایش اطلاعات در زمان نیاز خلبان پیاده‌سازی شد.

• نمایشگرهای چند منظوره با استفاده از فناوری LCD امکان نمایش شاخص های مختلف را فراهم نمودند.

شکل۲-۱۰۹ آلات دقیق در یک هواپیمای پیشرفته و کلاسیک

فرآیندهای جاری در نظام آلات دقیق

در نگاه فرآیند محور می توان کلیه آلات دقیق را به صورت مراحل مذکور در شـــکل۲-۱۱۰ بررسی کرد. این فرآیندها مراحلی هستند که در هر یک از نشانگر وجود دارد.

شکل۲-۱۱۰ چهار فرآیند اصلی در آلات دقیق

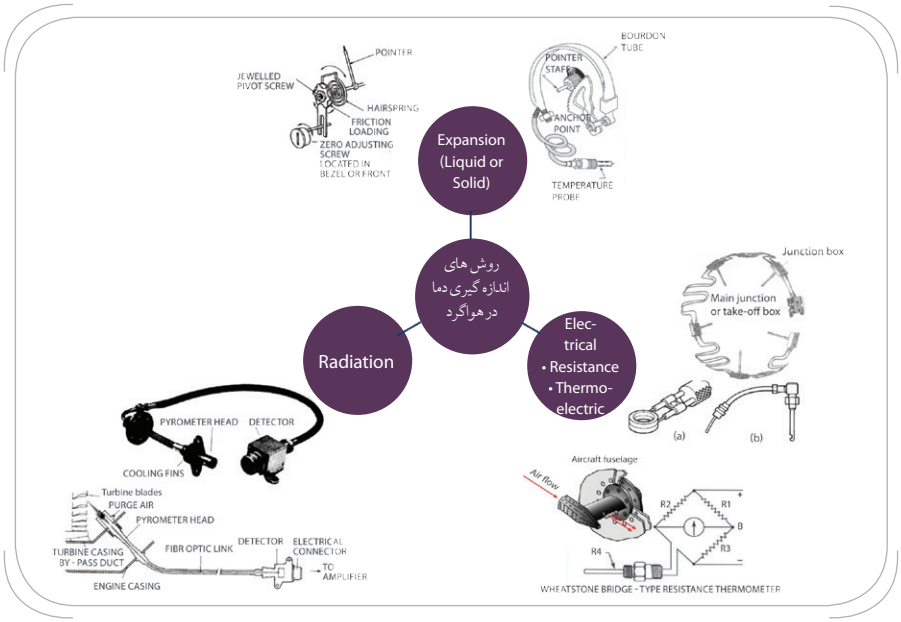
فرآیند نخست : اندازه‌گیری شاخص های هواگرد

در این بخش تنها به معرفی اجمالی حساسه ها می‌پردازیم. اصولاً شاخص های لازم جهت اندازه‌گیری در یک هواگرد را می توان در ۱۰ دسته جای داد که هریک و مثال‌های مرتبط با آن در شکل۲-۱۱۱ آمده است.

شکل ۲-۱۱۱ انواع حساسه در هواگردها

اندازه‌گیری دما

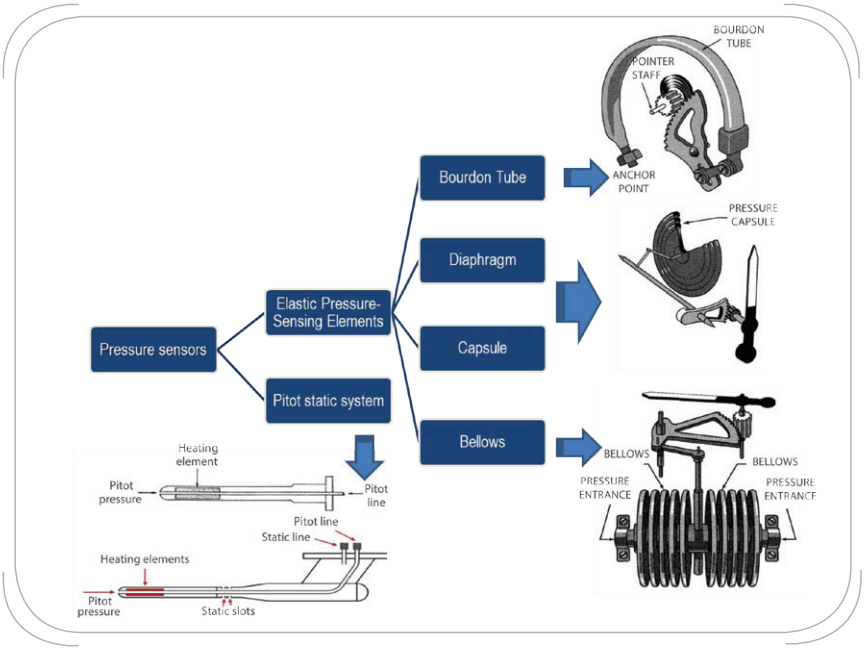
اندازه‌گیری دما در هواگرد که تعداد سنسور نسبتا زیادی در جای‌جای هواگرد با هدف اندازه‌گیری دماهای مختلف دارد؛ عموما از ۳ طریق شکل ۲-۱۱۲ انجام می شود.



شکل۲-۱۱۲ روش‌های اندازه‌گیری دما در هواگردها

اندازه‌گیری فشار

فشار شاخص های مختلف در هواگرد بطور معمول به وسیله روش‌های شکل ۲-۱۱۳اندازه‌گیری می شود.

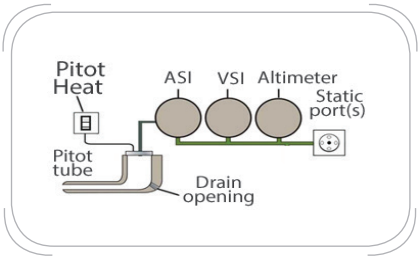


شکل۲-۱۱۳ اندازه‌گیری فشار در هواگردها

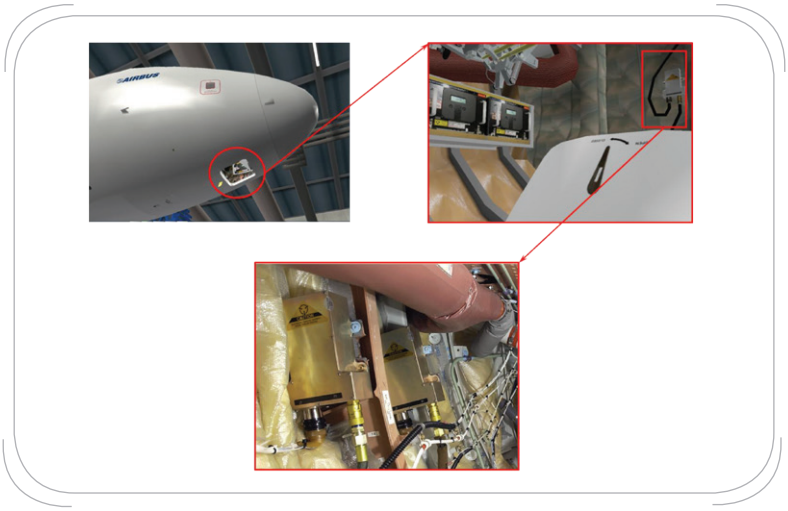
یکی از مهمترین شـــاخص هایی که بدون آن‌ها تقریبا ناوبری و پرواز ایمن غیر ممکن بود؛ اندازه گیری فشار اســـتاتیک و دینامیک هوایی اســـت که هواگرد در آن پرواز می کند، چرا که بواسطه آن‌ها محاسبه سرعت (Air Speed) و ارتفاع ممکن می شـــود. همانطور که در شکل ۲-۱۱٤ مشاهده می شود سنسورهای Pitot و Static به‌ترتیب فشارهای دینامیک[1] و استاتیک را اندازه‌گیری می‌کنند. فشار اندازه‌گیری شده توسط این سنسورها در هواگرد بوسیله لوله به صفحه آلات دقیق منتقل می‌شد. این امر مشکلات زیادی در تعمیر و نگهداری و در نهایت در قابلیت اطمینان سیستم به‌جا می‌گذاشت؛ بنابراین در اویونیک پیشرفته، روش‌هایی نظیر استفاده از ADM [2] ظهور کرد که بواسطه آن مقادیر فشار بلافاصله بعد از حساسه های Pitot و Static به سیگنال الکتریکی تبدیل و سپس منتقل می‌شوند. (شکل ۲-۱۱۵)

۱-البته اندازه‌گیری فشار دینامیک توسط Pitot یک اشتباه مصطلح است زیرا در حقیقت این سنسور فشار کل را اندازه‌گیری می کند و اختلاف آن از فشار استاتیک در حقیقت فشار دینامیک را بدست می‌آورد که تابع سرعت هواگردست.

2-Air Data Module



شکل ۲-۱۱٤ اندازه‌گیری فشار استاتیک و دینامیک



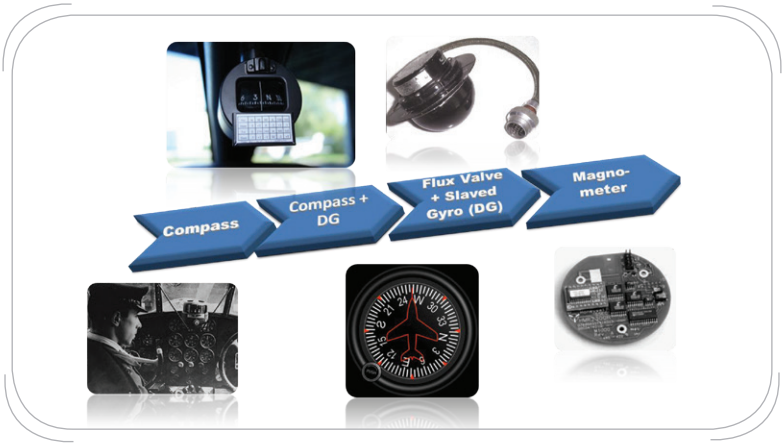
شکل۲-۱۱۵ ADM در A320

اندازه‌گیری HDG[1] هواگرد

این شاخص در ناوبری از اهمیت بسیار ویژه‌ای برخوردار است. تمامی روش‌های اندازه‌گیری آن بر مبنای میدان مغناطیسی زمین است. سیر تکامل اندازه‌گیری HDG در شکل ۱۱٦۲ رویت می شود. در ابتدا معیار، تنها قطب‌نما برای خلبانان بود که خود همراه با خطاهای زیادی از جمله نوسان، تاثیرپذیری از سیستم های هواگرد، حرکت هنگام گردش هواگرد و ... می‌شد. کمی بعد، از جایرو بهره گرفته شد که خود باید در فواصل زمانی معین توسط خلبان و با توجه به قطب‌نما تنظیم می‌شد؛ اما کمی بعد این تنظیم با کمک Flux Valve[2] به صورت خودکار انجام می گرفت. این قطعه در حقیقت سنسوری است مغناطیسی که جهت میدان زمین را تشخیص می‌دهد و با توجه به حساسیت آن در جایی مانند نوک بال و قسمت انتهایی هواگرد، جایی که کمترین میزان تداخل الکترومغناطیس را دارد؛ نصب می‌گردد. به تازگی این قطعه نیز جای خود را به نوع مبتنی بر IC به‌نام مگنومیتر (Magnometer) داده است.

1-Heading

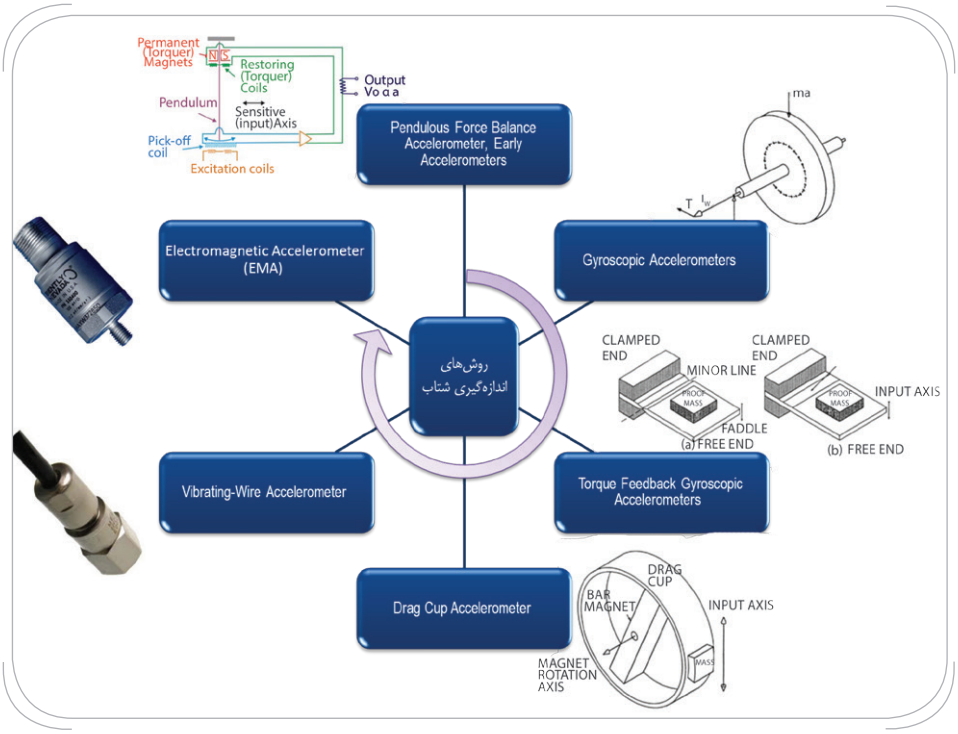
۲-به Flux Gate نیز شناخته می شود.



شکل ۲–۱۱۶ سیر تکامل اندازه‌گیری HDG

اندازه‌گیری شتاب وارده بر هواگرد

در ناوبری مبتنی بر اینرسی، آگاهی از شتاب وارده بر هواگرد در هر لحظه؛ اساس کار را تشکیل می‌دهد. کاربرد شتاب تنها در ناوبری نبوده و در آلات دقیق و همچنین سیستم های تسلیح هواگرد به‌شدت مورد نیاز می باشد. به هر حال بطور معمول طی ٦ روش می توان شتاب‌سنجی کرد که در شکل ۲–۱۱۷ آورده شده است.

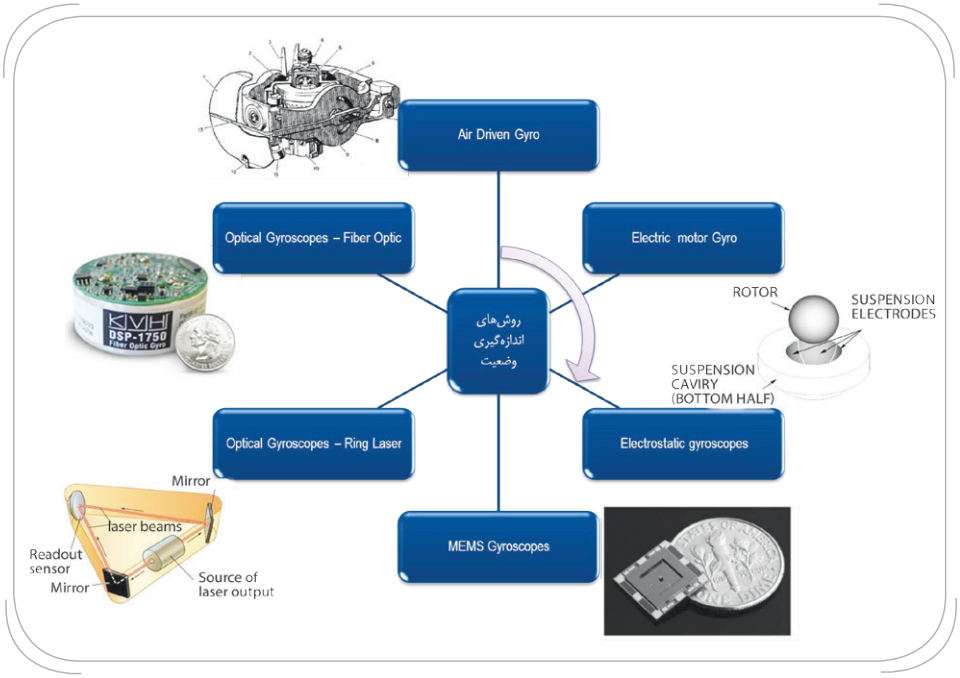


شکل۲–۱۱۷ روش‌های اندازه‌گیری شتاب در هواگردها

اندازه‌گیری وضعیت (Attitude)

همواره در اویونیک وضعیت (Attitude) ما را به‌یاد جایرو می‌اندازد. منظور از واژه وضعیت Attitude، زوایای تاب گردی Pitch و غلت Roll هواگرد می باشد. به زاویه جابجایی هواگرد حول محور عرضی هواپیما، Pitch و به زاویه جابجایی هواگرد حول محور طولی هواپیما، Roll گویند.

اندازه گیری این زوایا به یکی از ٦ روش شکل ۲–۱۱۸ امکان پذیر است.



شکل۲–۱۱۸ روش‌های اندازه‌گیری وضعیت در هواگردها

اندازه‌گیری زاویه حمله (AOA[1])

اندازه گیری زاویه حمله بمنظور پیش گیری از ورود هواگرد به حالت واماندگی (Stall) و قرارگرفتن در شرایط Protection Flight Envelope اهمیت بسزایی دارد. بطورمعمول این شاخص بوسیله روش Vane و یا Differen-tial Pressure Tube اندازه‌گیری می شود.

1-Angle of Attack

شکل ۲-۱۱۹ حساسه AOA در A320

اندازه‌گیری سایر شاخص ها

اندازه‌گیری مقدار سوخت بطور معمول با حساسه های خازنی انجام می‌گیرد، به‌طوریکه تغییر ارتفاع سوخت به‌عنوان دی‌الکتریک، مشخصه‌های خازن را تحت تاثیر قرار داده و بدین‌ترتیب مقدار سوخت قابل اندازگیری می شود.

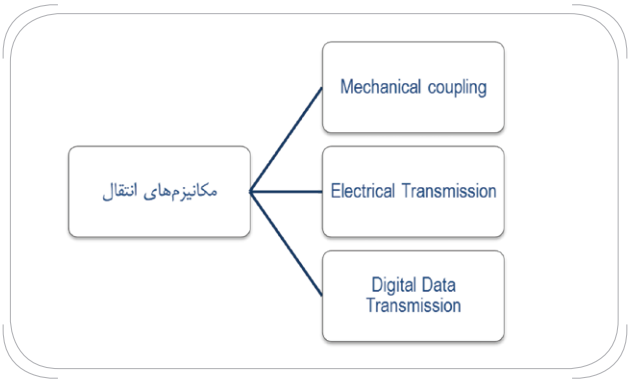
اندازه‌گیری دور موتور نیز عموما به دو روش انجام می‌گیرد:

- Generator and Indicator
- Tacho Probe and Indicator

موقعیت المان‌های مختلف نظیر در، ارابه فرود و ... نیز عموما بواسطه Proximately Switch در نظر گرفته می شود.

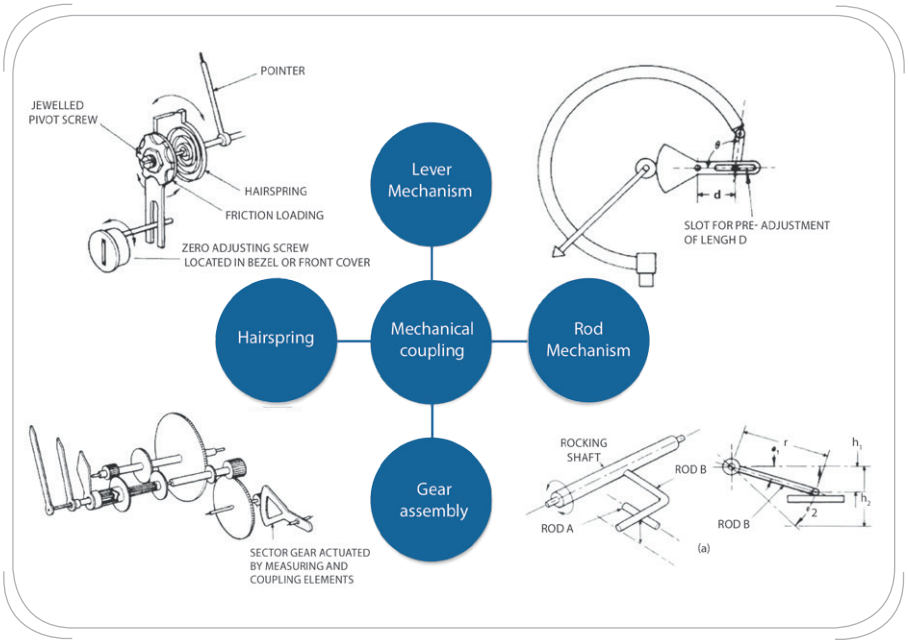
دومین فرآیند: انتقال اطلاعات

مکانیزم‌های انتقال مکانیکی در هواگردهای کوچک کاربرد دارند اما از همان روزهای نخست پرواز همزمان با ساخت هواگردهای بزرگتر؛ با توجه به اینکه محل نمایش شاخص بطور معمول از محل اندازه‌گیری فاصله زیادی داشت، بحث انتقال اطلاعات در قالب سیگنال از جایگاه ویژه‌ای برخوردار بود. به صورت کلی مکانیزم‌های مختلف انتقال در شکل ۲-۱۲۰ بیان شده است.



شکل۲-۱۲۰ انتقال اطلاعات در آلات دقیق

تاکید خاصی بر انتقال به روش مکانیکی نداریم اما به‌هر حال روش‌های شکل۲-۱۲۱ قابل مشاهده می باشد. این روش‌ها در اویونیک کلاسیک مطرح بود، به‌ویژه جایی که اندازه‌گیری از نمایش فاصله زیادی نداشت. تاکید اصلی بر روش‌های الکتریکی و انتقال دیجیتال اطلاعات است که در اویونیک پیشرفته جایگاه خود را تثبیت کرده است.

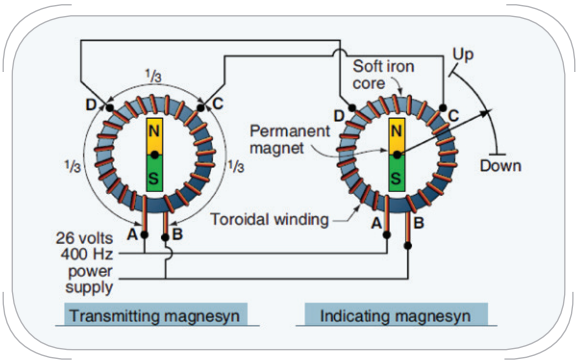


شکل ۲-۱۲۱ روش‌های انتقال اطلاعات به صورت مکانیکی

روش‌های الکتریکی انتقال اطلاعات

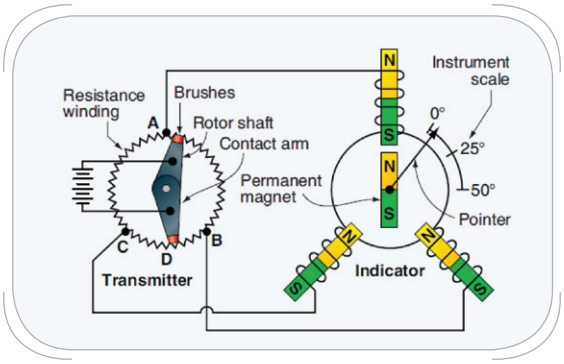
فرض کنید سنسـور اندازه‌گیری فشار روغن در خط قرار گرفته، این سنسـور در شکل اولیه Bourdon Tube است که فشار روغن باعث باز شدن هلال آن می شود. این حرکت باید با فاصله‌ای نسبتا دور در عقربه نشانگر شبیه‌سازی شود. سه روش الکتریکی به ترتیب و در یک سیر تکامل استفاده می شد.

اولین روش Magnesynn نام گرفت که مطابق شکل۲-۱۲۲ از ترکیب سیم‌پیچ و آهنربا بهره می‌برد.



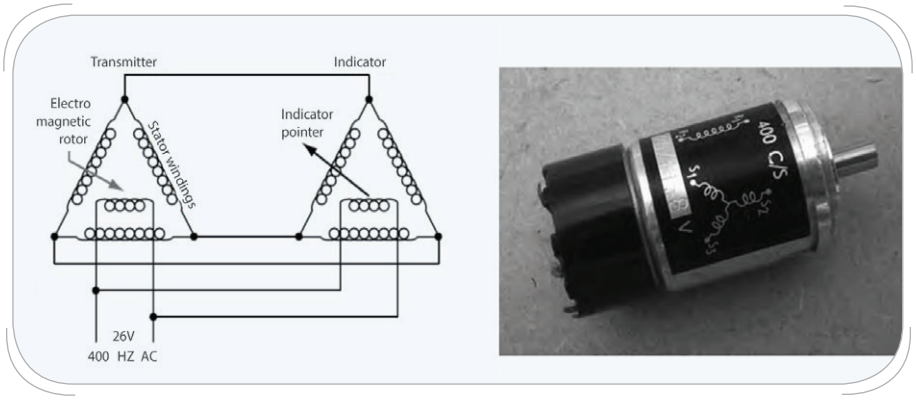
شکل۲-۱۲۲ انتقال اطلاعات به کمک Magnesyn

بدلیل تغییر قدرت میدان مغناطیسی آهنربا، Magnesyn از دقت خوبی برخوردار نبود، بنابراین روش بعدی با نام Desynn پا به عرصه نهاد که عملا یک آهنربا حذف شده بود. (شکل۲-۱۲۳)



شکل ۲-۱۲۳ انتقال اطلاعات به کمک Desynn

تکامل نهایی در Autosyn رخ داد که به طور کلی آهنربا در آن حذف گردید. این روش از چنان دقت و قابلیت اطمینانی برخوردار است که تا کنون هر جایی در هواگرد که بحث انتقال آنالوگ مطرح باشد، بدون شک از آن استفاده می شود. ARINC 407 سند بسیار ارزشمندی است که به طور کامل این روش انتقال را تشریح می کند. (شکل۲-۱۲٤)



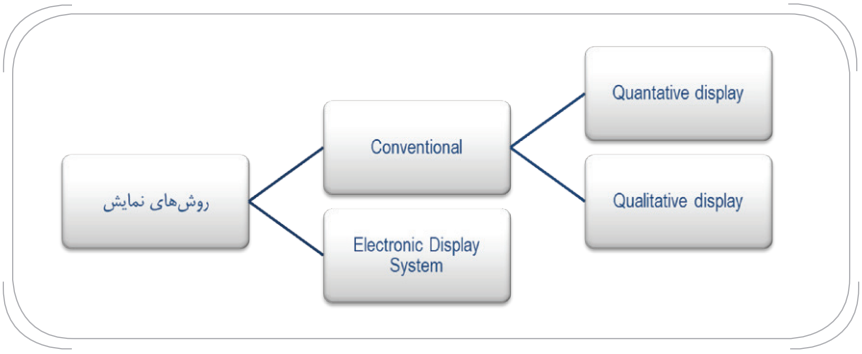
شکل ۲-۱۲٤ انتقال اطلاعات به صورت Autosyn

انتقال اطلاعات به روش دیجیتال

انتقال اطلاعات به صورت دیجیتال در بخش سیستم باز (Open System)، معماری به تفصیل بحث خواهد شد؛ اما این روش بدون شک اصطلاح دیتاباس یا همان مسیر مشترک عبور اطلاعات را تداعی می کند. در حقیقت دیتاباس بزرگترین تحولی است که در معماری اویونیک حادث شد.

چهارمین فرآیند: نمایش اطلاعات

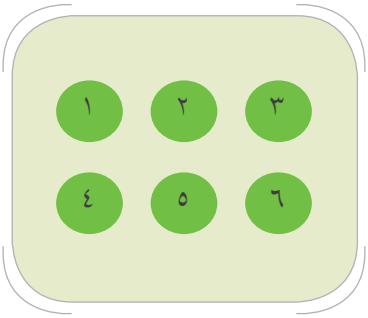
نمایش اطلاعات را می توان به دو شکل سنتی و پیشرفته تقسیم‌بندی کرد. در نمایش سنتی از نمایشگرهایی استفاده می‌کنیم که دو ویژگی غالب دارند، اول آنکه عموما از مکانیزم‌های مکانیکی استفاده می‌کنند و دوم آنکه از فلسفه نمایش مشترک اطلاعات کمتر بهره می‌گیرند. (شکل ۲-۱۲۵)



شکل ۲-۱۲۵ روش‌های نمایش اطلاعات در آلات دقیق

اما عکس این دو ویژگی در سیستم نمایش الکترونیکی اتفاق می‌افتد یعنی بهره‌گیری از فرآیند AMLCD به منظور نمایش مشترک اطلاعات. در اویونیک گذار از سیستم سنتی به جدید در نمایش دفعی حادث نشد و خود دارای سیر تکاملی است که در شکل۲-۱۲۸ نمایش داده شده است. با ورود آلات دقیق به دنیای هوانوردی از همان روزهای نخست افزایش نشانگرها از میزان نسبتا زیادی برخوردار بود تا آنجا که استانداردسازی در چیدمانی بطور کامل احســـاس شد. بنابراین اولین چیدمانی استاندارد Basic 6 نام گرفت که طی آن شش نشانگر اصلی مطابق شکل ۲-۱۲۶ در کنار هم قرار می‌گرفتند این نشانگرها عبارت بودند از:

- نشانگر سرعت نسبی هواگرد در هوا (ASI [1])
- نشانگر افق (Gyro Horizon)
- نشانگر میزان صعود و نزول (VSI[2])
- ارتفاع‌سنج (Altimeter)
- نشانگر سمت(Direction Indicator)
- نشانگر زاویه پهلوگردی(Bank) و میزان گردش(Turn and Bank Indicator)



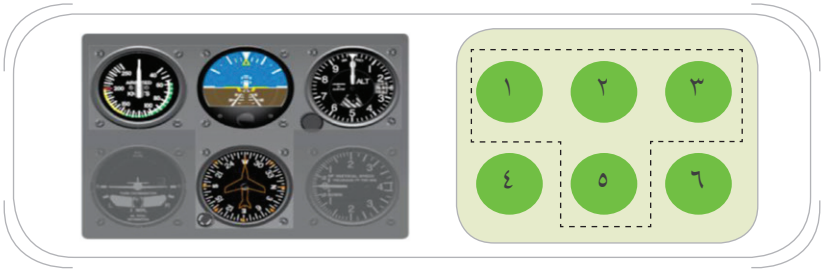
شکل ۲-۱۲۶ چیدمانی به صورت Basic 6

در یـــک اقدام تکاملی نشـــانگر افق تبدیل به نمایشـــگر چند منظـــوره ADI [3] شـــد. در ADI امکان دریافت سیگنال های راهنما از سیستم Flight Director و نمایش آنها در Command Bars مهیا شد. (این مبحث در بخش کنترل اتوماتیک پرواز شرح داده شده است). همچنین یکی از نشانگرهای سیستم ناوبری VOR به نام CDI که تا آن زمان امکان نمایش HD6 را نداشت دستخوش تغییرات جالبی شد، مجموعه داخلی CDI به چرخش درآمد.

1-Airspeed Indicator
2-Vertical Speed Indicator
3-Attitude Director Indicator

بدین ترتیب HD6 هم قابلیت نمایش پیدا کرد. این نشـــانگر جدیـــد HSI [1] نام گرفت. بدین‌ترتیب چیدمانی جدیدتری با عنوان Basic T مطرح شد که دارای ترتیب شکل ۲-۱۲۷ بود.

- ASI
- ADI
- Altimeter
- نمایشگر مشترک مربوط به سیستم ناوبری ADF و VOR که به RMI [2] معروف است.
- HSI
- VSI



شکل ۲-۱۲۷ چیدمانی به صورت Basic T

در گام بعـــدی ADI و HSI جای خود را به انواع الکترونیکی یعنی EADI [3] و EHSI [4] دادند این حرکت مقدمه‌ای برای ورود به سیستم نمایش الکترونیکی بوده است.

EHSI با قابلیت‌های بیشتر تبدیل به ND [5] و EADI به PFD [6] شد و تکامل یافت این مجموعه به EFIS [7] شهرت گرفت. از طرف دیگر نشانگرهای موتور و سیستم نیز به صورت مشابه تبدیل به دو نمایشگر چند منظوره شدند که ایرباس به آن ECAM [8] و بوئینگ به آن EICAS [9] می‌گوید. در آغاز بهره‌گیری از این فناوری، قابلیت اطمینان و اثبات میزان خرابی هنوز ایمنی دنیای هوانوردی را در بالاترین سطح ممکن اغنا نمی‌کرد؛ بنابراین نشانگرهای حیاتی نظیر ADI تنها به عنوان پشتیبان به صورت مکانیکی باقی ماندند. به نوع آرایش کابین شیشه ای (Glass Cockpit) گفته می شود. اما کمی بعد این فناوری توانست در بالاترین سطح، رضایت ایمنی را جلب کند، بنابراین آن نشانگر مکانیکی نیز حذف شـــد. در این خصوص از اصطلاح کابین کاملا شیشه ای (Full Glass Cockpit)

1-Horizontal Situation Indicator
2-Radio Magnetic Indicator
3-Electronic Attitude Director Indicator
4-Electronic Horizontal Situation Indicator
5-Navigation Display
6-Primary Flight Display
7-Electronic Flight Instrument System
8-Electronic Centralized Aircraft Monitoring
9-Engine Indication and Crew Alert System

استفاده شد؛ جزئیات این فناوری در بخش‌های آتی شرح داده شده است.

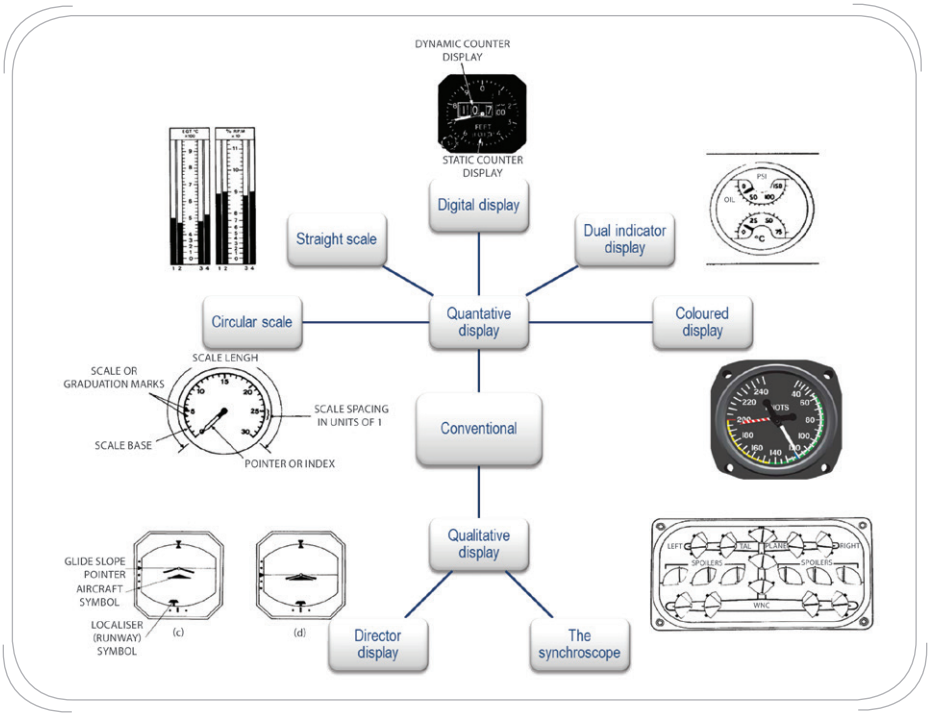
شکل ۲–۱۲۸ سیر تکامل تکنیک‌های نمایش در آلات دقیق

نکته طراحی

۱. در پروژه‌های باز طراحی که کارفرما تاکید بر حفظ شمای مکانیکی نشانگر دارد؛ اســـتفاده از مکانیزم Synchro معقول به نظر نمی‌رسد. بنابراین پیشنهاد می شود از ICهای مبدل ARINC 407 به سیگنال دیجیتال استفاده کرده و یک سرومکانیزم دیجیتال طراحی شود. بزرگترین مزیت این معماری زمانی بروز می کند که در هنگام برخی آزمون های محیطی با تغییر شاخص، در لحظه می توان نتیجه مطلوب گرفت!

۲. در این پروژه‌ها بطور معمول به‌عنوان آزمایشگر، نیازمند مبدل دیجیتال به ARINC 407 نیز هستیم. یک روش اتصال یک موتور به Synchro Transmitter است که کنترل موتور با استفاده از یک نرم‌افزار انجام می شود.

در بررسی دقیق‌تر نمایشگرهای مکانیکی می توان از طبقه‌بندی شکل۲-۱۲۹ استفاده کرد که انواع روش‌های نمایش اطلاعات را نشـــان می‌دهد. در ســـاخت این نوع نشـــانگرها مکانیزم Synchro تقریبـــا در اکثر موارد دیده می شود.



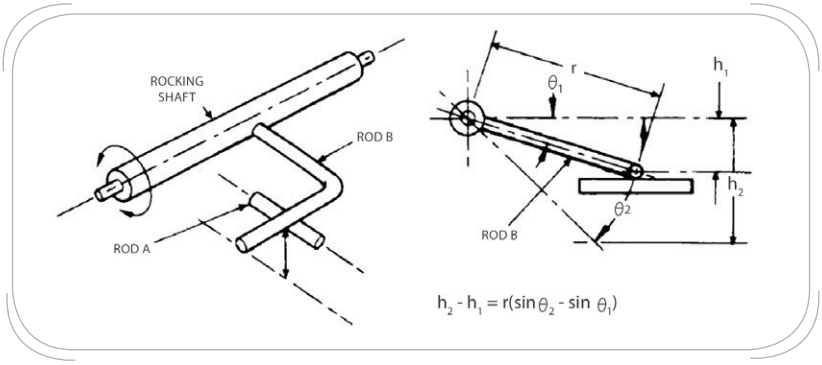
شکل۲-۱۲۹ روش‌های کلاسیک در نمایش اطلاعات

سومین فرآیند: پردازش اطلاعات

از همان روزهای اول حتی در نشانگرهای مکانیکی هم پردازش اهمیت بسزایی داشت؛ تبدیل فشار استاتیک و دینامیک هوا به سرعت و محاسبه ارتفاع از فشار استاتیک به همراه تصحیحات لازم، بخشی از محاسبات است که باید صورت می‌پذیرفت. برای مثال در محاسبه سرعت داریم:

$$V=\frac{\sqrt{2(\text{Pitot Pressure-Static Port Pressure})}}{\rho}$$

در نشـــانگرهای مکانیکی پـــردازش اطلاعات برابر بود با پیاده‌ســـازی یک یا چند رابطـــه ریاضی که عملا بوســـیله ادوات مکانیکـــی مانند فنر و اهرم انجام می‌شـــد. یک نمونه از ایجاد رابطـــه ریاضی به کمک اهرم در شکل۲-۱۳۰دیده می شود.



شکل۲-۱۳۰ محاسبات در آلات دقیق به کمک روابط ریاضی حاکم در اهرم‌ها

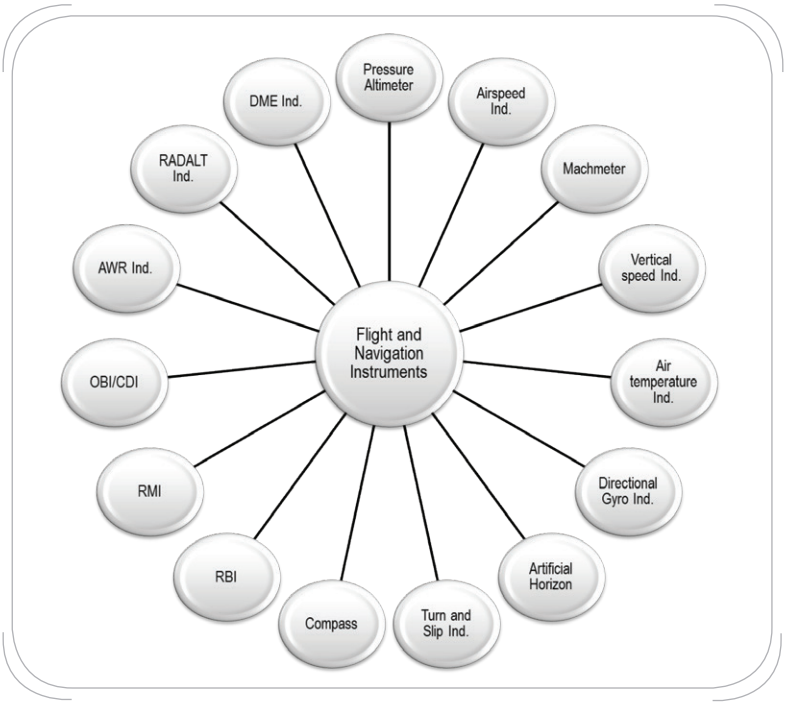
با کمی پیشرفت و بهره‌گیری از سیگنال‌های الکتریکی به شکل سینکرو، برخی محاسبات نیز در آن‌ها امکان‌پذیر شد. محاسباتی نظیر تبدیل مختصات دکارتی به قطبی و بالعکس از جمله مواردی بودند که در برخی سینکروها قابلیت انجام داشتند. در سیستم نمایش الکترونیکی، تمامی این محاسبات به صورت نرم‌افزاری و در کامپیوترها انجام می شود.

انواع نشانگرها

همانطور که در ابتدای بخش به آن اشـــاره شـــد؛ کلیه نشـــانگرها را مـــی توان در دو گروه پـــرواز و ناوبری (Flight and Navigation) و موتور و سیســـتم (Powerplant and system) جای داد، که در اویونیک کلاسیک هریک از نشانگرها به صورت منفصل و مستقل از هم مطرح هستند، ولی در اویونیک پیشرفته به صورت ترکیبی و مشترک ظاهر می‌شوند. بنابراین ما نیز در اینجا ابتدا تفکر کلاسیک را دنبال کرده و سپس به معماری جدید می‌رسیم.

نشانگرهای پرواز و ناوبری (Flight and Navigation)

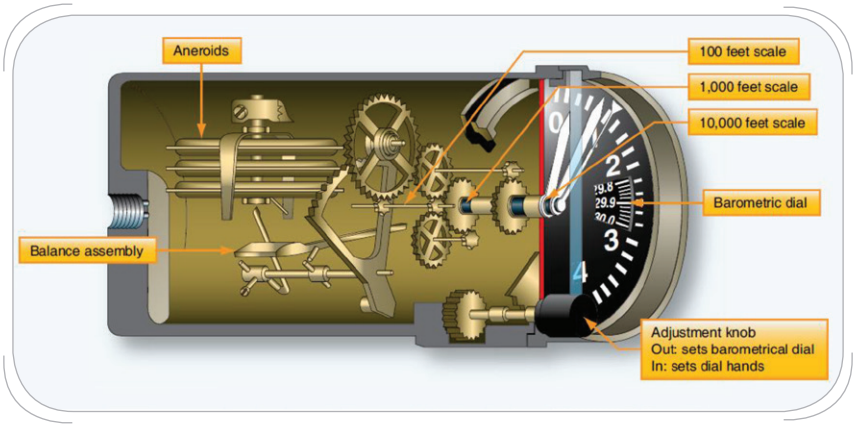
انواع نمایشگرهایی که اطلاعات ناوبری و پروازی را در اختیار خلبان می‌گذارند در شکل۲-۱۳۱ دیده می شوند. در بخش‌های بعدی به شرح مختصری از هریک می‌پردازیم.



شکل ۲-۱۳۱ انواع نمایشگرهای پروازی و ناوبری

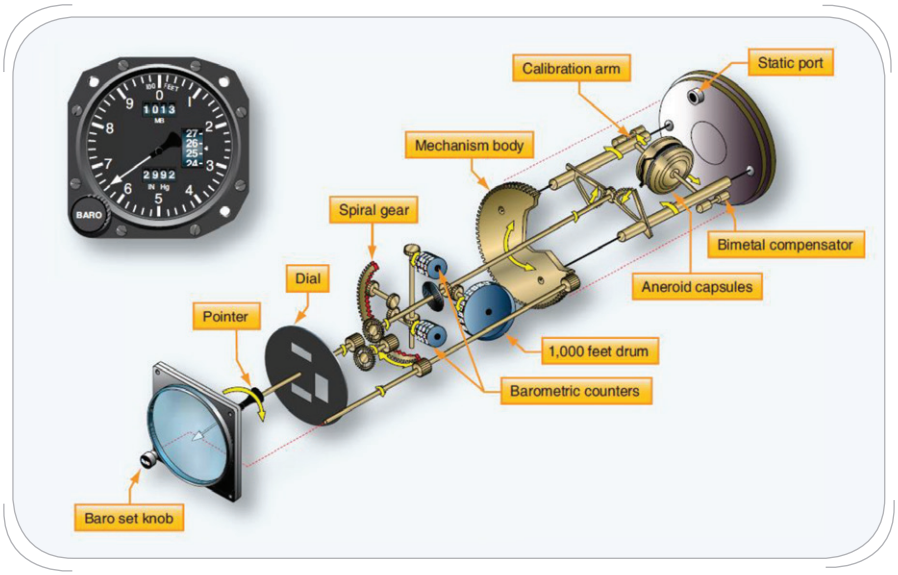
ارتفاع‌سنج (Pressure Altimeter)

با توجه به اینکه ارتفاع از سطح دریا با فشار استاتیک رابطه عکس دارد، این نشانگر در شکل ساده از یک Anroid Capsule یا کپسول تخلیه شده از هوا استفاده کرده و فشار استاتیک را به شکل ارتفاع محاسبه و نشان می‌دهد. (شکل۲-۱۳۲)



شکل۲-۱۳۲ مکانیزم ساده شده ارتفاع‌سنج

اما در عمل اصلاحاتی باید انجام شـــود که ساختار آن‌را پیچیده‌تر می کند. نمونه این اصلاحات مهم، تصحیح دمایی است. (شکل۲-۱۳۳)



شکل۲-۱۳۳ ساختار کامل‌تر ارتفاع‌سنج همراه با تصحیح دمایی

همواره در ارتفاع‌ســـنج‌های فشـــاری، ارتفاع به صورت نسبی بدست می‌آید یعنی ارتفاع از یک سطح مرجع؛ بنابراین در اکثر ارتفاع‌سنج‌ها پیچی وجود دارد که به Baro Knob معروف است و بوسیله آن می توان فشار مرجع را در Kollsman Window تغییر داد. اصولاً سه نوع سطح مرجع تعریف می شود که با سه کد شناخته می شود. این کدها در مکالمات بین خلبان و برج کاربرد فراوان دارد و عبارتند از QNH، QNE و QFE

QNE Code

ارتفاع از سطح دریاهای آزاد در شرایط استاندارد است. بنابراین خلبان، فشار ۱۰۱۳ میلی‌بار را تنظیم می کند. کاربرد این کد نیز نوعا در ارتفاع بالای ۱۸۰۰۰ پاست، زیرا از این ارتفاع به بعد، فاصله هواپیما از سطح زمین خیلی مطرح نیست بلکه حفظ فاصله عمودی هواپیماها از هم اهمیت ویژه‌ای دارد، بنابراین تمام هواپیماها باید یک سطح مرجع را در نظر بگیرند.

QNH Code

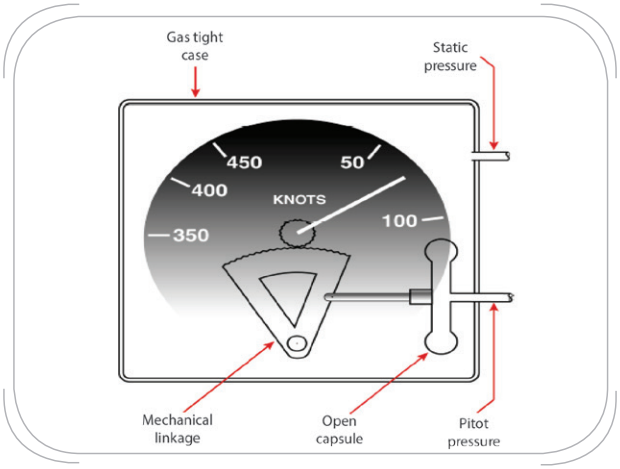
ارتفاع از سطح دریاهای آزاد در شرایط غیر استاندارد است. بدین معنا که فشار تصحیح شده به خلبان اعلام می شود؛ بنابراین با تنظیم این فشار در ارتفاع‌سنج، هنگام نشستن، ارتفاع فرودگاه از سطح دریا باید مشاهده شود.

QFE Code

فشار مرجع، فشار سطح زمین (برای مثال سطح باند فرودگاه) است. بنابراین هنگام فرود ارتفاع‌سنج باید عدد صفر را نمایش دهد.

سرعت‌سنج (ASI[1])

محاسبه سرعت نسبی هواگرد در هوا، بر اساس اختلاف بین فشار استاتیک از فشار کل که فشار دینامیک خواهد بود، انجام می شود. بنابراین مطابق شکل ۲-۱۳٤ فشار کل وارد دیافراگم و فشار استاتیک اطراف دیافراگم را در بر می‌گیرد.



شکل ۲-۱۳٤ مکانیزم ساده شده در سرعت‌سنج

در محاسبه سرعت واقعی نیز اصلاحات زیادی باید انجام شود که عموما ناشی از خطاهایی است که عبارتند از:

۱- Instrument Error؛ خطای ناشی از اجزای داخلی نشانگر؛

۲- Position Error؛ خطای نصب محل Static Port؛

۳- Compressibility Error؛ خطای ناشی از تغییر قوانین آیرودینامیک در سرعت‌های زیاد و فشردگی هوا دز زمان ورود به روزنه لوله پیتوت است؛

٤- Density Error؛ خطای ناشی از تغییر دانسیته هوا در شرایط مختلف؛

۵- Static Line Blockages And Leaks؛ هرگونه گرفتگی یا نشـــت می تواند در نمایش ســـرعت، خطا ایجاد کند؛

بنا بر خطاهای فوق، سرعت‌های مختلفی نیز در هر مرحله از تصحیح تعریف می شود:

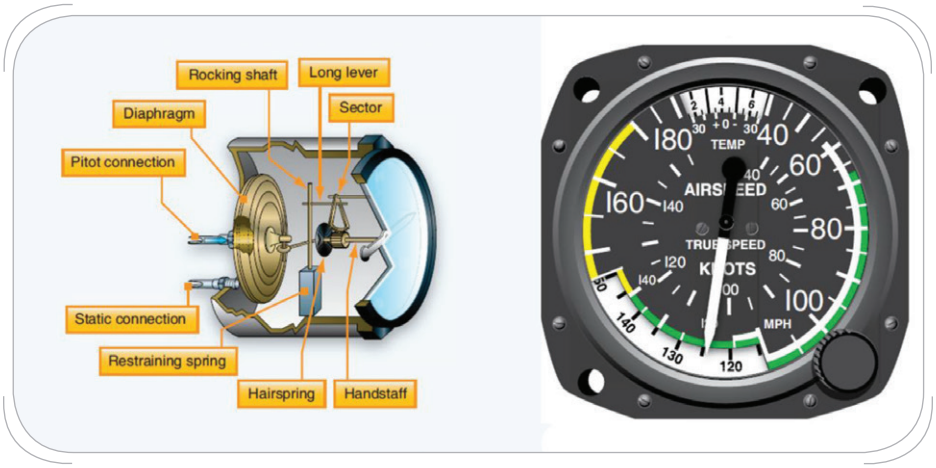
IAS سرعت بدون تصحیح

1-Airspeed Indicator

CAS ویا RAS سرعت تصحیح شده از خطاهای شماره ۱ و ۲ می باشد.

EIS اصلاح RAS/CAS که از خطای شماره ۳ انجام شده است.

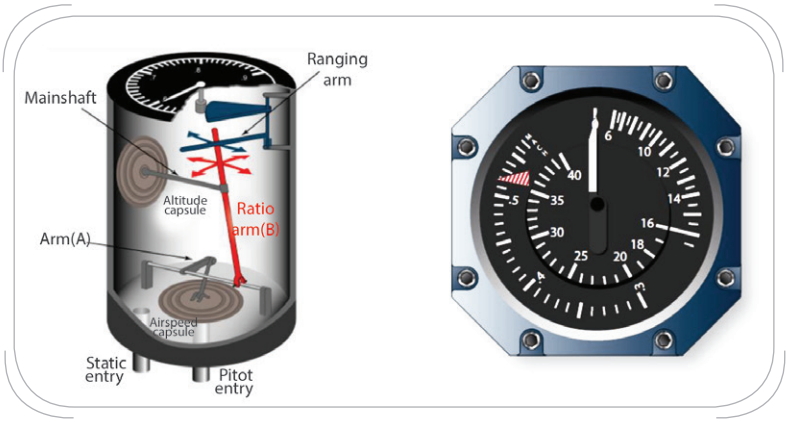
TAS تصحیح EIS از خطای شماره ٤ است.



شکل۲-۱۳۵ نمای سرعت‌سنج به همراه مکانیزم داخلی

ماخ سنج (Machmeter)

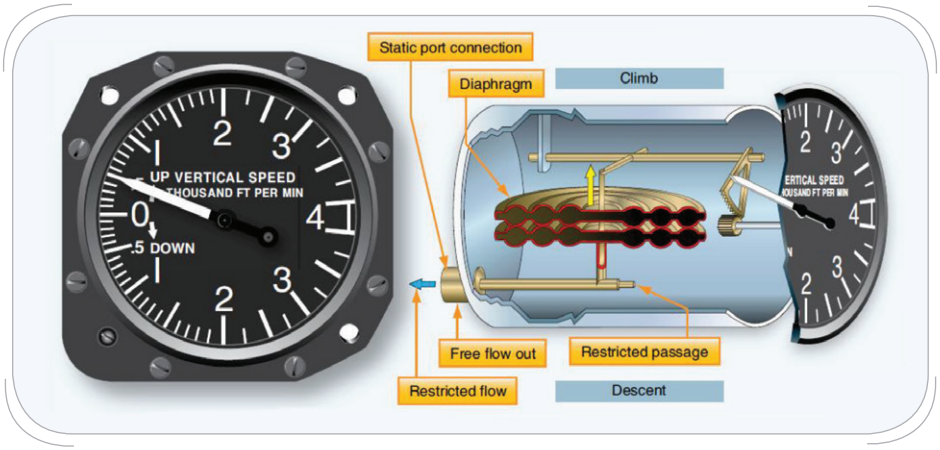
در هواپیماهای سریع‌تر که می توانند به سرعت صوت نزدیک شوند و یا از آن عبور کنند؛ آگاهی از نسبت سرعت هواپیما به سرعت صوت که به عدد ماخ معروف است، اهمیت ویژه‌ای دارد. در هواپیماهایی که می توانند به سرعت صوت نزدیک شوند و فروصوتی (Subsonic) نامیده می‌شوند عدم عبور از ماخ حدودا ۰/۸ بسیار حیاتی است آن‌هم به این دلیل که در این وضعیت، سرعت بخش‌هایی از هواپیما مانند روی بال‌ها (که سرعت هوا در آن بیشتر است) با سرعت صوت برابر شده که می تواند فاجعه انگیز باشد. در هواپیماهایی که بیش از سرعت صوت پرواز می‌کنند و به ابرصوتی (Supersonic) و یا در موارد سریعتر به مافوق صوت (Hypersonic) معروف هستند، نیز ماندن در ماخ بین ۰/۸ تا ۱/۲ تراصوتی (Transonic) می تواند منجر به متلاشی شدن هواپیما شود. اصولاً در پرواز پایاســیری (Cruise) خلبان مراقب عدد ماخ است و از آنجایی که هنگام نشستن سرعت کم و نزدیک به سرعت واماندگی (Stall) است. بنابراین به ASI توجه ویژه دارد. از آنجایی که سرعت صوت با تغییر ارتفاع و طبیعتا تغییر دما متفاوت خواهد بود، بنابراین این نشانگر از دو دیافراگم استفاده می کند. (شکل۲-۱۳٦)



شکل۲-۱۳۶ نمای ماخ‌متر به همراه مکانیزم داخلی

میزان سرعت عمودی (VSI or VVI[1])

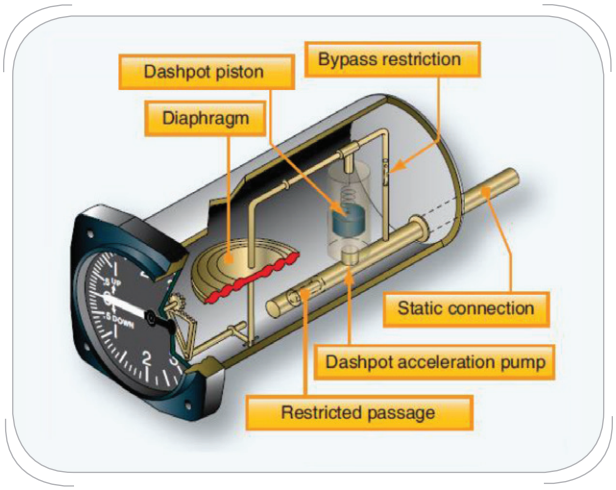
آگاهی از سرعت صعود و یا شیرجه همانند ASI برای خلبان اهمیت ویژه‌ای دارد زیرا خروج از محدوده مجاز می تواند به ساختمان هواگرد آسیب جدی برساند. فشار استاتیک وارد دیافراگم و همان فشار از طریق یک محدود کننده در اطراف دیافراگم قرار می‌گیرد. بدین‌ترتیب هنگام تغییر ارتفاع، فشار اطراف دیافراگم با تاخیر با فشار داخل برابر می شود که این در حقیقت اساس کار VSI را تشکیل می‌دهد. (شکل۲-۱۳۷)



شکل۲-۱۳۷ نمایشگر میزان سرعت عمودی به همراه مکانیزم داخلی

نوع پیشـــرفته‌تر آن به IVVI [2] معروف اســـت که مطابق شکل۲-۱۳۸ با مکانیزم پیستون و سیلندر تاخیر VVI را برطرف کرده است.

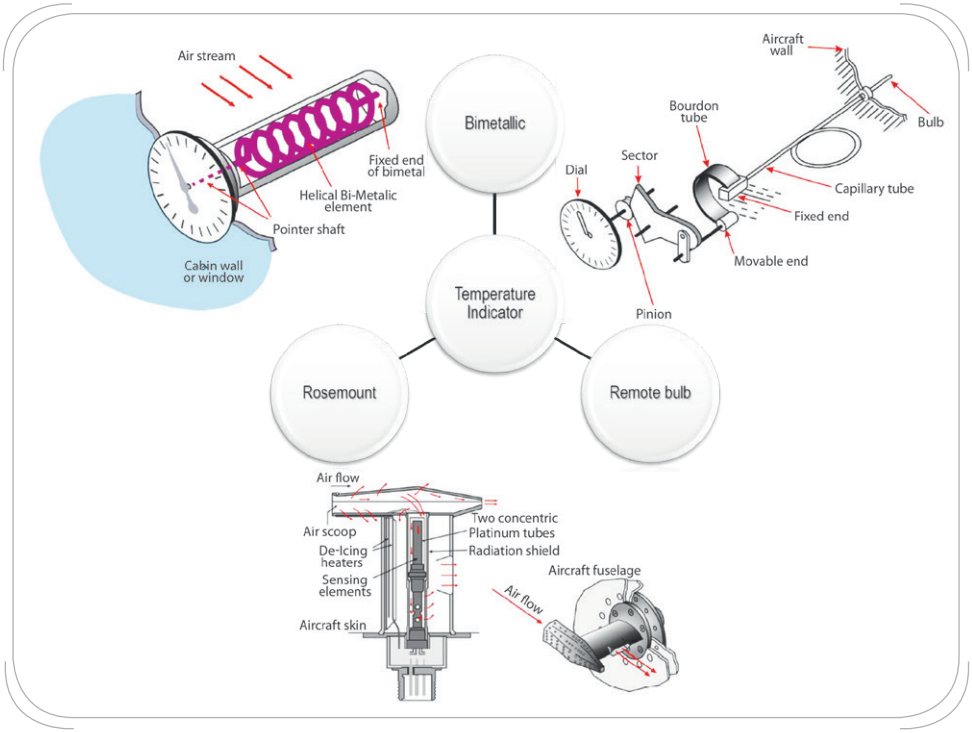
1-Vertical Speed/Velocity Indicator
2-The Inertial Lead or Instantaneous VSI



شکل ۲–۱۳۸ مکانیزم IVVI

نشانگر دمای هوا (OAT[1])

معمولاً به انواع مورد اشاره در شکل ۲–۱۳۹ یافت می شود.



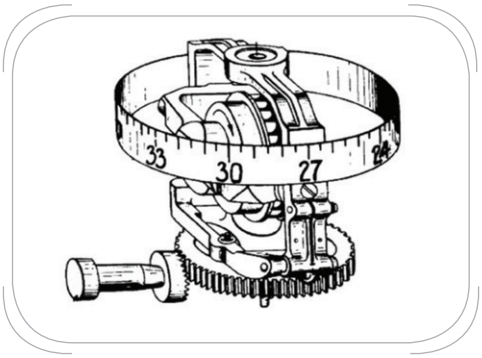
شکل ۲–۱۳۹ روش‌های مرسوم در اندازه‌گیری دمای خارجی هواگرد

1-Outside Air Temperature

نشانگرهای مبتنی بر جایرو

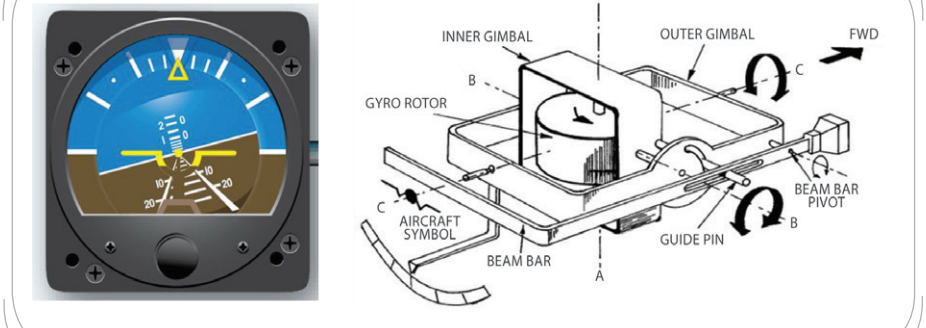
Directional Gyro Indicator، Artifitial Horizon Indicator و Trurn and Slip Indicator نشانگرهایی بودند که از مکانیزم جایرو بهره می‌گرفتند.

با توجه به مشکلاتی که خلبان‌ها با قطب‌نما داشتند DGI به کمک آن‌ها آمد و سمت هواگرد را نشان می‌داد تنها مشکل آن خطایی بود که در طول پرواز نوعا هر ۲۰ دقیقه یکبار باید توسط خلبان به صورت دستی بر طرف می‌شد. وی در شرایطی که از صحت قطب‌نما آگاهی داشت سمت را مشاهده و DGI را تنظیم کرد.



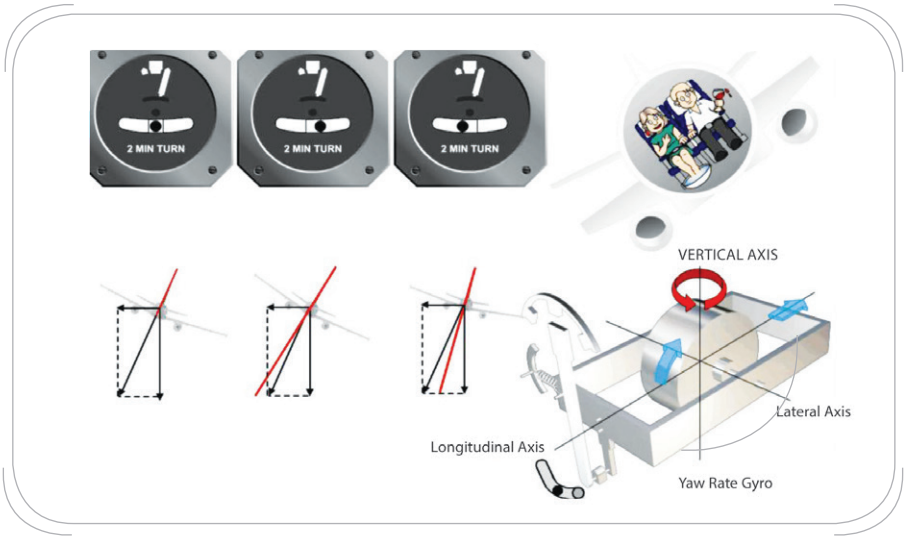
شکل۲-۱۴۰ مکانیزم ساده شده Directional Gyro Ind

AHI مطابق شـــکل۲-۱۴۱ یز همانطور که از نام آن پیداست افق را به خلبان نشان می‌دهد. به طوری که خلبان زوایای پهلوگردی (Bank) و تاب گردی (Pitch) را در نشانگر می بیند. اهمیت AHI از آنجا مشخص می شود که خلبان در شرایط نسبتا زیادی قادر به تشخیص افق نیست. پرواز در شب، آب و هوای بد و پرواز روی دریا همگی از آن جمله هستند.



شکل۲-۱۴۱ مکانیرم ساده شده به همراه نمای AHI

TSI نیز گردش استاندارد را به خلبان نشان می‌دهد.

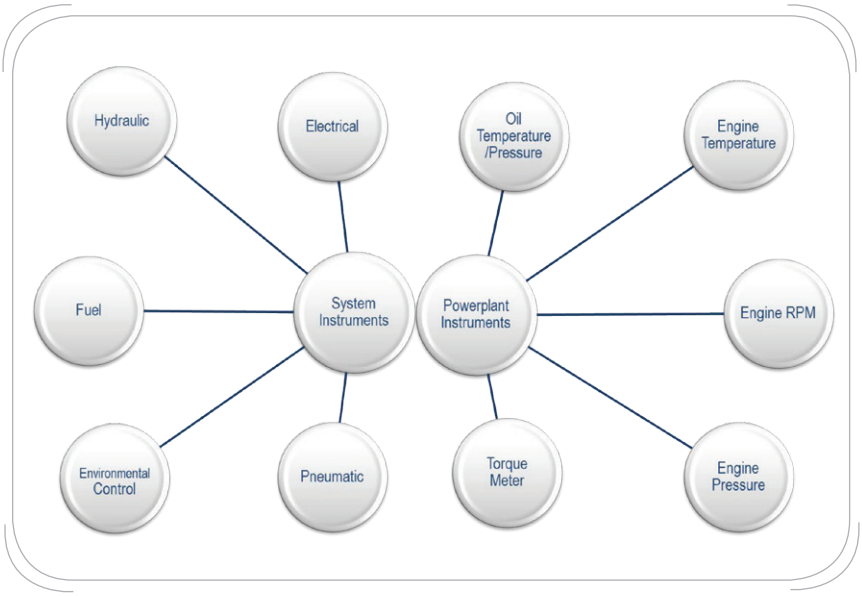


شکل ۲-۱۴۲ مکانیزم داخلی و نمای Turn Ind

موتور و سیستم (Powerplant and system)

در طول پرواز آگاهی خلبان از شـــرایط موتور و ســـایر سیســـتم ها از چنان اهمیتی برخوردار است که در در طراحی‌های دهه‌های ۶۰ و ۷۰ که تعدد نشـــانگرهای منفصل به اوج خود رسید؛ مهندس پرواز به جمع خدمه پرواز اضافه شده و وظیفه نظارت بر سیستم ها را به عهده گرفت (شکل۲-۱۴۳). دسته‌بندی کلی این نشانگرها در شکل۲-۱۴۴ آمده است.

شکل ۲-۱۴۳ نقش مهندس پرواز در در هواپیماهای کلاسیک



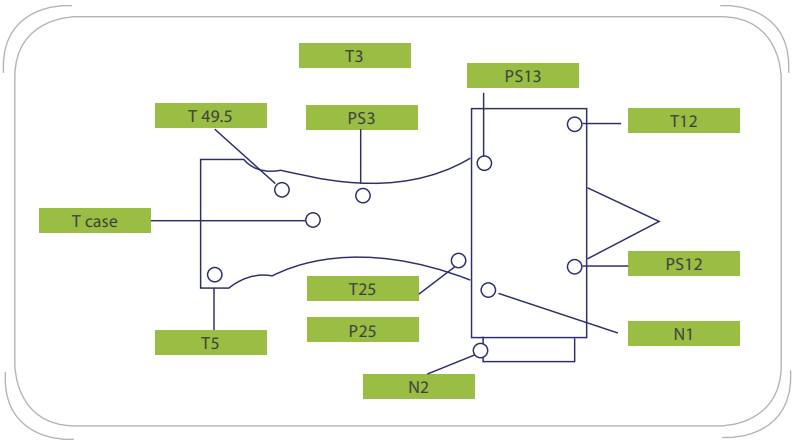
شکل ۲-۱٤٤ دسته‌بندی آلات دقیق پیشرانه و سیستم ها

دمای موتور

دما به‌عنوان یکی از شاخص های اساسی؛ رابطه مستقیم با صحت عملکرد موتور دارد که البته این یک رابطه یک‌طرفه است، بدین‌معنا که دمای خارج از محدوده نشانگر عدم صحت موتور بوده اما در محدوده بودن آن الزاما نشانگر صحت کامل موتور نیست.

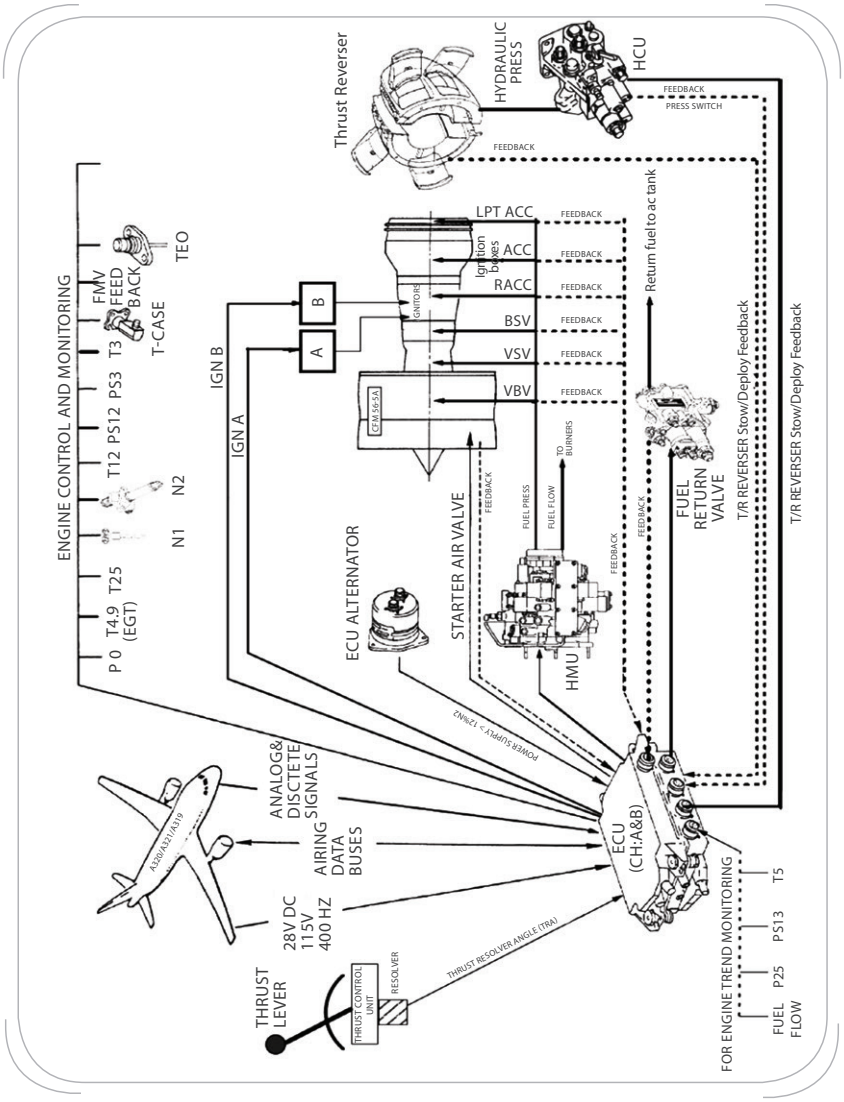
دمای قسمت‌های مختلف موتور چه توربینی و چه پیستونی بطور معمول با استفاده از مکانیزم ترموکوپل اندازه‌گیری می شود. در موتورهای پیستونی عموما دمای گازهای خروجی EGT [1] و در انواع Super/Turbo Charged دمای سرسیلندر CHT [2] همواره مورد توجه است. اما در موتورهای توربینی معمولاً نقاط اندازه‌گیری دما بیشتر می باشد. البته علاوه بر ترموکوپل، در موتورهای توربینی از نوع Radiation Pyrometer که از دقت زیادی برخوردار است با توانایی اندازه‌گیری مستقیم دمای تیغه (Blade) استفاده می شود. طول موج تشعشعی هر جسم تابعی از دمای آن می باشد بنابراین اگر سنسوری در موتور تعبیه شود که امواج تشعشعی را اندازه‌گیری کند، می توانیم دمای قسمت هدف را تعیین کنیم.

1-Exhaust Gas Temperature
2-Cylinder Head Temperature



شکل ۲–۱۴۵ محل عمومی سنسورهای دما و فشار در موتورهای توربینی

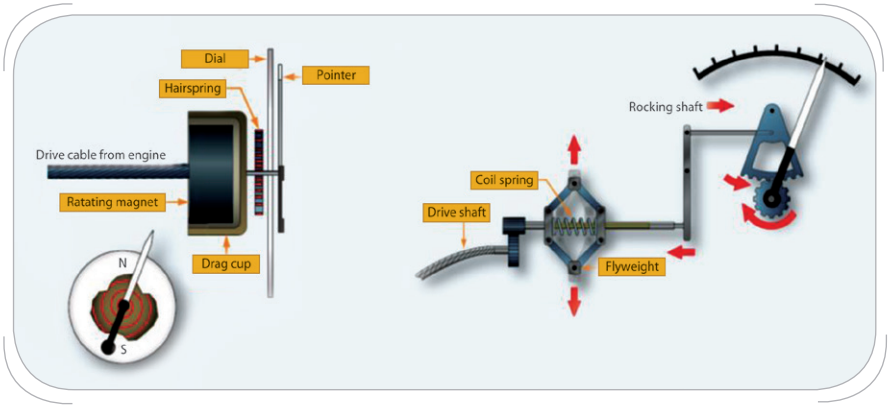
در A320 نوعا دمای شش نقطه از موتور اندازه‌گیری می شود که در شکل ۲–۱۴۵ مشخص شده است. اندازه‌گیری این شـــاخص ها و ارســـال به بخش پایش خودکار موتور (FADEC) باعث شده موتور در بهترین کارآیی خود عمل کند که این کاهش هزینه‌های تعمیر و نگهداری موتور را در بر داشته است. شماتیک این سیستم در شکل ۲–۱۴۶ قابل رویت است.



شکل ۱٤٦۲ شماتیک سیستم FADEC در A320

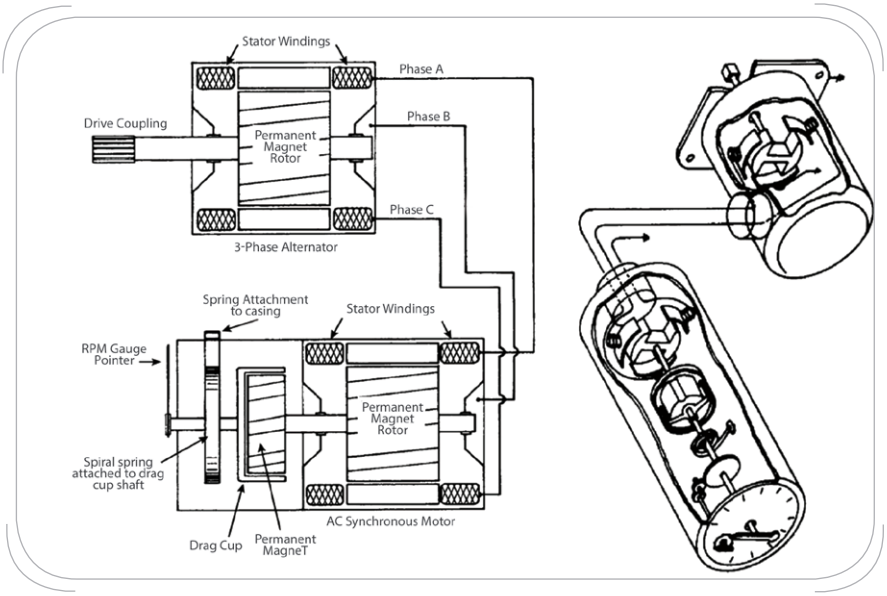
دور موتور

شاید مهمترین شاخصی که در موتور اندازه‌گیری می شود، دور آن باشد. زیرا خروج از محدوده مجاز، می تواند صدمات بسیار شدیدی ایجاد کند تا آنجا که حتی باعث از دست رفتن موتور در طول پرواز شود. ساده‌ترین نوع آن از مکانیزم Fly–Weight بهره می‌گیرد اما با کمی پیشرفت نوع Drag Cup به میان آمد. هردو کاملا مکانیکی هستند و شفت آن‌ها باید مستقیما به موتور متصل شود، بنابراین اصولاً در موتورهای پیستونی استفاده می‌شوند. (شکل۲–۱٤۷)



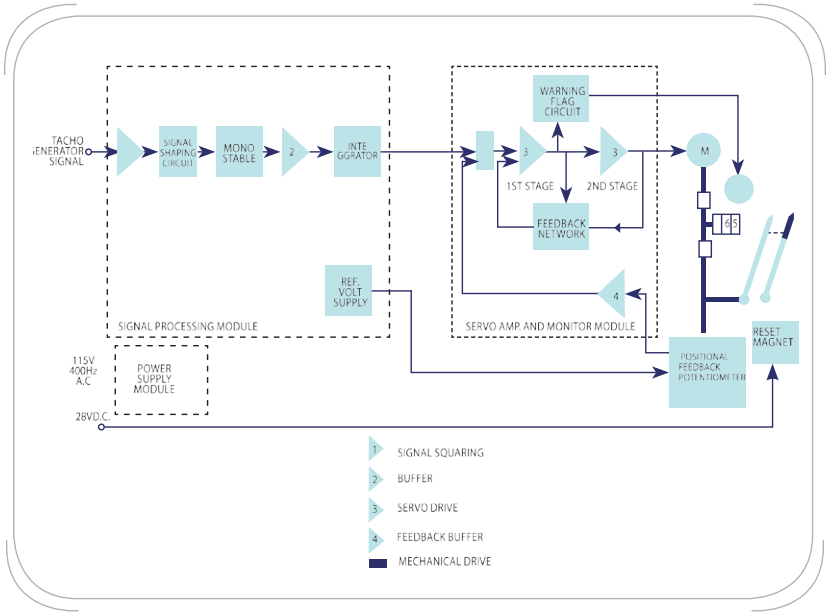
شکل۲–۱۴۷ مکانیزم‌های مکانیکی در سنجش دور موتور

در موتورهای توربینی انواع الکتریکی و الکترونیکی استفاده قرار می‌شوند. در ابتدا دورسنج‌های سه‌فاز پا به عرصه گذاشتند که اصولاً یک ترکیب ژنراتور و موتور الکتریکی بودند. یک ژنراتور مینیاتوری به موتور هواگرد متصل شده که فرکانس خروجی آن تابع دور موتور هواگرد خواهد بود؛ این سیگنال به موتور الکتریکی که در صفحه نشانگرهای کابین نصب بود انتقال یافته و میزان چرخش تابعی از فرکانس بوده که متعاقبا معنی تابعیت چرخش موتور الکتریکی از دور موتور هواگرد را در بر خواهد داشت. (شکل ۲–۱۴۸)



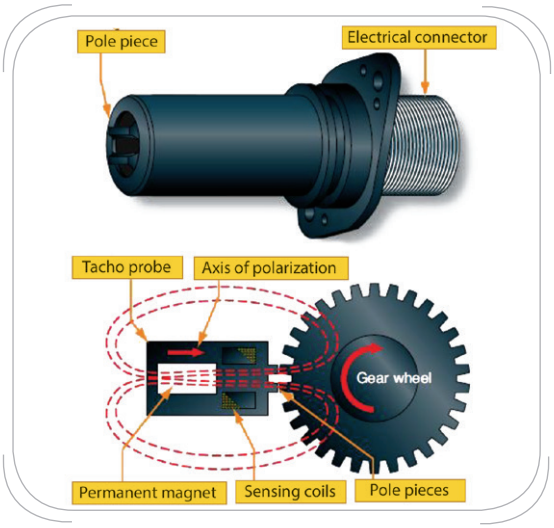
شکل۲–۱۴۸ سنجش دور موتور مبتنی بر Tachogenerator

در یک گام رو به جلو سیستم Servo-operated Tachometer وارد گردید. این سیستم از دقت بیشتری برخوردار بود و قابلیت بهره‌گیری سیگنال دور موتور در سایر سیستم ها را در بر داشت. البته سنسور در حقیقت همان ژنراتور سه‌فاز بود. (شکل۲-۱۴۹)

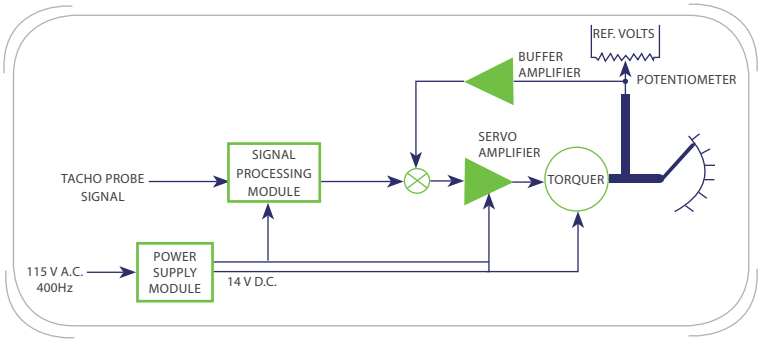


شکل۲-۱۴۹ شماتیک سیستم Servo-operated Tachometer

در یک گام دیگر با استناد به منطق استفاده گسترده‌تر از الکترونیک، سیستم Tacho Probe به میان آمد. در این سیستم از یک سنسور مغناطیسی در اولین طبقه استفاده می شود که در فاصله کمی از چرخدنده‌ای قرا می گیرد که به شفت موتور هواگرد متصل است. با عبور دنده‌ها از مجاورت آن، شار مغناطیسی سنسور تغییر کرده که باعث ایجاد نیرو محرکه الکتریکی می شود که در تناسب با دور موتور قرار می گیرد. (شکل ۲-۱۵۰ و شکل ۲-۱۵۱)



شکل۲-۱۵۰ سنسور از نوع Tacho Probe

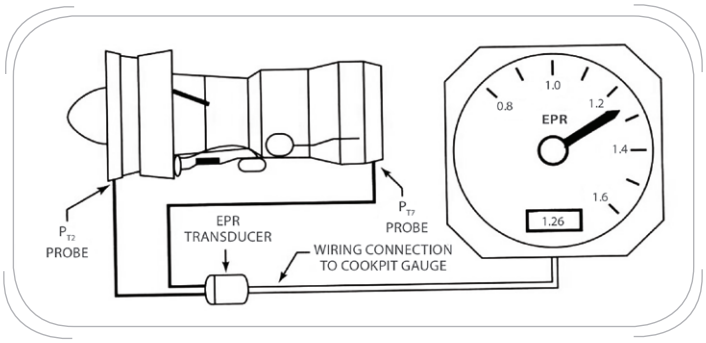


شکل۲-۱۵۱ سیستم سنجش دور موتور مبتنی بر Tacho Probe

اندازه‌گیری فشار در موتور

در موتورهای توربینی، فشار یکی دیگر از پارامترهایی است که از اهمیت بالایی برخوردار می باشد. در برخی موتورهای توربینی محاسبه قدرت به این پارامتر وابسته می باشد که اصولاً به EPR [1] شناخته می شود. EPR نسبت فشار گازهای خروجی موتور به فشار هوای ورودی است و در حقیقت میزان Thrust موتور را نشان می‌دهد. (شکل۲-۱۵۲)

1-Engine Pressure Ratio

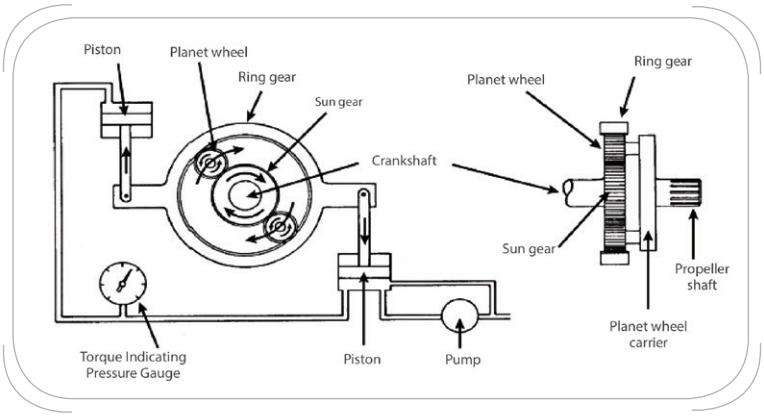


شکل۲-۱۵۲ سنجش EPR در برخی موتورهای توربینی

در A320 مطابق شـــکل۲-۱٤٥ اندازه‌گیری فشـــار در ٤ نقطه از موتور انجام می‌گیرد. از سنسورهای کلاسیک اندازه‌گیری فشار همانند دیافراگم و Bourdon Tube که بگذریم؛ سیستم های جدیدتری مانند AC Inductor در اندازه‌گیری فشار مطرح هستند که مختصرا به آن می‌پردازیم. این سیستم از یک Bellows تشکیل شده که فشار وارد آن می شود، قسمت دیگر Bellows به Armature متصل است که می تواند بسته به تغییر فشار، در داخل یک سیم‌پیچ حرکت نماید. با توجه به اینکه سیم‌پیچ با ۲٦ VAC و با فرکانس ٤۰۰ هرتز تغذیه می شود، میزان جریان القایی متناسب با موقعیت بخش متحرک خواهد بود. سوئیچ‌های فشاری نیز که سیگنال Discrete خواهند داشت در این حوزه می تواند مطرح باشد.

اندازه‌گیری گشتاور (Torque meter)

محاسبه قدرت در موتورها همواره مورد توجه ویژه بوده است. در موتورهایی که خروجی به ملخ متصل است، معمولاً قدرت بواســـطه سنجش گشتاور معین می شـــود. موتورهای Turbo-Shaft،Turbo-Prop و موتورهای پیستونی Super/Turbo Charged بزرگ از این نشانگر استفاده می‌کنند. سنجش گشتاور در این موتورها عموما یا به روش هیدرومکانیکی (شکل۲-۱۵۳) صورت می‌پذیرد و یا به صورت الکترونیکی.



شکل ۲-۱۵۳ سیستم سنجش گشتاور موتور

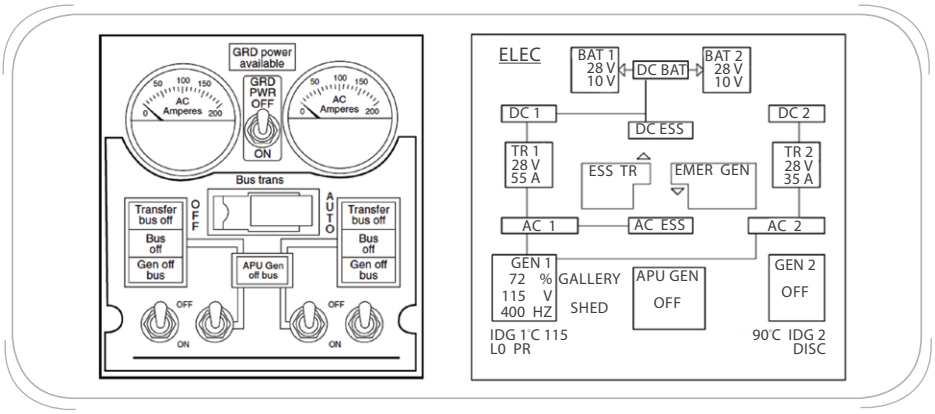
فشار و درجه حرارت روغن

روغن‌کاری در تمامی موتورها به منظور کاهش اصطکاک، خنک‌کاری و تمیزکاری جایگاهی ویژه دارد چرا که عملکرد موتور به شدت به صحت این سیستم وابسته است؛ هرگونه خرابی در این سیستم صدمات فراوانی را برای موتور می تواند به ارمغان بیاورد.

سنجش فشار و درجه حرارت روغن نیز عموما با همان روش‌های مرسومی که در بخش‌های قبل بیان شده، صورت می گیرد.

سنجش پارامترهای سیستم الکتریک

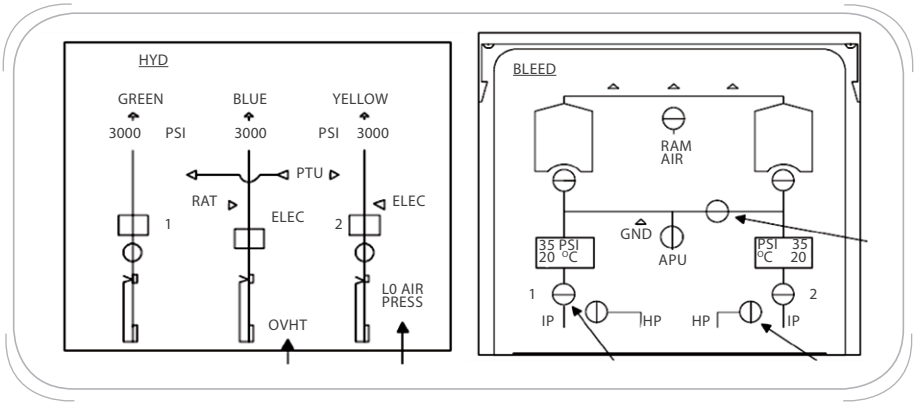
آگاهی از پارامترهای سیستم تولید و توزیع برق در هواگرد به منظور کنترل و مدیریت، حیاتی می باشد. فرکانس، ولتاژ و شدت جریان ژنراتور(ها) همچنین پارامترهای مربوط به هر Busbar و باتری(ها) و برق خارجی متصل به هواگرد از این دست می باشد. شکل ۲-۱۵٤ نمایشی است از یک سیستم کلاسیک (چپ) در مقابل سیستم مدرن A320 که یک سیستم الکتریک یک صفحه از ECAM را به خود اختصاص داده است.



شکل ۲-۱۵٤ کنترل و نمایش پارامترهای سیستم الکتریک

پارامترهای سیستم های هیدرولیک و نیوماتیک

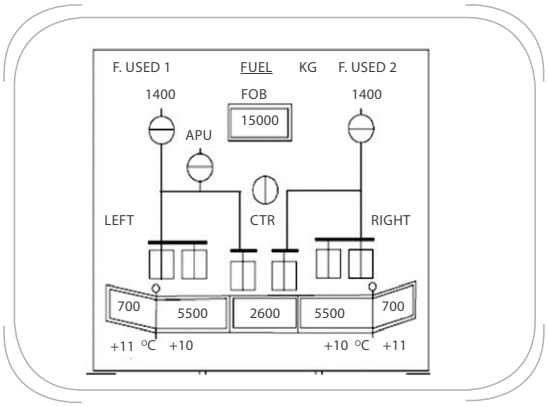
فشـــار، درجه حرارت و موقعیت شیرهای پارامترهایی هســـتند که در مورد این دو سیستم سنجش شده و در هواپیمایی مانند A320 دو صفحه از ECAM را به خود اختصاص می‌دهند. (شکل۲-۱۵۵)



شکل ۲-۱۵۵ نمایش پارامترهای سیستم هیدرولیک و نیوماتیک در A320

پارامترهای سیستم سوخت

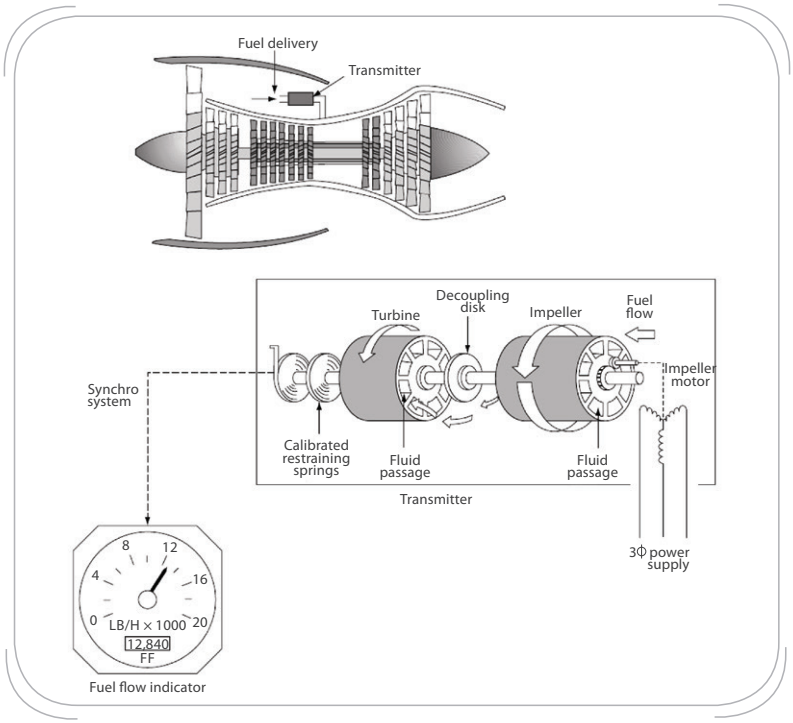
دمای سوخت، میزان سوخت در باک(ها)، نرخ مصرف و موقعیت شیرها، پارامترهایی هستند که در این سیستم سنجش و عموما در یک صفحه از ECAM/EICAS نمایش داده می‌شوند. (شکل۲-۱۵۶)



شکل ۲-۱۵۶ نمایش پارامترهای سیستم سوخت در A320

سنجش میزان سوخت در باک(ها) عموما بواسطه سنسورهای خازنی و نرخ مصرف سوخت که Fuel Flow-meter نام دارد توسط مکانیزم شکل ۲-۱۵۷ صورت می‌پذیرد. این سیستم که به Integrated Fuel Flowmeter معروف است از سه قسمت تشکیل شده است. فرستنده، پردازنده و نمایشگر. در فرستنده که در مسیر سوخت نصب می شود ابتدا سوخت بوسیله یک پروانه در مسیر خود به شکل مارپیچ در می‌آید. در مرحله بعد سوخت با Impeller برخورد کرده که با توجه به میزان شدتش، گشتاوری ایجاد می کند که باعث انحراف Impeller می شود. این انحراف که تابعی از شدت سوخت می باشد، توسط سنسور اندازه‌گیری و در قسمت پردازش نرخ

مصرف سوخت اندازه‌گیری و در نمایشگر نشان داده می شود.



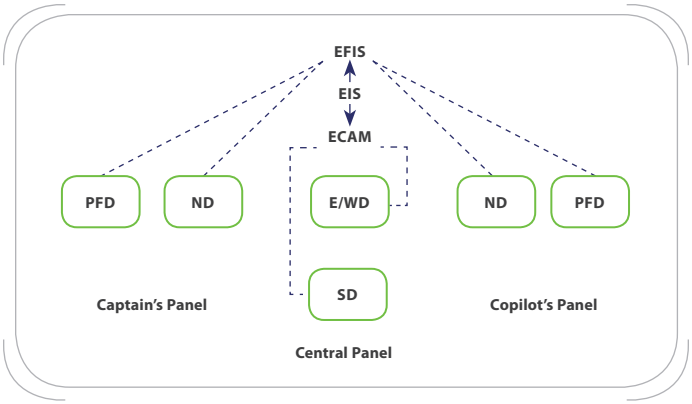
شکل۲–۱۵۷ سیستم Fuel Flowmeter

اندازه‌گیری و نمایش پارامترهای شرایط محیطی کابین هواگرد و کنترل آن‌ها نظیر دما و فشار هوا اهمیت ویژه‌ای دارد.

فناوری (Full) Glass Cockpit

ایرباس مجموعه سیستم نمایش اطلاعات در قالب این فناوری را EIS [1] می‌نامد که از دو قسمت EFIS [2] و ECAM [3] تشکیل شده است؛ در شکل ۲–۱۵۸ این بخش بندی بیان و نمایش داده شده است.

1-Electronic Information/Instrument System
2-Electronic Flight Instrument System
3-Electronic Centralised Aircraft Monitor



شکل ۲–۱۵۸ بخش‌بندی و چیدمانی در EIS

اصطلاح EFIS بین ایرباس و بوئینگ مشترک است اما بوئینگ بجای ECAM از اصطلاح EICAS [1] بهره می‌گیرد؛ اطلاعات پروازی و ناوبری در نمایشگرهای EFIS و همچنین اطلاعات موتور و سیستم ها به همراه مجموعه اطلاعات Warning و Caution در ECAM / EICAS نمایش داده می شـــود. نمایشگرهای EFIS به PFD [2] و ND [3] و نمایشگرهای ECAM به E/WD [4] و SD [5] معروف هستند که در بخش های بعدی بر اساس جزئیات نمایش در ایرباس A320 به آن بیشتر می‌پردازیم؛ البته عموما در سایر هواپیماهای پیشرفته نیز تفاوت اساسی وجود ندارد.

واحدهای نمایش (DU [6])

در سیستم Glass Cockpit به هر AMLCD یک واحد نمایش یا DU گفته می شود. بنابراین در این سیستم ٦ واحد نمایش داریم که به شرح هر یک می پردازیم.

واحد نمایش PFD

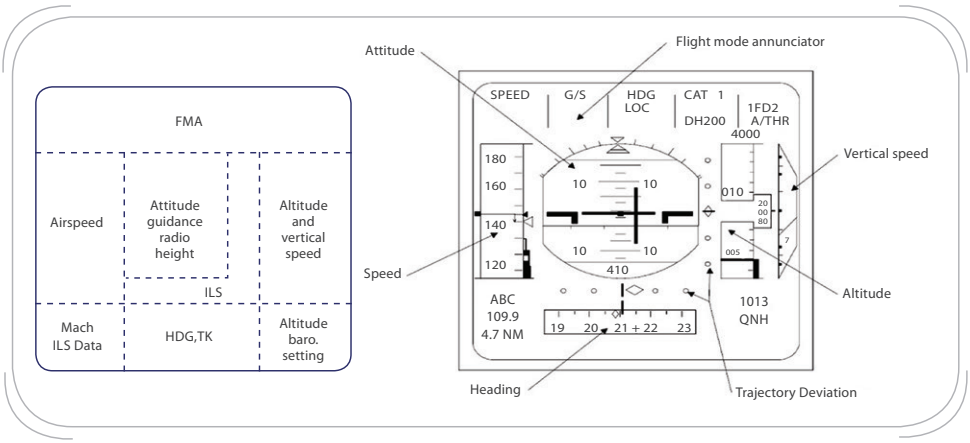
مجموعه اطلاعات پروازی در PFD نمایش داده می شوند. این اطلاعات عبارتند از:

- Attitude & Guidance
- Air Speed
- Altitude (bars & radio)
- Vertical Speed
- Vertical & lateral deviations

1-Engine Indicating and Crew Alerting System
2-Primary Flight Display
3-Navigation Display
4-Engine and Warning Display
5-System or Status Display
6-Display Unit

- Radio Navigation Information (ILS, DME)
- Flight Mode Annunciator (FMA)

چیدمان اطلاعات فوق در شکل شکل ۲-۱۵۹ معین می باشد.



شکل ۲-۱۵۹ چیدمانی اطلاعات در PFD

واحد نمایش ND

در این واحد نمایش مجموع اطلاعات ناوبری نمایش داده می شـــود. با توجه به تعدد این اطلاعات؛ معمولاً ۵ حالت مختلف در این واحد نمایش تعریف شده است که عبارتند از:

1- Rose / ILS

2- Rose / VOR

3- Rose / NOV

4- ARC

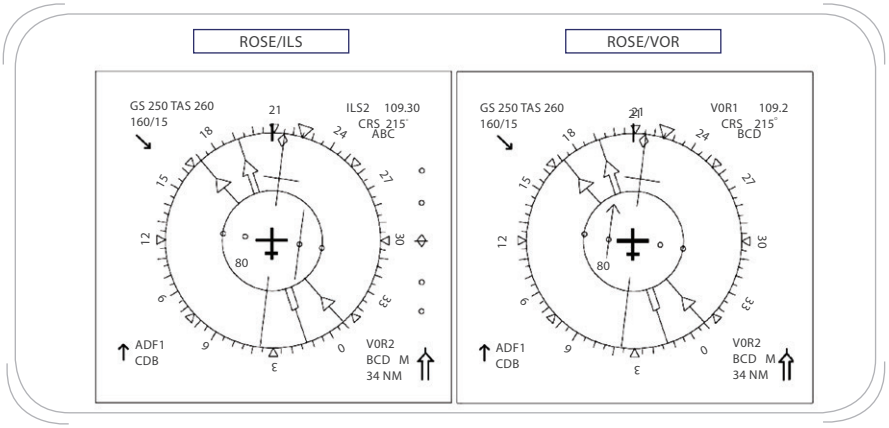
5- Plan

اطلاعات و تصویر رادار هواشناسی در تمامی حالت‌های فوق به غیر از Plan نمایش داده می شود. مطابق شکل ۲-۱۶۰ (سمت چپ) به صورت خاص در حالت Rose / ILS اطلاعات مربوط به ILS به صورت کامل نمایش داده می شود، مواردی نظیر:

- اطلاعات فرستنده مانند فرکانس و شناسه ایستگاه (Identifiration)
- انحراف از وسط باند (Localizer deviatim Bar)
- انحراف از شیب مناسب فرود (Glide deviation)
- پیغام های مربوط به تقرب با ILS

مطابق شکل ۲-۱۶۰ (سمت راست) درحالت Rose / VOR اطلاعات و شاخص های VOR نمایش داده می شود.
مواردی نظیر:

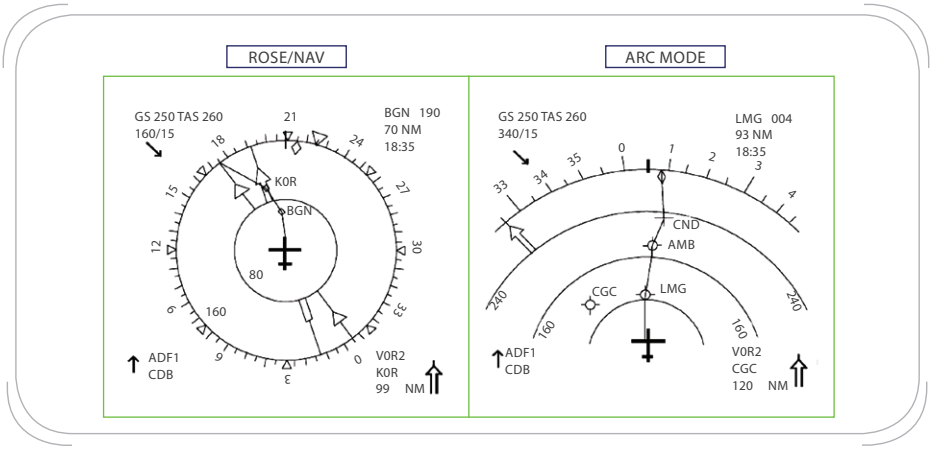
- اطلاعات فرستنده مانند فرکانس و شناسه ایستگاه
- مقدار Bearing انتخابی توسط خلبان
- انحراف از Bearing انتخابی
- پیغام های تقرب با VOR یا GPS



شکل ۲-۱۶۰ حالت‌های Rose / ILS و Rose / VOR

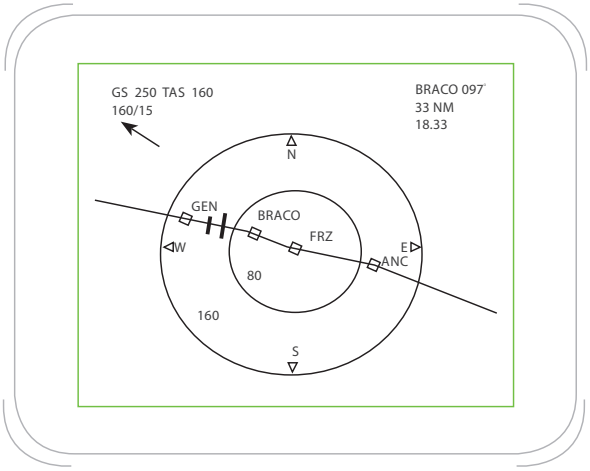
درحالت‌های Rose / NAV و ARC (شکل۲-۱۶۱) اطلاعات یکسانی نمایش داده می شود؛ با این تفاوت که در حالت ARC نمایش اطلاعات محدود به یک قطاع ۹۰ درجه ای در جلوی هواپیما می‌گردد، اطلاعاتی شامل:

- برنامه پروازی (Flight plan)
- اطلاعات waypoints
- ایستگاه های زمینی ناوبری مانند VORTAC، VOR، DME، TACAN و VDB
- فرودگاه ها
- ILS Covse
- ILS Marke beacons
- خطای Cross Track
- Track Line
- پترن های Procedure Turn و Holding



شکل۲-۱۶۱ حالت‌های NAV / Rose و ARC

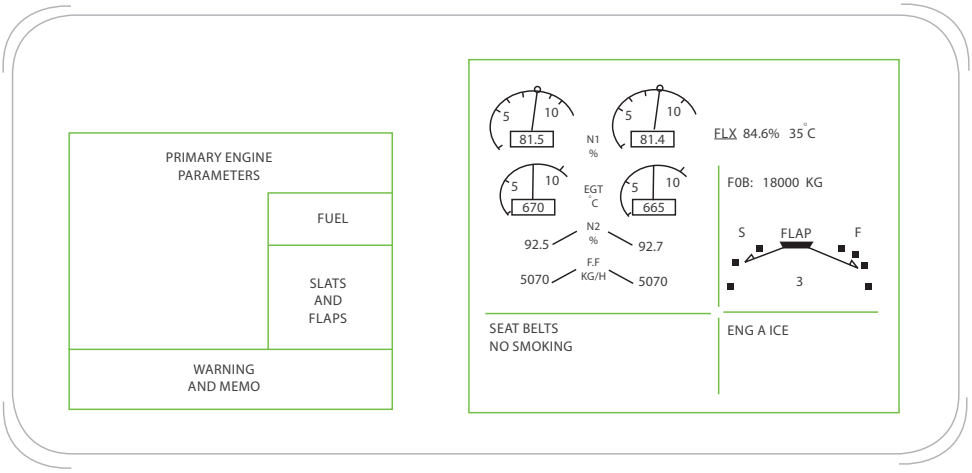
مطابق شکل ۲-۱۶۲ در حالت Plan اطلاعات مربوط به leg های برنامه پروازی روی یک نقشه نمایش داده می شود. در ND امکان نمایش تصویر و اطلاعات EGPWS نیز مشروط به اینکه در حالت Plan نباشیم وجود دارد.



شکل۲-۱۶۲ حالت Plan

واحد نمایش E/WD

در این واحد نمایش شـــاخص های مربوط به موتورها (شـــامل N1، N2، EGT، Fuel Flow)، مقدار سوخت و موقعیت Flap/Slat در قســـمت بالایی و همچنین MEMO و پیغام های Warning / Coution در قسمت پایینی نمایش داده می شـــود. بنابراین همانطور که در شـــکل۲-۱۶۳ ملاحظه می گردد، E/WD به چهار بخش تقسیم می شود.



شکل ۲-۱۶۳ چیدمانی اطلاعات در E/WD

هرگاه سیستمی دچار اشکال شود، پیغام خطا در قالب Warning / Coution به همراه دستورالعمل لازم در قسمت پایینی E/WD ظاهر می شود و صفحه شاخص های مربوط به آن سیستم در SD قرار می گیرد که در بخش بعدی به آن می پردازیم.

واحد نمایش SD

این واحد نمایش ۱۲ صفحه از سیستم های هواپیما و یک صفحه با عنوان Status دارد که شامل خلاصه ای از وضعیت کلی هواپیما می شود. بنابراین جمعا ۱۳ صفحه را به خود اختصاص می‌دهد. صفحات سیستمی که شامل یک دیاگرام از سیستم هواپیما است شامل موارد زیر می شود:

1- ENG (Secondary engine paramters)

2- BLEED (Air bleed)

3- PRESS (cabin pressurization)

4- ELEC (Electrical power supply)

5- HYD (Hydraulic power)

6-FUEL

7-APU

8- COND (Air conditioning)

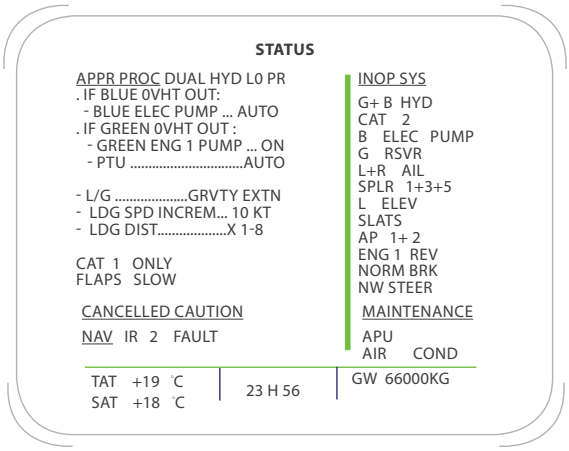
9- DOOR (Doors and oxygen)

10- WHEEL (Landing gear, wheels, brakes)

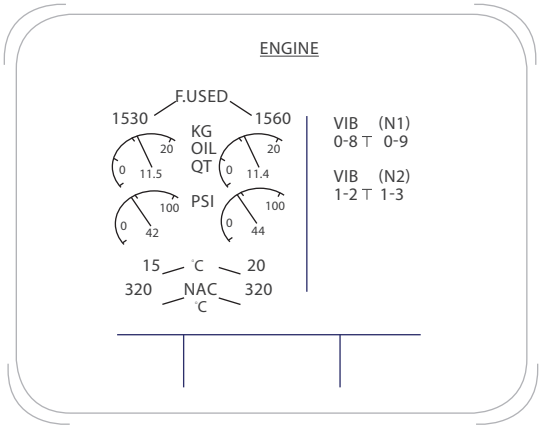
11- F/CTL (Flight controls)

12- CRUISE

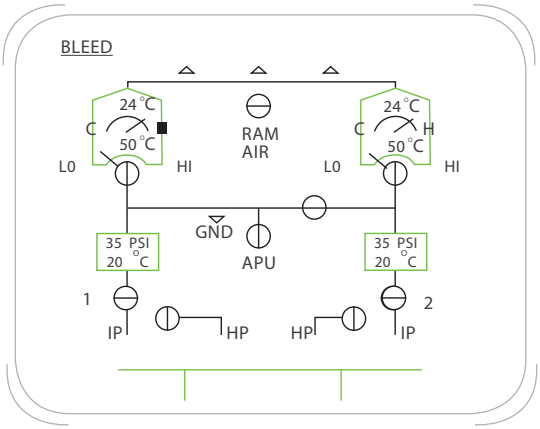
در قسمت زیرین هر صفحه، همواره اطلاعات مربوط به دما (شامل TAT و SAT)، وزن هواپیما (Gross Weight) و زمان (بر حسب GMT) به صورت ثابت، نمایش داده می شود.



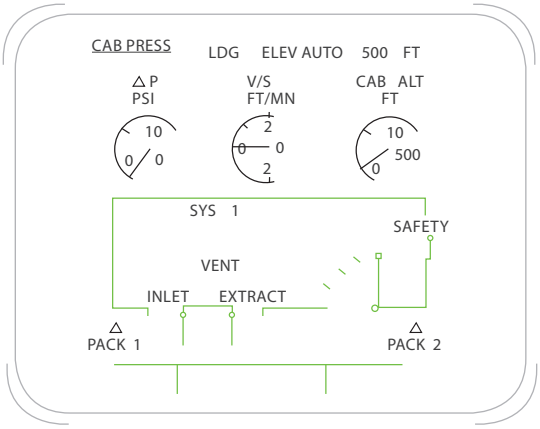
شکل ۲-۱٦٤ صفحه خلاصه وضعیت سیستم ها



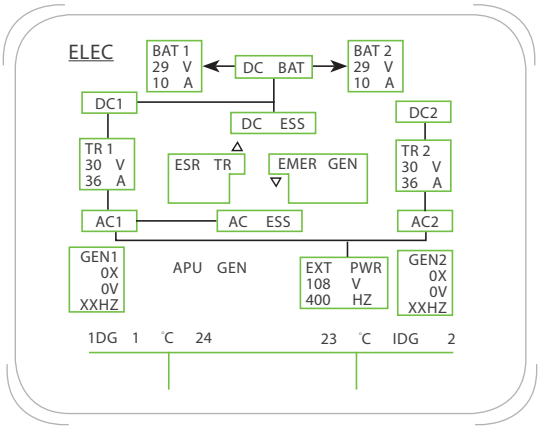
شکل ۲-۱٦٥ صفحه اطلاعات ثانویه موتور



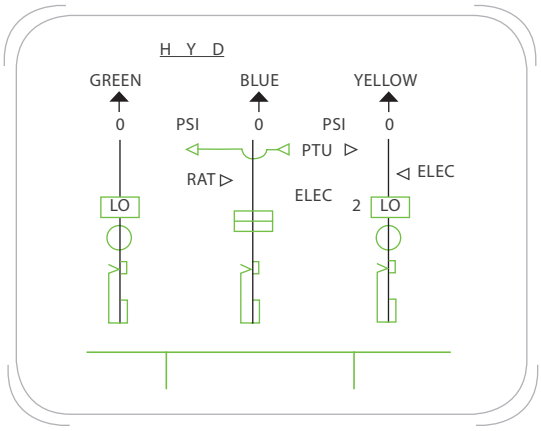
شکل ۲-۱۶۶ صفحه Air bleed



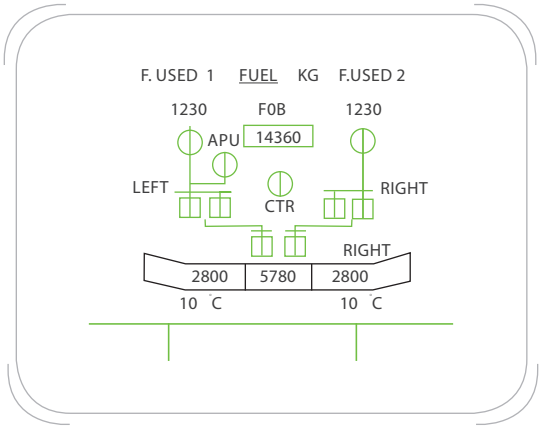
شکل۲-۱۶۷ صفحه فشار کابین



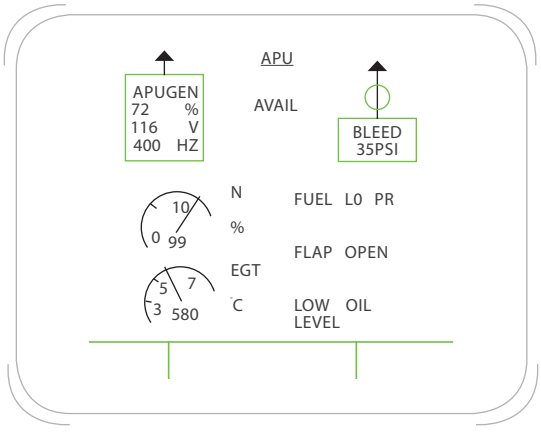
شکل۲-۱۶۸ صفحه تولید و توزیع توان الکتریکی



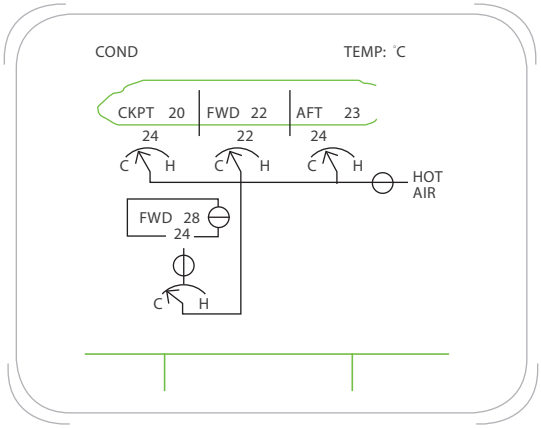
شکل ۲-۱۶۹ صفحه سیستم هیدرولیک



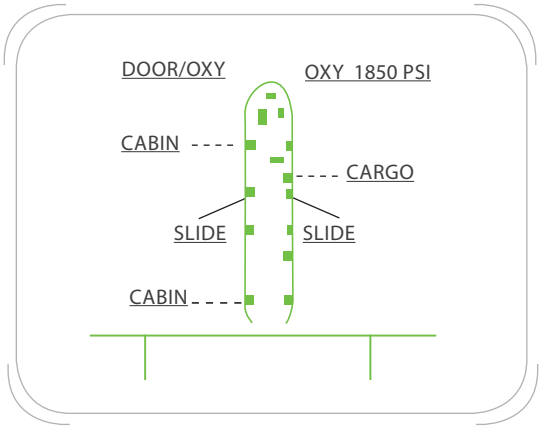
شکل ۲-۱۷۰ صفحه سیستم سوخت



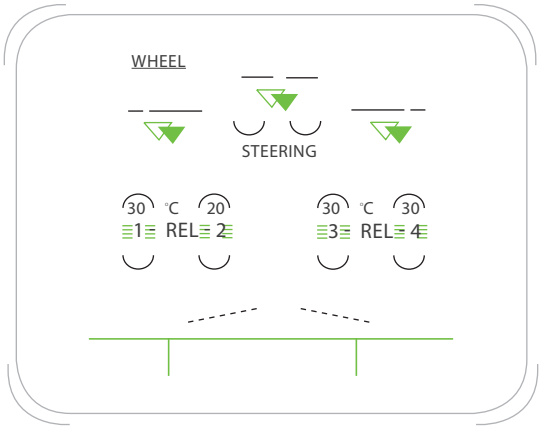
شکل ۲-۱۷۱ صفحه APU



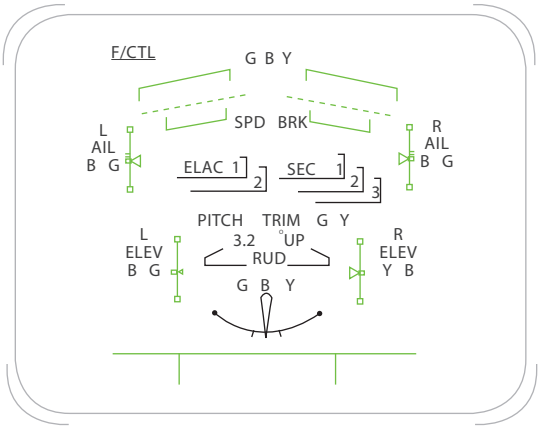
شکل ۲-۱۷۲ صفحه تهویه مطبوع هوای کابین



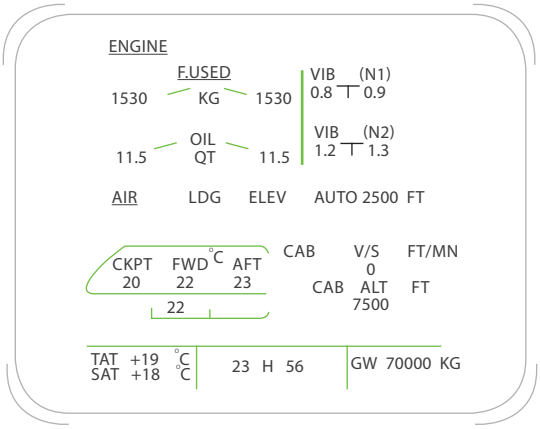
شکل ۲-۱۷۳ صفحه درب و اکسیژن



شکل ۲-۱۷۴ صفحه سیستم چرخ‌ها

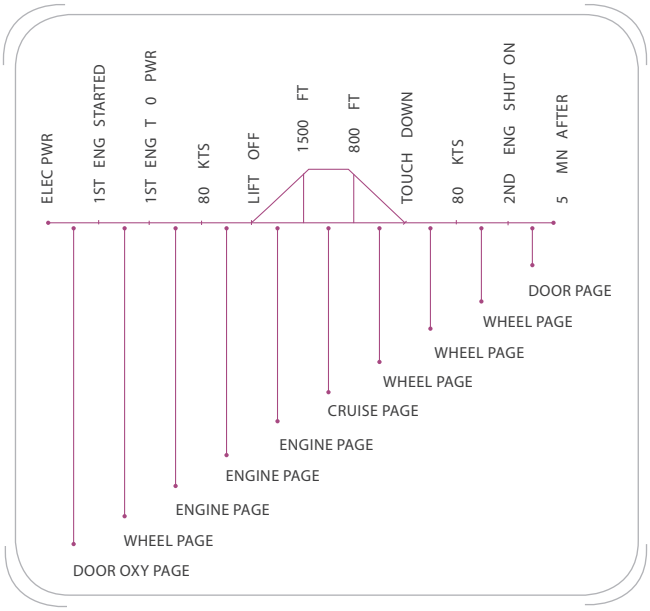


شکل ۲–۱۷۵ صفحه سطوح کنترل پرواز



شکل ۲–۱۷۶ صفحه Cruise

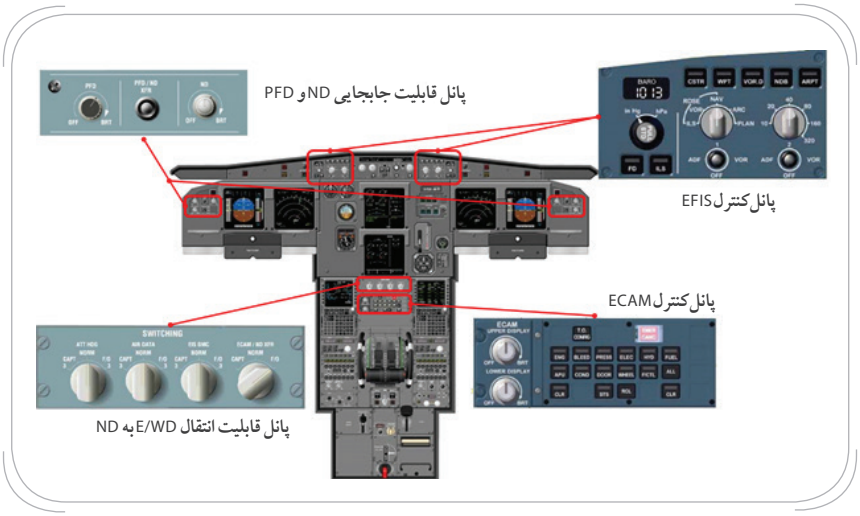
چرخش و نمایش صفحات در SD به دو صورت خودکار و دستی انجام می شود؛ نمایش صفحات به صورت خودکار و در حالتی که خرابی خاصی در سیستمی رخ نداده باشد؛ با توجه به فاز پرواز صورت می‌گیرد؛ بدین‌ترتیب ۱۰ فاز پروازی به صورت شکل ۲–۱۷۷ تعیین گردیده است و صفحات نمایش داده می شود. اما در صورتی که سیستمی دچار خرابی شود؛ صفحه متناظر با آن سیستم در SD نمایش داده می شود. به صورت دستی نیز خلبان می تواند از طریق پانل کنترل، صفحات را انتخاب نماید که در بخش بعدی مشروح می‌گردد.



شکل ۲–۱۷۷ فازهای پروازی

پانل های کنترل در معماری Glass cockpit

با هدف برآوردن الزامات هوایی در طراحی و ایجاد قابلیت های بیشتر، در سیستم EIS شش پانل کنترل مطابق شکل۲–۱۷۸ درنظر گرفته شده است. یک پانل برای کنترل ECAM، دو پانل مشابه یکی برای خلبان و دیگری برای کمک خلبان، به منظور کنترل EFIS و سه پانل هم با هدف انتقال اطلاعات واحدهای نمایش به یکدیگر.



شکل ۲–۱۷۸ پانل های کنترل در EIS

پانل کنترل ECAM

همانطور که در بخش واحد نمایش SD بیان شد صفحات مختلفی از سیستم های هواپیما در این واحد نمایش داده مـــی شـــود که با توجه به فاز پـــروازی و اولویت نمایش اطلاعات در آن فـــاز، بصورت خودکار صفحه مربوط به آن سیستم در SD نمایش داده می شود و یا چنانچه سیستم یا سیستم هایی دچار خرابی شود عنوان Warning / Coution بهمراه دســـتورالعمل اقدامات خلبان در E/WD ظاهر شـــده و صفحه آن سیستم در SD بصورت خودکار قرار می گیرد.

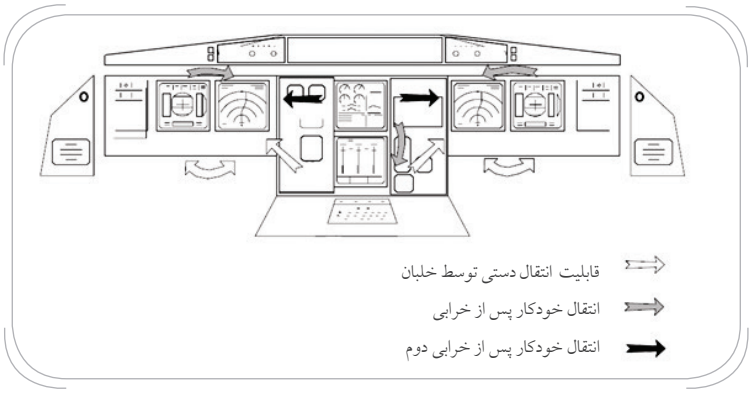
علاوه بر موارد فوق، خلبان می تواند از طریق پانل کنترل ECAM صفحات مختلف را به صورت دستی، فراخوانی نماید. امکان تغییر روشنایی واحدهای نمایش ECAM قابلیت دیگری است که در این پانل قرار دارد.

پانل کنترل EFIS

امکان انتخاب حالت‌های مختلف ND، انتخاب مقیاس برد نمایش در ND، روشنایی واحدهای نمایش، تنظیم و نمایش مربع QNH، انتخاب ADF یا VOR، جابجایی PDF و ND همگی قابلیت هایی است که در این دو پانل کنترل قرار داده شده است.

جابجایی در واحدهای نمایش

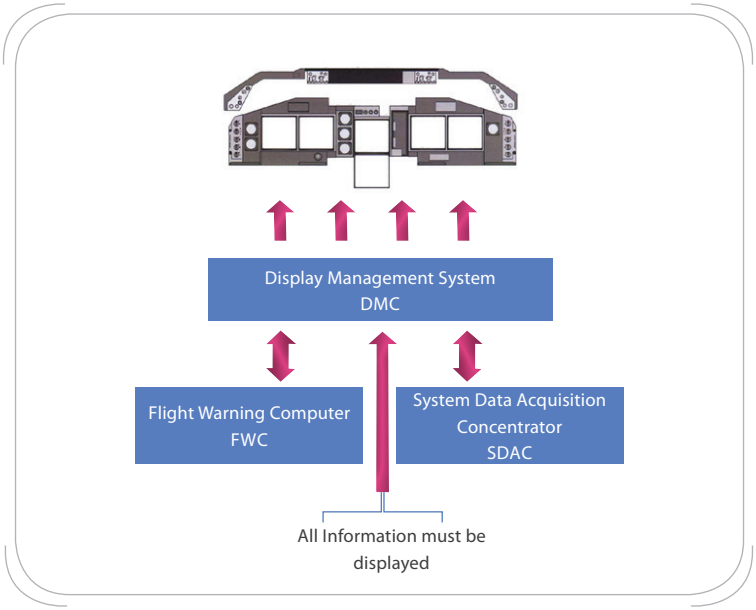
یکی از نگرانی های خلبان‌ها در مقابل استفاده از فناوری AMLCD، از دست دادن مجموعه زیادی از اطلاعات حیاتی با خرابی در یک AMLCD است. طبیعتا این نگرانی در خصوص نشانگرهای (الکترو)–مکانیکی بسیار کمتر است. یکی از روش‌های رفع این نگرانی، امکان انتقال اطلاعات یک واحد نمایش به واحد دیگر است. بدین ترتیب درصورت خرابی در یک واحد نمایش، اطلاعات حیاتی در واحدی دیگر نمایش داده می شود. الگو و قابلیت انتقال اطلاعات بر اســـاس اولویت آن‌ها می باشد که در شکل ۲–۱۷۹مشخص شده است. عمل انتقال اطلاعات به صورت خودکار و یا توسط خلبان از طریق پانل کنترل انجام می شود.



شکل ۲–۱۷۹ قابلیت انتقال صفحات نمایش

سیستم نمایش در A320

تمامی اطلاعاتی که باید در هر DU [1] نمایش داده شـــود وارد کامپیوتری به‌نام DMC [2] شـــده در آنجا پردازش و اشکال گرافیکی لازم تولید و در نمایشگرهای EFIS و ECAM نمایش داده می شود. در این هواپیما سه DMC این وظیفه را انجام می‌دهد. (شکل ۲-۱۸۰)



شکل ۲-۱۸۰ سیستم نمایش اطلاعات در A320

بخش ششم سیستم های کنترل خودکار

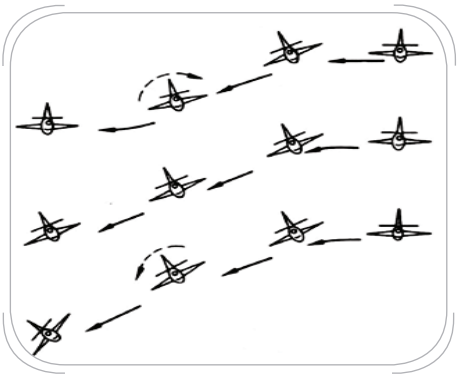
بدون تردید علم کنترل خودکار به‌عنوان یک رکن اصلی در طراحی و ســـاخت هواگردهای پیشرفته به شمار می‌رود. کنترل خودکار پرواز تقریبا اولین سیستمی بود که در هوانوردی از این علم بهره گرفت اما امروزه کمتر سیســـتمی را می توان در یک هواگرد پیشرفته جســـتجو کرد که از بحث کنترل خودکار استفاده نکرده باشد. پیچیده‌ترین این سیستم ها را می توان در کنترل خودکار پرواز و موتور ملاحظه کرد که در این بخش بیان می شود.

کنترل خودکار پرواز

به منظور درک هر چه بهتر خلبان خودکار (Autopilot) ابتدا باید سناریوی کنترل پرواز را از نظر بگذرانیم. فرض

1-Display Unit
2-Display Management Computer

کنید ســـه نوع هواپیمای مختلف را مطابق شـــکل ۲–۱۸۱ در اختیار داریم، یک هواپیمای آموزشی که بال بالا (High Wing) است و هواپیمای نمایشی یا همان ایروباتیک که بال وسط (Mid–Wing) است و هواپیمای سوم، جنگنده که بال پایین (Low Wing) می باشد. هر سه هواپیما دارای دسته فرمان (Stick) می‌باشند، شرایط پرواز برای هر سه دقیقا یکسان است (ارتفاع ، سرعت، دما، رطوبت و ....) از هر سه خلبان می‌خواهیم دسته (Stick) را به مدت یک ثانیه ۲۰ درجه به سمت چپ منحرف کرده و آن را رها نمایند. طبیعتا هر سه هواپیما به سمت چپ غلت (Roll) خواهند زد، اما رفتار یکسانی از خود نشان نمی‌دهند همان‌گونه که دراین شکل ملاحظه می شود هواپیمای بال بالا (High Wing) به وضعیت اولیه خود باز می‌گردد، هواپیمای بال وسط (Mid–Wing) در وضعیت جدید باقی می‌ماند و هواپیمای بال پایین(Low Wing) به حرکت غلت (Roll) ادامه می‌دهد.



شکل ۲–۱۸۱ رفتار سه نوع هواپیما در شرایط تحریک یکسان

به بیان دیگر به ازای تحریک یکســـان، سه هواپیمای مختلف، رفتاری متفاوت از خود نشان می‌دهند؛ چرا که ویژگی‌های کنترلی آن‌ها منحصر به خود است. برای تحلیل این ویژگی‌ها، رفتار کنترلی هواگردها را می توان به صورت یک معادله ریاضی بیان کرد و آن‌را معادله کنترل–پایداری (Aircraft Dynamics) نامید. این معادله را بطور عموم به کمک عملگر لاپلاس بیان می‌نمایند و به صورت زیر می باشد.

$$\frac{W_n2}{S2 + 2\xi W_n s + W_n2}$$

البته جملات رتبه بالاتر نیز در این معادله حضور دارند اما بیشترین تاثیر در جمله مرتبه دوم است به همین دلیل با تقریب نســـبتا بالایی می توان از بقیه جملات صرف نظر کرد. عملکرد S که ثابت و مقادیر ξ، W_n برای هر هواگرد مقدار خاصی را به خود اختصاص می‌دهد. عوامل زیادی در تعیین این مقادیر نقش دارد نظیر موقعیت بال، سکان افقی و عمودی، موقعیت CP، CG و ...

به W_n فرکانس طبیعی (Natural Frequency) و به ξ نســـبت میرایی(Damping Ratio) می گوییم. در بخش‌های

آتی به تفصیل در خصوص مبحث پایداری هواگرد خواهیم پرداخت؛ اما در حال حاضر این معادله را در یک Black Box قـــرار می‌دهیم و تنها ورودی و خروجی آن‌را در نظر می‌گیریم. ورودی، تحریک هواگرد از طریق دســـته فرمان (Stick) یا (Control Column and Yoke) و پدال (Pedal) می باشـــد؛ خروجی نیز زاویه (و سایر شاخص‌های) حرکت‌های غلت (Roll)، تاب‌گردی (Pitch)، سمت‌گردی (Yaw) می باشد. (شکل۲-۱۸۲)

شکل ۲-۱۸۲ بلوک معادله کنترل پایداری هواگرد

تحریک هواپیما باید از طریق تغییر در وضعیت سطوح کنترل پرواز (شهپر Aileron، سکان عمودی Rudder و سکان افقی Elevator باشد. قطعا خلبان به صورت مستقیم وضعیت این سطوح را تغییر نمی‌دهد. (خلبانی را تصور کنید که در پرواز روی بال هواپیما ایستاده و شهپر Aileron را در دست گرفته و در حال تغییر وضعیت آن است!) قطعا یک سناریو از لحظه‌ای که خلبان قصد انجام یک مانور پروازی را دارد تا لحظه تغییر وضعیت سطوح کنترل پرواز اتفاق می افتد؛ به این سناریو Actuation می‌گوییم که به شکل‌های مختلف قابل پیاده‌سازی است؛ از روش‌های اولیه نظیر کابل کنترل (Control Cable) و یا اهرم کنترل (Control Rod) گرفته تا روش‌های پیشـــرفته‌ای نظیر FBW [1] و FBL [2] که در بخش‌های آتی به آن می‌پردازیم. به هر حال این سناریو را در قالب یک باکس دیگر به نام (Actuator) در نظر می‌گیریم که در شکل ۲-۱۸۳ قابل ملاحظه است.

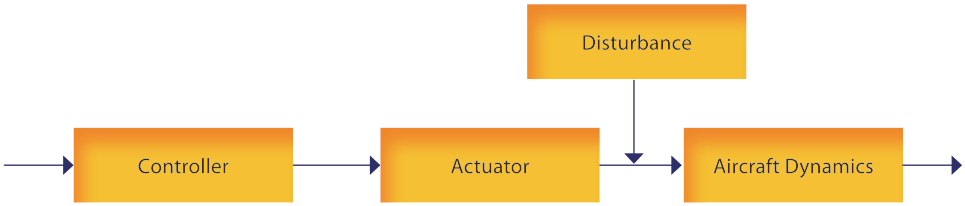
شکل ۲-۱۸۳ اضافه شدن دومین باکس به دیاگرام کنترل پرواز

در علم کنترل پرواز، خلبان را به عنوان کنترل کننده (Controller) می‌شناســـیم و آن‌را به عنوان سومین باکس، قبل از Actuator مطابق شکل ۲-۱۸۴ قرار می‌دهیم.

شکل۲-۱۸۴ نقش خلبان (Controller) در سیستم کنترل پرواز

1-Fly By Wire
2-Fly by Light

در اینجا یک سوال مطرح می شود؛ آیا فقط کنترل کننده (Controller) می تواند هواگرد را تحریک نماید؟ پاسخ منفی است چرا که در پرواز، جریانات هوای ناخواسته نظیر Gust، بادهای جانبی و از این دست موارد، نیز می تواند باعث تحریک هواگرد شود و بنابراین هواگرد تغییر وضعیت می دهد. فرض کنید یک Gust به بال چپ هواپیما برخورد نماید، بسته به قدرت این جریان هوا، قطعا هواپیما به سمت راست غلت (Roll) می‌زند. این اغتشاشات جوی را آشـــفتگی (Disturbance) می‌نامیم و آن‌را بعد از باکس (Actuator) قرار می‌دهیم. (شکل ۲–۱۸۵)

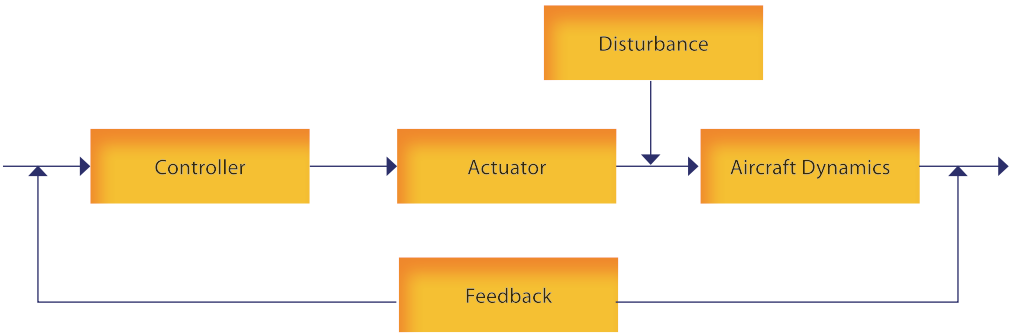


شکل ۲–۱۸۵ تاثیر آشفتگی جوی در سیستم کنترل پرواز

در مرحله بعدی سوال دیگری مطرح می باشد: آیا خلبان به عنوان کنترل کننده (Controller) به خودی خود و بدون مبنا و مرجع خاصی تصمیم به انجام یک مانور می‌گیرد؟ قطعا پاسخ منفی است، خلبان نیز بر مبنای یک مرجع خاص، یک مانور را برنامه‌ریزی و اجرا می‌نماید. این مرجع می تواند برنامه پرواز (Flight plan)، دستور از سیستم مدیریت/کنترل ترافیک هوایی ویا پیشنهاد سیستم های اویونیک مانند TCAS، GPWS، رادار هواشناسی (AWR [1]) در مواقع بحرانی و یا V–Nav به منظور بهبود بهره‌وری پرواز باشد. بنابراین همواره خلبان از یک مرجع در پرواز استفاده می‌نماید. در علم کنترل به این مقدار مطلوب، Set Point و یا Desired output می‌گوییم. برای مثال در نقطه مشـــخصی از مســـیر، مطابق برنامه پرواز، خلبان باید ارتفاع هواپیما را از ۲۰۰۰۰ پا به ۲۸۰۰۰ پا تغییر دهد.

حال سوال دیگری مطرح می شود: بعد از این که خلبان بر اساس Set Point، مانور خاصی را برنامه‌ریزی می کند؛ آیا هواگرد را به حال خود رها می‌نماید؟ قطعا خیر خلبان همواره صفحه آلات دقیق خود را نظاره می کند و رفتار هواگرد را دنبال می‌نماید تا به مقدار تعیین شده در Set Point برسد. به این عمل، بازخورد (Feedback) می‌گوییم.(شکل ۲–۱۸۶)

1-Airborne Weather Rader



شکل ۲-۱۸۶ مقایسه خروجی واقعی با مقدار مطلوب در عمل بازخورد

در بازخورد، خروجی واقعی سیستم که خروجی کنترل شده (Controlled Out Put) نیز نامیده می شود اندازه گیری و با Set Point مقایسه می شود. تفاوت این دو مقدار را سیگنال خطا (Error Signal) می‌نامیم.

همانطور که در شکل مشخص است؛ سیستم کنترل پرواز، یک حلقه بسته (Closed Loop) را تشکیل می‌دهد. به عبارت دیگر همواره مقدار خروجی به گونه‌ای بر ورودی اثر می‌گذارد که خروجی در مقدار مطلوب باقی بماند. برای مثال اگر ارتفاع ۲۸۰۰ پا به عنوان Set Point برای خلبان تعیین شده و در حال حاضر ارتفاع هواپیما ۲۰۰۰۰ پا می باشد، خلبان باید دسته فرمان (Stick) یا اهرم فرمان (Control Columb) را به سمت خود بکشد، هواپیما در وضعیت دماغه بالا (Nose–Up) قرار گیرد، دسته گاز (Throttle) را در وضعیت مناسب قرار دهد و تا ۲۸۰۰۰ پا ارتفاع گیرد. حال در این مانور حتی ممکن است برای لحظاتی کوتاه از این ارتفاع عبور نیز نماید؛ خلبان با مانور اصلاحی، هواپیما را به این ارتفاع باز می‌گرداند و تا تعیین Set Point بعدی باید توجه نماید که این ارتفاع را حفظ کند.

سیستم حلقه بسته کنترل پرواز از نوع سرومکانیزم می باشد؛ بدین معنا که سیگنال خطا (Error Signal) در آن الزاما باید صفر شود. یعنی زمانی که ارتفاع ۲۸۰۰۰ پا برای خلبان به عنوان Set Point تعیین می شود خلبان برای مثال مجاز نیست در ارتفاع ۲۹۰۰۰ پا قرار گیرد.

تا این مرحله، بلوک دیاگرام کامل سیستم کنترل پرواز را ترسیم کرده‌ایم. حال به بیان تفاوت سیستم کنترل پرواز و سیستم کنترل خودکار پرواز (AFCS[1]) می‌پردازیم. در سیستم کنترل پرواز، باکس کنترل کننده (Controller) در واقع همان خلبان است اما در سیستم کنترل خودکار پرواز یک یا چند کامپیوتر این نقش را بر عهده دارد. در بخش‌های بعدی به توضیح هر یک از اجزای بلوک دیاگرام شکل ۵ می پردازیم و در آغاز، مبحث پایداری هواگرد را به منظور درک بهتر Aircraft Dynamics مرور می‌نماییم.

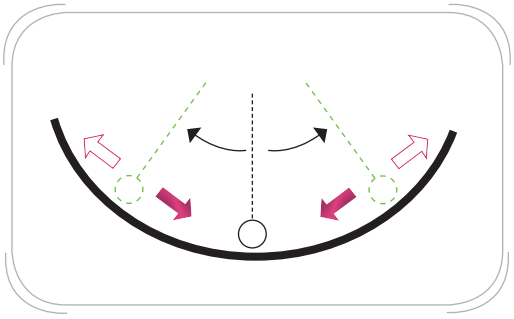
1-Automatic Flight Control System

پایداری هواگرد

در ابتدای بحث کنترل پرواز به بیان ویژگی‌های کنترل– پایداری هواگرد در قالب یک معادله ریاضی پرداختیم. در آن مثال هر سه هواپیما رفتاری منحصر به فرد از خود نشان دادند. هواپیمای اول به حالت اولیه خود بازگشت؛ هواپیمای دوم وضعیت جدید به خود گرفت و هواپیمای سوم به حرکت خود در محور غلت (Roll) ادامه داد. بر این اساس می توانیم وضعیتی را برای هواگرد تعریف کنیم به نام حالت تعادل (Equilibrium) که اصولاً وضعیتی است که سیستم به تعادل می‌رسد. توجه فرمایید الزاما در هواگرد حالت تعادل، وضعیت تراز (Level) نمی باشد (برای نمونه هواپیمای دوم) بنابر موارد فوق می توان اصطلاحی به نام پایداری را تعریف نمود که عبارت است از تمایل هواگرد برای بازگشت به وضعیت تعادل؛ این تمایل زمانی بروز پیدا می کند که هواگرد از وضعیت تعادل خارج شود. (در مثال قبلی دسته فرمان هواپیماها به سمت چپ منحرف گردید) بر این اساس دو نوع پایداری تعریف می شود: پایداری استاتیک (Static Stability) و پایداری دینامیک (Dynamic Stability)

در پایداری استاتیک تمایل ذاتی هواگرد برای بازگشت به وضعیت تعادل مطرح است. به بیان دیگر آیا هواگرد ذاتا دوست دارد به وضعیت تعادل بازگردد یا خیر؟ با توجه به پاسخ این سوال سه نوع پایداری استاتیک قابل تعریف است: پایداری استاتیکی مثبت (Positive Static Stability)، پایداری استاتیکی منفی (Neagative Static Stability) و پایداری استاتیکی خنثی (Neutral Static Stability)

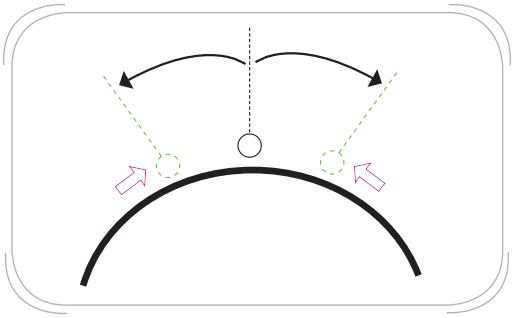
در پایداری استاتیکی مثبت (Positive Static Stability) هواگرد ذاتا تمایل دارد به وضعیت تعادل خود بازگردد. (هواپیمای اول در مثال قبلی) یک مثال ابتدایی قرار دادن یک گوی در یک ســطح مقعر و خارج کردن آن از وضعیت تعادل است. همانگونه که در شکل ۲–۱۸۷ مشهود است در این سیستم، تمایل به بازگشت در وضعیت تعادل است.



شکل ۲–۱۸۷ تمایل یک گوی در بازگشت به وضعیت تعادل در یک سطح مقعر

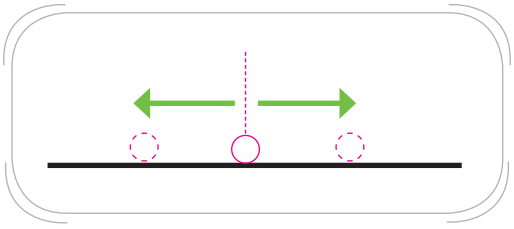
پایداری استاتیکی منفی (Negative Static Stability) که طی آن هواپیما نه تنها تمایل ندارد به وضعیت تعادل برگردد بلکه به حرکت خود نیز ادامه می دهد (هواپیما ســوم در مثال قبلی) یک نمونه معروف، مطابق شکل

۲–۱۸۸ قراردادن یک گوی در سطح محدب و خارج کردن آن از وضعیت تعادل است.
همانطور که ملاحظه می شـــود با خارج کردن گوی از وضعیت تعادل؛ نه تنها گوی به حالت تعادل خود باز نمی‌گردد بلکه به حرکت خود نیز ادامه می‌دهد.



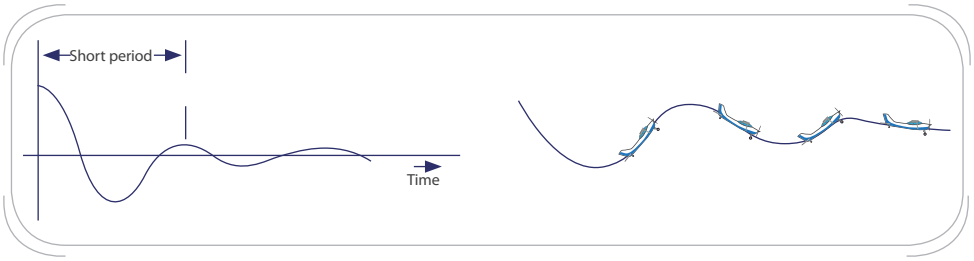
شکل ۲–۱۸۸ عدم تمایل یک گوی در بازگشت به وضعیت تعادل در یک سطح محدب

پایداری خنثی: (Neutral Static Stability) در این نوع پایداری هواگرد نه به حالت تعادل اولیه خود باز می‌گردد و نـــه به حرکـــت خود ادامه می‌دهد بلکه وضعیت جدیدی را به عنـــوان حالت تعادل فعلی به خود می‌گیرد. (هواپیمای دوم در مثال قبلی) مثال عمومی آن قرار دادن یک گوی در سطح صاف است با خارج کردن گوی از وضعیت تعادل؛ گوی وضعیت تعادل جدیدی را به خود اختصاص می‌دهد. (شکل ۲–۱۸۹)



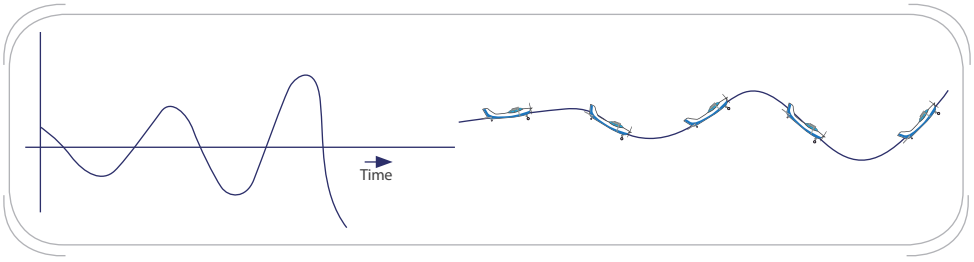
شکل۲–۱۸۹ پایداری خنثی (Neutral Static Stability) در خصوص یک گوی در یک سطح صاف

حال به پایداری دینامیکی (Dynamic Stability) می‌پردازیم: اگر هواگرد ذاتا تمایل دارد به وضعیت تعادل خود باز گردد؛ به چه شـــیوه ای وبا چه حرکتی به این وضعیت باز می‌گردد. در طبیعت عموما این نوع بازگشت با حرکت نوسانی همراه خواهد بود. در اینجا نیز می توان سه نوع پایداری دینامیکی (Dynamic Stability) تعریف نمود: پایداری دینامیکی مثبـــت(Positive Dynamic Stability)، پایداری دینامیک منفی(Negative Dynamic Stability) و پایداری دینامیک خنثی(Neutral Dynamic Stability)
مطابق شکل۲–۱۹۰ در پایداری دینامیکی مثبت(Positive Dynamic Stability) هواگرد با یک حرکت نوسانی میرا به وضعیت تعادل خود باز می‌گردد.



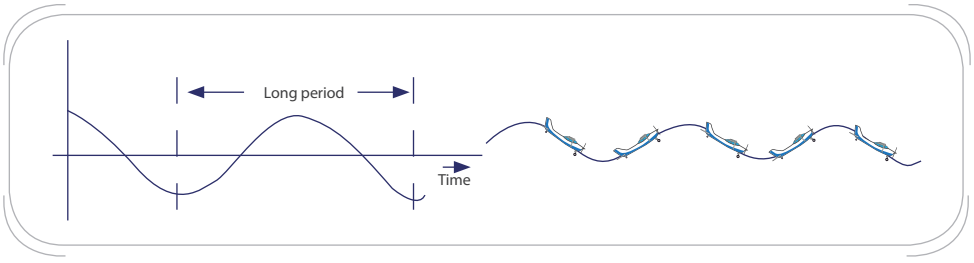
شکل ۲-۱۹۰حرکت نوسانی میرا در پایداری دینامیکی مثبت (Positive Dynamic Stability)

در پایـــداری دینامیکی منفی(Negative Dynamic Stability) هواگرد با یک حرکت نوســـانی غیر میرا با دامنه افزاینده ســـعی می کند به حالت تعادل خود باز گردد اما مطابق شکل ۲-۱۹۱ در هر نوسان از وضعیت تعادل بیشتر فاصله می گیرد.



شکل۲-۱۹۱ حرکت نوسانی غیر میرا با دامنه افزاینده در پایداری دینامیکی منفی(Negative Dynamic Stability)

در پایداری دینامیکی خنثی(Nertral Dynamic Stability) هواگرد با یک حرکت نوسانی با دامنه ثابت سعی می کند به حالت تعادل خود باز گردد. (شکل۲-۱۹۲)

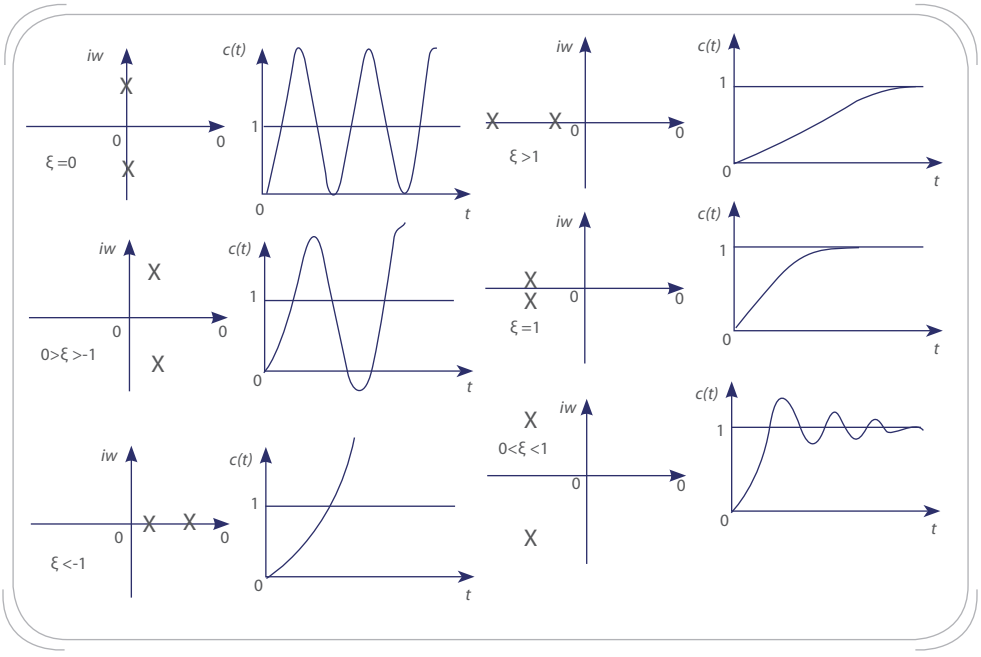


شکل ۲-۱۹۲حرکت نوسانی دامنه ثابت در پایداری دینامیکی خنثی(Neutral Dynamic Stability)

در معادله کنترل پایداری، مقدار ξ نشـــان دهنده نوع پایداری هواگرد می باشد. اگر ξ < ۱– باشد هواگرد داری پایداری استاتیکی منفی است یا اصولاً ناپایدار می باشد. جنگنده‌ها عموما به گونه‌ای طراحی می‌شوند که ذاتا ناپایدار باشند چرا که نیاز به قدرت مانور بالا دارند. پایداری و قدرت مانور به صورت عکس با هم در ارتباط هستند؛ هر قدر پایداری هواگرد کمتر باشد قدرت مانور آن بیشتر می شود و بر عکس.

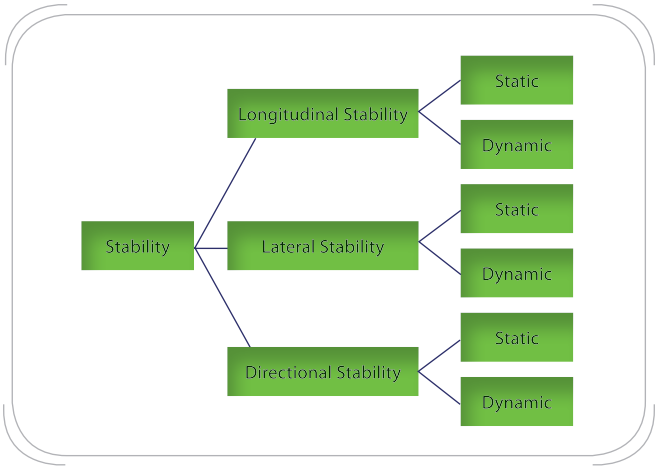
اگرهواگرد به گونه ای طراحی شود که ۰> ξ>۱– قرار گیرد پایداری استاتیکی هواگرد مثبت اما پایداری دینامیکی آن منفی می شود. اگر ξ=۰ شود آنگاه پایداری استاتیکی مثبت اما پایداری دینامیک خنثی خواهد بود. چنانچه در طراحی ۱> ξ>۰ قرار گیرد؛ پایداری استاتیکی و دینامیکی مثبت خواهد بود و با اصطلاح Light Damping مواجه خواهیم بود.

اصولاً در بازه ۰>ξ هر دو پایداری مثبت خواهد بود اما هر مقدار که ξ بزرگ‌تر باشد لختی هواگرد در بازگشت به وضعیت تعادل بیشـــتر می‌گردد. به گونه‌ای که چنانچه ξ=۱باشد Critical Damping اتفاق می‌افتد. و در ξ>۱ عملاهواگرد با تاخیر بسیار فراوان به تعادل می‌رسد که به آن Hard Damping می‌گویند. در شکل ۲–۱۹۳ مقادیر مختلف ξ و تاثیر آن بر پایداری هواگرد، مشاهده می‌گردد.



شکل ۲–۱۹۳ مقایسه مقادیر مختلف ضریب میرایی (ξ)

اصولاً تحلیل رفتار کنترل پایداری هواگرد حول سه محور x،y،z و یا به عبارت دیگر محورهای Pitch، Roll و Yaw صورت می‌گیرد، به این ترتیب با سه معادله در سه کانال کنترلی مواجه خواهیم شد. البته رفتار کنترل پایداری هواگرد در هر کانال قطعا روی دو کانال دیگر بی تاثیر نخواهد بود. اصولاً بیشترین وابستگی بین دو کانال غلت (Roll) و سمت‌گردی (Yaw) می باشد. بدین ترتیب می توان تعاریف پایداری استاتیک و دینامیک را در هر سه محور اعمال و بدین ترتیب با شش نوع پایداری مطابق شکل۲-۱۹٤ مواجه خواهیم بود.



شکل ۲-۱۹٤ انواع پایداری هواگرد

اصولاً پایداری هواگرد حول محور عرضی را Longitudinal Stability، حول محور طولی را Lateral Stability و حول محور عمودی را Directional Stability می‌گویند.

در این میان Lateral Stability و Directional Stability به شـــدت وابسته به یکدیگرند زیرا اصولاً حرکت‌های غلت(Roll) و سمت‌گردی(Yaw) دارای این وابستگی هستند. آیا می توانید هواپیمایی را تصور کنید که شهپر (Ai-leron) نداشته باشد؟ یک نوع Piper این چنین است؛ چرا که می توان به کمک سکان عمودی(Rudder) حرکت غلت(Roll) را انجام داد! هنگام حرکت سکان عمودی(Rudder) حرکت سمت‌گردی(Yaw) صورت می‌گیرد این حرکت باعث می شود هواپیما وارد یک مسیر دایره‌ای شود. سرعت خطی بالی که خارج از دایره قرار می‌گیرد نسبت به بالی که داخل دایره است بیشتر می شود؛ با افزایش سرعت خطی، نیروی بالابرنده (Lift) افزایش می‌یابد بنابراین در یک بال نیروی بالابرنده (Lift) بیشتر شده و هواپیما به سمت مرکز دایره غلت (Roll) می‌زند.

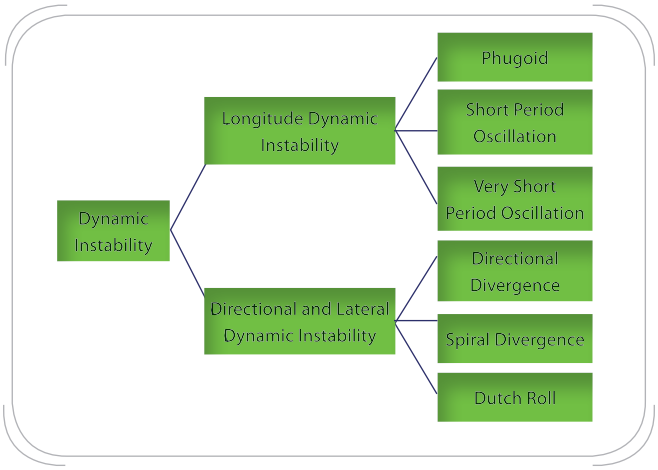
مهمترین عاملی که در پایداری اســـتاتیکی طولی (Longitudinal Static Stability) موثر اســـت؛ اندازه، طرح

موقعیت و سایر خصوصیات Horizontal Stabilizer و همچنین موقعیت CG[1] و CP[2] می باشد.

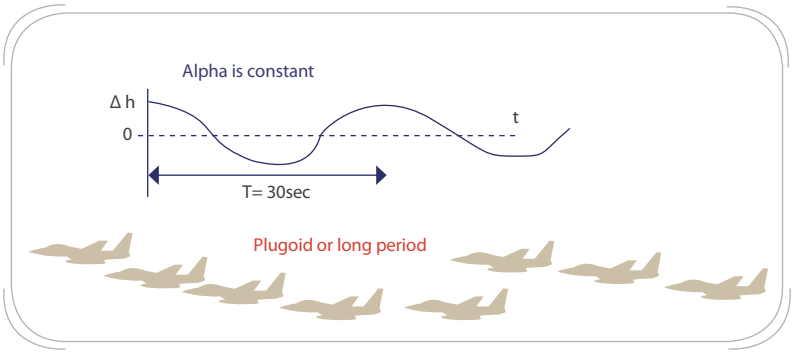
در خصوص پایداری استاتیکی عرضی (Lateral Static Stability) نیز عوامل زیر موثر می‌باشند:

- زاویه Dihedral [3]
- زاویه Swept back
- طرح و نوع flap
- Keel surface

حرکت‌های معروف وابسته به عدم پایداری دینامیکی در شکل۲-۱۹۵ ملاحظه می شود.



شکل ۲-۱۹۵ حرکت‌های ترکیبی ناشی از عدم پایداری دینامیکی

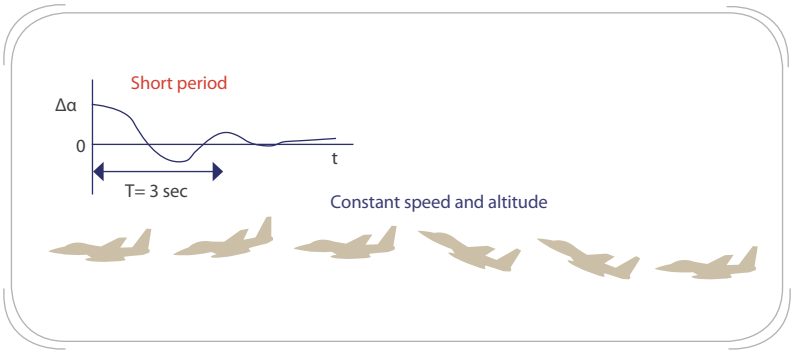


شکل ۲-۱۹۶ نوسان بلند مدت یا Phugoid

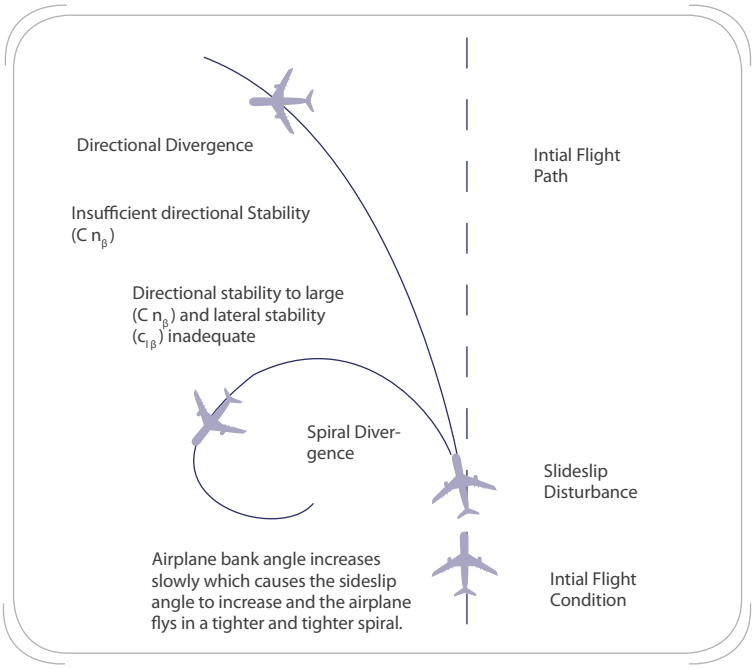
1-Center of Gravity

۲- Center of Pressure نقطه‌ای است که می توان برآیند بردارهای نیروی بالابرنده (Lift) را در آنجا تصور کرد

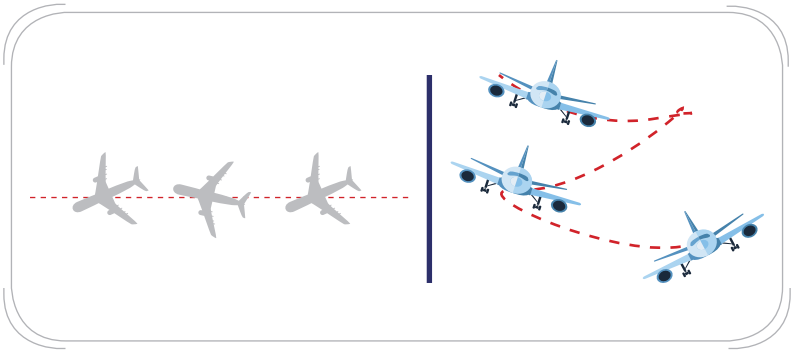
۳-نصب بال به صورت رو به بالا را زاویه هشتی یا Dihedral می‌گویند



شکل ۲–۱۹۷ نوسان کوتاه مدت (Short Period Oscillation)



شکل ۲–۱۹۸ واگرایی(Divergence) از نوع Directional و Spiral



شکل ۲-۱۹۹ نوسان Dutch Roll

بلوک کنترل کننده (Controller)

همان‌گونه که قبلا ذکر شـــد کنترل‌کننده (Controller) در سیستم کنترل خودکار پرواز کامپیوتری است که در نگاه نخســـت با توجه به ســـیگنال خطا (Error Signal)، عملیات پردازش انجام داده و سیگنال فرمان مناسب (Command Signal) جهت به حرکت درآمدن Actuator مهیا می‌نماید. بلوک Actuator به سطوح کنترل پرواز به صورت مکانیکی متصل است و آن‌ها را جابه‌جا می‌نماید. این جابه‌جایی به‌گونه‌ای است که هواگرد مانوری در راستای کاهش سیگنال خطا (Error Signal) انجام می‌دهد. این پردازش سیگنال در یک حلقه بسته صورت می‌گیرد و تا صفر شدن سیگنال خطا (Error Signal) ادامه پیدا می کند.

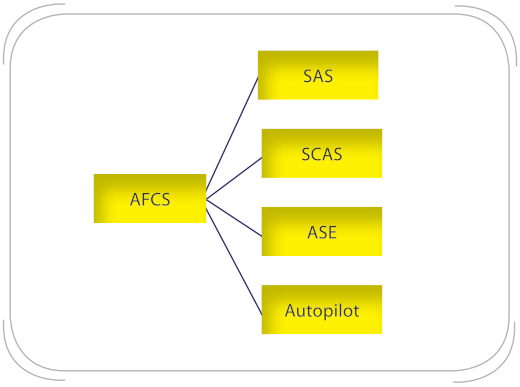
اما علاوه بر عملکرد اصلی فوق، این کامپیوتر می تواند یک مزیت اساسی دیگر ایجاد نماید. این مزیت بسیار مهم عبارت است از بهبود رفتار کنترل-پایداری هواگرد.

بنا به محدودیت‌هایی که در فضای طراحی هواگرد وجود دارد عموما معادله کنترل-پایداری به صورت ایده‌آل بدست نمی‌آید. برای مثال تیم آیرودینامیک و کنترل پرواز طی محاسبات خود نیاز به یک سکان عمودی (Vertical Stabilizer) به طول فرضی چهار متر می باشـــد اما تیم سازه بر اساس محدودیت‌های موجود، حداکثر می توانند این بخش را به طول سه و نیم متر طراحی و پشتیبانی نمایند. همواره طراحی هواگرد در فضایی صورت می‌پذیرد که بین مشـــخصه‌های مختلف یک مصالحه (Trade Off) اتفاق می‌افتد. بنابراین عموما مشخصه‌های کنترل-پایداری هواگرد به صورت ایده آل نمی تواند طراحی شـــود. در اینجاست که نقش تیم طراحی کنترل خودکار پرواز پررنگ‌تر می شود.

در بلوک دیاگرام کنترل خودکار پرواز، همانند بلوک دینامیک هواگرد (Aircraft Dynamics)، هر بلوک دیگری نیز دارای یک معادله ریاضی می باشد. در علم کنترل، این بلوک‌ها با هم ترکیب شده و در نهایت یک معادله

را تشکیل می‌دهد که در حقیقت این معادله رفتار اصلی هواگرد را هنگام عملکرد سیستم کنترل خودکار پرواز، نشان می‌دهد.

همانند یک مدار الکتریکی که می توانیم ترکیب مقاومت‌ها را بدســـت آوریم و آن‌ها را با یک مقاومت معادل جایگزین کنیم. حال فرض کنید مقاومت مطلوب ما نه اهم می باشد اما در حال حاضر یک مقاومت هفت اهمی در اختیار داریم؛ یک راه حل مناسب اضافه کردن یک مقاومت دو اهمی به صورت سری با آن مقاومت است در این صورت یک مقاومت معادل نه اهمی ایجاد می شود که همان مقاومت ایده آل ما است. تیم طراحی کنترل خودکار پرواز می تواند به کمک روش‌های نرم افزاری، معادله کنترل‌کننده (Controller) را به گونه‌ای تنظیم کنند که پس از ترکیب با معادله دینامیک هواگرد (Aircraft Dynamics) و سایر بلوک‌ها، یک معادله ایده‌آل را ایجاد نماید. بدین‌ترتیب نقص‌ها و محدودیت‌های تحمیل شده بر حوزه کنترل پرواز با معادله کنترل‌کننده (Controller) پوشش داده می شود. عموما خلبان‌ها هواگردهایی که دارای AFCS هستند را خوش دست تر می‌دانند و عنوان می‌کنند Handling بهتری دارد. انواع AFCS را می توان مطابق در چهار دسته بخش‌بندی کرد.



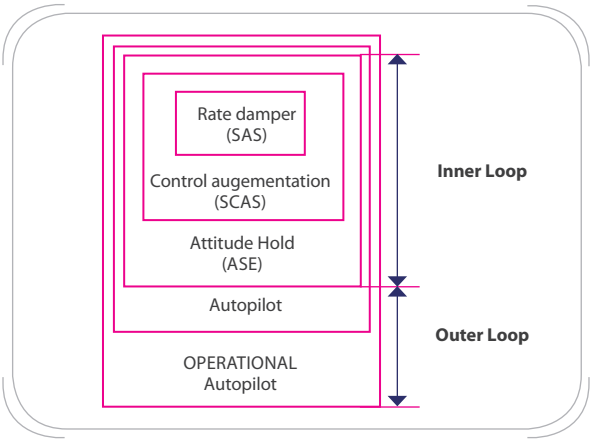
شکل ۲-۲۰۰ انواع سیستم های کنترل خودکار پرواز

اولین نوع AFCS در راستای بهبود پایداری هواگرد طراحی شد. می‌دانیم جنگنده‌ها عموما با هدف قدرت مانور بالا، به گونه‌ای طراحی می‌شوند که پایداری منفی داشته باشند. حال زمانی که نیاز به این قدرت مانور نباشد این سیستم به نام SAS وارد عمل شده و پایداری هواپیما را به صورت مشهود افزایش می‌دهد.
بدین ترتیب کامپیوتر SAS[1] بین دستور خلبان (Pilot Command) و Actuator قرار می‌گیرد و رفتار هواگرد را بهبود می‌بخشد. بالگردها نیز با توجه به پایداری منفی از این سیستم می توانند بهره بگیرند. با درگیر شدن SAS پایداری افزایش می‌یابد اما هواگرد در برابر فرامین خلبان لخت می شود؛ بنابراین در هواگردهایی که نیاز به قدرت

1-Stability Augmentation System

مانور بالا دارند نوع دوم AFCS با نام SCAS [1] به کار می‌رود تا علاوه بر افزایش پایداری، قدرت مانور نیز بالا رود، بالگردی نظیر Bell 209 معروف به کبری از این سیستم بهره می‌گیرد.

برخی بالگردها با کاربری SAR [2] نیاز به حفظ یک وضعیت (Attitude) خاص دارند برای مثال بالگردی را در نظر بگیرید که در هوای طوفانی، بالای یک کشتی باید پرواز ایستایی (Hover) انجام دهد و با حفظ این وضعیت (بدون حرکت) عملیات نجات را انجام دهد. در اینجاست که سومین نوع AFCS با نام ASE [3] پا به عرصه می‌نهد. سیستم ASE قادر به حفظ یک وضعیت خاص در هواگرد می باشد بدین معنا که خلبان هواگرد را در یک وضعیت خاص قرار می‌دهد و پس از درگیر کردن ASE این وضعیت حفظ می شود. قابل ذکر است که انواع بعدی AFCS ویژگی‌ها و توانایی‌های انواع قبلی را دارند؛ یعنی SCAS توانایی SAS را دارد و ASE توانایی SCAS و SAS را دارا می باشد.



شکل۲-۲۰۱ سلسله مراتب در AFCS

1-Stability and Control Augmentation System
2-Search and Rescue
3-Automatic Stabilization Equipment

شکل ۲-۲۰۲ بالگردهای Bell 209 (بالا سمت چپ)، CH-43 (بالا سمت راست) و SH-3D

در نوع چهارم AFCS خلبان می تواند مقادیر خاصی را به عنوان Set Point برای هواگرد تعریف و تنظیم نماید. برای مثال ارتفاع، HDG، سـرعت و از این قبیل شاخص‌ها؛ هواگرد طی مانور یا مجموعه‌ای از مانورها در این تنظیم تعریف شده قرار می‌گیرد. به این AFCS، خلبان خودکار(Autopilot) می‌گوییم. تعریف و تنظیم مقادیر، عموما از طریق FCU [1] (شـکل ۲-۲۰۳) صورت می‌گیرد. خلبان خودکار(Autopilot) بر طبق قاعده ذکر شده، قابلیت‌های SCAS، ASE و SAS را دارد.

شکل ۲-۲۰۳ FCU در A320

تا قبل از معرفی خلبان خودکار، همواره در سه نوع اول AFCS صحبت از بهبود رفتار کنترل پایداری در میان بود. اصولاً به حلقه کنترلی که این وظیفه را به عهده دارد حلقه داخلی (Inter Loop) می‌گوییم. اما در خلبان خودکار قابلیت‌های دیگری نیز به AFCS اضافه گردید؛ نظیر تنظیم ارتفاع، سرعت، HDG و ... بنابراین حلقه کنترلی AFCS، توسعه یافته و به اطلاعات بیشتری نیاز دارد. در علم کنترل به آن حلقه خارجی (Outer Loop) می‌گوییم.

کامپیوتر پرواز و معماری FBW/FBL

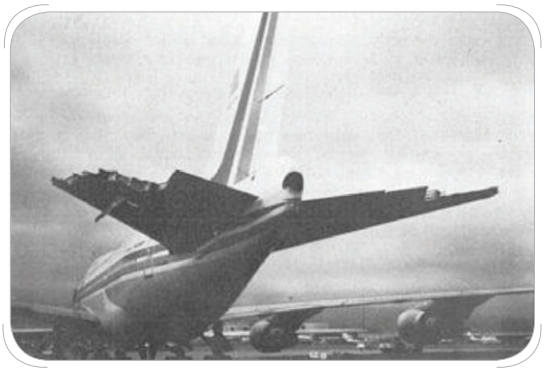
بهبود رفتار کنترل پایداری هواگرد توسط خلبان خودکار(Autopilot) یک قابلیت کلیدی به شمار می‌رود؛ به ویژه در هواپیماهای رده حمل و نقل تجاری که ایمنی و آسایش مسافران از اهمیت بسیار زیادی برخوردار است. در این حالت نیاز به یک تکامل احساس می شود؛ تنها زمانی که خلبان خودکار(Autopilot) درگیر باشد این مزیت قابل دسترسی خواهد بود. این در حالی است که خلبان خودکار تنها در بخشی از پرواز به کار گرفته می شود. در اینجا بود که نقش متخصصان کنترل خودکار یک بار دیگر پررنگ شد. آنان سیستمی را توسعه دادند که در

1-Flight Control Unit

آن، یک یا چند کامپیوتر همواره ویژگی بهبود رفتار هواگرد را ایجاد می‌نماید و طی آن دیگر وابسته به در مدار بودن خلبان خودکار(Autopilot) نیستیم. این کامپیوترها بین فرامین کنترلی خلبان (Stick/Pedal) و Actuator قرار می‌گیرد. بدین‌ترتیب اصطلاح FBW [1] وارد واژگان اویونیک شد.

فنـــاوری FBW برای اولین بار در هواپیمای مافوق صوت کنکورد (Concorde) پیاده شـــد. از آن پس ایرباس در A320 و بوئینـــگ در B777 آغازگر بهره‌گیـــری از این فناوری در نگرش خود بودند. همانطور که قبلا ذکر گردید، اصلی‌ترین بخش این فناوری کامپیوترهای پرواز اســـت. علاوه بر اینکه کامپیوتر پرواز (Flight Com-puter)، رفتار کنترل–پایداری هواگرد را بهبود می‌بخشد؛ ایمنی پرواز را به شکل قابل توجهی افزایش می‌دهد. یکی از نگرانی‌هایی که ایمنی پرواز را به شدت به خطر می‌اندازد، دستور (Command) اشتباه خلبان، بدون در نظر گرفتن شرایط پرواز است. برای مثال تغییر نامناسب در وضعیت هر یک از سطوح کنترل پرواز، ناشی از دستور (Command) شدید خلبان در سرعت‌های بالا می تواند منجر به آسیب سطوح کنترل پرواز و طبیعتا به مخاطره افتادن هواگرد باشد.

محدوده پرواز ایمن که به پوشـــه پرواز ایمن (SFE) [2]معروف اســـت در کامپیوتر پرواز تعریف می شـــود و بدین‌ترتیب با توجه به شرایط و شاخص‌های پروازی؛ دستور خلبان (Pilot Command) تعدیل و حتی اصلاح می شود. به عبارت دیگر SFE محدوده‌ای از شاخص‌های پروازی است که هواگرد در آن محدوده ایمن خواهد بود. این شـــاخص‌ها در شرایط مختلف مقادیر یکسان نخواهند داشت به طور مثال حداکثر زاویه پهلوگردی (Bank) با توجه به سرعت و یا ارتفاع، متفاوت خواهد بود. خروج از محدوده SFE عواقب خطرناکی همچون آسیب به بدنه هواگرد را در بر خواهد داشت. (شکل۲–۲۰٤)

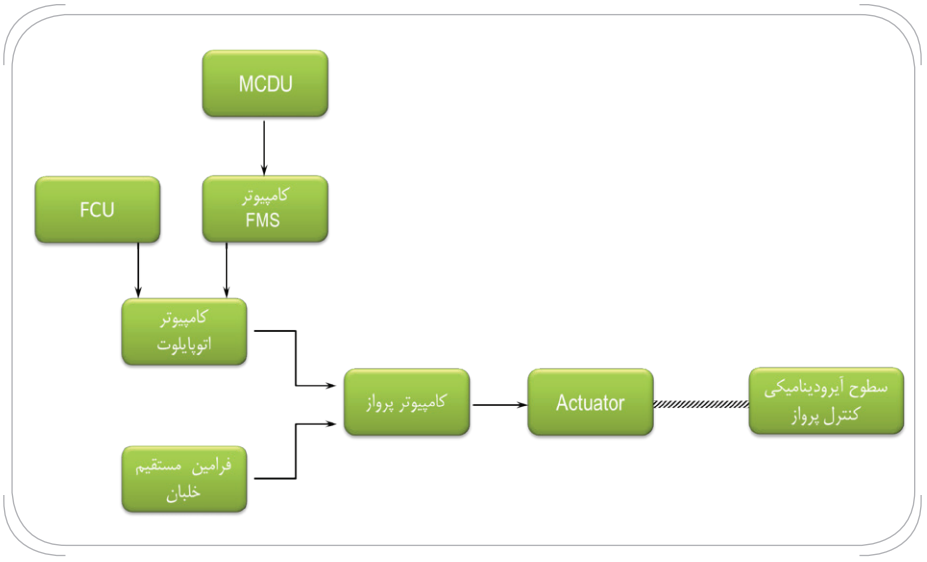


شکل۲–۲۰٤ آسیب ناشی از تغییر نامناسب، ناگهانی و شدید در سطوح کنترل پرواز

1-Fly By Wire
2-Safe Flight Envelope

اصطلاح FBW موید این موضوع است که در این معماری، فرامین خلبان بلافاصله بعد از دسته فرمان (Stick)، پدال (Pedal)، اهرم‌های مربوط به Flap/Spoiler/Trim Tab تبدیل به سیگنال الکتریکی می شود و به کامپیوتر پرواز منتقل می‌گردد. ارتباط بین کامپیوتر و Actuator نیز الکتریکی است بنابراین در این معماری خبری از کابل کنترل (Control Cable) و یا اهرم کنترل (Control Rod) نیست.

با توجه به شکل ۲-۲۰۵ وظیفه کامپیوتر پرواز، قرار گرفتن بین فرامین خلبان و Actuator به منظور اصلاح و تعدیل دستورات وی و در نهایت FEP است. بنابراین ورودی کامپیوتر پرواز، فرامین کنترلی خلبان و یا فرامین صادره از سوی کامپیوتر مربوط به خلبان خودکار است (البته در صورتی که خلبان خودکار درگیر شده باشد) و خروجی آن فرامین صادره به Actuator می باشد.



شکل ۲-۲۰۵ سناریوی عمومی در فناوری‌های FBW و FBL

در راستای افزایش ایمنی پرواز و همچنین مشکل نویزپذیری سیگنال‌های الکتریکی؛ در یک گام رو به جلو، سیم‌های رابط در این سیستم جای خود را به فیبر نوری و سیگنال الکتریکی مبدل به سیگنال نوری گردید. بنابراین خطر نویزپذیری الکتریکی نیز مرتفع گردید؛ این فناوری به FBL معروف می باشد.

در یک گام رو به جلوی دیگر، کاربرد علم کنترل خودکار در پرواز به حد اعلا خود می‌رسد و FMS معرفی می‌گردد. در خلبان خودکار تنها می توان یک پروفایل پروازی را تنظیم کرد اما در FMS می توان تمام پروفایل‌های مورد نیاز در طول مسیر پرواز را تعریف نمود.

مشخصه‌های یک مسیر پروازی (Flight Route) شامل مختصات تمام Way Points، ارتفاع و ... از قبل تعریف شـــده و در یک پایگاه داده داخل حافظه FMS ذخیره می شـــود. طبق مقررات هر ۲۸ روز یکبار این پایگاه داده باید به روز شـــود. کافی است خلبان شماره مســـیر پروازی را انتخاب نمایید،کامپیوتر FMS که FMC [1] نام دارد پروفایل‌های پروازی را یک به یک و به هنگام برای کامپیوتر خلبان خودکار تعریف می نماید و خلبان خودکار هواگرد را در آن پروفایل‌ها قرار می‌دهد. بدین‌ترتیب هواگرد به صورت خودکار در مسیر پروازی قرار گرفته و به پرواز خود از مبدا تا مقصد ادامه می‌دهد.

بنابراین کامپیوتر خلبان خودکار علاوه بر FCU، از کامپیوتر FMS نیز می تواند دستور بگیرد. ورودی FMS یک صفحه کلید و نمایشگر است و به MCDU [2] معروف می باشد.

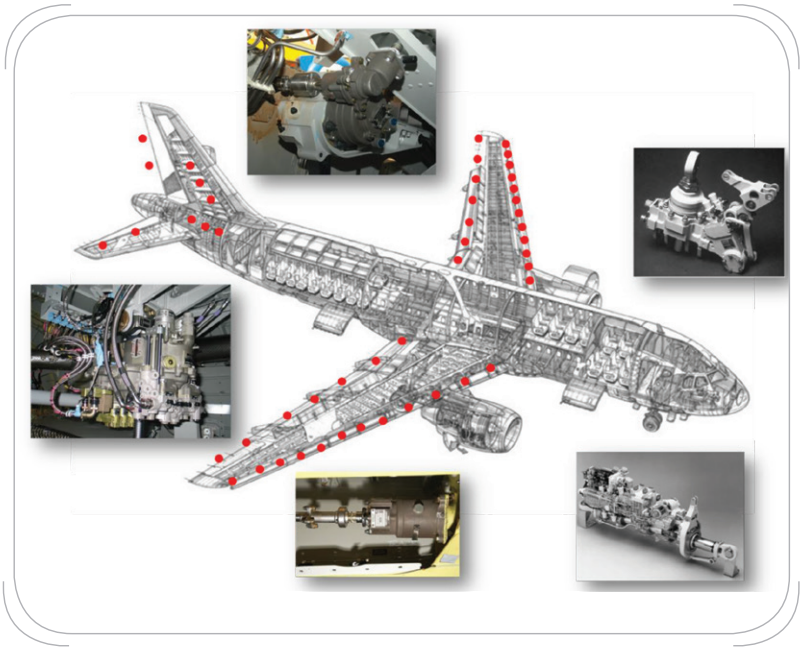
در اویونیک FMS یک سیستم چند وجهی است؛ بدین معنا که علاوه بر کنترل پرواز، قابلیت‌های منحصر به فرد دیگری نیز دارد. ناوبری هیبریدی به عنوان یک کاربرد بی همتا مطرح است که در بخش ناوبری به آن پرداخته می شود. از دیگر قابلیت‌های FMS می توان به OBM [3] اشاره کرد.

در کنار خلبان خودکار سیستم دیگری بنام Flight Director مطرح می شود که عملکردی مشابه با این تفاوت که خروجی کامپیوتر خلبان خودکار وارد Actuator می شود؛ اما خروجی سیستم Flight Director (که کامپیوتر آن مـــی تواند با کامپیوتر خلبان خودکار یکی باشـــد) وارد Actuator نمی شـــود و به جای آن خطوط فرمان (Command Bar) در نشانگرهایی مانند ADI یا HSI را به حرکت در می‌آورد. در این نشانگرها اگر خلبان مانوری را برنامه‌ریزی نماید که طی آن سمبل هواپیما در نشاندهنده ها (Aircraft Symbol) با خطوط فرمان مماس شود؛ بدین معناست که مانور خلبان منجر به رسیدن به پروفایلی می شود که در FCU قبلا تنظیم کرده است.

بلوک Actuator

در تعریفی ساده Actuator وسیله‌ای است برای تبدیل سیگنال الکتریکی به حرکت مکانیکی که در جای جای هواگرد کاربرد دارد؛ اما بیشترین کاربرد آن به سیستم کنترل فرامین بر می‌گردد، بنابراین بیشترین تمرکز را بر آن خواهیم داشت. شکل ۲-۲۰۶ کاربرد وسیع Actuator را در سیستم کنترل فرامین A320 نشان می‌دهد، هریک از نقاط قرمز نمایانگر یک Actuator می باشد اما تصاویر حاشیه الزاما مربوط به این هواپیما نیست.

1-Flight Management Computer
2-Multi-Function Control and Display Unit
3-On-Board Maintenance



شکل ۲-۲۰۶ تعدد Actuator در کنترل پرواز A320

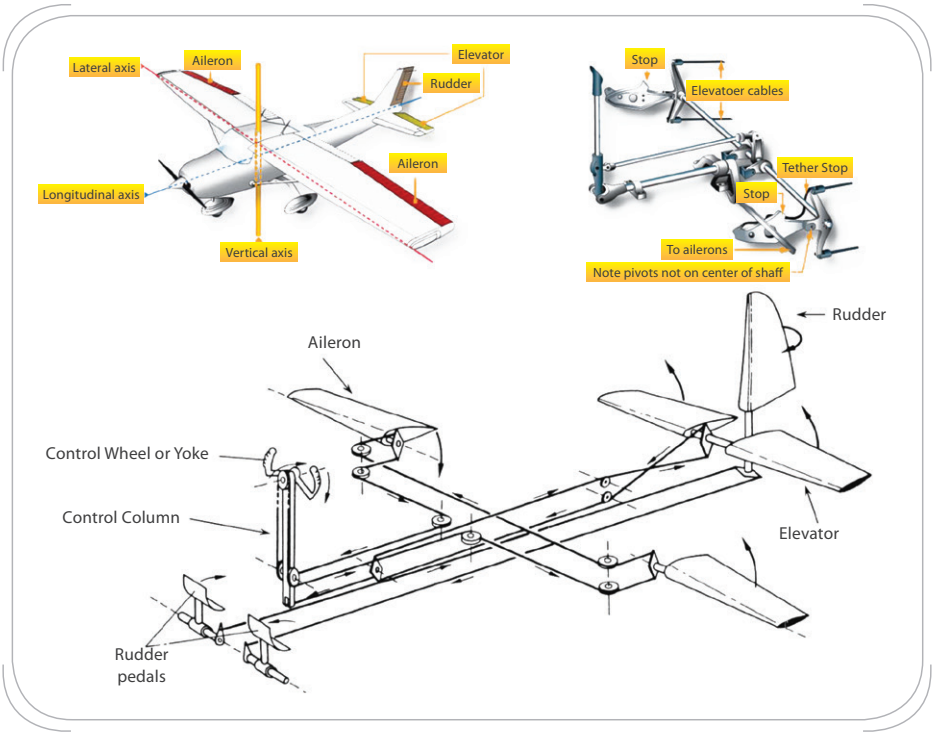
قبل از ورود به جزئیات Actuator ابتدا مبحث Actuation را مرور می‌کنیم. Actuation سناریویی است که از هنگام تصمیم خلبان جهت اعمال تغییرات در سطوح کنترلی تا تغییر فیزیکی در آن‌ها اتفاق می‌افتد. در این خصوص با بررسی سیر تاریخی، می توان ٦ سناریو را به صورت زیر دسته‌بندی کرد که تقریبا از نظر تاریخی هم به ترتیب ذکر شده‌اند:

- سیگنال مکانیکی - اعمال قدرت مکانیکی
- سیگنال مکانیکی - اعمال قدرت هیدرولیک / نیوماتیک
- سیگنال الکتریکی - اعمال قدرت الکتریکی
- سیگنال مکانیکی - اعمال قدرت IAP [1]
- سیگنال الکتریکی - اعمال قدرت هیدرولیکی
- سیگنال الکتریکی - اعمال قدرت EHA [2] و یا EMA [3]

در هواگردهای کوچک که اصولاً سرعت پرواز آن‌ها نیز زیاد نیست؛ نیروهای آیرودینامیکی که روی سطوح

1-Integrated Actuator Package
2-Electro Hydrostatic Actuator
3-Electro Mechanical Actuator

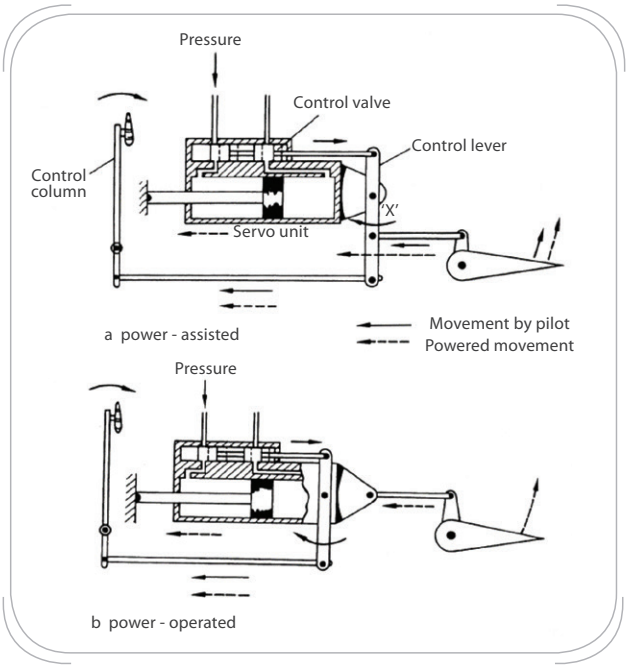
فرامین تاثیر می‌گذارند آنقدر بزرگ نیستند که خلبان نتواند با نیروی خود آن‌ها را جابه‌جا کند، بنابراین در این هواگردها از روش اول یعنی سیگنال مکانیکی - اعمال قدرت مکانیکی استفاده می شود. بدین‌ترتیب خلبان به منظور تغییر وضعیت شهپر (Aileron)، سکان افقی (Elevator) و سکان عمودی (Rudder) با به حرکت در آوردن اهرم فرمان (Control Column) و ستون فرمان (Yoke) و یا ترکیب آن‌دو در Control Stick و همچنین Pedal می تواند باعث تغییر وضعیت هواگرد شود. مجموعه‌ای از ادوات مکانیکی در انتقال نیرو نقش دارند که در شکل ۲-۲۰۷ دیده می‌شوند.



شکل ۲-۲۰۷ پیاده‌سازی سناریوی Actuation در هواپیماهای کوچک

در هواگردهای بزرگتر که سرعت زیادتری هم دارند، نیروی خلبان به اندازه‌ای نیست که بتواند سطوح فرامین را حرکت دهد بنابراین در اینجا پای قطعه‌ای ارزشمند به‌نام Actuator به میان می‌آید که انواع هیدرولیکی و الکتریکی آن به شکل ساده و اولیه قدمت طولانی دارند.

در یک Actuator هیدرولیکی / نیوماتیکی، خلبان عملا دریچه (Valve) مربوط به Actuator را جابه‌جا کرده، بدین‌ترتیب فشار هیدرولیک / نیوماتیک در یک طرف پیستون اعمال شده که متعاقبا باعث حرکت آن می‌گردد. بنابراین سناریو، سیگنال مکانیکی - اعمال قدرت هیدرولیکی خواهد شد. (شکل ۲-۲۰۸)



شکل ۲–۲۰۸ کنترل فرامین هواپیماهای بزرگتر

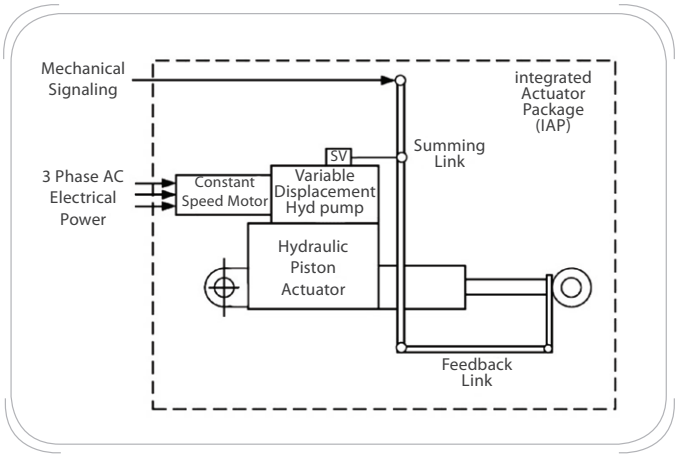
در گام بعدی استفاده از Actuator نوع الکتریکی بویژه در هواگردهای متوسط که نیروهای آیرودینامیکی بیشتر از توان خلبان اســـت ولی آنقدر هم زیاد نیست که مجبور به استفاده ار قدرت هیدرولیک باشیم. در استفاده از این نوع که عملا از موتور الکتریکی استفاده شود، الزاما باید از سیگنال الکتریکی بهره گرفته شود؛ بنابراین پای مبدل‌های حرکت مکانیکی فرامین خلبان از این نقطه در سیستم های کنترل فرامین باز می شود. به این مبدل‌ها تراگذار (Transducer) یا Signal Sensor می گویند.

با ورود سیگنال‌های الکتریکی و پیشرفت‌های شگرفی که در دهه ۷۰ میلادی در علم کنترل بوجود آمد؛ به تدریج بحث فناوری FBW [1] به میان آمد که طی آن حرکت مکانیکی فرامین خلبان به سیگنال الکتریکی تبدیل شده و همچنین استفاده از کامپیوتر پرواز که به Actuator دستور می‌دهد.

در این میان بهره‌گیری از فناوری IAP [2] نیز مورد توجه قرار گرفت. از مشکلات همیشگی سیستم هیدرولیک در هواگردها، مسیر طولانی و چندگانه لوله‌های هیدرولیک، وزن کل مایع و مواردی از قبیل نشتی است. در فناوری IAP نیروی هیدرولیک به صورت منطقه‌ای و در حقیقت در کنار Actuator توسط یک موتور الکتریکی ایجاد

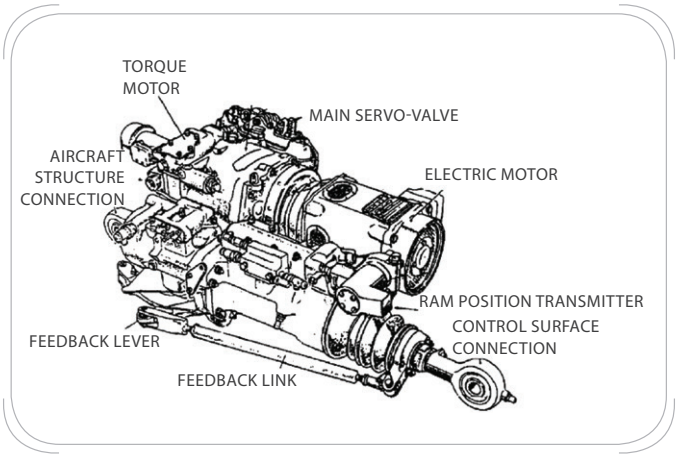
1-Fly by Wire
2-Integrated Actuator Package

می شود. (شکل ۲–۲۰۹)



شکل ۲–۲۰۹ Actuator از نوع IAP

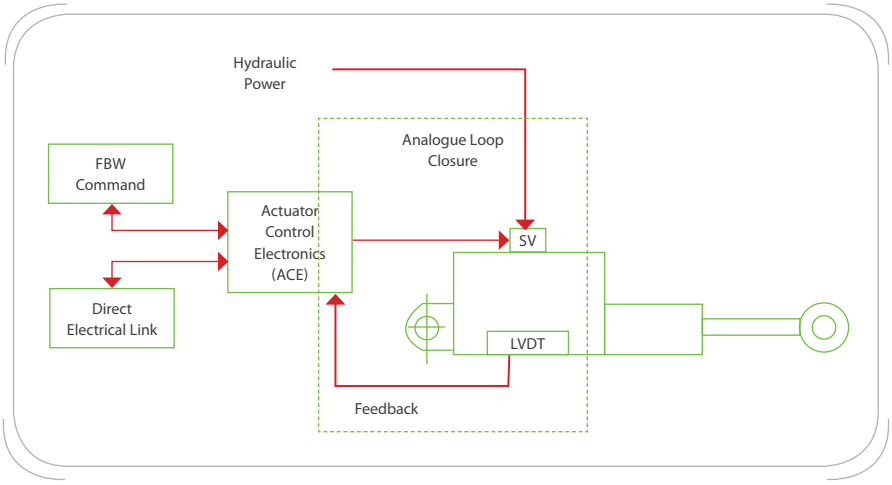
صرفه‌جویی در توان، تعمیر و نگهداری آســـانتر و کاهش وزن از جمله مزایای این فناوری به‌شمار می‌رود اما نباید فراموش کنیم بعلت افزایش چشمگیر توان الکتریکی؛ همزمان در حوزه تولید توان هم باید تحولاتی حادث می‌شد. Vickers VC10 از اولین هواگردهایی است که از این فناوری بهره می‌گرفت. (شکل ۲–۲۱۰)



شکل ۲–۲۱۰ IAP در هواپیمای VC-10

استفاده از این فناوری کارآمد، سناریوی نسل چهارم، یعنی سیگنال مکانیکی – اعمال قدرت IAP را در بر داشت. بخش Actuator در سیستم های نوین FBW که اکثرا از سیگنال‌های دیجیتال بهره می‌گیرند؛ خود یک سیستم حلقه–بسته [1] از نوع سرومکانیزم را تشکیل می‌دهد که در شکل ۲–۲۱۱ دیده می شود. در این سرومکانیزم ACE [2] به‌عنوان کنترلر، دو نقش اصلی ذیل را ایفا می کند:

- تبدیل سیگنال دیجیتال به آنالوگ جهت راه‌اندازی Actuator
- مقایسه خروجی و ورودی Actuator به منظور صدور فرمان اصلاحی



شکل ۲–۲۱۱ Actuator در فناوری FBW

تنها مشکلی که در فناوری FBW به نظر می‌رسد، بحث نویزپذیری سیگنال‌های الکتریکی در مهمترین سیستم هواگرد است که در فناوری FBL با جایگزین شدن سیگنال نوری مرتفع شده است. با این دو فناوری سناریوهای پنجم و ششم اجرایی می‌شوند.

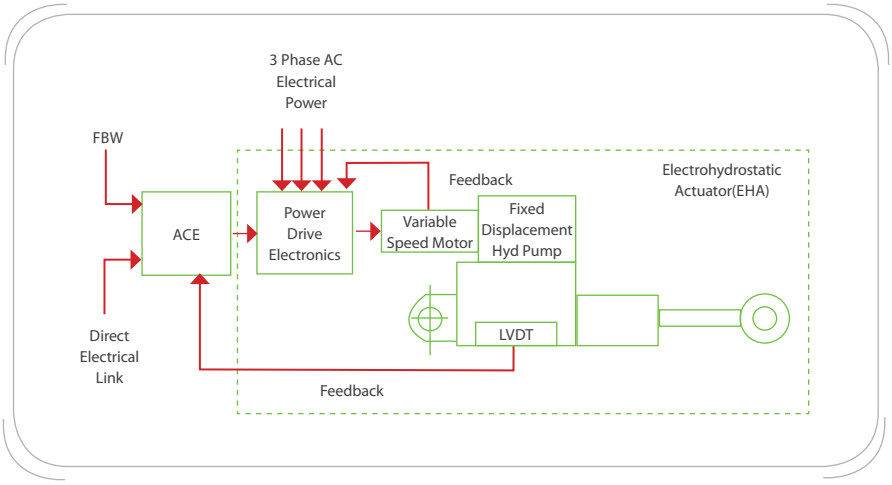
بخش دوم سناریوی سیگنال الکتریکی – اعمال قدرت هیدرولیکی همانند سناریوی دوم است که پیشتر به آن پرداخته شـــد. اما در سناریوی ششـــم به اوج استفاده همزمان از چندین فناوری پیشرو در سیستم کنترل پرواز می‌رسیم. فناوری‌هایی نظیر EHA و EMA که به توضیح آن‌ها می‌پردازیم.

در IAP، سیستم تولید توان هیدرولیک از حالت مرکزی خارج شده و در کنار Actuator قرار گرفت، اما همواره

۱–در سیستم های کنترلی هرگاه خروجی به صورت بازخورد وارد کنترلر شود، سیستم حلقه–بسته و در غیر این صورت حلقه باز است. حال اگر در یک سیستم حلقه بسته خروجی الزاما با ورودی یکسان شود، به این سیستم سرومکانیزم گوییم.

2-Actuator Control Electronics

پشت Actuator فشار هیدرولیک آماده بود. در خلق فناوری EHA یک سوال اساسی وجود داشت: با توجه به اینکه در طول پرواز همواره و به صورت پیوسته سطوح فرامین حرکت نمی‌کنند؛ آیا لازم هست همیشه پشت Actuator فشار هیدرولیک مهیا باشد؟ پاسخ منفی به این سوال که کاهش مصرف را در بر داشت، موجب ورود فناوری EHA شد. در این فناوری هرگاه نیاز به حرکت سطوح فرامین باشد، توان هیدرولیک از طریق یک موتور الکتریکی در کنار Actuator مهیا می شود. (شکل۲-۲۱۲)

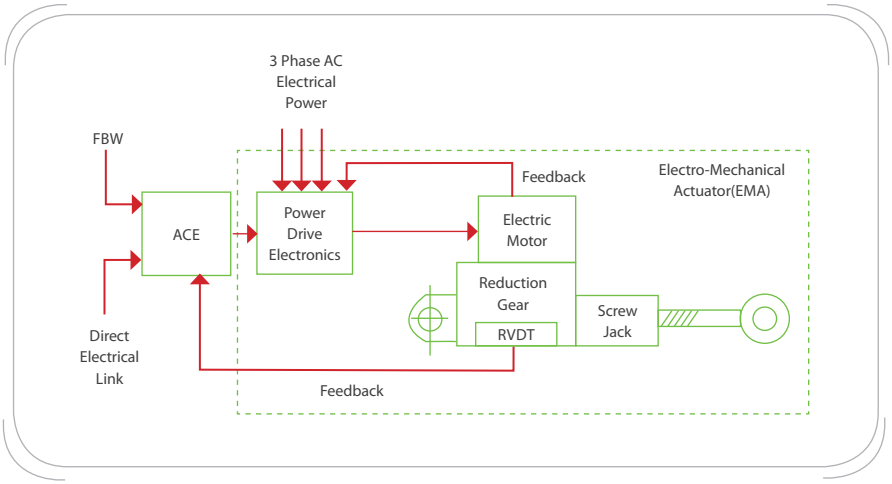


شکل ۲-۲۱۲ Actuator از نوع EHA

هواپیماهای A380 و F35 اولین‌هایی هستند که این فناوری را پیاده کرده‌اند، البته نباید از خاطر برد که هواگردهای بدون سرنشین (UAV) نیز به شدت به این فناوری علاقمند هستند.

بهره‌گیری از Actuator نوع الکتریکی سابقه نسبتا طولانی دارد و عموما در سطوحی مانند تنظیم کننده (Trim) و یا THS [1] استفاده می شود. در فناوری EMA بهره‌گیری از Actuator الکتریکی همراه با روش‌های پیشرفته کنترلی حادث شده است. در EMA با هدف جابه‌جا کردن سطوح سنگینی مانند THS، خروجی حرکت بطور عموم به صورت جک پیچی(Screw Jack) دیده می شـــود. بدیهی است EMA نسبت به EHA به فلسفه MEA [2] نزدیکتر است. (شکل ۲-۲۳۱)

1-Tailplane Horizontal Stabilator
2-More-Electric Aircraft



شکل ۲–۲۱۳ Actuator از نوع EMA

جدول۲–۸ کاربرد سه فناوری IAP، EHA و EMA را در سطوح کنترل پرواز نشان می‌دهد.

جدول ۲–۸ کاربرد انواع Actuator در سطوح کنترل پرواز

Actuator	Flight Control Surface			
	Primary flight control	Spoilers	Tailplane horizontal stabilator	Flaps and slats
IAP	●	●		
EHA	●	●		
EMA			●	●

بلوک بازخورد (Feedback)

اصولاً در سیستم کنترل خودکار پرواز به دو دسته اطلاعات در بازخورد (Feedback) نیازمندیم؛ اطلاعات بازخورد (Feedback) در حلقه داخلی (Inter Loop) و اطلاعات بازخورد (Feedback) در حلقه خارجی (Outer Loop)

هدف از بازخورد (Feedback) در حلقه داخلی (Inter Loop)، محاسبه سیگنال خطا (Error Signal) و نظارت بر رفتار کنترل پایداری هواگرد است. بدین منظور اطلاعات مربوط به وضعیت (Attitude) شامل مقدار زاویا، شتاب‌ها و سرعت‌های زاویه‌ای در محورهای غلت(Roll)، تاب‌گردی(Pitch) مورد نیاز می باشد. این اطلاعات

در هواگردهای قدیمی‌تر از جایروهای مستقل مربوط به خلبان خودکار بدست می‌آمد اما در هواگردهای امروزی، عموما این اطلاعات از سیستم های مبتنی بر اینرسی (IMU، IRS، INS و AHRS) گرفته می شود.
هدف از بازخورد (Feedback) حلقه خارجی پوشش قابلیت‌هایی است که به خلبان خودکار اضافه می شود. اطلاعات مورد نیاز با توجه به قابلیت‌های خلبان خودکار(Autopilot) متفاوت اســـت. قابلیت‌هایی نظیر موارد ذیل، هر یک می توانند در زمان طراحی به خلبان خودکار(Autopilot) اضافه گردد. اصولاً با نگریستن به FCU می توان به قابلیت‌های خلبان خودکار پی‌برد.

- تنظیم سرعت هواگرد
- تنظیم ارتفاع هواگرد
- تنظیم HDG
- تنظیم Course
- تنظیم سرعت عمودی
- تنظیم Bearing هواگرد
- تنظیمات نشست خودکار(Autoland) شامل
  - شیب مناسب
  - موقعیت مناسب نسبت به وسط باند
- تنظیمات مربوط به تقرب (Approach)
- تنظیمات مربوط به برخاست (Take Off)
- حرکت به سمت Way Point خاص
- تنظیمات مربوط به باز فراز(Go-Around)

سیستم های کنترل خودکار موتور

موتورهای توربینی پیشرفته همواره به‌عنوان ارزشمندترین و گران‌ترین سیستم هواگرد مطرح بوده‌اند که در تعمیر اساسی، هزینه بسیار سنگینی را به بهره‌بردار هواگرد تحمیل می کند. همیشه استفاده از موتور در بالاترین کارآیی و با کمترین فشار و تنش ممکن بر آن یک هدف بوده است. از طرفی دیگر موتورها غالبا معادلات کنترلی نسبتا پیچیده‌ای دارند که در آن معادله، شـــاخص‌های زیادی نظیر فشار و دمای قسمت‌های مختلف موتور، ارتفاع، دمای هوا، رطوبت، سرعت و ... مطرح هستند. قطعا خلبان نمی تواند با در نظر گرفتن تمامی این شاخصها و با آگاهی از میزان رانش (Thrust) مورد نیاز؛ موتور را در شرایطی کاملا بهینه، کنترل نماید. در نسل‌های ابتدایی هواگردها عموما کنترل به‌صورت کاملا مکانیکی و یا هیدرومکانیکی انجام میشد، بدین معنا که خلبان با توجه به موقعیتی که دستهگاز (Throttle) را در آن قرار می‌داد، دریچه‌های ورود هوا و سوخت در موقعیت خاصی بدون در نظر گرفتن شرایط بهینه قرار می‌گرفتند. بنابراین از همان ابتدا بحث کنترل خودکار موتور مطرح بوده است.

اولین نسل از سیستم کنترل خودکار موتور به نوع Supervisory معروف شد. که در حقیقت نوع ارتقا یافته سیستم کنترل سوخت هیدرومکانیکی بود. این سیستم از اجزای ذیل تشکیل شده بود:

- Electronic Engine control (EEC)
- hydro-mechanical fuel control on the engine
- bleed air and variable stator vane control

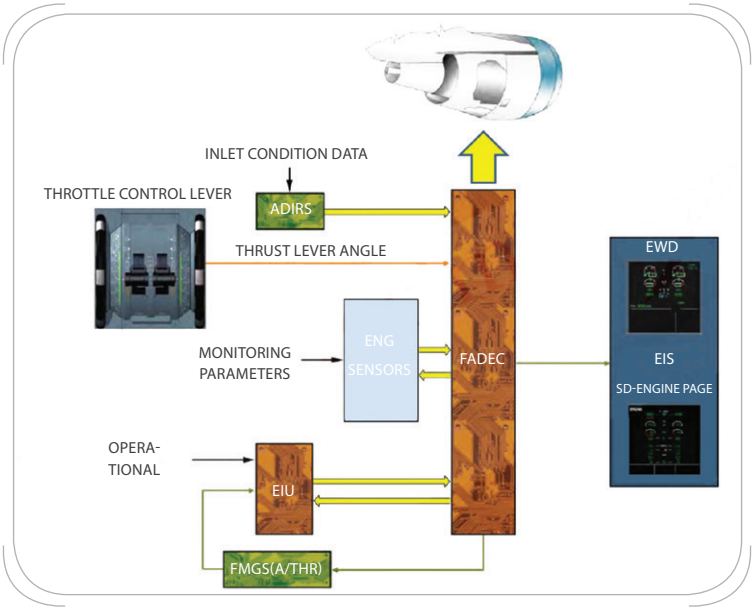
خلبان رانش (Thrust) مورد نظر خود را بوسیله دسته گاز (Throttle) تنظیم و EEC با توجه به آن میزان سوخت ورودی به محفظه احتراق را تنظیم میکرد تا رانش (Thrust) ثابت بماند. (شکل۲-۲۱٤) همچنین EEC با منظور حفظ ایمنی؛ موتور را محدود به سقف دما و سرعت حداکثر می‌کرد؛ اما هنوز تا بکارگیری موتور در بهترین شرایط ممکن فاصله زیادی داشت. اگر مشکلی برای EEC پیش می‌آمد به صورت خودکار سیستم به همان حالت قدیمی هیدرومکانیکی باز می‌گشت.

شکل ۲-۲۱٤ نوعی دسته گاز (Throttle) در هواپیمایی جدید

نسل بعدی و کاملا پیشرفته از سیستم کنترل خودکار موتور نوع Full Authority است و به FADEC [1] شناخته می شود. به نظر می‌رسد، با FADEC ایده به‌کارگیری موتور در حداکثر کارآیی و شرایط بهینه به وقوع پیوست. در FADEC دو تحول جالب اتفاق افتاد:

- سیستم هیدرومکانیکی به‌عنوان پشتیبان، دیگر وجود ندارد.
- موتور در حداکثر کارایی و با حداقل تنش ممکن به‌کار گرفته می شود و تعمیرات موتور در بازه زمانی بیشتری انجام می شود.

1-Full Authority Digital Engine Control



شکل ۲-۲۱۵ FADEC در هواپیمای A320

بخش هفتم سیستم های مبتنی بر ماموریت‌های خاص

عموما این نوع سیستم ها یا در حوزه نظامی مطرح هستند و یا کاربری‌های خاص حوزه غیرنظامی نظیر پلیس، گارد ساحلی، حفاظت محیط زیست و ... بنابراین گستردگی وسیعی دارند.

فصل سوم

پروژه عظیم CNS/ATM

پروژه عظیم CNS/ATM[1]

در عرصه هوانوردی CNS/ATM تحولی است انقلابی و هم تکاملی که ابعاد آن‌چنان وسعتی دارد که می تواند زمینه‌ساز تغییر حمل و نقل از زمین به آسمان شود. عدم توجه لازم به پروژه CNS/ATM دو واقعیت تلخ را برای کشورمان به دنبال خواهد داشت:

۱. عدم امکان پرواز هواپیماهای کشور بر فراز سایر کشورها.(اروپا،خاوردور، استرالیا و حتی خاورمیانه)
۲. از دست دادن مسیرهای هوایی بین‌المللی که از آسمان کشورمان می‌گذرد.

با توجه به موقعیت خاص جغرافیایی؛ ایران باید هاب منطقه باشد و به بیان بهتر دروازه اتصال اروپا به آسیا و اقیانوسیه. این امر با نگرش فضای پرواز به‌عنوان ده‌ها چاه نفت پایان ناپذیر، به‌شدت باید مورد توجه قرار گیرد. ترکیه و امارات در حال رقابت برای بدست آوردن این موقعیت در منطقه هستند. (شکل ۳-۱)

شکل ۳-۱ هاب پروازی در منطقه

تاریخچه

در سال ۱۹۷۲ کمیته‌ای در ایکائو با اختصار FANS [2] و با هدف بررسی سیر تحولات و آینده‌نگاری وضعیت ناوبری و ترافیک هوایی تشکیل شد. پس از ٤ سال کار کارشناسی، در سال ۱۹۷٦ اولین گزارش فنی این کمیته رسما انتشار یافت. این گزارش تکان‌دهنده بوده و به رشد روز افزون ترافیک هوایی اشاره داشت؛ سیستم های کلاسیک پاسخگوی حمل و نقل هوایی در اوایل قرن بیست و یک نبوده و بدین‌ترتیب خطوط پرواز به وضعیت اشباع می‌رسند. این اتفاق در امریکا در دهه ۹۰ میلادی کم‌کم به وقوع پیوست جایی که پروازها به طور میانگین

1-Communication, Navigation and Surveillance / Air Traffic Management
2-Future Air Navigation System

با حدود سی دقیقه تاخیر انجام می‌گرفت آن‌هم نه به‌دلیل نقص فنی بلکه به دلیل اشباع فضای پرواز از منظر سیستم های کلاسیک. با کمی تاخیر این اتفاق در اروپا نیز افتاد. راه‌حل، پروژه‌ای بود که FANS در گزارش فنی خود اصطلاح CNS/ATM را برای آن به‌کار برده بود. پروژهایی که طی آن، بسیاری از سیستم های کلاسیک ارتقا یافته و سیستم های جدیدی نیز پا به عرصه می‌گذارد؛ به همین دلیل در ابتدا در توصیف این پروژه از واژگان تکاملی و انقلابی استفاده کردیم. از نظر زمانی و با محوریت CNS/ATM مطابق شکل ۳–۲ می توان به پنج دوران اشاره کرد.

شکل ۳–۲ ادوار مختلف در پروژه CNS/ATM

در دوران کلاسیک که تا حول و حوش سال ۱۹۷۲ متصور هستیم ویژگی‌های غالب عبارت بودند از:

- تسلط فلسفه SBN بر هوانوردی
- پروازهای دور برد با جدایش (Separation) بسیار زیاد
- سیستم های ارتباطی صوت محور
- سیستم های ناوبری مبتنی بر ایستگاههای رادیویی زمینی

در دوران گذار یعنی از حدود سال ۱۹۷۶ تا اواخر و یا حتی اواسط دهه ۹۰، مفاهیم و تعاریف CNS/ATM به بلوغ کافی رسید. در ارتباطات (Comunication) مفهوم انتقال صوت به دیتا تغییر ماهیت داد؛ در ناوبری نیز مفهوم PBN به جای SBN قرار گرفت وRNP [1] نیز تعریف شد. نظارت (Surveillance) نیز به صورت تخصصی در واژگان اویونیک قرار گرفت. کنترل نیز در ترافیک هوایی به مدیریت تبدیل شد.

1-Required Navigatioln Performance

بعد از آن در دوران پیاده‌سازی قرار گرفتیم؛ با توجه به اینکه مفهوم CNS/ATM بواسطه روش‌های متفاوتی قابلیت پیاده‌ســـازی دارد، کشورها باید با در نظر گرفتن زیرساخت‌های موجود، قابلیت‌ها و محدودیت‌ها، روش‌های مناسبی را انتخاب کنند. بنابراین ایکائو به کشورها پیشنهاد داده تا به تدوین نقشه‌راه پیاده‌سازی این پروژه عظیم بپردازند. (شکل۳-٤) طرح ایکائو در Doc 9750 مرجع ارزشمندی در این خصوص است. (شکل ۳-۳)

شکل ۳-۳ Doc 9750

شکل ۳-٤ نمونه نقشه‌راه کشورهای مختلف

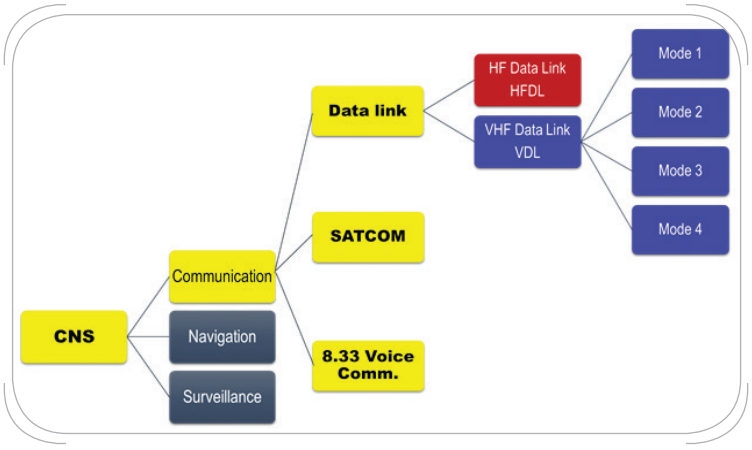
CNS/ATM را می توان تحولی بدون انتها دانست زیرا می تواند موجبات تغییر زیرساخت‌های حمل و نقل از زمین به آسمان را در بر داشته باشد. بدین‌ترتیب و با این هدف در امریکا پروژه Nextgen و در اروپا Sesar کلید خورده است.

ارکان فنی CNS/ATM

خاطر نشان می‌سازد ابعاد فنی این پروژه عظیم می تواند تنها محدود به موارد ذیل نباشد اما تا به امروز این موارد به‌عنوان ارکان محسوب می‌شوند که کشورها از این فناوری‌ها به منظور رسیدن به اهداف CNS/ATM با توجه به شرایط خاص خود انتخاب می‌کنند.

ارتباطات (Communication)

همانگونه که ذکر گردید در ارتباطات (Communication) با مفهوم کلاســیک، ارتباط کلامی مد نظر است اما در ترجمان جدید این مفهوم به انتقال اطلاعات تغییر ماهیت می‌دهد و ارتباط صوتی را تنها به‌عنوان پشتیبان (Backup) در نظر می‌گیرد.

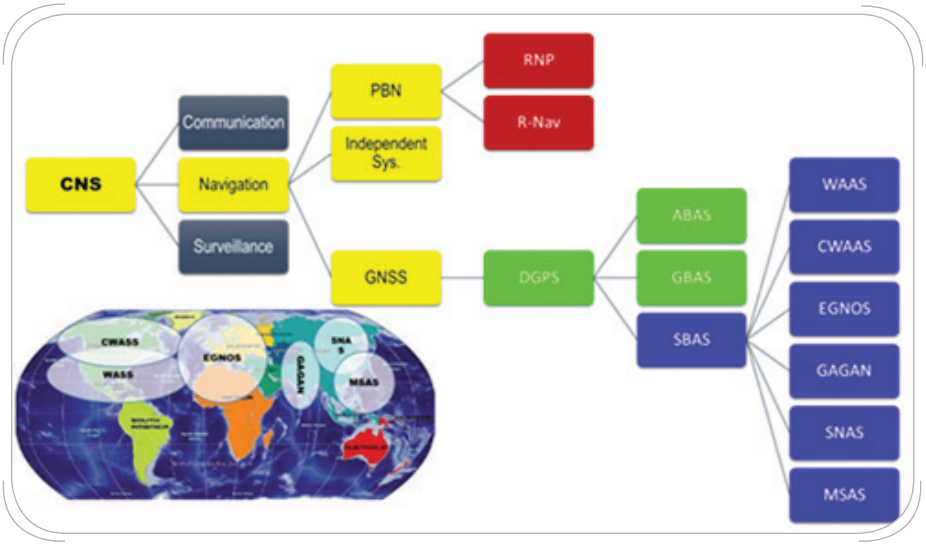


شکل ۳–۵ ارکان اصلی ارتباطات در CNS/ATM

همانگونه که در شــکل ۳–۵ دیده می شود، ارتباطات (Communication) در CNS/ATM بر سه رکن دیتالینک، ارتباط ماهواره‌ای و ارتباط صوتی با فاصله کانال ۸/۳۳ به جای ۲۵ کیلوهرتز استوار است. دیتالینک نیز می تواند به شکل HFDL و یا VDL (در ٤ مد) باشد.

ناوبری (Navigation)

شکل ۳–٦ ارکان ناوبری در CNS/ATM را نشان می‌دهد که طی آن اساسی‌ترین تحول، معرفی PBN می باشد. فلســـفه‌ای که بر مبنای RNP و R-Nav بنا شـــده است. همانطور که قبلا نیز ذکر شده است در PBN دقت هریک از سیستم های ناوبری به تنهایی مطرح و مهم نیست، بلکه با توجه به معماری و تلفیقی که در اطلاعات کلیه سیستم ها در یک (یا چند) کامپیوتر اتفاق می‌افتد؛ دقت نهایی مورد نظر قرار می‌گیرد. حال به شرح ستون‌های PBN بپردازیم.

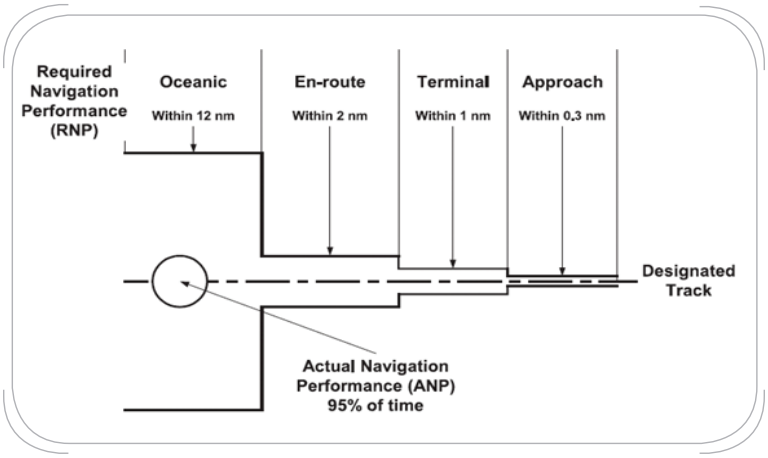


شکل ۳–٦ ارکان اصلی ناوبری در CNS/ATM

به منظور شرح RNP ابتدا باید ANP [1] را تعریف کنیم. ANP با یک دایره نمایش داده می شود به طوریکه با توجه به دقت ناوبری، هواگرد در ۹۵ درصد از زمان پرواز، قطعا در آن واقع شده است. در حقیقت مختصات نهایی اعلام شده توسط مجموعه سیستم های ناوبری هواگرد مرکز این دایره است اما مکان واقعی هواگرد می تواند منطبق بر این مرکز نباشد و در نهایت می تواند در هر نقطه در دایره قرار گرفته باشد. بدیهی است که هر چقدر دقت ناوبری بیشتر باشد شعاع این دایره کوچکتر می شود.

بر این اســـاس، RNP فضایی است عرضی که ANP را در بر می‌گیرد. و هواگرد با ANP بزرگتر از RNP تعریف شده توسط مرجع ذیصلاح (Authority) مدیریت فضای پرواز نمی تواند وارد این فضا شود. معمولا این فاصله عرضی بعد از RNP ذکر می شود، مثلا RNP-12 به معنای فاصله ±12 nm است که اصولاً بیانگر پرواز بر فراز اقیانوس می باشد. شکل ۳–۷ تعاریف RNP را در فضای پرواز اروپا بیان می کند.

1-Actual Navigation Performance



شکل ۳–۷ مفاهیم RNP و ANP

مفهوم RNP زیرساخت مقرراتی به منظور پیاده‌سازی PBN در فضای پرواز را مهیا کرد اما در آن اشاره‌ای به سیستم خاص از پرنده نداشت. در حقیقت پیاده‌سازی فلسفه PBN در پرنده بواسطه Area Navigation که به R-Nav نیز معروف است؛ انجام گردید. سابقه R-Nav از RNP خیلی بیشتر است بنابراین ابتدا به بیان تاریخچه آن می‌پردازیم. در دهه‌های ۴۰، ۵۰ و یا حتی ۶۰ با وجود اینکه ایستگاه‌های زمینی همچون VOR، ADF و DME از وسعت مناسبی برخوردار شده بودند اما با این وجود، دو مشکل عمده بر طرف نشد:

- به دلایل اقتصادی برقراری این سرویس‌ها تنها در خطوط اصلی مقرون به صرفه بود.
- از نظر جغرافیایی در هر محلی امکان نصب این ایستگاه‌ها امکان پذیر نبود.

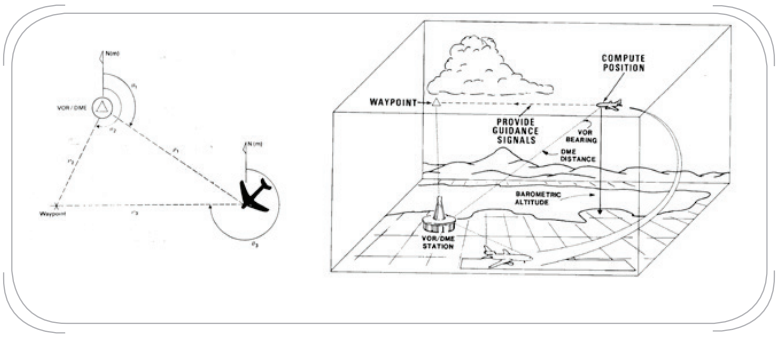
دلایل فوق باعث شـــده بود تا مسیرهای پروازی عملا در خطوط شکسته و نه مستقیم صورت پذیرد زیرا که هواپیماها عملا مجبور بودند تا بر فراز مناطقی پرواز کنند که ســـرویس ناوبری دارد بدین‌معنا که ایستگاه‌ها را دنبال کنند. این امر باعث شده بود تا هم زمان پرواز و هم هزینه‌ها بهینه نباشد. (شکل ۳–۸)

شکل ۳–۸ مفهوم R-Nav

در این برهه و مانند همیشه ریاضیات در راستای بهینه‌سازی مسیرهای پروازی به کمک ناوبری آمد و بدین‌ترتیب با سه روش ρ–θ ، θ-θ و ρ-ρ متخصصان ناوبری توانستند مختصات پروازی پرنده را محاسبه نمایند.[1] با استفاده از روش اول چنانچه از دو نقطه زاویه خود را بدانیم، می توانیم به صورت تقریبی مثلثی رسم کنیم که سومین راس، مختصات ما می باشـــد. در روش دوم اگر فاصله و زاویه ما از یک نقطه ثابت مشـــخص باشد از طریق رسم دایره و خط، مختصات ما تعیین می شود. در سومین روش نیز اگر از دو نقطه ثابت فاصله خود را بدانیم مختصات ما نقطه مماس دو دایره خواهد بود. زاویه از طریق ایستگاه‌های ADF و یا VOR بدست می‌آمد و فاصله نیز از طریق ایستگاه‌های DME محاسبه می‌شد.

محاسبات به همین‌جا ختم نشد و ایستگاه‌های مجازی به‌نام راهنشان (Way Point) تعریف گردید. به کمک این ایستگاه‌های مجازی، امکان تعریف مسیرهای هوایی مستقیم بوجود آمد. (شکل ۳–۹)

۱– در برخی از هواپیماهای نسبتا قدیمی فردی به‌نام ناوبر (Navigator) نیز همراه با کادر پروازی بود.



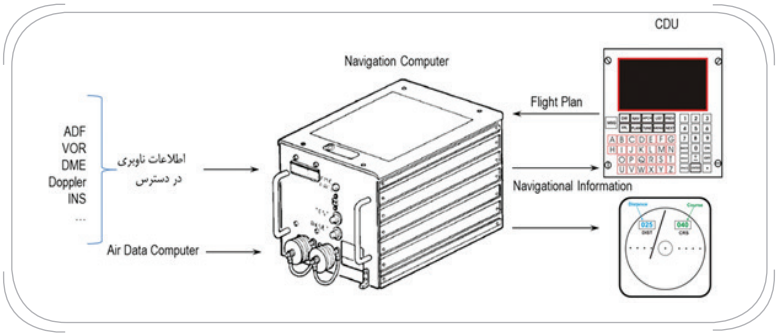
شکل ۳–۹ مفهوم راهنشان (Way Point) به‌عنوان ایستگاه مجازی

در ابتدا این محاسبات را خلبان و یا ناوبر (Navigator) به‌صورت دستی انجام میداد اما زمان زیادی سپری نشده بود که کامپیوترهایی در اویونیک معرفی شدند که قادر به انجام این محاسبات بودند. کافی بود خلبان مجموعه WPs [۱] مسیر را از طریق CDU [۲] تعریف نماید. محاسبات از طریق NCU [۳] انجام و نتیجه به صورت فاصله از WP روی نشانگری مانند HSI نمایش داده می‌شد؛ اطلاعاتی نظیر مختصات فعلی نیز روی CDU نشان داده می‌شد. در یک نسل پیشرفت، به کامپیوتر ناوبری بخشی به‌نام FDSU [۴] اضافه گردید. در این حافظه اطلاعات مسیرهای پروازی شامل مشخصات تمامی STARs [۵]، WPs و SIDs [۶] از قبل ذخیره می‌شد؛ بنابراین کافی بود خلبان تنها اقدام به انتخاب مسیر کند. به منظور به روز بودن اطلاعات FDSU هر ۲۸ روز یکبار اقدام به به‌روزرسانی آن می شود. (شکل ۳–۱۰)

در یـــک جدید و با توجه به اینکه کامپیوترهای نوین با قابلیت‌های خیره کننده وارد عرصه شـــده بودند و از طرفی دیگر علم کنترل خودکار پرواز نیز به تکامل قابل توجهی رسیده بود؛ کامپیوتر ناوبری به کامپیوتر خلبان خودکار متصل شد و بدین‌ترتیب بعد از برخاستن، هواپیما به صورت خودکار در مسیر پروازی انتخابی خلبان قرار می‌گرفت. در این هنگام کامپیوتر ناوبری به FMC [۷] و CDU نیز به MCDU [۸] تغییر نام داد؛ کل سیســـتم نیز به FMS [۹] شهرت یافت. البته قابلیت‌های دیگری نیز نظیر تست سیستم های پرنده (OMS [۱۰]) به آن اضافه شد. در FMS اوج هنر مهندسی رقم خورده است، با تکنیک‌های نظیر ناوبری هیبرید و فیلتر کالمن دقت خروجی ناوبری به صورت کاملا محسوس افزایش یافته است، در حقیقت با توجه به اینکه دقت سیستم های ناوبری در طول پرواز

1-Way Point
2-Control and Display Unit
3-Navigation Control Unit
4-Flight Data Storage Unit
5-Standard Arrival Routes
6-Standard Instrument Departure Procedures
7-Flight Management Computer
8-Multiple Control and Display Unit
9-Flight Management System
10-On-board Maintenance System

ثابت نیست، در هر لحظه از دقت یک سیستم، در رفع خطای سیستم دیگر استفاده می شود. بدین‌ترتیب می توان هواگرد را از وابسته بودن به دقت یک سیستم خاص رها کرد و دقت نهایی که از اطلاعات جمیع سیستم ها در FMC حاصل می شود بهره گرفت که این همان پیاده‌سازی فلسفه PBN در هواگرد است. با توجه به دقت نهایی، دو نوع R–Nav تعریف شد؛ چنانچه دقت در ۹۵% از زمان پرواز ۵ nm باشد B–RNAV [1] و اگر دقت به ۱ nm برسد P–RNAV [2] می باشد.



شکل ۳–۱۰ اجزای اصلی و عمومی در R-Nav

در بخش ناوبری CNS/ATM بزرگترین رویداد تغییر نگاه از SBN به PBN بود اما در این میان نباید ناوبری مبتنی بر ماهواره را فراموش کرد.

مطالعه نقشه‌راه‌های کشورهای مختلف نشـــان می‌دهد با پیاده‌سازی CNS/ATM در حوزه ناوبری اتفاقات ذیل حادث می شود.

- معرفی PBN
- برچیده شدن ADF و VOR همانند ناوبری شبه هذلولی (Hyperbolic Navigation)
- تبدیل ILS به P–ILS [3]
- باقی‌ماندن DME
- بهره‌گیری از DGPS و یا موارد مشابه
- تعریف مسیرهای پروازی جدیدی که قبلا تصور هم نمی‌شد برای نمونه پرواز از فراز قطب
- کاهش فاصله جدایی عمودی بین پرنده‌ها در قالب RVSM [4]

1-Basic RNAV
2-Precision RNAV
3-Protected ILS
4-Reduced Vertical Separation Minima

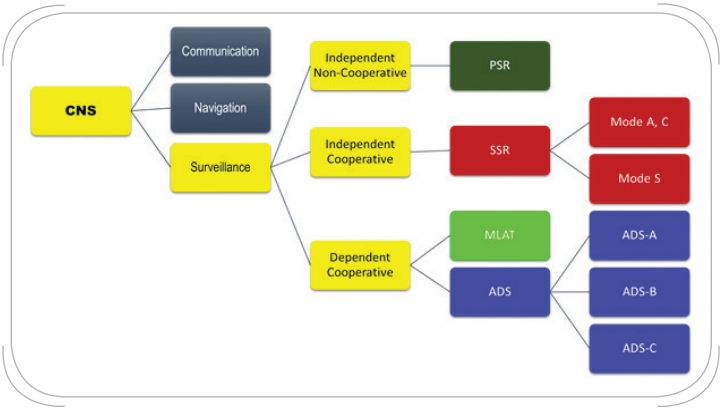
نظارت (Surveillance)

با توجه به اینکه Surveillance بهمعنی نظارت، اصطلاحی بود که با CNS/ATM وارد اویونیک شد؛ معرفی سیستم های نوین بیشـــتر در این حوزه اتفاق می‌افتد. اما نباید فرامـــوش کرد مفاهیم این حوزه قبل از ورود اصطلاح تخصصی آن؛ در دنیای هوانوردی جاری بود. آغاز آنرا باید در جنگ جهانی اول جســـتجو کرد؛ زمانی که به منظور شناسایی هواپیماهای دشمن از صدای آن‌ها استفاده می‌شد. (شکل ۳-۱۱)

شکل ۳-۱۱ یکی از ابتدایی‌ترین ابزارهای تعیین حدودی موقعیت هواگرد

با توجه به اینکه جنگ جهانی دوم نقطه عطفی در پیشرفت اویونیک محسوب می شود؛ رادار در این هنگام وارد عرصه شد. رادار مبحثی از ATC بود که خود ATC نیز ناچارا تا قبل از جدا مطرح شدن نظارت در بخش ناوبری طبقه‌بندی می‌شد.

در بخش‌های قبلی ارکان فنی نظارت (Surveillance) بر شـــمرده شـــد اما خلاصه آن در شکل ۳-۱۲ نیز قابل مشاهده است. در حقیقت سه‌گانه‌های ADS، Mode S و MLAT سیستم های نوینی بودند که یا بواسطه CNS/ATM معرفی شدند و یا مورد تاکید قرار گرفتند.



شکل ۳-۱۲ اجزای اصلی در نظارت (Surveillance)

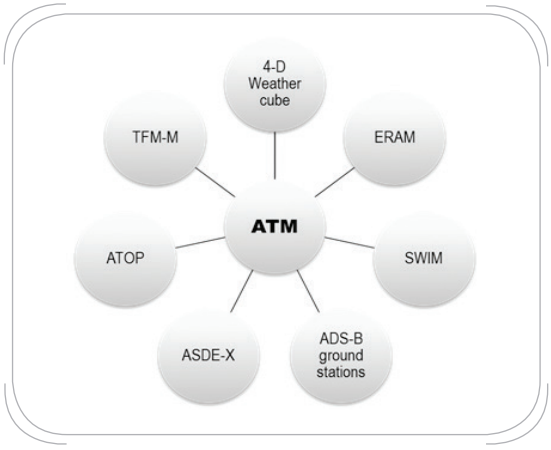
در این میان بدون تردید ADS-B روشـــی خواهد بود که بیشترین توجه را در این حوزه بنابر دلایل زیر به خود جلب می کند:

- ارزانی در پیاده‌سازی نسبت به سایر روش‌ها
- تنوع در راه‌حل‌های پیاده‌سازی
- بیشترین تطابق با سیستم های موجود

شـــایان ذکر است وســـعت این روش به دلیل قابلیت انتقال حجم زیادی از اطلاعات، تنها محدود به نظارت (Surveillance) نشـــده و در حوزه ارتباطات (Communication) و ناوبری (Navigation) نیز قابل تامل است. ازسوی دیگر امروز بهره‌گیری از این فناوری در بدون‌سرنشین‌هایی که قصد ورود به فضای پرواز کنترل شده را نیز دارند؛ بسیار مورد توجه قرار گرفته است.

زیرساخت‌های مدیریت ترافیک هوایی در CNS/ATM

مطابق موارد اعلام شـــده توسط FAA در پیاده‌سازی CNS/ATM و Nextgen در بخش مدیریت ترافیک هوایی؛ زیرساخت‌های شکل ۳-۱۳ اهمیت یافت که بطور فشرده به تشریح آن‌ها می‌پردازیم.



شکل ۳-۱۳ زیرساخت‌های زمینی در پروژه Nextgen

۴-D Weather Cube

یک شبکه مرکزی و مجازی از اطلاعات هواشناسی مورد نیاز در هوانوردی است که از سال ۲۰۱۳ به صورت اولیه در آمریکا عملیاتی شده است.

ERAM [1]

FAA از ERAM به‌عنـــوان قلب Nextgen یاد می کند؛ چرا که پیاده‌ســـازی Data Communication و ADS-B به شدت به آن وابسته می باشد. ERAM جایگزین کامپیوترهای میزبان در مراکز کنترل منطقه‌ای ترافیک هوایی می شود. این سیستم با لینک تمام عیار اطلاعات بین مراکز و با اینترفیس بهتر موجب می شود تا کنترلرهای مرکز تا ۱۹۰۰ پرنده را همزمان مدیریت کنند.

SWIM [2]

یکی از اصلی‌ترین نیازمندی‌های Nextgen، تبادل اطلاعات در حجم زیاد و در ســـرعتی قابل قبول در سیستم فضای پرواز است. در پاسخ به این نیازمندی SWIM به میان می‌آید. این زیرساخت اطلاعات لازم را بین کادر پرواز، کنترلر، خطوط هوایی، بخش نظامی و آژانس‌های دولتی به اشتراک می‌گذارد.

ASDE-X [3]

این سیستم نظارتی در فرودگاه‌ها از MLAT، رادار و ماهواره بهره می‌گیرد و به کنترل کننده های ترافیک هوایی (Controllers) امکان دنبال کردن حرکت سطحی پرنده‌ها و سایر وسایل نقلیه را فراهم می‌آورد.

ATOP [4]

ATOP جایگزینی برای سیستم های کنونی کنترل ترافیک هوایی بین اقیانوسی است که قابلیت‌های Data Link Communication و نظارت را فراهم می‌آورد. همچنین فرآیندهای دستی امروزه را خودکار می کند.

TFMS [5]

در راستای مدیریت ترافیک هوایی، FAA از این سیستم استفاده خواهد کرد. عملکردهای TFMS امکان دسترسی مستقیم به موارد ذیل را فراهم می‌آورد:

- Traffic Situation Display (TSD)
- Flight Schedule Monitor (FSM)
- Traffic Management Shell (TM Shell)
- ETMS Electronic Mail (Email)

1-En Route Automation Modernization
2-System Wide Information Management
3-Airport Surface Detection Equipment, Model X
4-Advanced Technologies and Oceanic Procedures
5-Traffic Flow Management System

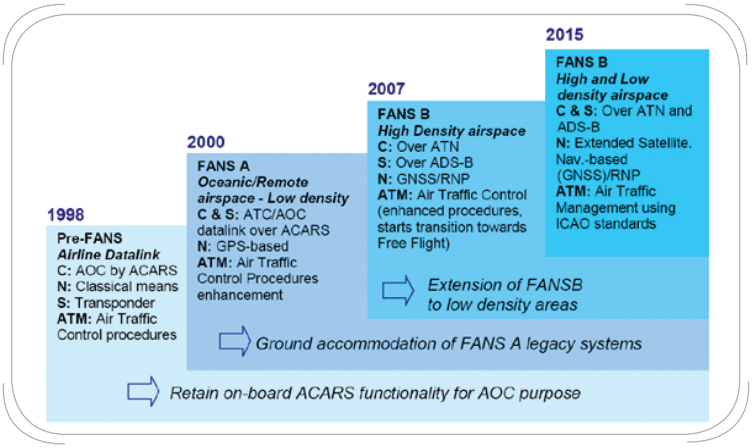
- ETMS Autosend
- Route Manager (RMGR)

برنامه‌ریزی ایرباس

در اوایل دهه ۹۰ بوئینگ اولین گام‌ها را در راستای پیاده‌سازی CNS/ATM برداشت و در FMS هواپیماهای بوییِنگ ۷۴۷–۴۰۰ سیستم های ADS و CPDLC را نصب کرد و پروژه را FANS–۱ نامید. کمی بعد، ایرباس پروژه مشابهی را در هواپیماهـــای A330 و A340 اجـــرا کرد و آنرا FANS–A عنوان نمود. در اواخر دهه ۹۰ با همکاری این دو شرکت معماری ترکیب و FANS ۱/A نام گرفت. در خصوص این معماری استانداردهای ذیل تدوین شدند:

- ARINC 622
- EROCAE ED 100
- RTCA DO 258

برنامه ایرباس از Pre-FANS تا FANS-C تا ۲۰۱۵ مطابق شکل۳–۱۴ تدوین شده است.



شکل ۳–۱۴ برنامه‌ریزی ایرباس تا ۲۰۱۵ در خصوص CNS/ATM

فصل چهارم

تعمیر و نگهداری هواگرد

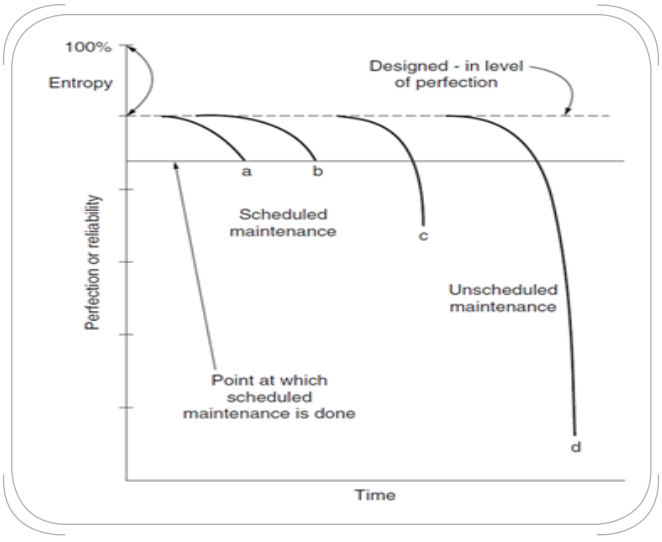
در فصل آینده در خصوص تسترهای حوزه اویونیک بحث خواهیم داشت، اما در جهت درک بهتر آن و همچنین آگاهی از تنظیم برنامه تعمیر و نگهداری اقلام قابل ساخت؛ شایسته است مبانی نظام تعمیر و نگهداری را در هواپیمایی از نظر گذرانیم.

مقدمه

بر اساس تعریف پروفسور کینیسون (Kinnison) تعمیرو نگهداری فرآیند کسب اطمینان از عملکرد سیستم مطابق با وظایف ذاتی آن است. دراین تعریف عملکرد سیستم باید در همان سطح ایمنی و قابلیت اطمینان (که در زمان طراحی در نظر گرفته می شود) قرار گیرد.

واژه آشنای تعمیر و نگهداری در صنعت هواپیمایی جایگاهی همسنگ عملیات دارد؛ در دیگر صنایع به صورت "نگهداری و تعمیرات" و با اختصار "نت" به کار می‌رود . بنابراین خالی از لطف نیست در این متن به جای واژه تعمیر و نگهداری از اختصار "نت" بهره بگیریم.

شایان ذکر است در این صنعت، نت از نوع پیشگیرانه یا همان Preventive است. این نت به منظور کاهش پیری یا آنتروپی به همان مقدار اولیه (در شروع به کار سیستم) می‌باشد. شکل ٤-١ گویای این مطلب است.



شکل ٤-١ مفهوم آنتروپی در تعمیر و نگهداری

سیر تکامل راهبردهای نت

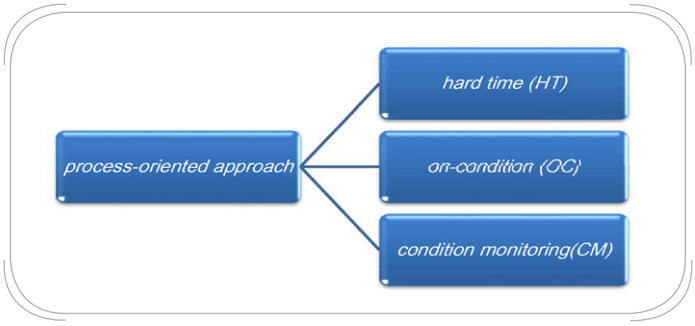
برنامه‌های نت که امروزه در صنعت هواپیمایی غیرنظامی استفاده می شود، از دو تفکر صنعتی نشات می گیرد:

- نگاه فرآیند محور (Process Oriented Approach)
- نگاه کار محور (Task Oriented Approach)

تفاوت از دو منظر قابل بررسی است:

در وهلـــه اول وضعیت هواگـــرد در بدو اعمال نت و در وهله بعدی نوع رفتـــاری که برای تعیین روش‌های برنامه‌ریزی نت بکار می‌رود.

امروزه تفکر دوم غالب اســـت اما هنوز پلت‌فرم‌هایی هســـتند که از نگاه فرآیند محور، عملیات نت خود را برنامه‌ریزی و اجرا می‌کنند. این نگاه به نوبه خود شامل سه نوع فرآیند مطابق شکل ٤-٢ است.



شکل ٤-٢ ارکان تفکر فرآیند محور در نت

برای درک مفاهیم فوق شکل ٤-٣ را در نظر بگیرید، این جدول الگوی نرخ خرابی است.

	A. Infant mortality; constant or slightly rising failure rate; definite wear-out period (4%)
	B. No infant mortality; slightly rising failure rate; definite wear-out period (2%)
	C. No infant mortality; slightly rising rate; no definite wear-out period (5%)
	D. Increasing failure rate at outset; constant or slightly rising rate; no definite wear-out period (7%)
	E. No infant mortality; constant failure rate throughout life; no definite wear-out period (14%)
	F. Infant mortality; constant failure rate throughout life; no definite wear-out period (68%)

شکل ٤-٣ الگوی نرخ خرابی

فرآیندهای H.T و O.C برای قطعاتی به کار می‌رود که در جدول فوق در دسته‌های A، B و C قرار می‌گیرند. فرآیند CM در مورد قطعات دسته‌های D، E و F به کار می‌روند. این قطعات تا زمانی که خراب شوند در سیستم باقی می‌مانند و اصطلاحاً استفاده تا خرابی (Operate to Failure) هستند.

در نگاه کار محور از روش‌های نت از پیش تعیین شـــده بهره گرفته می شـــود تا از خرابی در حین ســـرویس جلوگیری شـــود. در این نگاه Equipment Redundancy یک اصطلاح کلیدی است که در طی آن از روش‌ها،

سیستم ها و قطعات پشتیبان (Backup) استفاده گسترده‌ای می شود.

در سیر تکامل نت، گروهی متشکل از سازنده، اپراتور و NAA [1] شکل می‌گیرد این گروه به MSG [2] معروف بوده و مسئول تنظیم برنامه نت برای هواگردهای نوساز و قدیمی می‌باشد.

در سال ۱۹٦۸ بوئینگ پیشگام تفکر نوین نت شد و آنرا برای هواپیمای بوئینگ ۷٤۷ به اجرا گذاشت. در واقع این مبدا عصر نوین هواپیمایی است.

عصر جامبوجت‌ها

فرآیند مورد استفاده در شش حوزه یا کارگروه انجام گردید:

- سازه (Structure)
- سیستم های مکانیکی
- موتور و APU
- الکتریک و اویونیک
- کنترل پرواز و هیدرولیک
- Zonal

در این فرآیند از نگاه آغاز از انتها (Bottom up) بهره گرفته شده است. بدین معنا که بررسی از قطعات آغاز شده، سپس به سیستم رسیده در نهایت نیز به هواگرد ختم می شود. به هر حال هدف انتخاب یکی از روش‌های HT، OC و یا CM برای هر یک از سیستم ها است.

در گام بعـــدی MSG از انحصـــار ۷٤۷ خارج گردید و فرآیند آن به آرامی در مورد ســـایر هواپیماهای هم رده به آرامی گســـترده شد. نام آن نیز به MSG-2 تغییر یافته و نخســـت در مورد هواپیماهای Lockheed L1011 و MC Donnell-Douglas DC-10 استفاده شد. در همین اثنا این گروه با اختصار EMSG [3] در سال ۱۹۷۲ در اروپا شکل گرفت.

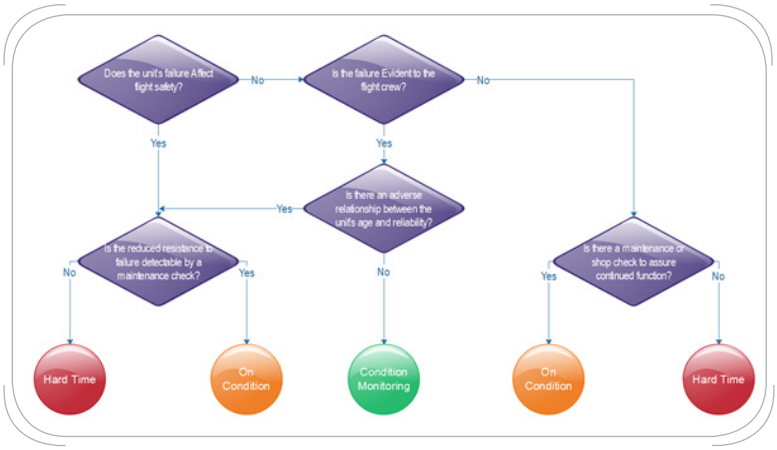
فرآیند MSG-2 در ســـه حوزه سیســـتم ها و قطعات، سازه و موتور، بررســـی های خود را انجام میدهد. شکل ٤-٤ خلاصه مراحل MSG-2 را بیان می‌کند.

1-National Airworthiness/Aviation Authorities
2-Maintenance Steering Group
3-European Maintenance Steering Group

Step number for			
System/comp	Structure	Engine	Analysis activity
1		1	Identify the systems and their significant items
	1		Identify significant structural items
2			Identify their functions, failure modes, and failure reliability
	2		Identify failure modes and failure effects
		2	Identify their functions, failure modes, and failure effects
3		3	Define scheduled maintenance tasks having potential effectiveness relative to the control of operational reliability
	3		Assess the potential effectiveness of scheduled inspections of structure
4		4	Assess the desirability of scheduling those tasks having potential effectiveness
	4		Assess the desirability of those inspections of structure which do have potential effectiveness
	5		Determine that initial sampling thresholds were appropriate

شکل ٤–٤ مراحل فرآیند MSG-2

فرآیند MSG-2 از پیچیدگی خاصی برخوردار اســـت. ولی چون اکنون اســـتفاده نمی شود به توضیح بیشتر آن نمی‌پردازیم. شکل ٤–٥ فلوچارت ساده شده آن‌را به نشان می‌دهد.



شکل ٤–٥ فلوچارت ساده شده MSG-2

به منظور درک بهتر MSG-3 ابتدا گذار از نگاه فرآیند محور به کار (Task) محور را از نظر می گذرانیم:

نت فرآیند محور

نت فرآیند محور بر مبنای روش ATA با عنوان Decision Logic پایه‌ریزی شد. همانگونه قبلاً اشاره شدMSG-2 یک نگاه پایین به بالا است که نت هر یک از سیستم ها و قطعات را در یکی از روش‌های اولیه نت (HT،OC،CM) قرار می‌دهد.

HT: باز کردن یک آیتم در دوره‌های زمانی از پیش تعیین شده که معمولا برحسب ساعت پرواز، سیکل پروازی و یا زمان تقویمی است.

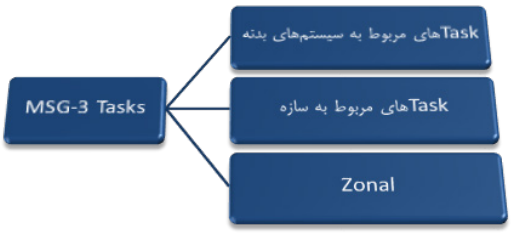
OC: یک قطعه در دوره‌های زمانی خاص(ساعت پرواز، سیکل پروازی و یا زمان تقویمی) بازرسی شده و از قابل خدمت بودن آن اطمینان حاصل می شود.

CM: نرخ خرابی، تعویض و ... مانیتور شده و بدین ترتیب برنامه‌ریزی نت صورت می گیرد.

نت کار (Task) محور

این نوع نت نیز بر مبنای همان روش ATA [1] که در نت فرآیند محور ذکر شد، بنا گردید. این فرآیند MSG-3 نامیده شد و در حقیقت اصلاح و بهبود MSG-2 است.

منطق MSG-3 تشـــخیص و تعیین کارهای (Tasks) مربوط به نت برنامه‌ریزی شـــده است. این کارها (Tasks) به منظور جلوگیری از کار افتادن سیستم و نگه‌داشتن سیستم در سطح قابل قبولی از قابلیت اطمینان است. در MSG-3 ، سه نوع کار (Task) مطابق شکل ٤-٦ وجود دارد.



شکل ٤-٦ انواع کار (Task) درMSG-3

1-Air Transport Association of America

کارهای (Tasks) نت مربوط به سیستم های بدنه :

در MSG-3، هشت نوع کار(Task) برای سیستم های بدنه تعریف می‌شوند که عبارتند از:

- **روغن‌کاری (Lubrication)**

امور مربوط به پر کردن مجدد روغن، گریس ویا دیگر موادی که به منظور کاهش اصطکاک یا/و انتقال حرارت، قابلیت اطمینان سیستم ها را در همان سطح در نظر گرفته شده در طراحی نگه می‌دارد.

- **سرویس (Servicing)**

امور مربوط به سرویس قطعات و سیستم ها به منظور نگه‌داشتن آنها در سطح قابلیت‌های طراحی شده

- **بازرسی (Inspection)**

آزمون یک قطعه و مقایسه نتایج بدست آمده با استانداردهای مربوط

- **کنترل کارکرد (Functional Check)**

یک کنترل کمی که در طی آن در دامنه قابل قبول بودن شاخصهای یک سیستم بررسی می شود.

- **کنترل عملیاتی (Operational Check)**

کنترلی که فقط به منظور اطمینان از سالم بودن سیستم انجام می شود ونه در دامنه قابل قبول بودن شاخص‌های آن.

- **کنترل بصری (Visual Check)**

به کمک بازدید بصری از عملکرد سیستم اطمینان حاصل می شود. در این نوع کنترل نیز مانند کنترل عملیاتی تنها متوجه می‌شویم که آیا سیستم عمل می‌کند یا خیر.

- **استقرار مجدد (Restoration)**

بازگرداندن یک قطعه به موارد مشروح در استانداردهای مربوط. استقرار مجدد (Restoration) می‌تواند از یک تمیز کردن ساده باشد تا تعویض یک ریزقطعه و یا حتی تعمیر اساسی.

- **دور انداختن (Discard)**

منظور تعویض یک قطعه پس از اتمام عمر عملیاتی آن است.

کارهای (Tasks) نت مربوط به سازه :

خرابی‌های سازه را می‌توانیم در سه دسته طبقه‌بندی کنیم:

- **آسیب‌های محیطی**(Environmental Deterioration)

خرابی‌های فیزیکی یک قطعه ناشی از فعل و انفعالات شیمیایی آب و هوایی و به طور کلی محیطی. این نوع

خرابی‌ها وابسته به زمان می‌باشند.

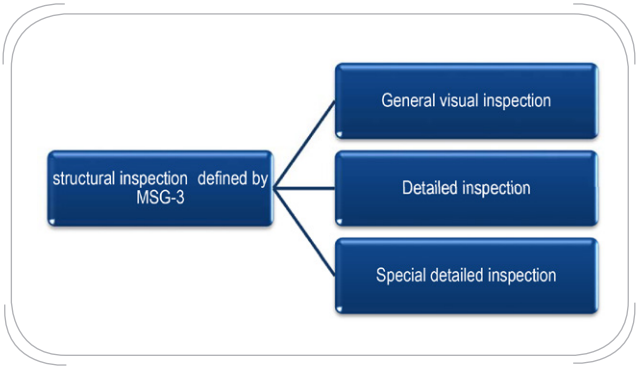
- **آسیب‌های ناشی از تصادف**

هرگونه آسیب فیزیکی ناشی از برخورد فیزیکی یک شی خارجی و یا آسیب ناشی از خطای انسانی در هنگام تولید، عملیات و یا نت هواگرد صورت می‌پذیرد.

- **آسیب‌های ناشی از خستگی**(Fatigue Damage)

شامل کلیه خستگی‌ها و آسیب‌های ناشی از ترک‌های ایجاد شده در حین عملیات هواگرد بویژه هنگام فرود می شود.

مطابق شکل ٤–٧ در فرآیند MSG-3، سه نوع بازرسی برای سازه با توجه به موارد فوق تعریف می‌کند.



شکل ٤–٧ بازرسی‌های سازه مطابق MSG-3

در بازرسی بصری کلی (General visual Inspection) شرایط غیر ایمن تشخیص داده می شود. برای این نوع بازرسی ممکن است نیاز به باز کردن فیلتر، Access Panel/Door و یا ... شویم.

بازرســـی تفصیلی (Detailed Inspection) در حقیقت یک نوع بازرسی بصری بسیار دقیق است. بدین منظور ممکن است از چراغ قوه، آینه و یا لنزهای دستی استفاده شود. تمیز کردن برخی سطوح یا روش‌های خاصی برای دسترسی به موضع مورد بازرسی نیاز می‌باشد.

بازرسی تفصیلی ویژه (Special Detailed Inspection) همانند بازرسی تفصیلی است، با این تفاوت که با ابزار و روشهای خاص انجام می شود، تست‌های غیر مخرب (NDT) یک نمونه از این قبیل بازرسی‌ها است. در این نوع بازرسی‌ها ممکن است نیاز به دمونتاژ کردن برخی قطعات باشد.

امور تعمیر و تگهداری ناحیه ای (Zonal Maintenance Tasks)

بازرسی‌ها در این نوع کارها (Tasks) از نصب ایمن و شرایط عمومی سیستم ها و قطعاتی که در نواحی (Zone)

مختلف هواگرد قرار دارند، اطمینان حاصل می‌کند.

MSG-3، فرآیند نت جاری در امروز

در سال ۱۹۸۰ فرآیند MSG-2 توسط ATA مورد بازبینی قرار گرفته و اصلاح و بهبود یافت. از آن پس MSG-3 نامیده شد. MSG-3 تفکر حاکم بر MSG-2 را دنبال نکرد؛ اما تدوین آن در همان چارچوب MSG-2 (که به مدت ۱۰ سال با اطمینان آزمایش خود را پس داده بود) صورت پذیرفت. یکی از تفاوت‌های اصلی نگاه بالا به پائین (Top-down Approach) است که MSG-3 از آن بهره می‌گیرد. (در MSG-2 نگاه پائین به بالا یعنی از قطعه به هواپیما است.) نگاه بالا به پائین در تعبیری ساده عبارت است از:

خرابی چه تأثیری بر عملکرد هواگرد دارد؟ و یا خرابی، عملکرد هواگرد را چگونه تحت تأثیر قرار می دهد؟

بر این اساس خرابی‌ها به طور کلی در ۲ دسته جای می‌گیرند:

- خرابی‌هایی که ایمنی هواگرد را تحت‌الشعاع قرار می‌دهند. (Safety)
- خرابی‌هایی که بر صرفه اقتصادی تأثیر می‌گذارند.(Economic)

خروجی آنالیز MSG-3 به صورت کارهایی (Tasks) است که به واسطه آنها نت صورت می‌گیرد. این آنالیز در دو سطح انجام می شود. در سطح اول خرابی‌ها را در ۲ گروه فوق قرار داده و در نهایت به نه دسته طبقه‌بندی می‌کنند. در سطح دوم آنالیز، کارها (Tasks) بدست می‌آیند.

کارهایی (Tasks) که از MSG-3 نتیجه می‌شوند همانند MSG-2 در ۳ قالب CM، OC، HT قرار می‌گیرند اما به این اسامی خوانده نمی‌شوند.

تفکر حاکم بر MSG-3، انعطاف پذیری زیادی در برنامه‌ریزی نت وجود دارد.

آنالیز سطح اول، خرابی‌ها را در دو گروه آشکار (Evident to Crew) و پنهان (Hidden to Crew) جای می‌دهد. خرابی‌های آشکار به نوبه خود شامل موارد پنج (Safety) ، شش (Operational Economic) و هفت (Non Operational Economic) می شود. خرابی‌های پنهان تنها شامل موارد هشت (Safety) و نه (Non Safety Economic) می شود. آنالیز سطح دو به منظور تعیین کارهای (Tasks) نت به کار می‌رود.

فرآیند گام به گام MSG-3

فرآیند انجام MSG-3 به صورت گام به گام و ساده عبارت است از:

بعد از تشکیل کارگروه، اطلاعات لازم در هریک سیستم ها، قطعات و سایر بخش‌های هواگرد باید جمع‌آوری شوند این اطلاعات عبارتند از:

- تئوری عملکرد (Theory of Operation)
- شرح عملکرد سیستم (Description of operation) برای هر حالت
- حالت‌های خرابی برای هریک از مدهای عملیاتی (Failure modes of each operational mode)
- هرگونه اطلاعات در دسترس (دقیق یا تخمینی) در زمینه‌های نرخ خرابی‌ها، نرخ باز شدن‌ها (Removal Rates) همانند MTTR[1]، MTBUR[2]، MTBF[3]

شایان ذکر است اگر سیستم، مشابه همان سیستمی باشد که در هواگرد مدل قبلی یا هواگرد مشابه فعلی است، اعضای گروه تنها نیاز به یک دوره آموزشی بازآموزی (Refresh) دارند؛ اما اگر سیستم یا قطعه جدید باشد یا نسبت به مدل قبلی کاملا تغییر کرده و یا اصلاح شده باشد؛ فرآیند آموزش زمان بیشتری را به خود اختصاص خواهد داد.

کارخانه سازنده هواگرد مسئول برگزاری این دوره‌های آموزشی برای اعضای گروه می‌باشد. همچنین سازنده باید اطلاعات قابل دستیابی در مورد کارایی (Performance) و نرخ خرابی‌ها را مهیا کند.

1-Mean Time To Removal (for non-repairable parts)
2-Mean Time Between Unscheduled Removals (for repairable parts)
3-Mean Time between Failures

بعد از کسب اطلاعات لازم، کارگروه شروع به حرکت و دنبال کردن دیاگرام‌های منطقی می‌کند (ابتدا آنالیز سطح اول و سپس دوم) در این مرحله کارها (Tasks) استخراج می‌شوند.
در نهایت کارگروه، دوره‌های زمانی کارها (Tasks) را تعیین می‌کند. این دوره‌ها بر حسب ساعت پرواز، سیکل پروازی(تعداد نشست و برخاست هواگرد) و یا زمان تقویمی خواهد بود. البته ترکیبی از این زمان‌ها نیز امکان پذیر است؛ در این حالت، عبارت هر کدام زودتر رسید (whichever comes first) استفاده می شود.

مستندات برنامه‌ریزی نت (The maintenance program documents)

نتیجه آنالیز MSG-3 برنامه‌ای است اولیه که برای نت مدل‌های جدید هواگرد و یا کاربران جدید تنظیم می شود. کارهای (Tasks) برگزیده در فرآیند MSG توسط سازنده هواگرد تدوین شده و در نهایت توسط مرجع ذی صلاح هواپیمایی به تأیید رسیده و تحت عنوان گزارش MRB صادر می شود.
گزارش MRB [1] شامل موارد ذیل می شود:

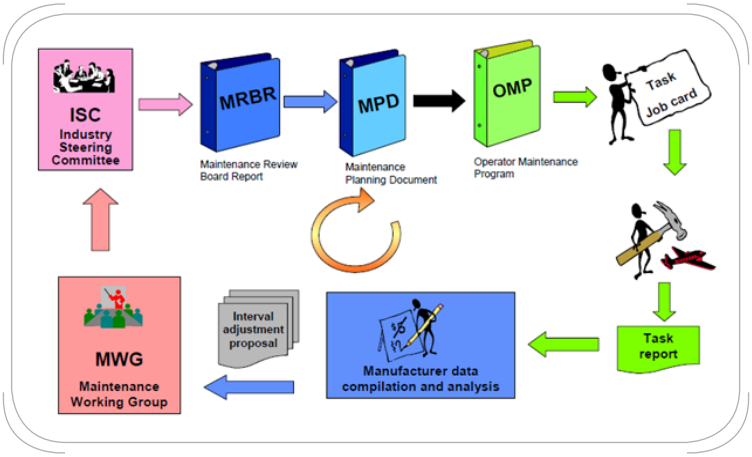
- برنامه نت موتور و سیستم ها
- برنامه بازرسی سازه
- برنامه بازرسی Zonal

همچنین این گزارش موارد زیر را نیز در بر می‌گیرد:

- دیاگرام‌های نواحی مختلف هواگرد (Aircraft Zone Diagrams)
- واژه‌نامه (Glossary)
- فهرست اختصارها و سرنامها (Acronyms)

علاوه بر گزارش MRB، سازنده، مستندات خود را در مورد برنامه ریزی نت منتشر می‌کند. در بوئینگ این سند MPD [2] نامیده می شود، در مکدانل داگلاس OAMP [3] نامیده شد و در ایرباس نیز MPD [4] نام می‌گیرد. بعد از آنکه شرکت بوئینگ، مکدانل داگلاس را خرید، این سند را میتوان MPD نامید.
MPD شـــامل تمامی کارهایی (Tasks) است که در گزارش MRB به آن اشاره شده بعلاوه یک سری کار (Task) اضافی که توسط سازنده پیشنهاد می شود. تا به حال سعی شده در کوتاه‌ترین حالت ممکن سیر تحولات نت هواپیمایی را ار نظر بگذرانیم شکل٤–٨ روند کلی برنامه‌ریزی‌های نت را نشان می‌دهد.

1-Maintenance Review Board
2-Maintenance Planning Data
3-On Aircraft Maintenance Planning
4-Maintenance Planning Document



شکل ٤–٨ روند کلی برنامه‌ریزی نت

فصل پنجم

تسترها در حوزه اویونیک

مفهوم تست و تسترها در اویونیک گستره وسیعی دارد. از یک منظر می‌توان تسترها را در دو حوزه بخش‌بندی کرد.

- تســـتر به‌عنوان ابزاری قدرتمند در اختیار فرآیند صحه گذاری (Verification) به منظور اخذ گواهینامه و تاییدیه‌های لازم طراحی و ســـاخت اقلام اویونیک. در این بخش اصولا با دو نوع تستر مواجه هستیم؛ تسترها و امکانات مربوط به شرایط محیطی از یک سو و تسترهای عملکردی (Functional) از سوی دیگر مطرح هستند.
- تسترهای تعمیر و نگهداری که بعد از عملیاتی شدن قطعه ساختی، استفاده قرار می شود.

نکته طراحی

در پروژه‌های طراحی و ســـاخت تسترهای تعمیر و نگهداری باید توجه داشت که تسترهای گروه یک می‌تواند جایگزینی برای تسترهای گروه ۲ به حساب آید ؛ اما قطعا عکس این مورد نمی‌تواند و نباید صادق باشد .

تســـترهای عملکردی (Functional) از گروه یک؛ با توجه به الزامات استاندارد اصلی طراحی و ساخت قطعه (MOPS/MPS)؛ عموما توسط خود طراح قطعه، چیدمانی و راهاندازی (Setup) می شود. این تسترها تا جایی که امکان‌پذیر باشد مجموعه‌ای از ابزارهای عمومی خانواده برق هستند که برای برگزاری تست به یکدیگر متصل و راهاندازی می‌شوند. به بیان بهتر بطور معمول برای تست عملکردی (Functional) قطعه ساختی از یک تستر یکپارچه پیچیده استفاده نمی‌کنند؛ زیرا آنگاه خود این تستر وارد فرآیند Verification نسبتا پیچیده‌ای می شود که ممکن است خود نیازمند تستر دیگری باشد. در استاندارد اصلی طراحی و ساخت، عموما به ابزارهای اندازه‌گیری مورد نیاز به منظور ایجاد Test Setup اشاره می شود؛ اما به آن‌ها محدود نشده و در متن استاندارد از اصطلاح "or equivalent" (یا مشابه) استفاده می شود، بنابراین امکان استفاده از ابزار جایگزین فراهم می‌آید.

تســـترهای تعمیر و نگهداری از سناریو و ســـیر تحولات پیچیده‌تری برخوردار هستند. در اولین گام تفاوت تسترهای تعمیر و نگهداری و تسترهای گروه اول مطرح است. برای شرح این تفاوت‌ها ابتدا شاخص‌هایی را که در استاندارد اصلی طراحی و ساخت به‌عنوان عملکرد (Function) و یا کارایی (Performance) مطرح هستند در دو گروه جای می‌دهیم؛ برخی از این شاخصها خروجی محور هستند و برخی دیگر ویژگی محور (Character-istic) هستند. برای مثال استاندارد طراحی و ساخت ADF را با شماره EUROCAE ED-51 در نظر بگیرید، در بخش ســـوم این شاخص‌ها بیان شده است؛ برای مثال شاخص Tunning Resolution یک خاصیت است که هنگام طراحی باید در نظر گرفته شود بنابراین آنرا شاخصی ویژگی محور می‌دانیم. اما اعوجاج (Distortion) شاخصی

است که در خروجی دستگاه ظاهر می شود بنابراین آنرا یک شاخص خروجی محور طبقه‌بندی کرده‌ایم. فرض کنید شاخص‌های ویژگی محور یکبار تست شوند و از صحت آنها اطمینان حاصل کنیم؛ در این حالت رابطه زیر در تست‌های آتی بین این دو نوع شاخص برقرار می شود:

اگر مجموعه شـــاخص‌های خروجی محور اندازه‌گیری شود و صحت آن‌ها برقرار گردد آنگاه بدون تست و اندازه‌گیری شاخص‌های ویژگی محور، صحت آن‌ها برقرار است. اما عکس این حالت صحت ندارد.

به بیان بهتر شـــاخص‌های ویژگی محور (Characteristic) جزئی از ذات قطعه محســـوب می شود که هنگام طراحی باید توسط طراح دیده و الزام آن‌ها پیاده‌سازی شود.

بواسطه این برهان، تفاوت‌های تسترهای تعمیر و نگهداری و تسترهای گروه اول را می‌توان به صورت زیر بیان کرد.

- در تسترهای تعمیر و نگهداری؛ تنها شاخص‌های خروجی محور اندازه‌گیری می شود و بطور معمول شاخص‌های ویژگی محور (Characteristic) ارزیابی نمی شود؛ به همین دلیل کادر طراحی قبلی بیان شد.
- تســـترهای تعمیر و نگهداری بطور معمول به صورت یکپارچه طراحی می‌شـــوند تا کاربری آسان و نه تخصصی داشته باشد.

سیر تحولات در تسترهای تعمیر و نگهداری

بررسی سیر تحول در این حوزه اهمیت بسزایی دارد. زیرا می‌تواند بینش ارزشمندی را در حوزه فوق در بر داشته باشد. این سیر روی یک خط اتوماسیون همواره در حال حرکت بوده است.

- **دهه ۵۰ میلادی**

آغاز فرآیند ساخت تسترهای نیمه خودکار، نیمه دستی

- **دهه ٦٠ میلادی**

آغاز برنامه نیروی هوایی آمریکا در ساخت سیستم های تست خودکار با کاربرد عمومی که GPATS [1] نام گرفت. زبان مورد استفاده در این تسترها PALACE بود. نیرو دریایی نیز برنامه خود را با نام VAST [2] با استفاده از زبان VITAL آغاز کرد. VAST اولین پشتیبان ATPG [3] بود. در بخش غیر نظامی نیز از برنامه مشابهی در استفاده از تسترهای نیمه خودکار بهره گرفته شد. اما همانند بخش نظامی به‌شدت نیاز به استانداردی بود که بتواند به‌عنوان مرجعی واحد برای سازندگان مختلف قرار گیرد. ARINC در سال ١٩٦٦ اولین نسخه از زبان تست خودکار برای سیستم های اویونیک به‌نام ATLAS [4] در استاندارد ARINC 416 منتشر کرد.

1-General Purpose Automatic Test System
2-Versatile Avionics Tester
3-Automatic Test Pattern Generators
4-Automatic Test Language for Avionics Systems

• دهه ۷۰ میلادی

این دهه نقطه عطفی در حوزه تسترها به شمار می‌رود؛ زیرا ATE مبتنی بر کامپیوترها ساخته و معرفی شد. باس واســـط HPIP نیز صورت گرفت که مطابق این راهبرد، IEEE استاندارد ۴۸۸ را ایجاد کرد که امروزه مورد توجه صنایع قرار دارد. در همین دوران دیتاباس‌های MIL-STD-1553 و ARINC 429 اویونیک را متحول ســـاخت. در اواسط دهه وزارت دفاع امریکا، ATLAS را به‌عنوان تنها زبان مورد تایید، معرفی کرد. IEEE نیز با نگاه مدیریتی ATLAS را توسعه داد.

• دهه ۸۰ میلادی

نیروی هوایی امریکا برنامه MATE [1] را آغاز کرد. در این دهه نیروی هوایی بیش ۲۵۰ سیســـتم تست را بر این مبنا پیاده‌ســـازی نمود. اما نیروی هوایی در همین دهـــه MATE را محدود کننده یافت؛ که این امر فضای ایجاد استاندارد IEEE-1155 را در بر داشت. از سوی دیگر شرکت HP [2] نیز سیستم های اندازه‌گیری ماژولار را با عنوان MMS [3] معرفی کرد. در اواخر این دهه بنا به خواســـته خطوط هوایی، ARINC سیســـتم SMART [4] را بنا نهاد که بیشترین تطابق را با واقعیت جاری در خطوط هوایی داشت.

• دهه ۹۰ میلادی

در این دهه قدرت کامپیوترهای شخصی، شیوه نگرش به ATE را در حوزه کنترل متحول ساخت. بهره‌گیری از این کامپیوترها؛ قابلیت‌های تسترها را به صورت کاملا محسوس افزایش داد. از طرف دیگر بهره‌گیری از فناوری COTS؛ استفاده از نمایشگرهای مبتنی بر ویندوز را نیز در بر داشت که باعث گردید کاربری آسانتری را در پی داشته باشد. بر این اساس قابلیت‌های مدیا نیز به تسترها اضافه گردید. در این دوران PMA [5] بر مبنای فناوری هایپرمدیا پا به عرصه نهاد که می‌تواند از CD-Rom و یا حتی صفحه لمسی استفاده کرد. این موارد همگی چالش ATLAS را در پی داشت زیرا ابزارهایی نظیر LabView/LabWindows و یا محیط HP به‌نام VEE [6]؛ توانمندی فراتر از تصور در اختیار می‌گذاشتند. از سوی دیگر نیروی هوایی از زبان Ada در برنامه‌های تست استقبال کرد که در پی این تحول ABET [7] معرفی گردید. با تمام این تفاصیل امروزه هنوز ATLAS در ساخت و پشتیبانی از ATE در مرکز توجه قرار دارد. (شکل ۵-۱)

• نسل آتی تسترها

در گام بعدی مبتنی بر راهبرد Open System، تســـترهایی وارد عرصه می‌شـــوند که قادرند گستره وسیعی از قطعات را تنها با ارتقای نرم‌افزاری، تست و عیب‌یابی کنند. با توجه به پیاده‌سازی OBM [8] در معماری اویونیک

1-Modular Automatic Test Equipment
2-Hewlett-Packard
3-Modular Measurement System
4-Standard Module Avionics Repair and Test
5-Portable Maintenance Aids
6-Visual Engineering Environment
7-Ada Based Environment for Test
8-On-board Maintenance

هواگردهای جدید که در حقیقت تســـت و عیب‌یابی سیستم ها در خود هواگرد به صورت مستمر انجام می شـــود؛ نیاز کمتری به تسترهای خط پرواز حس می شـــود. از طرف دیگر MTBF قطعات اویونیک به صورت کاملا محسوس افزایش یافته و به صورت Condition Monitoring تعمیر و نگهداری می‌شوند؛ بنابراین ایجاد توانمندی تست در رده تعمیراساسی در مراکز تعمیر و نگهداری (MRO[1]) مقرون به صرفه نیست. جمیع این موارد سبب شده تا مراکز تعمیرات اقلام اویونیک به صورت مجتمع ایجاد شوند که TPMO [2] نام گرفته‌اند.

شکل ۵-۱ نمونه یک تستر پیشرفته

طراحی و ساخت تستر

تستر همواره خود به‌عنوان یکی از اصلی‌ترین ابزارهای صحه‌گذاری در فرآیند طراحی و ساخت اقلام هوایی اســـت؛ بنابراین صحه‌گذاری در فرآیند طراحی و ساخت خود تستر، از جایگاه ویژه‌ای برخوردار است که در این بخش به آن می‌پردازیم. اما ورود به تشریح فرآیند طراحی و ساخت تستر، ابتدا اصطلاح‌شناسی آن‌را از نظر می‌گذرانیم.

اصطلاح‌شناسی

بطور معمول هشت اصطلاح کلیدی از تستر منشعب می شود که هر یک بار فنی و حقوقی مشخصی دارند؛ بنابراین باید در قراردادها توجه ویژه کرد که از اصطلاح صحیح بهره‌گرفته شـــود. این اصطلاحات در شـــکل ۵-۲ بیان و در جدول ۵-۱ تعریف شده است.

1-Maintenance, Repair & Overhaul
2-3rd Party Maintenance Organization

شکل ۵-۲ اصطلاحات اصلی در تعریف دقیق تستر

بطور معمول Testbed به پایه‌ای گفته می شود که UUT به منظور تست روی آن سوار و یا نصب می شود. این اصطلاح هم در مورد هواگرد و هم در مورد تست زمینی استفاده می شود اما اگر منظور در هواگرد باشد بهتر است از پیشوند Flight یا Flying استفاده کنیم؛ شایان ذکر است این اصطلاح بطور معمول در زبان فنی بریتانیایی استفاده می شود و در زبان فنی آمریکایی از اصطلاح Test Stand بهره‌گرفته می شود.

به Test Stand که به صورت افقی باشد، Test Cell می‌گویند و برای مثال بمنظور تست موتور استفاده می شود. Test Chamber، محفظه‌ای اســـت که کاملا عایق‌بندی شده و بطور معمول به منظور تست‌های محیطی از آن استفاده می شود. Test Set نیز معمولا به صورت پکیج تعریف می شود و بیشتر شاخص‌های UUT را اندازه‌گیری می‌کند.

اما در مورد تسترهای خودکار؛ عموما از سه اصطلاح استفاده می شود. ATE [1]، ATS [2] و TPS [3] که بین آنها رابطه کلی زیر وجود دارد:

ATS=ATE+TPS

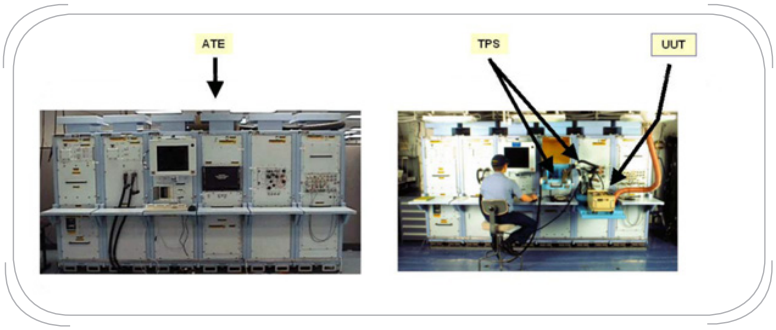
به کل مجموعه تســـتر خودکار، ATS می‌گویند که شامل دو بخش ATE و TPS است. ATE شامل سخت‌افزار و سیســـتم عامل تستر و بطور معمول از تجهیزات COTS ساخته می شود. به مجموعه برنامه تست، سخت‌افزار

1-Automatic Test Equipement
2-Automatic Test System
3-Test Program Set

(شامل اینترفیس، کابل(های) ارتباط UUT با تستر و تجهیزات نگهدارنده UUT) و کتب فنی/ مستندات تست؛ TPS گفته می شود. این تعاریف در شکل ۵–۳ مجموعه ادوات و تجهیزات در تست خودکار قابل مشاهده است.

جدول ۵–۱ تعریف دقیق اصطلاحات مرتبط با تستر، دارای بار حقوقی

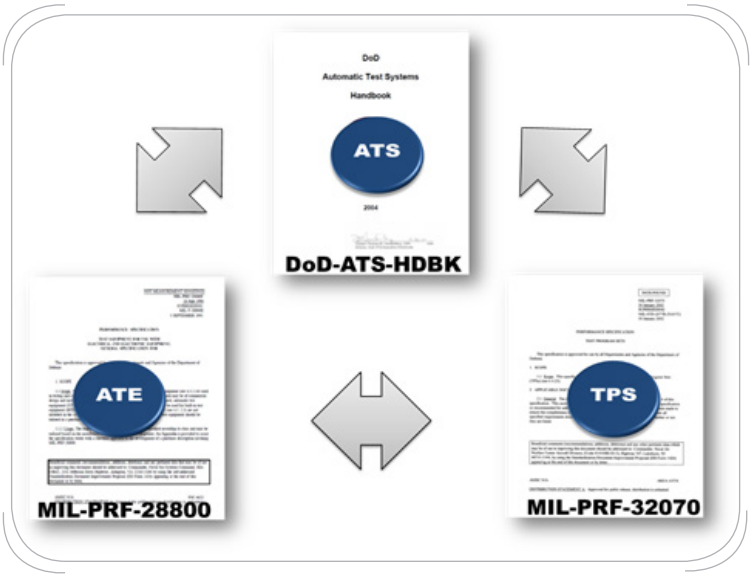
اصطلاح	تعریف
Testbed	Mounting, either on ground or in form of aircraft, upon which item can be mounted or installed for test purposes. When an aircraft may be, but not necessarily, prefixed by 'flight' or 'flying'. In US normally called test stand
test cell	Usually horizontal test stand, eg for rocket motor, surrounded except on operative side by protective shelter giving protection from weather and limited protection externally from explosion inside.
test chamber	Environmentally controlled sealed chamber in which test can take place; eg can simulate stratosphere or hard vacuum with space solar radiation
test set	Packaged equipment, either versatile or for testing specific system, of electronic, hydraulic, pneumatic, microwave/RF or any other character, which can readily be brought to aircraft or have device brought to it
Automatic Test System	Automatic Test Systems are used to identify failed components, adjust components to meet specifications, and assure that an item is ready for issue
Automatic Test Equipment	The term ATE refers to the test hardware and its own operating system software.
Test Program Set	typically consists of test program software, hardware (including interface devices, holding fixtures and cables), documentation



شکل ۵–۳ مجموعه ادوات و تجهیزات در تست خودکار

مراجع طراحی و ساخت تستر

در فرآیند طراحی و ساخت تسترهای خودکار بطور اصولی باید از سه مرجع قدرتمند که در ارتباط تنگاتنگی هستند بهره‌گرفت. ارتباط این سه مرجع در شکل ٥-٤ ارتباط بین مراجع طراحی و ساخت تسترهای خودکار مشخص شده است.



شکل ٥-٤ ارتباط بین مراجع طراحی و ساخت تسترهای خودکار

فصل ششم

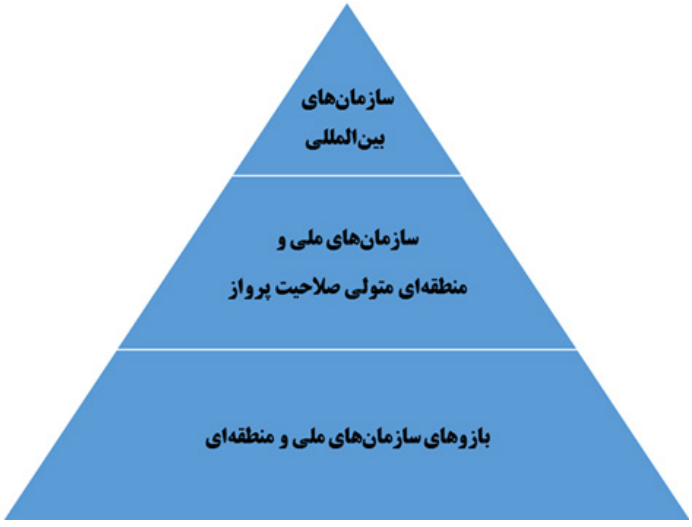
دنیای استانداردهای غیرنظامی

فعالیت‌های اولیه بین‌المللی

نخســـتین کنگره بین المللی حمل ونقل هوایی در ســـال ۱۹۱۰ تشکیل شد. در ۱۹۱۹ بعد ازجنگ جهانی اول کنوانســـیون بین المللی صنعت حمل ونقل هوایی در پاریس با حضور نمایندگان ۳٤ کشـــور شکل گرفت و سرانجام با موافقت ۲٦ کشور اولین قوانین و مقررات هواپیمایی بین المللی تدوین، تصویب و به کشورها اعلام گردید. به همین ترتیب در سال‌های ۱۹۲٦ و ۱۹۲۸ کنفرانس‌های بین المللی ناوبری در پاناما و مادرید این اقدام را پیگیری کردند. کنوانسیون بعدی در سال ۱۹٤٤ در شیکاگو با حضور ٥٦ کشور تشکیل شد و پیمان شیکاگو طی ۹٦ ماده تصویب گردید.

متولیان نوین در دنیای استانداردهای هوایی

در یک نگاه کلی میتوان سازمانهای مرتبط با استانداردهای هوانوردی را به صورت شکل ٦ ۱ طبقه بندی کرد. این هرم مجموعه سازمان‌های مرتبط را در سه گروه جای می‌دهد.



شکل٦-۱ متولیان مقررات و استانداردهای هوایی در یک طبقه‌بندی کلی

جدول ٦-١ شرح هرم شکل ٦-١

سطح اول سازمان‌های بین المللی	بارزترین آنها ایکائو (ICAO) اســـت، که به منظور هماهنگی‌های بین‌المللی به امر تدوین SARP میپردازد و به صورت پیشنهاد به کشورها ابلاغ میکند تا در صورت تصویب کشورها به شکل قانون (در همان کشور) در آمده و ضمانت اجرایی پیدا.
سطح دوم سازمان‌های ملی و منطقه ای	این سازمانها بطور معمول NAA نامیده میشوند، در این صورت هر کشوری NAA خاص خود را دارد که ملزم به تهیه، تصویب و اجرای قوانین هواپیمایی در کشور خود است. برای مثال NAA آمریکا، FAA است. یا NAA ایران CAO.IRI می‌باشد. اصولا قوانین کشوری باتوجه به انکس‌ها نوشته میشود اما الزاما از انکس‌ها پیروی نمیکند. نظر به قدمت طولانی FAA و پژوهش و مطالعات وسیع آن، FAA در دنیای هوانوردی تاثیر به سزایی دارد از این رو در برخی از انکس‌ها از قوانین FAA که به FAR معروف است الهام گرفته شده است. بسیاری از کشورها نیز به منظور نوشتن قوانین خود از FAR ها کمک فراوان می گیرند.
سطح سوم بازوهای سازمان‌های ملی	عمق نفوذ NAA ها در استانداردها محدود بوده بنابراین برای ذکر جزئیات، سازمان‌های دیگری باید بازوی NAA شوند تا در هر تخصص هواپیمایی اقدام به تدوین استانداردها با جزئیات مورد نظر کند. برای مثال در آمریکا RTCA یکی از بازوهای FAA در اویونیک است. EUROCAE نیز در اروپا همین نقش را ایفا کند. در عمل تعداد این بازوها در جهان زیاد نیست.

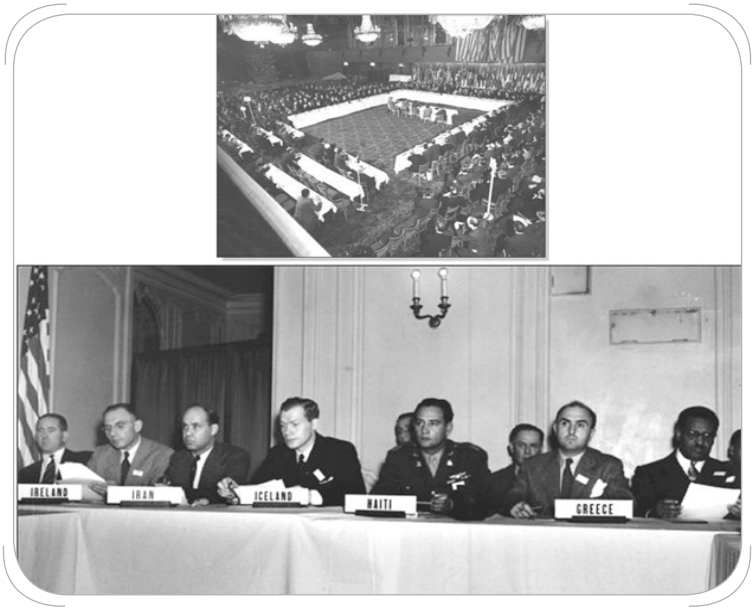
CAO.IRI: Civil Aviation Organization. Islamic Republic of Iran
EUROCAE: European Organization for Civil Aviation Equipment
FAA: Federal Aviation Administration
FAR: Federal Aviation Regulation
ICAO: International Civil Aviation Organization
NAA: National Airworthiness Authority
RTCA: Radio Technical Commission for Aeronautics
SARP: Standard and Recommend Practices

سازمان‌های بین‌المللی

بارزتریـــن آنها ایکائو (ICAO) اســـت اما یاتا (IATA) نیز اهمیت بســـزایی دارد در ادامـــه نگاهی گذرا به آنها خواهیم داشت:

ایکائو (ICAO)

ایکائو یکی از آژانس‌های سازمان و مقر آن در مونترال کانادا است. همزمان با کنوانسیون شیکاگو ایکائو تاسیس و در آوریل ۱۹۴۷ رسمیت یافت. قوانین ICAO تحت عنوان انکس (ضمایم پیمان) به کشورهای متعهد توصیه می‌شـــوند و هدف آن ایجاد هماهنگی و یکنواخت کردن مقررات ملی هواپیمایی است. تاکنون نوزده ، انکس منتشر شده است.



شکل۶-۲ نماینده ایران در کنفرانس پیمان شیکاگو

No.	Title
Annex 1	Personnel Licensing
Annex 2	Rules of the Air
Annex 3	Meteorological Service for International Air Navigation
Annex 4	Aeronautical Charts
Annex 5	Units of Measurement to be Used in Air and Ground Operations
Annex 6	Operation of Aircraft
Annex 7	Aircraft Nationality and Registration Marks
Annex 8	Airworthiness of Aircraft
Annex 9	Facilitation
Annex 10	Aeronautical Telecommunications
Annex 11	Air Traffic Services
Annex 12	Search and Rescue
Annex 13	Aircraft Accident and Incident Investigation
Annex 14	Aerodromes
Annex 15	Aeronautical Information Services
Annex 16	Environmental Protection
Annex 17	Security: Safeguarding International Civil Aviation Against Acts of Unlawful Interference
Annex 18	The Safe Transport of Dangerous Goods by Air
Annex 19	Safety Management

شکل۶-۳ ضمایم پیمان شیکاگو

یاتا (IATA[1])

در سال ۱۹۱۹ در شهر لاهه به منظور ایجاد هماهنگی میان شرکت‌های هواپیمایی با عنوان International Air Traffic Association بوجود آمد و در سال ۱۹۴۵ به یاتا (IATA) تغییر نام داد. مقر آن در مونترآل کاناداست و بیش از ۲۳۰ عضو از ۱۴۰ کشور دارد.

ماموریت یاتا (IATA) نمایندگی، هدایت و خدمت به صنعت خطوط‌هایی است.

سازمان‌های ملی و منطقه‌ای

سازمان هواپیمایی کشوری ج.ا.ا

در سال ۱۳۱۷ باشگاه خلبانی با ۲۰ فروند هواپیما تاسیس شد. در مرداد ماه ۱۳۲۵ دولت اقدام به تشکیل اداره‌ای به نام اداره کل هواپیمایی کشوری کرد. اداره مذکور در آغاز، کار خود را در یک اتاق واقع در طبقه پایین ساختمان شمس العماره با یک رییس و یک کارمند شروع کرد و در یک سال بعد با بودجه‌ای بالغ بر سیصد هزار تومان به فرودگاه مهرآباد انتقال یافت. حدود سه سال بعد یعنی در ۲۸ تیر ماه ۱۳۲۸ قانون هواپیمایی کشوری به تصویب مجلس وقت رسید و اداره کل هواپیمایی کشوری زیر نظر وزارت راه قرار گرفت. در سال ۱۳۵۳ اداره مذکور تحت عنوان سازمان هواپیمایی کشوری به وزارت جنگ پیوست، تا این که در تاریخ ۱۳۵۷/۱۲/۶ با تصویب شورای انقلاب، این سازمان از وزارت جنگ جدا و به وزارت راه و ترابری ملحق گردید.

شکل ٦-٤ ساختار قوانین و مقررات هوایی ایران

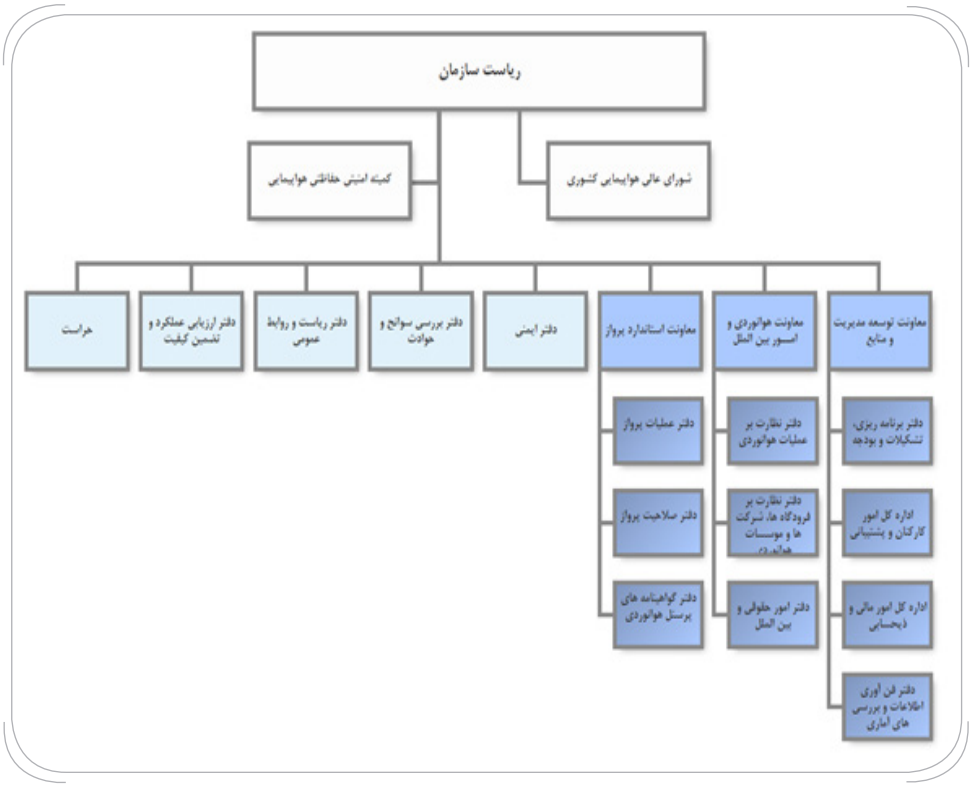
1-International Air Transport Association

وظایف سازمان هواپیمایی کشوری که به مسئول اعمال حاکمیت در صنعت حمل و نقل هوایی کشور است به شرح زیر می‌باشد:

- سیاســـتگذاری و برنامه ریزی و تعیین خط مشی‌های فنی، اقتصادی، بازرگانی بین المللی حمل و نقل هوایی کشور.
- سیاستگذاری و برنامه ریزی در مورد نوع، تعدد جایگاه دستگاه‌های ناوبری و کمک ناوبری و ارتباطی در فرودگاه‌ها و نظارت بر عملکرد فرودگاه‌ها
- سیاستگذاری و برنامه ریزی در زمینه آموزش و تربیت کارکنان متخصص هواپیمایی برای کلیه موسسات هواپیمایی
- سیاستگذاری و برنامه ریزی در امور مخابراتی و صدور دستورالعمل‌های مربوط به امور مخابرات و مبادله پیام‌ها و دستگاه‌های مورد نیاز در فرودگاه‌ها
- برنامه ریزی در خصوص برقراری سیستم‌های برق اضطراری و روشنایی باندها و نظارت بر نصب و بهره برداری صحیح از سیستم‌ها و تجهیزات مربوط
- صدور دســـتورالعمل‌های مورد نیاز در امور امنیتی زمینی، آتش نشانی و آموزشی کارکنان و نظارت بر حسن اجرای آن
- تدوین اســـتاندارد پرواز، نظارت بر شـــرکت‌های هواپیمایی از نظر تایید صلاحیت و رعایت نکات و استانداردهای ایمنی و صدور گواهینامه‌ها و تدوین و تنظیم مقررات مربوط
- تنظیم و تدوین مقررات و دســـتورالعمل‌های مربوط به کنترل فضای کشـــور و صدور اجازه پرواز و جلوگیری از آن و نظارت بر واحدهای مراقبت پرواز فرودگاه‌ها
- تایید انواع هواپیماهایی که در ایران به فعالیت حمل و نقل هوایی بپردازند
- تهیه طرح موافقتنامه‌ها و قراردادهای بین المللی و مبادله آنها
- تهیه و تدوین دستورالعملهای امنیتی، حفاظتی با رعایت مقررات و استانداردهای بین المللی و داخلی مربوطه و نظارت بر اعمال آنها
- عضویت و ارتباط با ایکائو (ICAO) و سایر سازمان‌های جهانی ذیربط با رعایت مقررات مربوط
- بررسی سوانح و حوادث هواپیمایی و اعمال مجازات‌های لازمه طبق مقررات مربوط
- بررسی و ارائه طرح‌های فرودگاهی و نظارت بر رعایت استانداردهای بین المللی مربوط
- تایید صلاحیت فنی و تخصصی مدیران و مســـئولان عملیاتی فرودگاه‌های کشور قبل از انتصاب آنان توسط مدیرعامل شرکت فرودگاه‌های کشور
- انجام امور برنامه ریزی، امور اداری و مالی و حقوقی و ارزشیابی و سایر خدمات مدیریتی و پشتیبانی سازمان و پرسنل مربوط
- صدور، تمدید، تعلیق و لغو مجوز تاسیس دفاتر خدمات مسافرت هوایی

• نظارت و ارزیابی مستمر نحوه فعالیت دفاتر خدمات مسافرت هوایی

• آموزش توجیهی و تخصصی مدیران فنی دفاتر خدمات مســـافرت هوایی و برگزاری آزمون تخصصی مربوط.



شکل ٦-٥ ساختار سازمان هواپیمایی کشوری

در خصوص طراحی و ساخت اقلام هوایی از نمودار سازمانی فوق؛ دفتر مهندسی نظارت بر طراحی و ساخت هواگرد بیشترین نقش را ایفا می‌کند که به بیان شرح وظایف آن می‌پردازیم:

• ایجاد و تغییر اســـتانداردها و روش‌های اجرایی برای گواهینامه نوع(Type Certificate) وسیله پرنده و متعلقات آن

• مطالعه و بررسی طرح‌های نوع(Type Design) وسایل پرنده، موتور و ملخ که در داخل کشور طراحی یا ساخته شده و به این دفتر ارجاع شده‌اند به منظور صدور گواهینامه نوع TC

• اداره کمیته تخصصی گواهینامه نوع(Type Certificate Board)

• مطالعه و بررسی تغییرات در طراحی(Change to Design) وسایل پرنده، موتور و ملخ، ارجاعی به دفتر

مهندســـی نظارت بر طراحی و ساخت به منظور دسته بندی، صدورگواهی تکمیلی نوع(Supplemental Type Certificate) یا تاییدیه تغییرات(Approval of Change)

• مطالعه و بررسی طراحی قطعات و تجهیزات مورد استفاده در هواپیماهای غیر نظامی و ارجاعی به دفتر به منظور صدور مجوز (Design Approval)

• بررســـی گواهی نوع TC وسایل پرنده، موتور و ملخ، صادر شده توسط سایر کشورهای عضو ایکائو به منظور صدور گواهینامه اعتبار بخشی نوع(Type Validation Approval)

• بررســـی تشکیلات طراحی وســـایل پرنده، موتور، ملخ، قطعات و تجهیزات به منظور صدور تاییدیه تشکیلات طراحی (DOA[1])

• بررسی تشکیلات تولید وسایل پرنده، موتور، ملخ، قطعات و تجهیزات به منظور صدور تاییدیه تشکیلات تولید (POA[2])

• نگهداری سوابق داده‌های نوع(Type Data) وسایل پرنده ثبت شده در داخل کشور

• شرکت در فعالیت کمیته بررسی تعمیر و نگهداری

• ارائـــه توصیه‌های فنـــی عملیاتی در زمینه عملیات پـــروازی (Flight Operation) و صلاحیت پروازی (Airworthiness) در صورت لزوم

آژانس ایمنی هوانوردی اروپا (EASA[3]) و تاریخچه JAA[4]

JAA در سال ۱۹۷۰ با عنوان Joint Airworthiness Authorities شروع به کار کرد. JAA یک Associated Body در کنفرانس هواپیمایی غیر نظامی اروپا (ECAC) بود. JAA نماینده تعدادی از کشورهای اروپایی محسوب شد که قصد داشتند در زمینه استانداردهای هوایی متحد عمل کنند.

JAA یک سازمان کنترل کننده نبوده، بلکه مقررات هوایی توسط مراجع ذی صلاح در هر یک از کشورهای عضو اجرا می شد. در سال ۱۹۷۰ هدف JAA ارایه کدهای تاییدیه عادی برای هواپیماهای بزرگ و موتور به منظور بر طرف ساختن نیاز صنایع اروپایی و شرکت‌های بین المللی نظیر ایرباس بود.

در ۱۹۸۷ گستره کاری آن وارد عملیات هواپیما (Operation)، تعمیرونگهداری(Maintenance)، گواهینامه ها (Licensing)، تاییدیه ها (Certification) و استانداردهای طراحی در تمام کلاس‌های هواگرد شد.

تا سال ۱۹۹۰ اهم امور JAA به صورت زیر بود:

۱۹۷۰ ← شروع کار روی JAR (اروپایی کردن FAR)

۱۹۷۵ ← اولین نشر JAR 25

1-Design Organization Approval
2-Production Organization Approval
3-European Aviation Safety Agency
4-Joint Aviation Authorities

۱۹۸۳ ← تایید BAe 146 مطابق JAR 25

۱۹۸۷ ← ورود JAR به عملیات، تعمیرونگهداری، گواهینامه، تاییدیه و استانداردهای طراحی

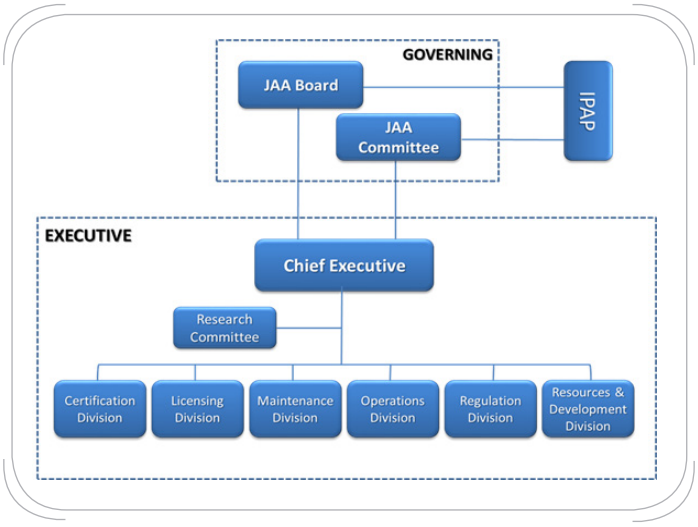
۱۹۸۹ ← Associated Body شدن در ECAC

۱۹۹۰ ← امضای سند JAA Arrangement در قبرس

بعد از امضای ســـند JAA Arrangement وهمچنین نشست‌های بعدی، اهداف و وظایف JAA به صورت زیر تعریف شد:

- ایمنی هوایی
- سودمندی تجارت هوایی
- ارتقا و تثبیت استانداردها
- همکاری بین المللی با دیگر سازمان های هوایی

ساختار JAA در سال ۲۰۰۱ به صورت زیر بود:



شکل ٦-٦ ساختار سازمانی JAA

هیات (JAA Board)

هر یک از اعضای JAA در آن یک نماینده داشتند. توجه این هیات روی سیاست های عمومی و بلندمدت JAA بوده است. پذیرش عضو جدید نیز در این هیات تصمیم گیری میشد. این گروه در سال دو یا سه بار تشکیل جلسه میدادند.

کمیته (JAA Committee)

هر یک از مراجع ذی صلاح (Authority) در این کمیته یک کرســـی داشتند. (این کرسی در اختیار کسی قرار می گرفت که در قسمت خود بالاترین تخصص را داشته است) مسئولیت این کمیته اجرای توافق نامه قبرس ازنظر فنی بوده و در سال دو یا سه بار تشکیل جلسه میدادند.

به دلیل مشکلات JAA و دیگر مسایل سیاسی اروپا، در ۲۸ سپتامبر ۲۰۰۳، اتحادیه اروپا، EASA را تشکیل داد. بنابراین به وظایف چهارگانه JAA ، همکاری با EASA نیز اضافه شـــد. و ازآن پس مقرر گردید در مدت زمان معینی وظایف JAA به EASA منتقل گردد. از اول ژانویه ۲۰۰۷ ، JAA به JAA-T (T برای Transition) تغییر یافت. JAA-T شامل دو قسمت می‌شد:

- اداره رابط (JAA-LO[1]) در کنار مقر EASA در کلن.
- اداره آموزش(JAA-TO[2]) در همان مکان قبلی JAA در هلند.

JAA-LO رابط میان EASA و کشـــورهایی بود که عضـــو JAA بوده ولی عضو EASA نبودند. وظیفه JAA-TO نیز آموزش قوانین ومقررات هوایی بود تا بدین وســـیله به اعضا خود که عضو EASA نبودند کمک کند تا شرایط عضویت آنها مســـاعدتر شود. در نهایت در ۳۰ ژوئن ۲۰۰۹ ، JAA-LO منحل شد. امروز EASA نقش JAA را به خوبی به عهده دارد. وظایف و اهداف EASA را میتوان به صورت زیر بیان کرد:

- مشاوره به اتحادیه اروپا
- بازبینی و ارتقا قوانین ، نظارت و کنترل
- گواهی نامه نوع (Type Certificate) هواگرد و قطعات، تایید سازمانهای درگیر به کار طراحی، ساخت و تعمیرونگهداری محصولات هوایی.
- تنفیذ اختیار (Authorization) به کاربر کشور سوم
- آنالیز و تحقیقات

به عنوان قســـمتی از Single European Sky-II وظایف دیگری نیز به EASA داده شـــده که تا قبل از سال ۲۰۱۳ کامل شد.

تعداد کارکنان EASA

در ژوئن ۲۰۰٤ ← ٦٥ نفر
در پایان ۲۰۰٤ ← ۱۰۰ نفر
در پایان ۲۰۰۵ ← ۲۰۰ نفر
در پایان ۲۰۰٦ ← ۳۰۰ نفر
۲۰۱۸ ← ۸۰۰ نفر

1-Liaison Office
2-Training Office

تفاوت EASA با JAA

- JAA نمی توانست بطور مستقیم اعمال قانون کند اما EASA این اختیار را دارد.
- برخی اعضای JAA عضو اتحادیه اروپا نیستند در حالی که EASA آژانس اتحادیه اروپا است.

امروزه EASA همتای FAA است اما JAA از چنین جایگاهی برخوردار نبود.

برخی قوانین EASA :

EASA Part-66 → Certifying Staff

EASA Part-145 → Maintenance Organization Approval

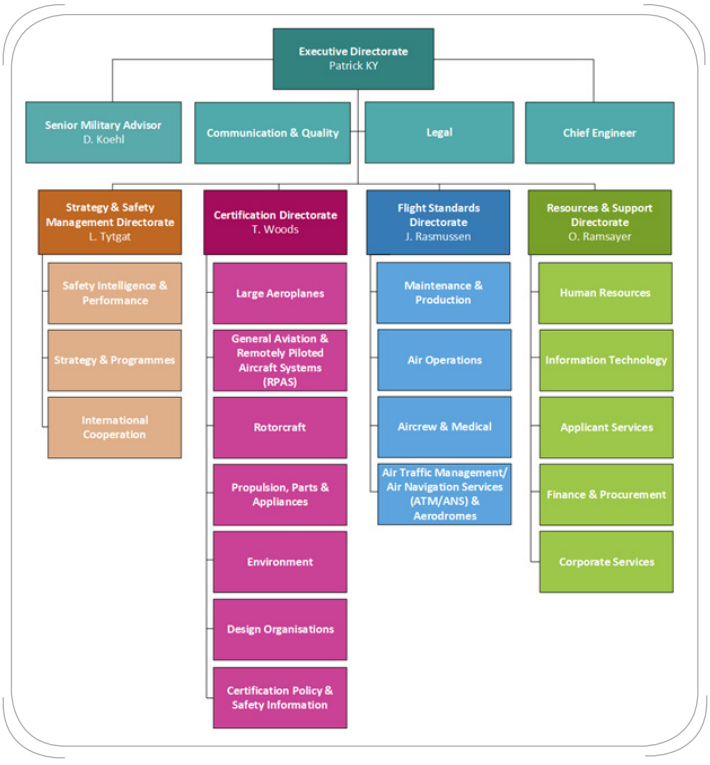
EASA Part-M → Continuing Airworthiness

EASA Part-147 → Training Organization Requirements

EASA Part-21 → Subpart J Design Organization

EASA Part-21 → Subpart G Production Organization

ساختار سازمانی EASA مطابق شکل ٦-٧ است.



شکل ٦-٧ ساختار سازمانی EASA

بازوهای سازمان‌های ملی

RTCA[1]

در سال ۱۹۳۵ به عنوان یک کمیته Federal Advisory تاسیس گردید. ماهیت غیر دولتی داشته امّا پیشنهادات آن همواره مبنای بسیاری از تصمیم‌ها ، برنامه‌ها و قوانین سازمان‌های دولتی همچون FAA است.

RTCA در حدود ۴۰۰ عضو دولتی و غیر دولتی در داخل و خارج از آمریکا دارد. این اعضا نمایندگان بخش‌های صنعتی، خطوط هوایی، تامین کنندگان، مراکز آموزشی، پژوهشی و .... هستند.

در مورد استانداردهای مربوط به اویونیک، RTCA یکی از قدرتمند ترین سازمان‌ها است و طی چند سال گذشته در امر تدوین نقشه راه اویونیک مربوط به پروژه بزرگ نسل آینده (Next Gen) همکاری بسیار نزدیکی با FAA داشته است.

ARNIC[2]

در سال ۱۹۲۹ به منظور مهیا نمودن ارتباطات درصنعت حمل و نقل توسط FRC (federal radio commission ، که بعدها به FCC[3] تغییر نام داد) پایه گذاری شد، بعد از آن نیز صاحبان آن بطور معمول خطوط هوایی و دیگر شرکتها نظیر بوئینگ بوده است.

این تشکیلات هم اکنون در مالکیت Carlyle Group و ستاد مرکزی آن در مریلند است. ARNIC دارای دو ستاد ناحیه‌ای نیز می‌باشد. یکی در لندن و دیگری در سنگاپور.

حوزه‌های فعالیت‌های آن عبارتند از :

- Aviation
- Government
- Health care
- Security
- Transportation

فعالیت‌های هوانوردی آن از طریق سه کمیته انجام می‌شود:

- AEEC [4]
- AMC [5]
- FSEMC [6]

1-Radio Technical Commission for Aeronautics
2-Aeronautical Radio Incorporated
3-Federal Communications Commission
4-Airlines Electronic Engineering Committee
5-Avionics Maintenance Conference
6-Flight Simulator Engineering & Maintenance Conference

EUROCAE[1]

این ســـازمان در سال ۱۹۶۳ تشـــکیل گردید. همانند RTCA از اعضای زیادی از جمله سازندگان، قانونگذاران، کاربران هوایی و ..... تشکیل شده است. بسیاری از استانداردهای آن به عنوان روش‌های تطابق (MOC[2]) برای ETSO[3] به کار می‌رود و همکاری تنگاتنگی با RTCA و SAE دارد.

SAE[4]

سازمانی است جهت توسعه استانداردها در زمینه‌های هوافضا، صنعت خودرو، صنایع وسایل نقلیه غیر نظامی و تاسیس آن به سال ۱۹۰۵ باز می‌گردد.

EIA[5]

در سال ۱۹۲٤ تاسیس گردید و تا سال ۱۹۹۷ با عنوان Electronic Industries Association شناخته می‌شد. در واقع انجمنی است تجاری متشکل از سازندگان تجهیزات الکترونیکی در آمریکا.

EIA از سوی ANSI تنفیذ اختیار شده تا در زمینه توسعه استاندارد قطعات و تجهیزات الکترونیکی، تله مخابرات و امنیت اینترنت فعالیت کند.

1-European Organization for Civil Aviation Equipment
2-Means Of Compliance
3-European Technical Standard Order
4-Society of Automotive Engineers
5-Electronic Industries Alliance

فصل هفتم

فرآیند طراحی و ساخت اقلام اویونیک

مطابق زیر بخش O از بخش ۲۱ قوانین سازمان هواپیمایی کشوری؛ به منظور طراحی و ساخت اقلام اویونیک و ایر قطعات (به غیر از APU) نیازی به اخذ گواهینامه تشکیلات طراحی (DOA) نیست. اما بطور معمول با هدف تضمین فرآیند طراحی، از استاندارد RTCA DO-254 (یا معادل اروپایی EUROCAE ED – 80) بهره می‌گیرند. استاندارد DO-254 هیچ‌گاه به‌تنهایی مطرح نبوده و در طراحی و ساخت مجموعه‌ای از استانداردها باید همزمان در ذهن باشند.

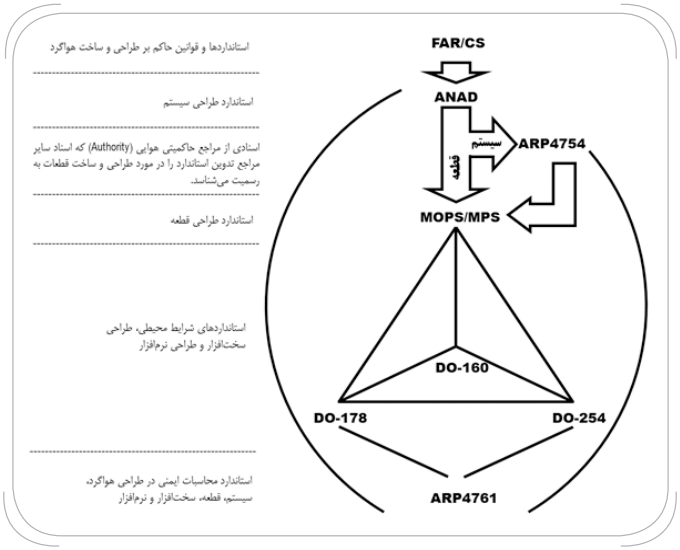
ارتباط استانداردهای پایه در طراحی

ارتباط مجموعه استانداردهای طراحی در شکل ۱۷ آمده است. در طراحی سیستم‌ها، اولین استانداردی که مطرح می‌شود؛ SAE ARP4754 یا معادل اروپایی EUROCAE ED-79 است. این استاندارد ابتدا در حوزه اویونیک مطرح شد اما با توجه به پیشگام بودن اویونیک در میان مابقی سیستم‌های هوایی؛ طولی نکشید که در سایر سیستم‌ها نیز استفاده قرار شد تا آنجا که امروزه طراحی موتورها نیز بر این اساس انجام میشود.

برای مثال سیستم ترمز هواپیما را در نظر بگیرید؛ اصول طراحی این سیستم بر اساس استاندارد ARP4754 صورت می‌پذیرد. بدیهی است این سیستم از مجموعه‌ها و قطعات زیادی تشکیل شده است. در طراحی، هریک از این مجموعه‌ها و قطعات می‌توانند یک شماره خاص از TSO [1] به خود اختصاص داده باشند. عموما در TSO حداقل کارآیی در قالب یک استاندارد به‌نام MOPS [2] و یا معادل اروپایی آن MPS [3] ارجاع داده می‌شود. در این استاندارد حداقل ویژگی‌ها، کارآیی، شاخص‌های طراحی، شرایط طراحی و تست بیان می‌شود و همواره به سه استاندارد دیگر ارجاع داده می‌شود که عبارتند از:

- شرایط محیطی در قالب استاندارد DO-160 با معادل اروپایی EUROCAE ED-14. اما باید توجه داشت که همواره تمامی بندهای استاندارد شرایط محیطی برای تمامی قطعات الزاما نباید انجام شود. بندهای ضروری در MOPS/MPS ذکر می‌شود.
- در خصوص قطعات پیچیده که تعریف آن در بخش بعدی بیان می‌شود؛ طراحی سخت‌افزار بر مبنای استاندارد RTCA DO-254 (با معادل اروپایی EUROCAE ED – 80) صورت می‌گیرد.
- در خصوص قطعاتی که از نرم‌افزار بهره می‌گیرند به استاندارد RTCA DO-178 با معادل اروپایی EUROCAE ED-12 ارجاع داده می‌شود.

1-Technical Standard Order
2-Minimum Operational Performance Standards
3-Minimum Performance Specification



شکل ۷-۱ ارتباط بین استانداردهای طراحی

در طراحی ســـخت‌افزار و تدوین نرم‌افزار؛ یکی از اساسی‌ترین مباحث، ارزیابی ایمنی (Satety Assessment) است. چه در سخت‌افزار و چه در نرم‌افزار با توجه به اهمیت سیستم، پنج سطح از ایمنی تعریف می‌شود. ایمنی یک شاخص کیفی است بنابراین برای کمی کردن آن؛ واحدی به‌نام احتمال خرابی تعریف می‌شود که به آن سطح تضمین طراحی (DAL[1]) می‌گویند. برای مثال بالاترین سطح ایمنی A درنظر گرفته می‌شود که به نوع فاجعه‌بار (Catastrophic) معروف است احتمال نرخ خرابی در این سطح باید کمتر از ۱×۱۰^{-۹} باشد. بدین معنا که در یک میلیارد ساعت پرواز احتمال خرابی باید کمتر از یک باشد. اثبات این عدد نیازمند آنالیزها و محاسبات خاصی است که در استاندارد SAE ARP4761 بیان شده است. برخی از این تجزیه و تحلیلها عبارتند از:

- FHA[2]
- PSSA[3]
- SSA[4]
- FTA[5]
- Dependency Diagrams

1-Design Assurance Level
2-Functional Hazard Analysis
3-Preliminary System Safety Analysis
4-System Safety Analysis
5-Fault Tree Analysis

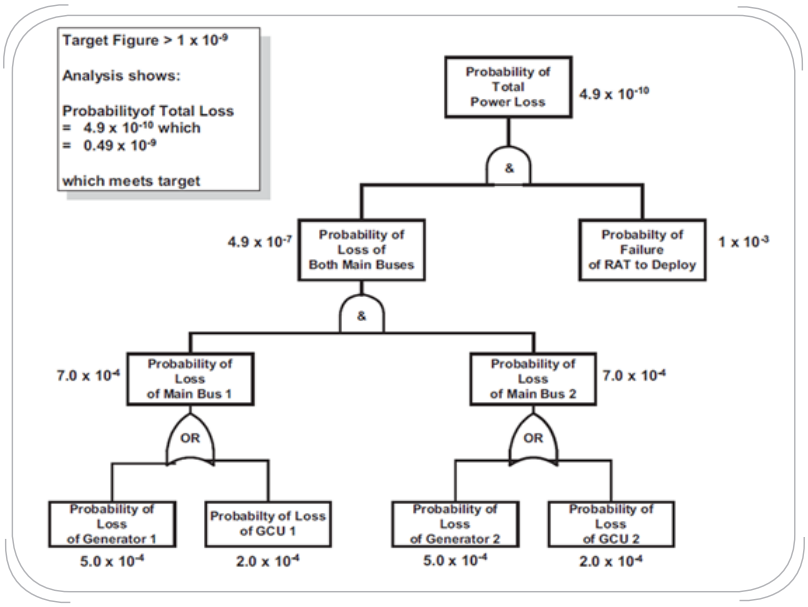
- MA [1]
- FMEA [2]
- FMES [3]
- ZSA [4]
- PRA [5]
- CMA [6]

علاوه بر طراحی سخت‌افزار و تدوین نرم‌افزار؛ مبحث ارزیابی ایمنی (Satety Assessment) در طراحی سیستم نیز کاربردی اساسی دارد، به همین دلیل در شکل ۷–۳ بین سندهای ٤٧٥٤ و ٤٧٦١ ارتباط مستقیم ترسیم شده است. به منظور روشن شدن این نوع محاسبات یک مثال ساده‌سازی شده، مطابق شکل۷–۲ آورده ایم.

بر اســـاس قوانین سازمان هواپیمایی کشوری در خصوص طراحی هواپیماهای رده حمل و نقل تجاری که به CS-25 شناخته می‌شود؛ از دست رفتن برق هواپیما در طول پرواز بواسطه تکنیک FHA در سطح ایمنی A تعیین شده است. برای بررسی چنین امری از تکنیک FTA بهره می‌گیریم، فرض کنید هواپیمای مد نظر ما دارای دو موتور اصلی دارد که به هر موتور یک ژنراتور متصل شده است، کنترل هر ژنراتور نیز بواسطه یک GCU صورت می‌پذیرد. سازنده ژنراتور MTBF [7] آنرا ۲۰۰۰ ساعت اعلام کرده است. به طور کلی

$$\text{Failure Rate} = \frac{1}{\text{MTBF}}$$

1-Markov Analysis
2-Failure Modes and Effects Analysis
3-Failure Modes and Effects Summary
4-Zonal Safety Analysis
5-Particular Risks Analysis
6-Common Mode Analysis
7-Mean Time Between Failure



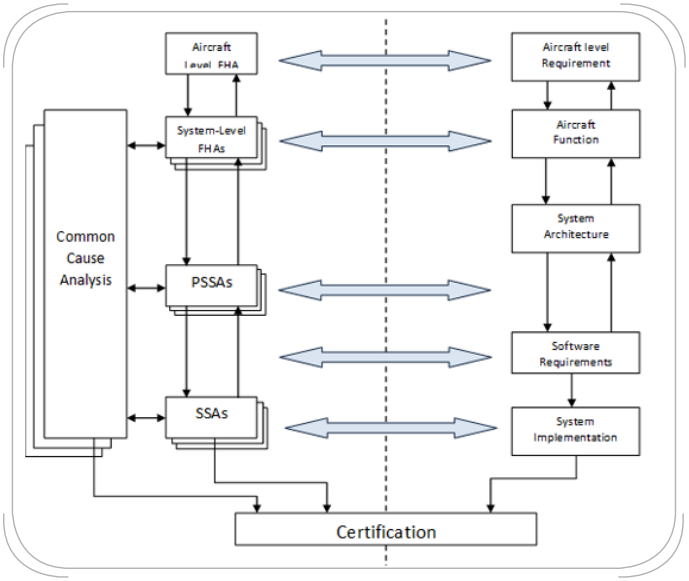
شکل ۷–۲ یک مثال ساده‌سازی شده از کاربرد FTA

بنابرایـــن احتمال خرابی این ژنراتور $۰,۵ \times ۱۰^{-٤}$ اســـت که فاصله بســـیار زیادی تـــا ۱×۱۰^{-۹} دارد. به همین ترتیب ســـازنده MTBF مربـــوط به GCU را ۵۰۰۰ ســـاعت اعلام نموده اســـت بنابراین احتمـــال خرابی آن $۰,۲ \times ۱۰^{-٤}$ می‌شود. حال از موتور چپ شروع می‌کنیم. در حالتی باس شماره ۱ برق خود را از دست می‌دهد که ژنوراتور شماره ۱ خراب شود یا GUC شماره ۱ از کارافتد. در قوانین احتمال می‌دانیم هر جا از واژه یا استفاده کنیم، دو احتمال با هم جمع می‌شوند. بنابراین احتمال از دست رفتن توان الکتریکی در باس شماره ۱ عبارت است از $۰,۷ \times ۱۰^{-٤}$ ؛ به‌همین ترتیب این عدد در مورد باس شماره ۲ نیز صدق می‌کند.

حال یک گام پیش می‌رویم، زمانی در باس‌های اصلی برق نداریم که باس شـــماره ۱ و باس شـــماره ۲ توان الکتریکی نداشـــته باشـــند. مجددا بنا به قوانین احتمال، زمانی که از واژه و، استفاده می‌کنیم؛ دو احتمال در هم ضرب می‌شوند. بنابراین احتمال از دست رفتن برق در باس‌های اصلی $٤,۹ \times ۱۰^{-۷}$ می‌باشد که بازهم از عدد ۱×۱۰^{-۹} فاصله دارد. در اینجا طراح سیستم تولید توان الکتریکی هنوز نتوانسته است که الزام را پاس کند. بنابراین تغییراتی باید در معماری سیستم خود بوجود آورد.

طراح در اینجا از راه‌حل RAT اســـتفاده کرده اســـت. سازندهMTBF مربوط به RAT را ۱۰۰۰ ساعت اعلام کرده، بنابراین احتمال خرابی آن ۱×۱۰^{-۳} می‌شود. با بهره‌گیری مجدد از قوانین احتمال، زمانی تولید توان در کل هواپیما صورت نمی‌پذیرد که باس‌های اصلی برق نداشته باشند و RAT نیز عمل نکند. بنابراین این احتمال حاصلضرب دو احتمال خواهد بود یعنی $٤,۹ \times ۱۰^{-۱۰}$ همانطور که مشـــاهده می‌شـــود این عدد از ۱×۱۰^{-۹} کوچکتر است بنابراین الزام پاس می‌شود.

شـــکل ۷-۳ کاربرد بخشی از تکنیک‌های مختلف ارزیابی ایمنی (Satety Assessment) را در سطوح مختلف طراحی هواگرد و سیستم‌های آن نشان می‌دهد.



شکل ۷-۳ ارتباط بین آنالیزهای ارزیابی ایمنی (Satety Assessment) و مراحل طراحی

استاندارد طراحی سخت‌افزار (RTCA DO-254)

برای تدوین این سند ارزشمند، کمیته‌ای با ٦٢ عضو از سراسر دنیای هوانوردی تشکیل شد. به جرات می‌توان ادعا کرد زبده‌ترین‌های طراحی از شرکت‌ها و موسساتی که سال‌ها سابقه درخشان در این حوزه داشتند؛ گرد هم آمدند. ذکر چند نمونه خالی از لطف نیست.

- Boeing - Commercial Avionics Systems
- Rockwell Collins, Inc.
- Honeywell, Inc.
- Pratt & Whitney

Dassault Aviation

- Bombardier Aerospace – Learjet, Inc.
- Sextant Avionique
- Federal Aviation Administration
- Transport Canada
- NASA, Langley Research
- GEC-Marconi Avionica
- Litton Aero Products
- AlliedSignal EAS
- Cessna
- Universal Avionics Systems
- Westinghouse ESG
- Hamilton Sundstrand
- Lockheed Martin Aeronautical Systems
- British Aerospace Airbus

این اســـتاندارد چکیده دانش وتجربیات بسیارارزشمندی اســـت که در موفقیت پروژه‌ها اثر چشمگیری دارد. طراحان اویونیک امروزه باید خرسند باشند که چنین استانداردی، به صورت کاملا تخصصی و کاربردی در این حوزه وجود دارد.

پیاده‌سازی این استاندارد در خصوص قطعات پیچیده، معروف به CHI [1] ضروری است. به منظور تعریف قطعه پیچیده، ابتدا باید قطعه ساده که SHI [2] نامیده می‌شود را باید تعریف کنیم. بر اساس این استاندارد SHI قطعه‌ای است که در تمامی شرایط مختلف عملکردی، رفتاری قابل پیشبینی داشته باشد. پیشبینی این رفتار نیز باید به کمک تست‌ها، آنالیزها و روش‌های دیگر اثبات شود. در غیر این صورت قطعه CHI است.

این سند دارای ۱۱ بخش و ٤ ضمیمه به شرح ذیل می‌باشد:

1.0 Introduction

2.0 System Aspects of Hardware Design Assurance

3.0 Hardware Design Life Cycle

4.0 Planning Process

5.0 Hardware Design Processes

6.0 Validation and Verification Process

7.0 Configuration Management Process

1-Complex Hardware Item
2-Simple Hardware Item

8.0 Process Assurance

9.0 Certification Liaison Process

10.0 Hardware Design Life Cycle Data

11.0 Additional Considerations

در فصل دوم؛ ارتباطی بین ابعاد مختلف طراحی سیستم و طراحی سخت‌افزار مورد توجه قرار می‌گیرد. مسلما سطح ایمنی، مهمترین بعدی است که از سیستم به سخت‌افزار به ارث می‌رسد.

فصل سوم؛ چرخه عمر طراحی سخت‌افزار را بررسی می‌کند. چرخه عمر مدت زمانی است که بین شروع تا خاتمه طراحی سخت‌افزار قرار می‌گیرد. فرآیندهای این چرخه از فصل چهارم تا نهم به صورت مبسوط، شرح داده می‌شود.

در فصل چهارم؛ برنامه‌ریزی‌های ضروری در طراحی سخت‌افزار مورد توجه قرار گرفته و تاکید می‌گردد. برنامه‌ریزی‌هایی که به منظور اخذ گواهینامه طراحی و ساخت بسیار حیاتی است.

با جرات می‌توان فصل پنجم را هسته این استاندارد دانست، زیرا در این فصل گام‌ها و فرآیندهای طراحی و ساخت سخت‌افزار بیان می‌شود. این فصل ۵ گام و مرحله را به منظور یک طراحی ایمن، ضروری می‌داند.

در فصل ششم، یکی از اصلی‌ترین فرآیندهایی که در تمام طول اجرای پروژه همواره استفاده میشود؛ Verification and Validation است. نتایج و مستندات این دو فرآیند در اخذ گواهینامه، به صورت جدی مطرح هستند. اعتبارسنجی (Validation) از کافی بودن الزامات سخن می‌گوید و صحهگذاری یا تصدیق (Verification) از پیاده‌سازی الزامات اطمینان حاصل می‌کند.

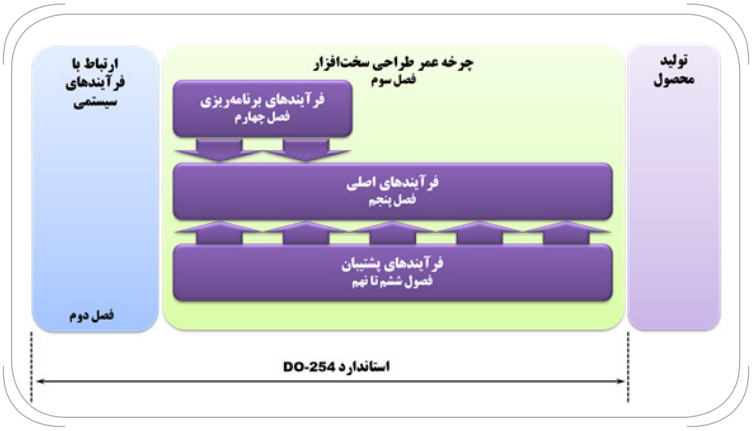
فصل هفتم به Configuration Management اختصاص دارد. در فرآیند طراحی مواردی داریم که یکبار ایجاد شده و در طول پروژه چندین‌بار تکرار می‌شود و یا در پروژه‌های قبلی ایجاد شده و در این پروژه از آن‌ها بهره گرفته و تکرار می‌کنیم. مدیریت فوق به این امر پرداخته، بهگونه‌ای که نتایج مطلوب و مورد قبول باشند.

در فصل هشتم به فرآیندی می‌پردازد که از اجرای صحیح سایر فرآیندها اطمینان حاصل می‌کند و از برآورده شدن اهداف کلیه فرآیندها مطمئن حاصل می‌شود.

فصل نهم نیز از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است، آن‌هم به این دلیل که وجوه مختلف اخذ گواهینامه طراحی و ساخت از مراجع ذی‌صلاح را مورد بحث قرار می‌دهد.

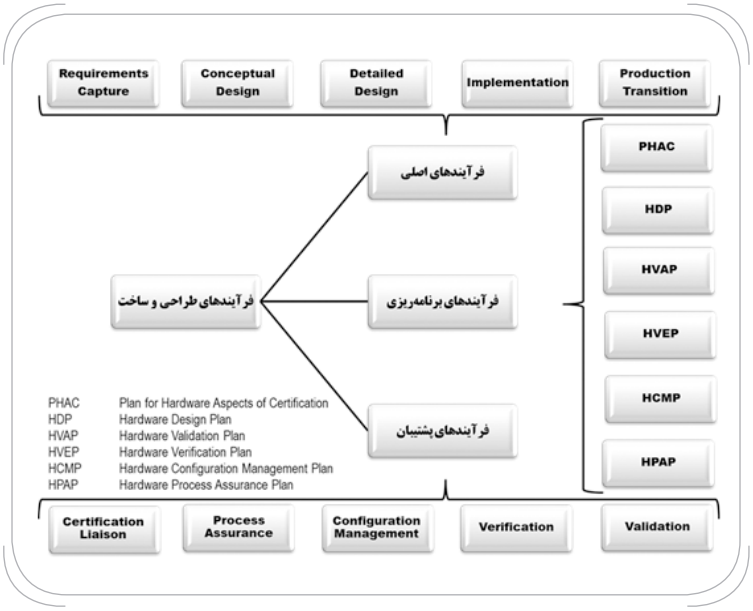
فصل دهم از یک منظر، منحصر به فرد است، زیرا در سایر فصول از اسناد مختلفی صحبت به‌میان می‌آید که سازنده باید آن‌ها را تهیه و تدوین کند. فصل حاضر به شرح هریک از این اسناد می‌پردازد.

فصل یازدهم به بیان مواردی می‌پردازد که اصولا در تمامی پروژه‌ها کاربردی نیستند، به همین دلیل آن‌ها را موارد خاص می‌داند. شکل ۷–٤ ارتباط فصول استاندارد DO-254 را با یکدیگر نشان می‌دهد.



شکل ۷–٤ ارتباط فصول مختلف در DO-254

در شـــرح سند DO-254 ابتدا فرآیندهای اصلی طراحی و ساخت را مطابق فصل پنجم بررسی می‌کنیم؛ سپس فرآیندهای برنامه‌ریزی را مطابق فصل چهارم از نظر می‌گذرانیم و پس از آن به تشریح فرآیندهای پشتیبان، مطابق فصل ششم تا نهم میپردازیم. عملا هر سندی را که سازنده باید تدوین کنددر هر فصل که بدان اشاره می‌شود، توضیح می‌دهیم؛ بنابراین عملا فصل دهم در طول توضیحات، پوشش داده می‌شود. سپس فصل یازدهم را به عنوان موارد خاص بررسی می‌نماییم و در نهایت به فصل دوم بازگشته و ارتباط بین طراحی سیستم و سخت‌افزار را بیان می‌کنیم. فصل دوم بیشـــتر در مورد پروژه‌هایی بیشترین کاربرد را پیدا می‌کند که از صفر طراحی آن‌ها شروع می‌شود و یا پروژه ارتقای سیستم هستند؛ در پروژه‌های بازطراحی اصولا خیلی مورد توجه قرار نمی‌گیرد. بر اســـاس DO-254 در طراحی و ساخت استاندارد اقلام اویونیک؛ حداقل شانزده فرآیند در سه گروه شرکت دارند. شکل ۷–۵ این فرآیندها را نام‌برده است.

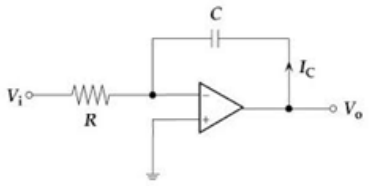


شکل ۷–۵ فرآیندهای طراحی و ساخت مطابق DO-254

استاندارد تدوین نرم‌افزار

در خصوص اهمیت نقش نرم‌افزار در طراحی و ساخت اقلام اویونیک سخن گفتن گزافهگویی است، زیرا واقعیتی است کاملاً بدیهی. امروزه کمتر سیستمی را در این حوزه می‌یابیم که نقش نرم‌افزار در آن کمرنگ باشد. حتی سیستم‌های مانند Static Inverter که کاملاً الکتریکی به نظر می‌رسد؛ در عصر جدید تمایل به ساخت نمونه‌های دیجیتال قدرت گرفته‌است.

مدارهای آنالوگ مواد اویونیک کلاسیک در ابعاد، اندازه و وزن زیاد که در قطعه که گاه به چندین طبقه نیز می‌رسید؛ عملیات پردازش را کاملاً به صورت ابتدایی انجام می‌دادند برای مثال بخش Controller در سیستم‌های کنترل خودکار پرواز که بطور معمول به Amplifier شناخته می‌شوند، برای انجام یک انتگرال‌گیری ساده از Velodyne استفاده می‌کردند، Velodyne ترکیب موتور و ژنراتور است که استفاده از آن جالب به نظر می‌رسد. (شکل ۷–۷)



شکل ۷–۶ کاربرد Op-amp در انتگرال‌گیری

بعدها با آمدن op-amp از قضیه میلر (شـــکل ۷–۶) اســـتفاده شد. در سیستم‌هایی مانند INS که دوبار عملیات انتگرال‌گیری انجام می‌شد.از op-amp و Velodyne هر دو استفاده می‌کردند.

شکل ۷–۷ کاربرد Velodyne در انتگرال‌گیری

در این حالت برای گرفتن یک انتگرال ســـاده، وزنی تا ۵۰۰ گرم به مواد اضافه می‌شـــد. روشـــن است در این فضای طراحی، ظرفیت عملیات پردازش به‌شدت محدود بود. محدودیت در تعدد عملیات پردازش به معنای محدودیت شدید در قابلیت‌هایی است که طراح در نظر می‌گرفت. به بیان بهتر در دهه ۶۰ و اوایل ۷۰ اویونیک کلاسیک مبتنی بر الکترونیک آنالوگ به اوج ظرفیت خود رسید و اشباع گردید. و عملاً قابلیت بیشتری دیگر نمی‌توانستیم از اویونیک متصور باشیم. تا اینکه محدودیت‌ها به واسطه ورود نرم‌افزار شکسته شد. انتگرال‌گیری نیم کیلویی مبدل به چند خط کد در نرم‌افزار شد. میلیون‌ها میلیون پردازش در کسری از ثانیه در یک پردازنده چند ده گرمی امکان پذیر شد. همانطور که در بخش معماری ذکر گردید Open IMA بدون مفهوم نرم‌افزار اصلاً قابل تصور هم نیست.

نرم‌افزار در اویونیک معادل اویونیک با حداقل محدودیت در قابلیت است.

عموماً نرم‌افزارهایی که در حوزه اویونیک تدوین می‌شوند در حدود یازده درصد گرانتر از نرم‌افزارهایی است که در سایر حوزه استفاده می‌شود. این افزایش قیمت به دلیل فرآیند استانداردسازی است که منجر به اخذ گواهینامه می‌شود. تدوین نرم‌افزار در حوزه اویونیک نیازمند استانداردسازی خاصی است که بدون آن کدنویسی عملی است بس خطرناک.

در حوزه غیرنظامی، استاندارد برنامه‌نویسی RTCA DO-178 با معادل اروپایی EUROCAE ED-12 می‌باشد. آخرین ویرایش آن تا امروز، ویرایش C می‌باشد که نسبت به ویرایش قبلی، تغییرات شگرفی داشته‌است.

اما در حوزه نظامی استاندارد فرم نرم‌افزار تغییرات فراوانی داشته و سیر تکامل بسیار جالب که در نهایت امروزه از سه استاندارد IEEE به شرح زیر در این حوزه بهره گرفته می‌شود. این قضیه مبین بسیار خوبی از جهت‌گیری بخش نظامی به سوی قابلیت‌های بخش غیرنظامی است.

- IEEE/EIA 12207.0
- IEEE/EIA 12207.01
- IEEE/EIA 12207.02

اهمیت تدوین و خلق نرم‌افزار براساس استاندارد، واقعاً در قالب کلمات نمی‌گنجد. همگی تجربه هنگ کردن کامپیوتر شخصیمان و یا انجام یک پردازش خاص را با تاخیر داشته‌ایم. فرض کنید چنین شرایطی در لحظات فرود برای EFIS پیش آید. در چنین شرایطی سانحه متحمل است.

به ســـختی می‌توان باور کرد تدوین RTCA DO-178، در کمیته‌ای صورت پذیرفته که در آن حدود ٤٠٠ عضو متخصص از سراسر دنیای هوانوردی گرد هم باشند.

در اینجا به ذکر مختصری از ســـاختار و محتویات DO-178C می‌پردازیم اما به هرحال مراجعه به اســـتاندارد و بهره‌گیری کامل از آن؛ هنگام طراحی و کد نویسی نرم‌افزار در بالاترین درجه اجبار تاکید می‌گردد. این قضیه در مورد DO-254 نیز در خصوص سخت‌افزار صادق است.

در اویونیک از زبان‌های سطح بالا؛ HOL مانند C++ و یا Ada استفاده میگردد. اما Ada طبق استاندارد ترجیح داده می‌شود.

ساختار استاندارد DO-178 و فرآیندها

این سند ارزشمند در ۱۲ فصل و چهار ضمیمه تدوین شده که عناوین فصول آن به شرح ذیل است:

1- Introduction

2- System Aspects Relating To Software Development

3- Software Life Cycle

4- Software Planning Process

5- Software Development Processes

6- Software Verification Process

7- Software Configuration Management Process

8- Software Quality Assurance Process

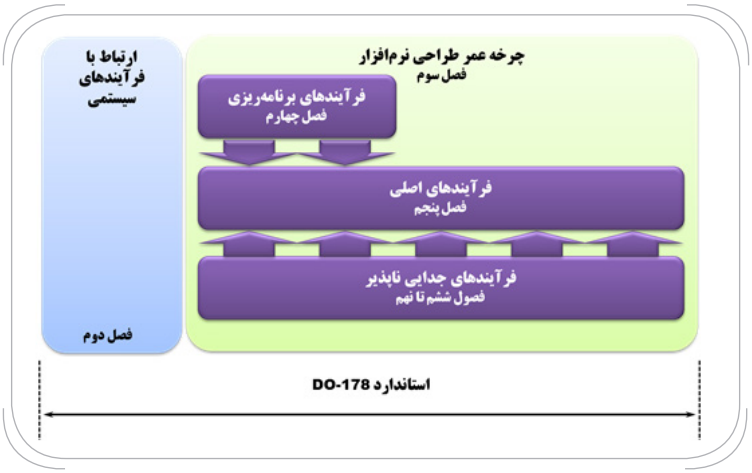
9- Certification Liaison Process

10- Overview Of Certification Process

11- Software Life Cycle Data

12- Additional Considerations

با نگاهی به عناوین فوق، در می‌یابیم که ساختار این استاندارد نیز همانند DO-254 است. این ساختار در شکل ۷–۸ نمایش داده شده است.



شکل ۷–۸ ارتباط فصول مختلف در DO-178

در فصل دوم؛ ارتباط بین ابعاد مختلف طراحی سیستم و تدوین نرم‌افزار مورد توجه قرار می‌گیرد. بسیاری از الزامات نرم‌افزار از سیستم تعیین می‌شود برای مثال سطح ایمنی، به‌عنوان مهمترین الزام.

فصل سوم؛ چرخه عمر طراحی و پیاده‌سازی نرم‌افزار را بررسی می‌کند. چرخه عمر شامل کلیه فعالیت‌ها و فرآیندهایی است که در مدت زمان بین شروع تا خاتمه طراحی نرم‌افزار قرار می‌گیرد. فرآیندهای این چرخه از فصل چهارم تا نهم به صورت مبسوط، شرح داده می‌شود.

در فصل چهارم؛ برنامه‌ریزی‌های ضروری در طراحی نرم‌افزار مورد توجه قرار گرفته و تاکید می‌گردد این برنامه‌ریزی‌هایی که به منظور اخذ گواهینامه طراحی و ساخت بسیار حیاتی است.

با جرات می‌توان فصل پنجم را هسته این استاندارد دانست، زیرا در این فصل گام‌ها و فرآیندهای طراحی و پیاده‌سازی نرم‌افزار بیان می‌شود. این فصل ٤ گام و مرحله را به منظور یک طراحی ایمن، ضروری می‌داند.

در فصل ششم، یکی از اصلی‌ترین فرآیندهایی که در تمام طول اجرای پروژه همواره استفاده میشود؛ Verification است. نتایج و مستندات این فرآیند در اخذ گواهینامه، به صورت جدی مطرح هستند. فصل هفتم به Configuration Management اختصاص دارد.

در فصل هشتم به فرآیندی می‌پردازد که از اجرای صحیح سایر فرآیندها اطمینان حاصل می‌کند و از برآورده شدن اهداف کلیه فرآیندها مطمئن می‌شود.

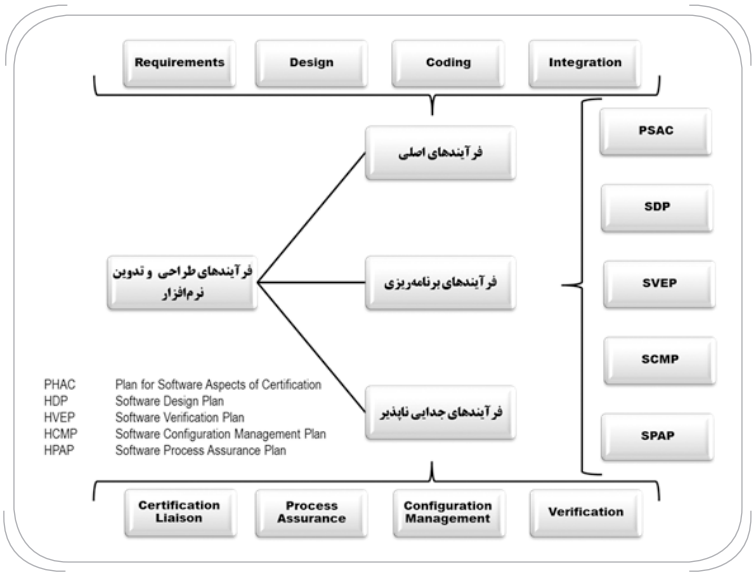
فصل نهم و دهم از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است، آن‌هم به این دلیل که وجوه مختلف اخذ گواهینامه طراحی و پیاده‌سازی نرم‌افزار از مراجع ذی‌صلاح، مورد بحث قرار می‌دهد.

فصل یازدهم از یک منظر، منحصر به فرد است، زیرا در سایر فصول از اسناد مختلفی صحبت به‌میان می‌آید که سازنده باید آن‌ها را تهیه و تدوین کند. این فصل به شرح هریک از این اسناد می‌پردازد.

فصل یازدهم به بیان مواردی می‌پردازد که اصولا در تمامی پروژه‌ها کاربردی نیستند به همین دلیل آن‌ها را موارد خاص می‌داند.

در شرح سند DO-178 ابتدا فرآیندهای اصلی طراحی و پیاده‌سازی را مطابق فصل پنجم بررسی می‌کنیم؛ سپس فرآیندهای برنامه‌ریزی را مطابق فصل چهارم از نظر می‌گذرانیم و پس از آن به تشریح فرآیندهای جدایی‌ناپذیر، مطابق فصل ششم تا نهم میپردازیم. عملا هر سندی را که سازنده باید تدوین کند در هر فصل که بدان اشاره می‌شود، توضیح می‌دهیم؛ بنابراین عملا فصل یازدهم در طول توضیحات، پوشش داده می‌شود.

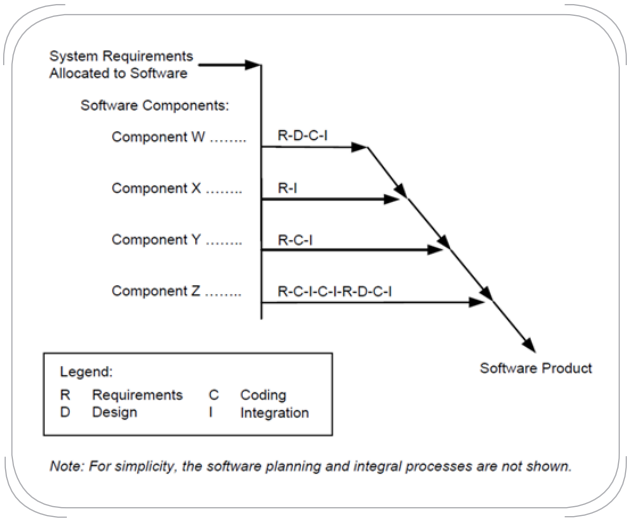
بر اساس DO-178 در طراحی و پیاده‌سازی نرم‌افزار؛ حداقل سیزده فرآیند در سه گروه شرکت دارند. شکل ۷–۹ این فرآیندها را نام‌برده که در بخش‌های بعدی به تفصیل، به هریک می‌پردازیم.



شکل ۷–۹ فرآیندهای مشروح در DO-178

ارتباط فرآیندی

در پیاده‌سازی استاندارد DO-178 یک قاعده کلی و کلیدی همواره باید مد نظر باشد. قاعده‌ای که اکثر کدنویس‌ها به صورت علمی یا تجربی رعایت می‌کنند. فرآیندها و فعالیت‌های طراحی و تدوین نرم‌افزار به صورت خطی بیان، اما به صورت مارپیچی پیاده‌سازی می‌شود. بدین معنا که تعدادی فرآیند یا اجزای یک فرآیند چرخه‌های متعددی را بوجود می‌آورند. شکل۷–۱۰ مثالی است که طی آن یک نرم‌افزار به چند بخش تقسیم شده و در هر بخش فرآیندهای اصلی به صورت یک یا چند چرخه در آن‌ها پیاده‌سازی شده است.



شکل ۷–۱۰ نمونه تشکیل چرخه در تدوین نرم‌افزار مطابق DO-178

شرایط محیطی و اصول طراحی

شرایط محیطی در عملیات هواگرد

هر یک از بخش‌های استاندارد شرایط محیطی شبیه‌سازی شرایط واقعی است که هواگرد در زمان پرواز قطعا با آن مواجه می‌شوند. یکی از عادی‌ترین آن‌ها کاهش دما است که با افزایش ارتفاع حادث می‌شود. شکل ۷–۱۱ این ارتباط را نشان می‌دهد. همانطور که مشاهده می‌شود دما در ۳۶۰۰۰ پایی که ارتفاع عادی برای هواپیما به حساب می‌آید، 56°C- است. قطعاتی که اطراف موتورهای توربینی نصب می‌شوند باید دمایی تا حدود 1000°C را تحمل کنند. برخورد صاعقه با هواپیما همواره یکی از تهدیدهای قطعات اویونیکی است. لرزش، شتاب‌های ناگهانی، ضربات ناشی از فرود هواپیما تنها بخش کمی از واقعیت دنیای پروازست.

Altitude	*Pressure*			*Temperature*
ft	millibars	in Hg	lbf/in²	°C
28,000	329·32	9·725	4·773	−40·474
29,000	314·85	9·298	4·563	−42·455
30,000	300·89	8·885	4·361	−44·436
31,000	287·45	8·488	4·166	−46·417
32,000	274·49	8·106	3·978	−48·398
33,000	262·01	7·737	3·797	−50·380
34,000	249·99	7·382	3·622	−52·361
35,000	238·42	7·041	3·455	−54·342
36,000	227·29	6·712	3·293	−56·323
37,000	216·63	6·397	3·139	
38,000	206·46	6·097	2·991	
39,000	196·77	5·811	2·851	
40,000	187·54	5·538	2·717	
41,000	178·74	5·278	2·589	
42,000	170·35	5·030	2·468	
43,000	162·36	4·794	2·352	−56·500
44,000	154·74	4·569	2·241	
45,000	147·48	4·355	2·136	
46,000	140·56	4·150	2·036	
47,000	133·96	3·956	1·940	
48,000	127·67	3·770	1·849	
49,000	121·68	3·593	1·762	
50,000	115·97	3·425	1·679	

شکل۷–۱۱ دما و ارتفاع در شرایط استاندارد

لزوم در نظر گرفتن شرایط محیطی در طراحی و ساخت قطعات

استاندارد محدودیت نیست؛ روش و قاعده‌ایست برای بهتر بودن

بهره‌گیری از استاندارد، استفاده از تجربه دیگران است. آیا تاکنون به این فکر کرده‌اید که برای تدوین هر خط از یک استاندارد چه هزینه تحقیقاتی صرف شده است؟ دیگران به جای ما این هزینه را متحمل شده‌اند و امروز نتایج آنرا در اختیار ما گذاشته‌اند. استفاده بهینه از آن حکم هر عقل سلیمی است.

آگاهی از نکات و شـــرایطی که در تســـت‌های محیطی ارایه شده، اگر از همان ابتدای طراحی در نظر گرفته و برای آن‌ها راه‌حل مناسبی اندیشیده شود، مسلما از دوباره کاری‌های فراوان که گاه ما را وارد یک چرخه معیوب می‌نماید، جلوگیری می‌کند.

سیر تعیین استاندارد شرایط محیطی

اکثر اقلام اویونیک دارای TSO هستند که در آن به استاندارد خاصی به نام MOPS و یا MPS ارجاع داده می‌شود که پیش از این به آن اشاره شده است. این استاندارد که در حوزه اویونیک عموما توسط RTCA و یا SAE تدوین میگردد در حقیقت استاندارد اصلی طراحی و ساخت قطعه است.

می‌دانیم RTCA DO-160 استاندارد شرایط محیطی برای تمامی قطعات است، اما به دو نکته توجه کنید:

- الزاما تمامی بندها برای تمامی اقلام لازم‌الاجرا نیست.
- اکثر بندها دارای دسته‌بندی هستند؛ تعیین دسته صحیح به نوع وسیله‌پرنده، نوع عملیات و محل نصب قطعه بستگی دارد.

بدین‌منظور در MOPS/MPS بندهای لازم‌الاجرا از استاندارد تست‌های محیطی تعیین می‌شود. اما برای تعیین دسته صحیح در هر بند باید به موارد زیر توجه نمود:

- نوع و یا انواع هواگرد که برای نصب قطعه هدف‌گذاری شـــده‌اند و یا پیش‌بینی می‌شـــود. برای مثال هواپیمای نظامی ترابری، هواپیمای نظامی جنگنده، پهپاد، بالگرد نیمه سنگین، هواپیمای آموزشی سبک و ...
- نوع و شرایط عملیات و همچنین زیست‌بوم هواگرد مانند سقف پروازی، عملیات در دریا و ...
- حدود محل نصب قطعه در هواگرد.

برای مثال AHRS را در نظر بگیرید. مطابق شکل ۱۲۷ طی شش مرحله اقدام به استخراج قسمت‌های لازم‌الاجرا از DO-160 میشود:

مرحله ۱: تعیین شماره TSO از بخش ITSO مربوط به قوانین سازمان هواپیمایی کشوری؛

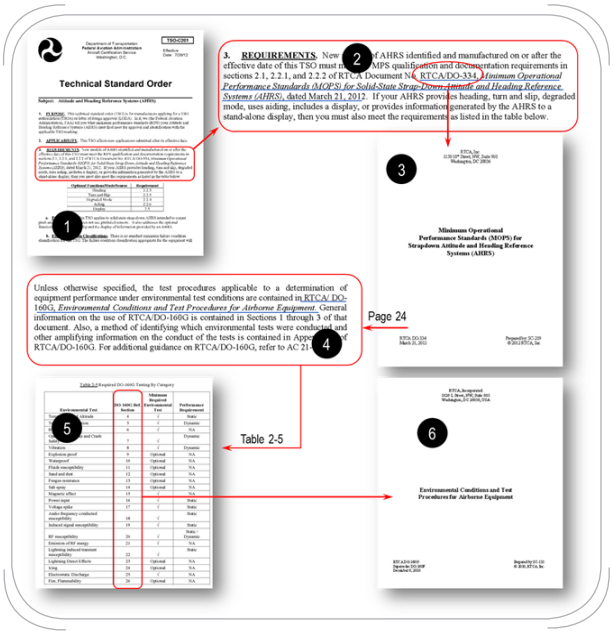
مرحله ۲: تعیین MOPS/MPS از TSO؛

مرحله ۳: تهیه آخرین ویرایش MOPS/MPS؛

مرحله ٤: تعیین مرجع رسمی شرایط محیطی در MOPS/MPS؛

مرحله ٥: تعیین بندهای لازم‌الاجرا از استاندارد شرایط محیطی در MOPS/MPS؛

مرحله ٦: استخراج بندها و تعیین دسته‌بندی مد نظر با توجه به نکات سه‌گانه فوق.



شکل۷-۱۲ نمونه‌ای از سیر تعیین شرایط محیطی

ساختار سند RTCA DO-160

آخرین ویرایش این استاندارد، G است که در سال ۲۰۱۰ منتشر گردید. این ویرایش از ۲۶ بخش و ۳ ضمیمه تشـــکیل شده و در مجموع دارای ۵۴۲ صفحه است. تفاوت ویرایش G در مقایسه با ویرایش‌های قبلی، از دو جنبه قابل بررسی است: ابتدا آنکه تست آتش و قابلیت اشتعال به این استاندارد اضافه شده و دوم آنکه در انتهای برخی بخش‌ها، قسمتی تحت عنوان User Guide Material اضافه گردیده که پیاده‌سازی این استاندارد را به شکل کاملا قابل محسوسی متحول کرده است. در همین چارچوب، ARINC 654 مرجع بسیار ارزشمندی است که به پیاده‌سازی شرایط محیطی کمک شایان توجهی میکند. جدول ۷-۱ فصول DO-160G را بیان میکند.

نکته قابل توجه در پیاده‌سازی شرایط محیطی:
فراموش نکنیم بواســـطه قطعات نوین حوزه‌هـــای الکترونیک، مخابرات، کامپیوتر و تکنیک‌های نرم‌افزاری، بطور معمول امروزه طراحی و دستیابی به شاخص های عملکردی (Function) در حـــوزه اویونیـــک خیلـــی دور از دســـترس نیســـت؛ مهـــم حفـــظ این عملکـــرد در شـــرایط واقعی پـــرواز اســـت. بنابرایـــن بهره‌گیری از ARINC 654 و بخش‌های Guidance Material از DO-160G باید ازهمان ابتدای فرآیند طراحی بطور کامل در نظر گرفته شود.

جدول ۷–۱ فصول مختلف DO-160

Purpose and Applicability	Section 1.0	هدف و کاربرد
Definitions of Terms – General	Section 2.0	تعاریف و موارد عمومی
Conditions of Tests	Section 3.0	شرایط برگزاری تست‌ها
Temperature and Altitude	Section 4.0	تست دما و ارتفاع
Temperature Variation	Section 5.0	تست تغییرات دمایی
Humidity	Section 6.0	تست رطوبت
Operational Shocks and Crash Safety	Section 7.0	تست شوک عملیاتی و ایمنی بههنگام سانحه
Vibration	Section 8.0	تست لرزش
Explosion Proofness	Section 9.0	تست در فضای قابل انفجار
Waterproofness	Section 10.0	تست عایق بودن در برابر نفوذ آب
Fluids Susceptibility	Section 11.0	تست مقاومت در مقابل آلودگی
Sand and Dust	Section 12.0	تست گرد و غبار
Fungus Resistance	Section 13.0	تست مقاومت در مقابل قارچ
Salt Spray	Section 14.0	تست مه نمکی
Magnetic Effect	Section 15.0	تست اثر مغناطیسی
Power Input	Section 16.0	تست توان ورودی
Voltage Spike	Section 17.0	تست ولتاژ ناگهانی
Audio Frequency Conducted Susceptibility - Power Inputs	Section 18.0	تست فرکانسی توان ورودی
Induced Signal Susceptibility	Section 19.0	تست قابلیت پذیرش سیگنال القایی
Radio Frequency Susceptibility (Radiated and Conducted)	Section 20.0	تست تاثیرپذیری از فرکانس های رادیویی
Emission of Radio Frequency Energy	Section 21.0	تست تشعشع امواج رادیویی
Lightning Induced Transient Susceptibility	Section 22.0	تست اثرات القایی صاعقه
Lightning Direct Effects	Section 23.0	تست اثرات مستقیم صاعقه
Icing	Section 24.0	تست یخ‌زدگی
Electrostatic Discharge	Section 25.0	تست الکتریسیته ساکن
Fire, Flammability	Section 26.0	تست آتش و قابلیت اشتعال
Environmental Test Identification	Appendix A	ثبت نتایج مجموعه تست‌های محیطی
Membership	Appendix B	اعضای تیم تهیه و تدوین استاندارد
Change Coordinators	Appendix C	هماهنگ کنندگان ایجاد تغییر در سند

کدینگ شرایط محیطی

تمام ویژگی‌های محیطی یک محصول را که شامل اطلاعات مبسوطی است می‌توان با یک رشته کد بیان کرد. بطور معمول در کاتالوگ‌ها از این کد استفاده می‌شود زیرا انتخاب یک محصول مناسب برای یک هواگرد خاص از نظر شرایط محیطی با این کد انجام میگردد.

این رشته همواره با RTCA DO-160X Env.Cat. آغاز می‌شود که در آن X ویرایش سند می‌باشد که آخرین آن در زمان ویرایش این مجموعه G است.

بعد از عبارت فوق، رشته‌ای از کارکترها می‌آید که هریک نشانگر دسته از بخش‌های DO-160 می‌باشد. بدین شکل هریک نیز مطابق ترتیبی است که در همان ویرایش از استاندارد ذکر شده است. اگر ویرایش G را در نظر بگیریم، اولین کاراکتر نشانگر بخش چهار یعنی درجه حرارت و ارتفاع (Temperature and Altitude) است و آخرین کاراکتر نیز مربوط به بخش بیست و شش با عنوان آتش و قابلیت اشتعال (Fire, Flammability) می‌باشد.

- در این رشته "X" نماینده تستی است که انجام نشده و "-" نشانگر تستی است که قطعه نتوانسته آن‌را با موفق سپری کند.
- بخش‌هایی که بیش از یک کارکتر داشته باشند در داخل کروشه [ ] قرار می‌گیرند.
- پرانتز () زمانی در داخل کروشه [ ] کارکتر را در بر می‌گیرد که
  ۱- بیش از یک تست انجام شده باشد.
  ۲- برای نمایش دسته بخش، بیش از یک کارکتر نیاز باشد.
- هرگاه قطعه در بیش از یک دسته موفق به گذراندن تست شود؛ در رشته دسته سخت‌تر/دقیق‌تر نمایش داده می‌شود.

مثال:

RTCA DO-160G Env. Cat. [A2F2]WBA[MN]XXXXXXABABAATAKXX

تمرین ۵-۱:

کدهای ذیل را تحلیل کنید. حدس می‌زنید این کد برای چه محصولی نوشته شده و برای نصب روی چه نوع هواگرد(هایی) مناسب است؟

RTCA DO-160G Env. Cat. [F2X]ACE[R(C,C1)H(R)U2]XSFSXSXXXX[XXX][XX]X[XXXXXX][XX]AXX

RTCA DO-160G Env. Cat. F3(Y)S2BB[(RCC1)(UG)]XXXXXXZXXXXXBXXXXX

تمرین ۵-۲:

سیســـتم AHRS را در نظر بگیرید که قصد داریم از میان تعداد متنوعی از محصولات موجود در بازار اویونیک برای نصب روی یک بالگرد با مشـــخصات ذیل نصب کنیم. حداقل مشخصات محیطی مورد قبول را مطابق RTCA DO-160G کد نمایید:

مشخصات:

- سقف پروازی: ۱۵۰۰۰ پا
- نوع موتور: توربوشفت
- بالانس دینامیکی: ضعیف
- نشست و برخاست: باندها و محوطه‌های خاکی

شرایط تست و تدوین دستورالعمل آن

شـــرایط عمومی برگزاری تست‌های محیطی در بخش سوم استاندارد ذکر شده است، نکات قابل توجه آن به شرح زیر است:

- تست مه نمکی (Salt Fog) نباید قبل از تست Fungus Resistance انجام شود.
- تســـت گـــرد و غبـــار (Sand and Dust) نبایـــد قبـــل از تســـت‌های مقاومـــت در مقابـــل قـــارچ (Fungus Resistance) ، مه نمکی (Salt Fog) و رطوبت (Humidity) انجام شود.
- تست در فضای قابل انفجار (Explosive Atmosphere) نباید قبل از هیچ تست دیگری انجام گردد.
- تست قابلیت اشتعال (Flammability) نباید قبل از هیچ تست دیگری انجام گردد.
- ترکیب دو یا چند دستورالعمل و ایجاد یک دستورالعمل جایگزین مجاز است منوط به اینکه تمامی مراحل تست(های) اصلی مذکور در استاندارد تکرار شده باشند و یا به نحوی پوشش داده شوند.
- به منظور اندازه‌گیری دمای محفظه تست تمهیدی برای گردش هوا داخل محفظه اندیشید و اندازه‌گیری در جایی باید انجام شود که سیستم تهویه، آن بخش از هوا را به سرعت اطراف قطعه قرار دهد. اندازه‌گیری دمای دیواره‌ها به علت مشکلاتی از قبیل Lag مناسب نیست. هرچه دمای تمامی نقاط محفظه یکسان باشد به شرایط ایده‌آل انجام تست نزدیک‌تر می‌شویم.

شرایط آزمایشگاه:

- دما بین ۱۵ تا ۳۵ درجه سلسیوس
- رطوبت نسبی کمتر از ۸۵ درصد
- فشار هوا بین ۸۴ تا ۱۰۷ کیلو پاسکال معادل ۵۰۰۰ تا ۱۵۰۰۰ پا
- تجهیزات تست باید دارای شرایط عمومی مناسب نظیر مدل، شماره فنی، شماره سریال و دفترچه سوابق باشند. همچنین مطابق استانداردهای ملی و یا بین‌المللی در شرایط کالیبراسیون مناسب باشند.
- اگر قطعه مورد تست از چند بخش جدا از هم تشکیل شده باشد، هر یک از بخش‌ها را می‌توان جداگانه تست کرد. در این صورت هر بخش باید عملکرد متناظر با خود را مطابق مشخصات تعریفی داشته باشد.

به منظور تدوین دستورالعمل(های) تست، شرایط کلی و عمومی تدوین دستورالعمل‌های تست در حوزه هوایی رعایت شوند مانند:

- دستورالعمل تست دارای برگ تاییدیه (Approval Sheet) باشد که در آن موارد مهم عبارتند از: عنوان، دامنه کاربرد (Applicability)، تاریخ نگارش، شماره و تاریخ ویرایش، مرجع یا مراجع؛ نام، تاریخ و امضا/ مهر تهیه کننده، بررسی کننده و تایید کننده.
- تفاوت اصلی دستورالعمل تست و متن استاندارد در سادگی، روانی، غیرقابل تفسیر بودن است بنابراین:
  - کاربر تست نباید با شرایط و روش‌های گوناگون مواجه شود.
  - هیچ مقداری نباید به مرجع دیگری و یا حتی صفحات دیگری از دستورالعمل تست ارجاع داده شود، بلکه این مقادیر در هر مکان لازم باید جایگذاری شـــده باشند حتی اگر نیاز به تکرار در قسمت‌های مختلف باشد.
  - حتی‌المقدور کاربر تست نباید نیاز به محاسبه داشته باشد.
  - کاربر تست نباید در چرخه‌های گمراه‌کننده قرار گیرد. چرخه‌های طولانی و گمراه‌کننده باید به صورت فلوچارت نمایش داده شود.
  - در صورت امکان، عملیات تست و تحلیل نباید همزمان انجام شود.
- در متن اصلی دستورالعمل تست، جای مهر همراه با تاریخ برای کاربر به صورت مرحله به مرحله تعبیه شود. این عمل در تست‌های طولانی که گاه به چندین روز به طول می‌انجامد ضرورت بسیار زیادی دارد.

ثبت نتایج مجموعه تست‌های محیطی

جزئیات هریک از تست‌ها در دستورالعمل تست منعکس شده است اما لازم است مجموعه نتایج تمام تست‌ها به صورت متمرکز ثبت گردد. بدین‌منظور RTCA DO-160G فرم خاصی را در نظر گرفته و آن‌را برگه یا فرم کیفیت شرایط محیطی (Environmental Qualification Form) می‌نامد. این فرم یکی از اصلی‌ترین مدارکی است که به منظور دریافت TSOA همراه با فرم درخواست باید برای سازمان هواپیمایی کشوری ارسال شود. نمونه پر شده این فرم در شکل ۷–۱۳ و شکل۷–۱٤ مشاهده می‌شود.

NOMENCLATURE: _____
TYPE/MODEL/PART NO: _____ TSO NUMBER: _____
MANUFACTURER=S SPECIFICATION AND/OR OTHER APPLICABLE SPECIFICATION: _____

MANUFACTURER: _____
ADDRESS: _____

REVISION & CHANGE NUMBER OF DO-160: _____ **DATE TESTED:** _____

CONDITIONS	SECTION	DESCRIPTION OF TESTS CONDUCTED
Temperature and Altitude	4.0	Equipment tested to Categories A2, F2
Low Temperature High Temperature In-Flight Loss of Cooling	4.5.1 4.5.2 & 4.5.3 4.5.4	With auxiliary air cooling, tested to Category W
Altitude Decompression Overpressure	4.6.1 4.6.2 4.6.3	
Temperature Variation	5.0	Equipment tested to Category B.
Humidity	6.0	Equipment tested to Category A.
Operational Shock and Crash Safety	7.0	Equipment tested to Category B.
Vibration	8.0	Equipment tested to Category S, aircraft zone 4 for fixed wing turbojet engine aircraft, fixed wing unducted turbofan engine aircraft and fixed wing recirprocating/turbojet engine aircraft less than 5,700 kg using vibration test curves W and L.
Explosive Atmosphere	9.0	Equipment identified as Category X, no test performed.
Waterproofness	10.0	Equipment identified as Category X, no test performed.
Fluids Susceptibility	11.0	Equipment identified as Category F Equipment spray tested with phosphate ester-based hydraulic fluid and immersion tested with AEA Type 1 De-icing fluid.
Sand and Dust	12.0	Equipment identified as Category X, no test performed.
Fungus	13.0	Equipment tested to Category F.
Salt Fog Test	14.0	Equipment identified as Category X, no test performed.
Magnetic Effect	15.0	Equipment is Category A.

شکل۷–۱۳ نمونه برگه کیفیت (Qualification Form) شرایط محیطی (صفحه ۱ از ۲)

CONDITIONS	SECTION	DESCRIPTION OF TESTS CONDUCTED
Power Input	16.0	Equipment tested to Category A(CF), 400 Hz Alternate tests used for AC modulation and inrush AC harmonics and power factor not tested
Voltage Spike	17.0	Equipment tested to Category A.
Audio Frequency Susceptibility	18.0	Equipment tested to Category R(CF)
Induced Signal Susceptibility	19.0	Equipment tested to Category A.
Radio Frequency Susceptibility	20.0	Equipment tested for conducted susceptibility to Category R and for radiated susceptibility to Category R.
Radio Frequency Emission	21.0	Equipment tested to Category H.
Lightning Induced Transient Susceptibility	22.0	Equipment tested to pin test waveform set B, level 3, and cable bundle test waveform set D, Single/Multiple Stroke Level 4, Multiple Burst Level 3.
Lightning Direct Effects	23.0	Equipment identified as Category 2A2A, High Current Strike attachment, High Current Physical Damage
Icing	24.0	Equipment identified as Category X, no test performed.
Electrostatic Discharge	25.0	Equipment tested to Category A.
Fire, Flammability	26.0	Equipment tested to Category B.
Other Tests		Fire resistance tests were conducted in accordance with Federal Aviation Regulations Part 25, Appendix F.

REMARKS

- Tests were conducted at Environmental Laboratories, Inc.
- In the fluids susceptibility tests, material specimens were used
- In the power input test, equipment was tested to subparagraph 16.5.1.4 b, requirement for equipment with digital circuits.

شکل ۷–۱٤ نمونه برگه کیفیت (Qualification Form) شرایط محیطی (صفحه ۲ از ۲)

انواع تست‌های محیطی

همانگونه که در ساختار سند RTCA DO-160G دیدیم؛ از بخش ٤ تا ٢٦ انواع تست‌های محیطی ذکر گردیده که در ادامه به معرفی اجمالی آن‌ها می‌پردازیم:

بخش چهار از استاندارد، تست دما و ارتفاع

به منظور حصول اطمینان از عملکرد مناسب قطعه در بازه ارتفاع پروازی هواگرد با آگاهی از این مطلب که با افزایش ارتفاع، فشار و دمای هوا کاهش یافته و این امر میتواند در عملکرد قطعه تاثیرگذار باشد عملکرد صحیح قطعه در شرایط دمایی مختلف در تمامی فصول اهمیت ویژه‌ای دارد.

بخش پنج از استاندارد، تست تغییرات دمایی

هواپیمایی را در نظر بگیریم که در یک روز تابستانی از فرودگاه اهواز با دمایی در حد ۳۵ °C شروع به پرواز می‌کند و ظرف مدت زمانی در حدود چند دقیقه به ارتفاع پروازی ۳۷۰۰۰ پا با دمایی در حد ٦٥ °C– می‌رسد بنابراین این هواپیما ظرف چند دقیقه تغییر دمایی برابر ۹۱ °C را تجربه می‌کند در نتیجه قطعات نصب شده در هواپیما نه تنها باید در تمام بازه دمایی مورد نظر عملکرد مناسب داشته باشند بلکه نسبت به تغییر در این بازه، پایداری خود را حفظ کند.

بخش شش از استاندارد، تست رطوبت

رطوبت علاوه بر خوردگی و پوسیدگی باعث تغییر در برخی از مشخصه‌های قطعات از جمله مشخصه‌های مکانیکی (مانند فلزات)، الکتریکی (مانند رسانایی و مقاومت) و شیمیایی می‌شود، بنابراین عملکرد صحیح قطعه با وجود چنین تهدیداتی از سوی رطوبت، اهمیت بسزایی دارد.

بخش هفت از استاندارد، تست شوک عملیاتی و ایمنی مقابل سانحه

اطمینان از صحت عملکرد قطعه با وجود تکان‌های لحظه‌ای که در طول پرواز رخ می‌دهد، از اهداف این تست است. این تکان‌ها معمولاً هنگام تاکسی کردن هواگرد، فرود و اغتشاشات هوایی حادث می‌شود.

علاوه بر آن هنگام فرود اضطراری که عموماً ضربات سهمگینی به هواگرد وارد می‌شود، جدا نشدن قطعه از محل نصب و جدا نشدن تکه‌ای از قطعه در این فرآیند، آزمایش می‌شود.

بخش هشت از استاندارد، تست لرزش

لرزش هواپیما امری است اجتناب ناپذیر که همگی آنرا تجربه کرده‌ایم. این پدیده در بالگرد شایع‌تر نیز است؛ بنابراین قطعه طی این شرایط نیز باید به عملکرد صحیح خود ادامه دهد.

بخش نه از استاندارد، تست در فضای قابل انفجار

سیال‌های قابل اشتعال و یا حتی انفجار از سوخت و روغن‌های هیدرولیک گرفته تا بخارات مواد مورد اشاره در این تست؛ در هواگرد معمولاً به وفور یافت می‌شود. در شرایط خاصی مانند نشتی برخی قطعات می‌توانند در

مجاورت آن‌ها قرار گیرند؛ بنابراین این قطعات نباید موجبات آتش سوزی و یا انفجار این مواد را فراهم آورند.

بخش ده از استاندارد، تست عایق بودن در برابر نفوذ آب

مقاومت در برابر پاشش آب و یا میعان بخار جمع شده، در این فرآیند آزمایش می‌شود.

بخش یازده از استاندارد، تست مقاومت در مقابل آلودگی

مواد به کار رفته در ساختمان قطعه آیا در مقابل آلودگی تجمع یافته ناشی از برخی مواد (مانند سوخت، روغن هیدرولیک، مواد یخ زدا، حلال‌ها) مقاومت میکند یا خیر؟ پاسخ این سوال در این تست، معین می‌شود.

بخش دوازده از استاندارد، تست گرد و غبار

نفوذ گرد و غبار از منافذ اتصالات و ترک‌های قطعه می‌تواند باعث اختلال در عملکرد قطعات متحرک، رله‌ها، فیلترها و ... شود؛ همچنین می‌تواند ایجاد یک اتصال رسانا را در برداشته باشد، حتی باعث جذب رطوبت و یا اثراتی از این قبیل داشته باشد که در این فرآیند باید آزمایش شود.

بخش سیزده از استاندارد، تست مقاومت در مقابل قارچ

بطور معمول محیط‌های گرم و مرطوب با حضور نمک‌های غیر ارگانیک، باعث رشد قارچ می‌شود؛ این پدیده می‌تواند اثرات مخرب در قطعه ایجاد کند بنابراین قطعه باید از مقاومت لازم در مقابل این پدیده برخوردار باشد.

بخش چهارده از استاندارد، تست مه نمکی

این تست اثرات مخرب روی قطعه، ناشی از در معرض طولانی مدت محیط نمکی و یا شرایط مه نمکی که حین عملیات هواگرد دور از ذهن نیست؛ را بررسی می‌کند . عموماً این اثرات میتواند شامل موارد زیر باشد:

- پوسیدگی قسمت های فلزی
- ایجاد محدودیت حرکتی در قطعات متحرک و گرفتگی فیلترها و قطعاتی از این قبیل
- تخریب عایق‌ها
- آسیب دیدگی کلیدها و سیم هایی که عایق نشده‌اند

بخش پانزده از استاندارد، تست اثر مغناطیسی

آگاهی از سمت هواپیما (Heading) یکی از مهم‌ترین شاخص‌های ناوبری است که به صورت کلاسیک با کمک قطب‌نما و یا ترکیب سنسور مغناطیس (که به Flux gate معروف است) و جایرو محقق می‌شود. از طرف دیگر برخی قطعات اویونیک دارای اثرات مغناطیسی هستند که به شدت می‌تواند دقت قطب‌نما و یا Flux gate را تحت تاثیر قرار دهد. بنابراین الزامی است میزان اثرگذاری این قطعات هنگامی که در نزدیکی قطب‌نما و یا Flux gate قرار می‌گیرند کنترل و محدود شود. در تست اثر مغناطیسی موارد فوق بررسی و تحلیل می‌شود.

بخش شانزده از استاندارد، تست توان ورودی

در این تست شرایط توان ورودی به قطعه که از سوی هواگرد تامین می‌شود شبیه‌سازی می‌گردد و طی آن؛ رفتار

قطعه در شرایط عادی و بحرانی مختص توان ورودی بررسی میشود. شرایطی نظیر تغییر فرکانس، ولتاژ، فاز و یا حتی هارمونیک‌ها و توابع ضربه که گاه روی خط ایجاد می‌شود از جمله شرایط بحرانی محسوب می‌شوند.

بخش هفده از استاندارد، تست ولتاژ ناگهانی

ولتاژهای ناگهانی با دامنه بسیار زیاد در مدت زمان بسیار کوتاه چنانچه به پین‌های ورودی قطعه اعمال شود می‌تواند اثرات مخربی نظیر خرابی کلی، جزئی و یا تغییر در عملکرد قطعه داشته باشد. این ولتاژهای ناگهانی می‌تواند ناشی از عواملی همچون خرابی در سیستم تولید توان هواگرد و یا حتی صاعقه باشد که در خط ایجاد می‌گردد.

بخش هجده از استاندارد، تست فرکانسی توان ورودی

گاهی اوقات علاوه بر فرکانس اصلی برق هواپیما (۴۰۰ Hz) هارمونیک‌های آن نیز روی خط توان مشاهده می‌شود که می‌تواند عملکرد قطعه را تحت تاثیر قرار دهد و یا حتی می‌تواند اثرات مخربی را در برداشته باشد. بنابراین طراحی قطعه باید به‌گونه‌ای انجام شود که در برابر این شرایط مقاومت کند.

بخش نوزده از استاندارد، تست قابلیت پذیرش سیگنال القایی

آرایش و چیدمان مدار اتصال قطعه در سیستم هواگرد نباید قابلیت پذیرش ولتاژ القایی را که توسط محیط ایجاد می‌شود دارا باشد. این امر در آزمایش حاضر محک زده میشود.

بخش بیست از استاندارد، تست تاثیرپذیری از فرکانس‌های رادیویی

این تست تاثیرپذیری قطعه را هنگامی که در معرض سطحی از سیگنال RF قرار میگیرد مورد بررسی قرار میدهد؛ در این شرایط قطعه باید عملکرد مورد نظر را داشته باشد.

بخش بیست و یک از استاندارد، تست تشعشع امواج رادیویی

تشعشع نویز رادیویی می‌تواند اثرات مخربی در سایر سیستم‌های هواگرد داشته باشد؛ بنابراین کنترل سطح این تشعشع اهمیت بسیار زیادی در طراحی و ساخت اقلام اویونیک دارد.

بخش بیست و دو از استاندارد، تست اثرات القایی صاعقه

هنگام برخورد صاعقه با هواگرد ممکن است اثرات القایی نسبتاً شدیدی ایجاد و باعث اختلال و یا حتی خرابی در سیستم‌ها شود. بنابراین در چنین شرایطی قطعه باید از حداقل مقاومت که در استاندارد تعریف شده، برخوردار باشد.

بخش بیست و سه از استاندارد، تست اثرات مستقیم صاعقه

این تست اثرات برخورد مستقیم صاعقه به قطعاتی را که خارج از بدنه هواگرد نصب می‌شوند بررسی میکند. آنتن‌ها، چراغ‌ها و سنسورهای خارجی از جمله این قطعات هستند.

بخش بیست و چهار از استاندارد، تست یخ‌زدگی

بررسی اثرات قرارگیری قطعه در شرایط یخ‌زدگی در این تست انجام می‌شود.

بخش بیست و پنج از استاندارد، تست الکتریسیته ساکن

شرایط ایجاد الکتریسیته ساکن در هواگرد همواره مهیاست، همچون:

- حرکت هواپیما در میان هوا، سایش با هوا و برخورد با ذرات باردار
- عمـــل احتراق در موتـــور هواپیما بویژه موتورهای توربینی و خروج ذرات بـــاردار از خروجی موتور (Exhaust)
- عبور از میدان‌های الکتریکی که ناشی از ابرهای باردار است.

البته به منظور تخلیه این بارها تمامی قطعات هواپیما را بوسیله سیمهای اتصال (Bonding jumper) به هم متصل کرده و در نقاط نوک تیز بدنه نیز تخلیه کننده بار ســـاکن (Static Discharger) نصب می‌شود. ولی به هر حال تخلیه کامل این بارها امری است ایده آل که بطور معمول انجام نمیشود. بنابراین قطعه باید در برابر پالسهای ناشی از تخلیه الکتریسیته ساکن مقاومت لازم را داشته باشد که در این تست آزمایش می‌شود.

بخش بیست و شش از استاندارد، تست آتش و قابلیت اشتعال

هدف این تست سنجش میزان مقاومت قطعه در برابر آتش و قابلیت اشتعال آن است. این آزمایش بطور معمول درخصوص قطعات نصب شده در کابین هواپیما انجام میشود.

شرایط محیطی در طراحی IMA

امروزه در طراحی اویونیک با اصطلاح Integrated Modular Avionics با اختصار IMA زیاد مواجه می‌شویم. با عنایت به اینکه آگاهی از شـــرایط محیطی؛ طراحی را تحت تاثیر قرار می‌دهد، ARINC اقدام به ایجاد سندی راهنما با این مضمون به شماره ٦٥٤ نموده تا طراحان از همان ابتدای مراحل طراحی شرایط محیطی را در نظر داشته باشند. بنابراین از این جهت پروژه با کمترین چالش ممکنه مواجه شود.

بخش‌های ذیل در ARINC 654 مورد توجه قرار گرفته‌اند:

- لرزش و شوک
- دما
- فضای قابل انفجار
- تداخل الکترومغناطیس
- واشرهای آب‌بندی
- اتصال زمین (Ground)
- اتصالات زیرسیستم‌ها

- تداخل‌های فیبر نوری
- فیلتر کردن
- تخلیه الکترواستاتیک

مقایسه ویرایش‌های RTCA DO-160

همانطور که می‌دانیم هفت ویرایش از این استاندارد تا لحظه نگارش این متن توسط RTCA انتشار یافته است. FAA در AC 21-16G اقدام به مقایسه ٤ ویراش آخر یعنی از ویرایش D تا G کرده است. در دو مورد می‌توان استفاده شایانی از این AC کرد:

- استفاده از ویرایش‌های قبلی (D,E,F) تنها با اعمال تغییرات مجاز می‌شود.
- هنگام انتخاب محصولاتی که با ویرایش‌های قبلی اقدام به اخذ گواهینامه کرده‌اند؛ با تسلط بر کدینگ ویرایش G تنها با اختیار داشتن این AC می‌توان بهترین انتخاب را داشت.

استراتژی Open System و فناوری COTS در طراحی

در سال ۱۹۸٤ سهم تولید قطعات الکترونیکی مورد استفاده در صنایع هوایی ۷% کل بازار قطعات هوایی بود این عدد در سال ۱۹۹۹ به ۰/۷% رسید. امروز نیز حول و حوش ۰/۳% است. بدیهی است شرکت‌های تولیدکننده قطعات الکترونیکی سرمایهگذاری خاصی برای تصاحب این بازار کوچک نمی کنند. بنابراین تعداد بسیار زیادی از قطعات الکترونیک که پیشتر مختص صنایع هوایی تولید می شدند دیگر تولید نمی شوند. از طرف دیگر اصولا استطاعت صنایع هوایی بویژه در حوزه نظامی در اکثر کشورها کاهش یافته است. عامل دیگری نیز مزید بر علت شده و آن تغییرات با سرعت زیاد خصوصا در حوزه نظامی است. تمام این عوامل باعث گردید حوزه اویونیک با چالش بزرگی مواجه شود. در پاسخ به این چالش، راهبردی با نام Open System و فناوری COTS [1] با به عرصه نهادند و بینش جدیدی را در طراحی موجب شدند.

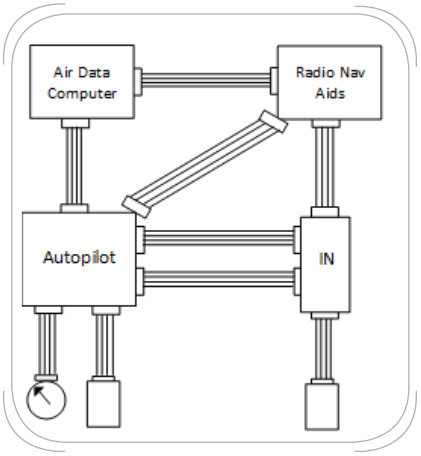
به منظور درک هر چه بهتر Open System و COTS ابتدا مفهوم معماری را در اویونیک از نظر می‌گذرانیم، سپس چالش‌های حوزه اویونیک را به تفضیل بیان می‌کنیم، در بخش بعدی به تعاریف این‌دو می‌پردازیم و در نهایت، بینش نوین طراحی در حوزه اویونیک را بررسی می‌کنیم. فراموش نکنیم این مفاهیم در دو سطح یکپارچه‌سازی (Integration) و قطعات قابل پیاده‌سازی هستند.

سیر تکامل معماری در اویونیک

در تعریفی ساده، مفهوم معماری، چیدمانی و نحوه ارتباط اجزا و قطعات در یک سیستم است. معماری همواره یکی از قسمت‌های چالش برانگیز اویونیک است که بر سایر بخشها تأثیر بسزایی میگذارد.

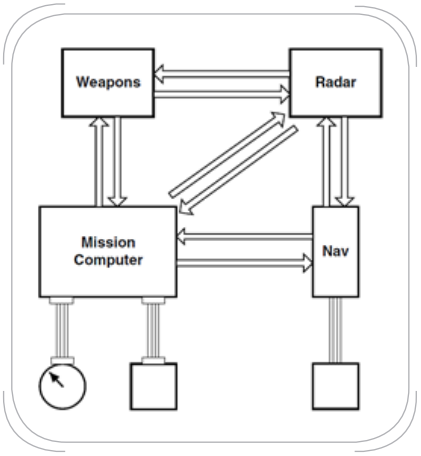
1- Commercial Off The Shelf

در دهه ۱۹۶۰ معماری Distributed Analogue بود، بدین معنا که سیگنال‌ها آنالوگ، نقطه به نقطه بین قطعات و سیستم‌ها جابه‌جا می‌شد بنابراین مقدار سیمکشی (Wiring) بسیار زیادی را باید در تصور داشت. (شکل ۷–۱۵)

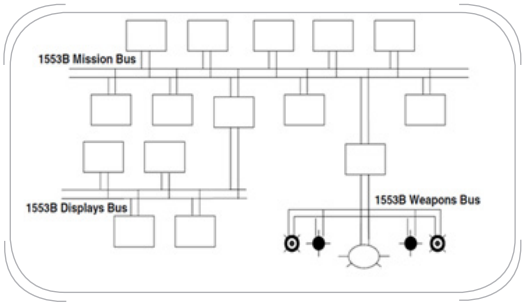


شکل ۷–۱۵ معماری از نوع Distributed Analogue

در دهه ۱۹۷۰ معماری Distributed Digital پدیدار شد که تفاوت آن تنها در جنس سیگنال بود که از آنالوگ به دیجیتال تغییر یافت؛ اما عموما همان حجم سیم‌کشی (Wiring) به چشم می‌خورد. (شکل ۷–۱۶) در دهه ۱۹۸۰ با بهرگیری از فناوری دیتا باس، معماری به Federated Digital تبدیل شد. بدین ترتیب اطلاعات دیجیتال از طریق دیتا باس‌ها منتقل می‌گردید، بنابراین از حجم سیم‌کشی (Wiring) به مقدار بسیار قابل توجهی کاسته شد. امّا با توجه به پهنای باند محدود دیتا باس‌ها در آن زمان، معمولا از چند دیتا باس در معماری بهره گرفته می‌شد. (شکل ۷–۱۷)

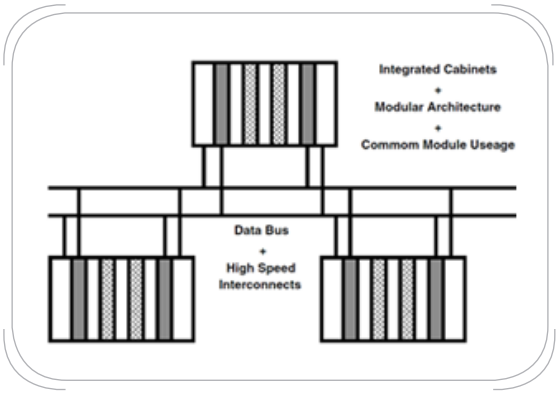


شکل ۷–۱۶ معماری از نوع Distributed Digital



شکل۷–۱۷ معماری از نوع Federated Digital

در دهه ۱۹۹۰ با افزایش پهنای باند، معماری به Integrated Digital تکامل یافت که در آن عموما از یک دیتا باس استفاده شد. (شکل ۷–۱۸) امروزه انتقال اطلاعاتی که با ایمنی پرواز در ارتباط نیستند نظیر سیستم IFE [1] می‌تواند به صورت بیسیم (Wireless) انجام شود.



شکل ۷–۱۸ معماری از نوع Integrated Digital

تا اینجا به ۳ نوع مفهوم در معماری اشاره شد:

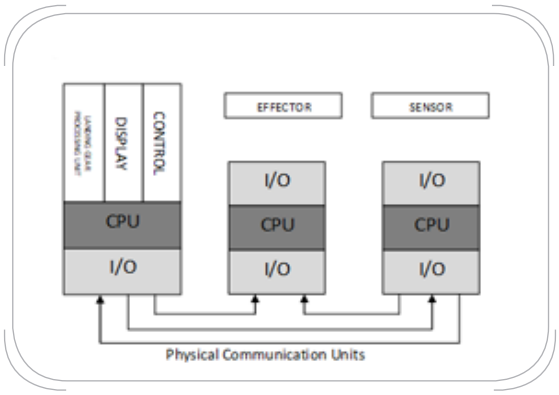
- Distributed
- Federated
- Integrated

مفهوم Distributed در حال حذف از ادبیات اویونیک اســـت، بنابراین تمرکز بیشتری بر مفاهیم Federated و Integrated خواهیم داشت.

1-In Flight Entertainment

مفهوم Federated

در مفهوم Federated هر سیســـتم اجزای جداگانه و مختص خود را دارد به عبارت دیگر سنســـور، پردازنده، اکچویتور، اینترفیس و ... به صورت مشترک بین دو یا چند سیستم استفاده نمی‌شود. در شکل ۷–۱۹سیستم یک ارابه فرود (Landing Gear) را نشان می‌دهد که با معماری Federated طراحی شده است.



شکل ۷–۱۹ مثالی از معماری Federated در طراحی سیستم ارابه فرود (Landing Gear)

در معماری Federated اطلاعات به اشتراک گذاشته نمی‌شود. و هر سیستم به عنوان یک باکس مجزا در نظر گرفته می‌شود.

از معایب این نوع معماری میتوان به موارد زیر اشاره کرد:

- سخت افزارها و نرم افزارها همواره در تهدید از رده خارج شدن (Obsolescence) هستند.
- پشتیبانی، تعمیر و نگهداری و ارتقا در این نوع طراحی‌ها خود چالشی عظیم است.
- وزن و انرژی مصرفی آنها زیاد است.
- کانال‌های ارتباطی به علت مشترک نبودن اطلاعات و منابع، متعدد هستند.

مفهوم Integrated

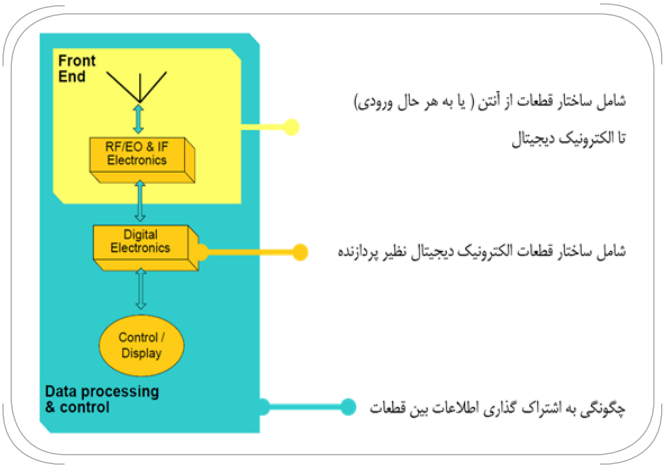
در معمـــاری Integrated مفاهیم Federated با ۱۸۰ درجه اختلاف فاز بیان می‌شـــوند. بدین ترتیب اطلاعات سنسورها بین سیستم‌های مختلفی به اشتراک گذاشته می شوند، وظایف گوناگونی توسط کامپیوترهای مرکزی انجام می شود. در یک جمله استفاده مشترک از منابع، پردازشگرها و اطلاعات.

ترکیب Federated و Integrated

مفاهیم Federated و Integrated در کنار هم در حال استفاده هستند. به بیانی دیگر معماری از Federated به Integrated گام برداشته است. اما به هر حال روز به روز از وزن Federated کاسته می شود. به منظور بررسی بیشتر، می توان معماری یک سیستم را در سه طبقه مطالعه کرد:

- Front End Architecture
- Digital Architecture
- Information or Software Architecture

در شکل شکل۷-۲۰ این تقسیم بندی نشان داده شده است.

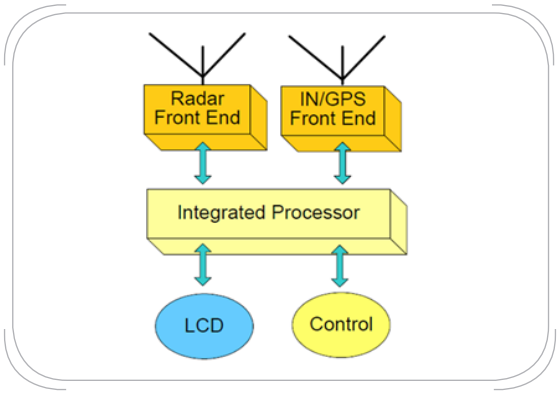


شکل ۷-۲۰ تقسیم بندی فیزیکی در معماری

بنا بر آنچه گفته شـــد میتوانیم مفاهیم Federated و Integrated را در هر ســـه حوزه فوق اعمال کنیم، بنابراین خواهیم داشت:

معماری	Federated	Integrated
Front End	آنتن (یا ورودی) و الکترونیک Front End برای هر سیستم جداگانه و مجزا است.	آنتن (یـــا ورودی) و الکترونیـــک Front End بین سیستم‌های مختلف مولتی پلکس(تسهیم) می شود.
Digital	ماژول‌های پردازش برای هر سیستم مجزا است.	منابع پردازشگر بین سیستم‌های مختلف مشترک است.
Information	اطلاعات از / به هر سیستم جداگانه پردازش شده و نمایش داده می‌شود.	اطلاعات بین سیستم‌های مختلف به اشتراک گذاشته می‌شود.

شـــکل ۷–۲۱ ترکیبی را نشـــان می‌دهد که در آن Front End به صورت Federated و الکترونیک دیجیتال به صورت Integrated است.

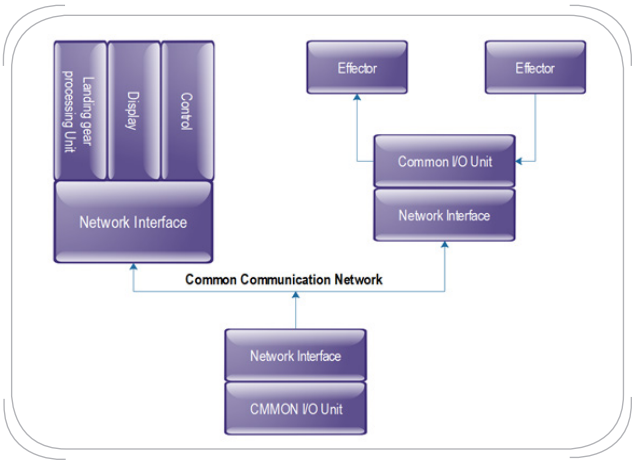


شکل ۷–۲۱ ترکیبی از مفاهیم Federated و Integrated در معماری

Modularity و Integrated

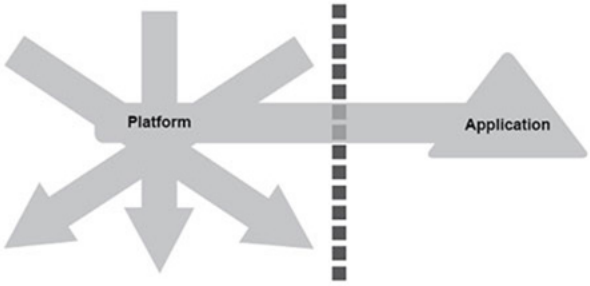
Modularity مفهومی اســـت که در معماری نقشی اساســـی بازی میکند. ابزاری است قدرتمند که بواسطه آن مدیریت بر طراحی و اجرای سیســـتم های پیچیده فعلی میســـر می شـــود. از ترکیب مفاهیم Modularity و Integrated راهبردها و راهکارهای سودمندی بر می خیزد که بر چالش‌های امروز و آینده غلبه خواهیم کرد. شایان ذکر اســـت به صورت خاص مفهوم Modularity و Integrated در اویونیک معروف IMA [1] است. IMA نیز خود در دو دسته Closed IMA و Open IMA بررسی میشود. تفاوت اصلی از اینترفیس ها ناشی می‌شود. در Closed IMA از اینترفیس‌های اختصاصی اســـتفاده می شود که برای کاربری حال حاضر بهینه شده اند. اما در Open IMA از اینترفیس هایی استفاده می‌شود که در حوزه‌های عمومی قابل دسترس هستند. شکل ۷–۲۲ مثالی است از ارابه فرود (Landing Gear) که بر اساس Closed IMA طراحی شده است.

1-Integrated Modular Avionic



شکل ۷–۲۲ مثالی از Closed IMA در طراحی ارابه فرود (Landing Gear)

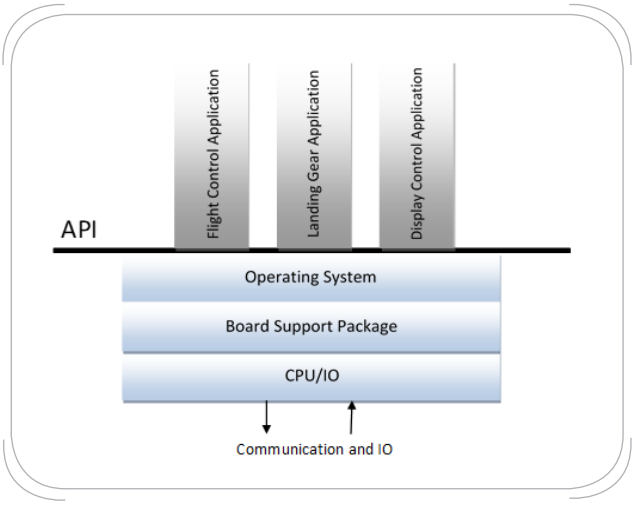
در Open IMA کامپیوترهای اویونیک با هدف کاربرد عمومی در معماری قرار میگیرند. این کامپیوترها بعنوان یک Platform تعریف می‌شوند. در وهله نخست این Platform به خودی خود وظیفه معینی ندارند اما منبعی است که حافظه، پردازش، ارتباطات و ... را برای کاربری های اویونیکی مهیا میکند. (شکل ۷–۲۳)



شکل ۷–۲۳ زیرساخت Open IMA

این Platform (ها) ماژول های دیجیتال عمومی با اینترفیس‌های استاندارد هستند. انتقال داده از طریق شبکه هایی نظیر AFDX [1] صورت می گیرد. تمام داده های سنسورها و سایر قطعات و تجهیزات از / به شبکه داده استاندارد ترجمه می شوند. هر کامپیوتر اویونیک یک اینترفیس Open system استاندارد دارد که به عنوان API [2] تعریف می شوند. این API استانداردهای تعریف شده ای نظیر ARINC 653 هستند. در Open IMA یک Platform میزبان چندین سیستم اویونیکی (نظیر سیستم‌های ناوبری و ...) است.(شکل ۷–۲٤)

1-Avionics Full Duplex Switched Ethernet
2-Application Programming Interface



شکل ۷–۲٤ یک Platform عمومی در Open IMA

Platform (ها) به عنوان بلوک(های) استاندارد شناخته می شوند که امکان ترکیب قطعات مختلف از سازندگان متفاوت را ایجاد میکند. هواپیماهای زیر مثال‌هایی هستند که از این فناوری بهره گرفته اند:

- Boeing 787
- Airbus A380
- F-22 Raptor
- Falcon 900 / 200 / 7X

به هر حـــال Federated معماری دیروز، Closed IMA معماری امـــروز و Open IMA معماری فردایی نزدیک (حتی امروز) است.

یکی از اهداف مهم IMA ایجاد یک سطح نرم افزاری پیشرفته از اویونیک در طراحی هواپیما ها است. تفکری که در حال گسترش به سایر بخش‌ها و سیستم‌های هواگرد است. برای مثال استاندارد ARP 4754 که در خصوص طراحی سیستم های پیچیده در هواپیماســـت ذاتا به اویونیک مربوط است، اما امروز حتی در مورد موتور نیز استفاده میشود.

از دیگر اهداف IMA می‌توان به کاهش وابســـتگی اشاره کرد. وابستگی در سطوح مختلف معانی متفاوتی پیدا می‌کند. در اولین برداشت می‌توان مطلب زیر را در نظر گرفت:

هر زیر سیستم از کارافتاده ایزوله شده، سیستم پشتیبان با قابلیت‌های سیستم‌های دیگر در مدار قرار گرفته، بدون اینکه خطری متوجه کل سیستم باشد.

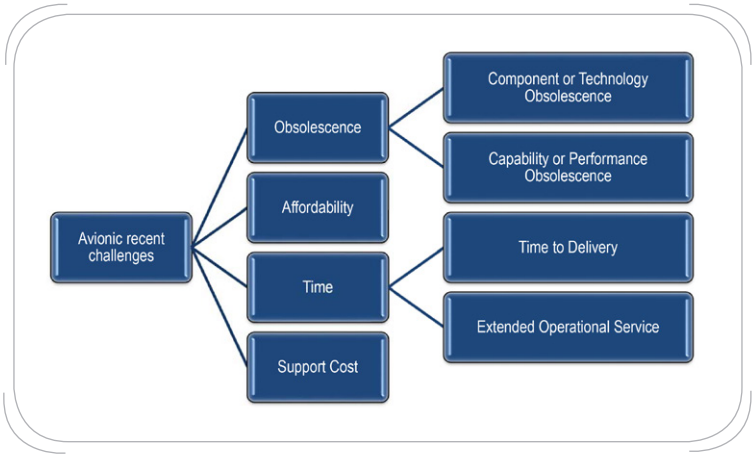
از زاویه ای دیگر، میزان وابستگی Provider به تامین کنندگان (Suppliers) خاص مد نظر قرار می گیرد. در این مورد حداکثر استفاده از پتانسیل‌های موجود در بازار جلوه بیشتری پیدا می کند.

از منظری دیگر با کاهش وابستگی، انعطاف پذیری طراحی‌ها بالارفته، اعمال تغییرات هزینه و زمان کمتری را در بر خواهد داشت.

پیگیری چنین اهدافی است که استراتژی‌هایی نظیر Open System و فناوری هایی نظیر COTS پا به عرصه دنیای اویونیک می گذارند.

چالش‌های اویونیک

قبل از ذکر جزئیات بیشتر بد نیست چالش‌های اخیر اویونیک را بررسی کنیم. یادمان باشد این چالش ها هم در مورد ناوگان قدیمی (Legacy) و هم در مورد هواگردهای نوساز صادق است. این چالش‌ها را می‌توان در چهار گروه مطابق شکل ۷–۲۵ جای داد.



شکل ۷–۲۵ دسته‌بندی چالش‌های اویونیک

از رده خارج شدن

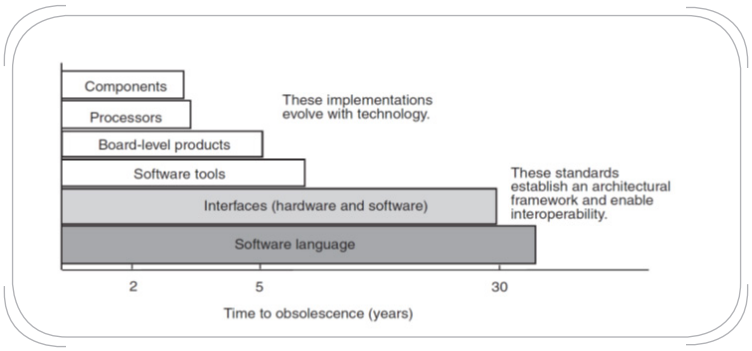
از رده خارج شدن معمولا در اشکال قطعات، فناوری و قابلیت بررسی میشود.

از رده خارج شدن قطعات یا فناوری

از رده خارج شـــدن قطعات یا فناوری تهدیدی اســـت که سیستم مجهز به نرم افزار یا سخت افزار را غیرقابل پشتیبانی می کند. چرخه عمر یک محصول در دنیای الکترونیک بر حسب ماه سنجیده می‌شود واین با مدت زمانی که یک سیستم اویونیکی در خدمت (Service) قرار می‌گیرد غیرقابل توجیه است. (شکل ۱–۱۰)

کاهش شدید قابلیت یا عملکرد

کاهش شدید قابلیت یا عملکرد به دلایل مختلفی رخ می‌دهد. اما به هر حال انتظاراتی که در زمان طراحی در نظر گرفته می‌شود به سرعت تغییر کرده یا دیگر وجود ندارند. (شکل۷-۲۶)

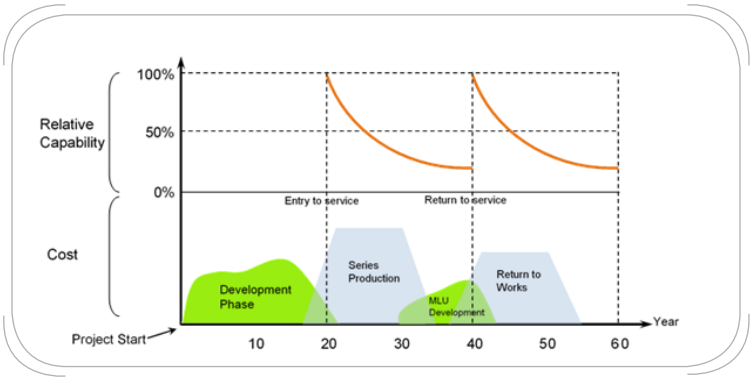


شکل ۷-۲۶ مقایسه بین زمان از رده خارج شدن بخش‌های مختلف اویونیک

یادمان نرود: از رده خارج شدگی فقط مربوط به هواپیماهای قدیمی (Aging Aircraft) که از آنها به Legacy یاد می شود، نیست، چالشی است که نوسازها را نیز تهدید می کند. برای مثال F-22 قبل از اینکه وارد سرویس شود چهار بار سیستم‌های الکترونیکی آن را ارتقا دادند.

از رده خارج شـــدگی در چهار شـــکل قطعات، سیستم‌ها، فناوری و قابلیت نمایان می‌شود، یکی از بزرگترین تهدیدهایی است که با آن مواجه هستیم. سیستم‌های قدیمی با آن حجم سیم‌کشی (Wiring) بسیار و پیچیده با قطعات اختصاصی، هزینه خیلی زیادی را برای ارتقا در بر خواهد شد.

همواره نیازها و تهدیداتی که با آن روبرو هستیم به میزان روبه رشدی در حال تغییر است. بنابراین طبیعی است هواپیمایی که انتظار داریم برای حداقل چند دهه برایمان کارآمد باشد قابلیت خود را خیلی زودتر از آنچه تصور می‌کنیم از دســـت می‌دهد. شـــکل۷-۲۷ مثالی است از سیستمی نظامی در انگلستان با انتظار بیش از ۳۰ سال عملیات موثر که در عمل به پنج سال هم نمی‌رسد.

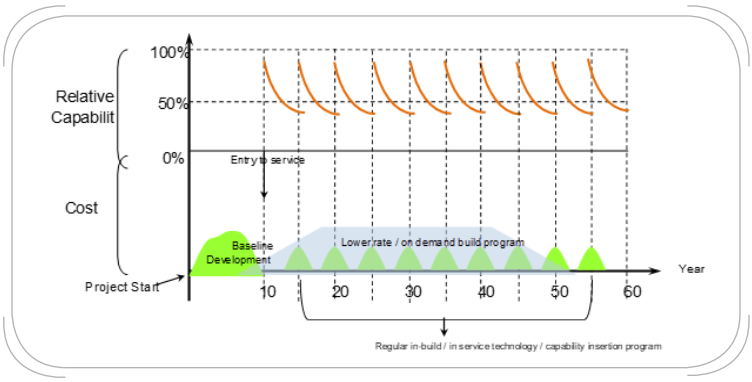


شکل ۷–۲۷ قابلیت نسبی و هزینه یک پروژه با طراحی سنتی در انگلستان

عدد ۵۰% در میزان قابلیت، عددی اســـت بحرانی که انجام ارتقا را ضروری می‌نماید. (البته در آمریکا ســـعی می‌شود قابلیت همواره نزدیک ۷۰% باقی بماند)

همانطور که در شکل ۷–۲۷ مشاهده می‌شود بعد از گذشت ۱۰ سال از ورود پروژه به سرویس، انگلستان ناگریز به اعمال ارتقا میان دوره ای MLU [1] با صرف هزینه و زمان زیاد شده است.

راه حل، بهرگیری از راهبردی است که قابلیت پذیرش فناوری (Technology Insertion) در آن بالا باشد که این یکی از ویژگی‌های بارز Open system است. درشکل ۷–۲۸ همان پروژه با استفاده از Open System اجرا شده است. با رسیدن قابلیت به ۵۰% ارتقا با صرف هزینه کمتر در مدت زمان کوتاهتر انجام می‌شود. در واقع در سیستم‌های سنتی همواره از ارتقا بیم داریم اما در این روش نوین ارتقا پدیده ایست عادی، که در دوره‌های زمانی منظم به آن می‌پردازیم. حتی در حین طراحی ارتقا را در نظر داریم.



شکل ۷–۲۸ قابلیت نسبی و هزینه پروژه با طراحی نوین و برنامه ارتقا منظم در انگلستان

1-Mid Life Upgrade

استطاعت مالی

بودجه‌های فعلی نظامی حق انتخاب زیادی از بازار سنتی هوافضا ندارد. بر خلاف گذشته بخش‌های نظامی تأثیر تعیین کننده ای در بازار ندارند. امروزه معمولا این بخش‌ها نسبت به قطعات و محصولات تجاری (Commercial) که ژنریک و بومی شده اند، تمایل بیشتری نشان می‌دهند.Open System پتانسیل خوبی در کاهش هزینه‌ها در بسیاری از نقاط چرخه عمر دارد. برای مثال استفاده از قطعات ارزان COTS به جای قطعات سفارشی و اختصاصی و همچنین استفاده مجدد از طراحی های سیستم، هزینه‌ها را در مرحله Development بسیار کاهش می‌دهد. معمولا در پروژه‌های نظامی اویونیک حدود ۵۰% تا ۷۵% از کل هزینه‌ها را به خود اختصاص می‌دهد که راهبرد Open System نقشی اساسی در کاهش آن ایفا می‌کند.

زمان

در دنیای نوین امروز که در آن تغییرات بسیار سریع و رو به رشد است، زمان جایگاه مهمی دارد. در این خصوص زمان تحویل پروژه و افزایش زمان استفاده از پروژه قابل ذکر است.

زمان تحویل

مقیاس زمانی طراحی و ساخت یک جنگنده حول و حوش ۱۰ تا ۱۲ سال است. البته در مورد بخش‌های غیر نظامی مسلما این مقیاس کمتر است.

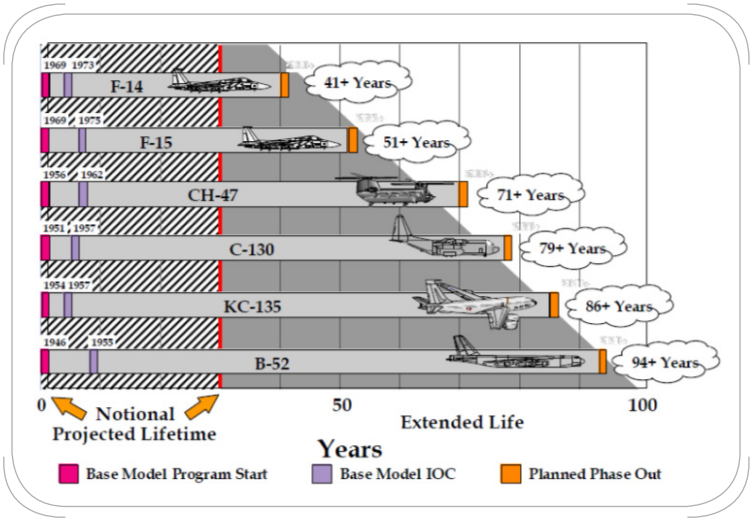
به هر حال در پروژه‌های نظامی این زمان براحتی از یک دهه عبور کرده، گاه به دو دهه نیز می‌رسد. این واقعیت خطر بسیار بزرگی را پدید می‌آورد:

"پروژه زمانی که به بهربرداری می‌رسد، بسیاری از اهداف اولیه طرح تغییر کرده و یا اصلا دیگر وجود ندارند."

آنچه مسلم است راهبرد Open System، این زمان را به مقدار قابل توجهی کاهش می‌دهد.

افزایش و تمدید زمان سرویس

امروزه معمولا استفاده مستمر از یک پروژه هوایی در بخش‌های نظامی بیش از آنچه که در زمان طراحی در نظر گرفته شده به طول می‌انجامد. در شکل ۷–۲۹ این افزایش زمان به خوبی نمایش داده شده است. مقیاس زمانی چرخه عمر یک پروژه هوایی در بخش‌های نظامی امروز بیش از ۴۰ سال است. پشتیبانی از یک سرویس ۴۰ ساله خود چالشی عظیم است.

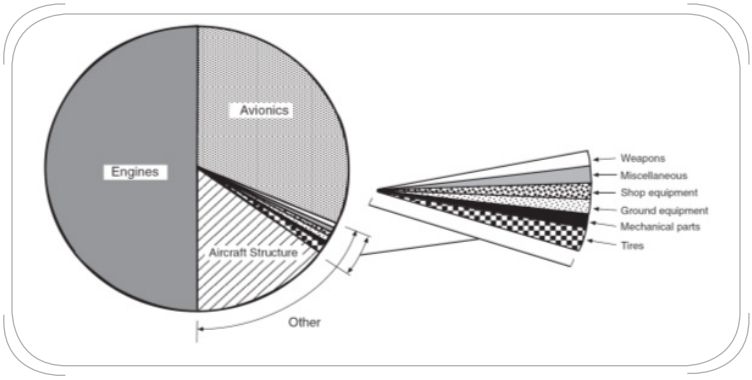


شکل۷–۲۹ افزایش زمان خدمت

هزینه‌های پشتیبانی

هزینه‌های پشتیبانی با روندی رو به رشد، چالشی است که در مورد هواپیماهای قدیمی مشهودتر است. طبق آماری که وزارت دفاع امریکا در سال ۲۰۰۰ منتشر کرد، سالانه این وزارتخانه ٦٢ میلیارد دلار هزینه پشتیبانی و تعمیر و نگهداری می‌کند.

در سال مالی ۱۹۹۹ هزینه تعمیر و نگهداری رده دپوی هواپیماها در نیروی هوایی آمریکا حدود ۳ میلیارد دلار بود که حدود ۱ میلیارد دلار آن سهم اویونیک بوده است.



شکل ۷–۳۰ مقایسه هزینه تعمیر ونگهداری قسمت‌های مختلف در سال مالی ۱۹۹۹ در نیروی هوایی امریکا

در این میان سالانه بین ۲۵۰ تا ۲۷۵ میلیون دلار هزینه اضافه برای غلبه بر مشکل افزایش عمر (Aging) نیاز است و پیش بینی می شود حدود ۵۰% در ۵ سال بعدی (۱۹۹۹–۲۰۰۵) افزایش یابد.

نگاهی بر راهبرد (استراتژی) Open System و فناوری COTS

تا به حال از Open System و COTS سخن گفتیم اما تعریف دقیقی از آنها به میان نیامد. در این بخش سعی بر آن است تا این مفاهیم کمی دقیقتر بررسی قرار شود.

تعریف Open system

واقعیت این است که حتی خود تعریف Open System نیز باز و آزاد است. بنابراین تعاریف متعددی از Open system موجود است که برخی از آنها عبارتند از:

SOURCE	DEFINITION
Open System Joint Task Force (OSJTF) and Technical Architecture Framework for Information Management(TAFIM)	A system that implements sufficient open specifications for interfaces, services, and supporting formats to enable properly engineered applications software: (a) to be ported with minimal changes across a wide range of systems,(b) to interoperate with other applications on local and remote systems, and (c) to interact with users in a style that facilitates user portability. [IEEE P1003.0/ D15]
IEEE P1003.0,Draft 16 (POSIX)	"A system that implements sufficient open specifications or standards for interfaces, services and supporting formats to enable properly engineered applications software: • To be ported with minimal changes across a wide range of systems • To interoperate with other applications on local and remote systems To interact with people in a style that facilitates user portability."
NGCR and Tri-Service Open System Architecture Working Group	"A system that implements sufficient open specifications for interfaces, services, and support formats to enable properly engineered components to be utilized across a wide range of systems with minimal changes to interoperate with other components on local and remote systems, and to interact with users in a style which facilitates Portability. An Open System is characterized by the following: • Well defined, widely used non-proprietary interfaces/protocols, • Use of standards which are developed/adopted by industrially recognized standards bodies • Definition of all aspects of system interfaces to facilitate new or additional systems capabilities for a wide range of applications • Explicit provision for expansion or upgrading through the incorporation of additional or higher performance elements with minimal impact on the system."

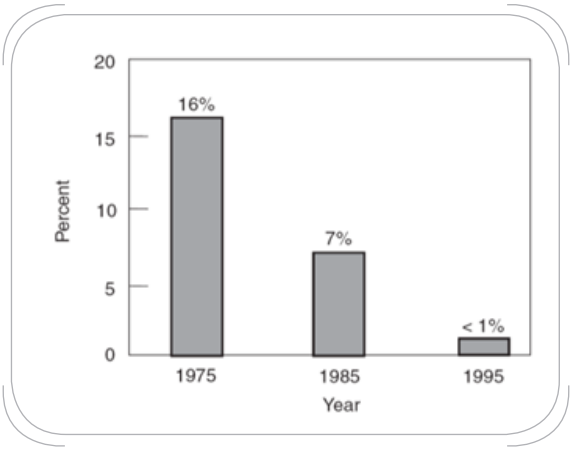
SOURCE	DEFINITION
Software Engineering Institute(SEI) at Carnegie-Mellon University	" An Open System is: • A collection of interacting software, hardware, and human components • Deigned to satisfy stated needs • With the interface specification of components • Fully defined and available to the public • Maintained according to group consensus, and • In which the implementations of components are conformant to the specification."
Faulkner Information Services	" a set of standards that enable users to select system and network components from a broad range of suppliers to suit individual application requirements while preserving a homogeneous information system infrastructure."
Gary Nutt, Open System	"...components and their composition are specified in a non-proprietary environment, enabling competing organizations to use these standard components to build competitive systems."
Pamela Gray, Open System, A Business Strategy for the1990s	"When the three characteristics: portability, scaleability, and interoperability, are taken together, and international standards set for them by an open process, in which anyone may participate, and the results are available on equal terms to all, the result is to define that part of the computer industry known as 'Open System.'"

به صورت بسیار ساده و اولیه می‌توان Open system را بگونه زیر تعریف کرد:

سیســـتمی که از مفاهیم Integrated و Modular به خوبی بهره گرفته و از اســـتانداردهای دقیق، عمومی (و نه اختصاصی) با پشتیبانی گسترده در اینترفیس‌های کلیدی استفاده می‌کند.

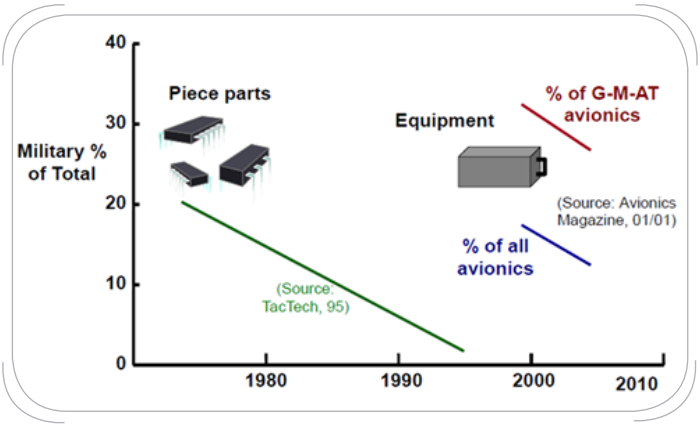
تعریف فناوری COTS

در ســـال ۱۹۸٦ سهم قطعات الکترونیکی که در هوافضا استفاده قرار میشد ۸% از کل بازار قطعات الکترونیک را به خود اختصاص می‌داد. در سال ۱۹۹۹ این عدد به ۰/۸% تقلیل پیدا کرد. امروز این عدد به حول و حوش ۰/۳% رسیده است. بنابراین تولیدکنندگان قطعات الکترونیکی دیگر تمایلی به سرمایه گذاری در تولید قطعات الکترونیک خاص هوایی ندارند. شیب نزولی شکل ۷–۳۱ و شکل ۷–۳۲ موید این موضوع است.



شکل ۷–۳۱ درصد سهم بخش نظامی از بازار IC

این واقعیت در مورد سازندگان قطعات اویونیک نیز صادق است اما نه به این شدت، بسیاری از تولیدکنندگان از صحنه تولید کنار رفته و بسیاری نیز در هم یا با هم ادغام شده‌اند. در پاسخ به این چالش فناوری COTS راهکار موثری است. این فناوری بر پایه انتخاب و استفاده از قطعات موجود در بازار، ترجیحاً ژنریک و بومی بنا شده است.



شکل ۷–۳۲ درصد سهم نظامی از کل بازار

امروزه COTS به عنوان یک فناوری کارآمد به کمک پشتیبانی، تأمین قطعه، تعمیر و نگهداری و ارتقا آمده است و اهمیت آن تا آنجاست که حتی مجله ای تخصصی با همین عنوان با شمارگان زیاد در حال نشر است.

رابطه Open System و COTS

بهره گیری از فناوری COTS، مکمل راهبرد Open System است. این دو به هم وابسته هستند اما بر هم منطبق نمی‌باشند، به عبارت دیگر یک سیستم مبتنی بر COTS الزاما Open System نیست و همچنین یک Open System حتما نباید از COTS استفاده کند. اما باید توجه داشت هم Open System و هم COTS در کاهش هزینه‌ها، زمان، رفع مشکل از رده خارج شدن و فرسودگی مشارکت نزدیکی دارند.

سازمان‌ها یا بخش‌های متمرکز بر Open System

وزارت دفاع امریکا در خصوص تدوین نشریات راهنما با جزئیات بیشتر پیشگام بوده و در سال ۱۹۹٤ اقدام به تشکیل OSJTF [1] کرد؛ هدف آن عبارت است از:

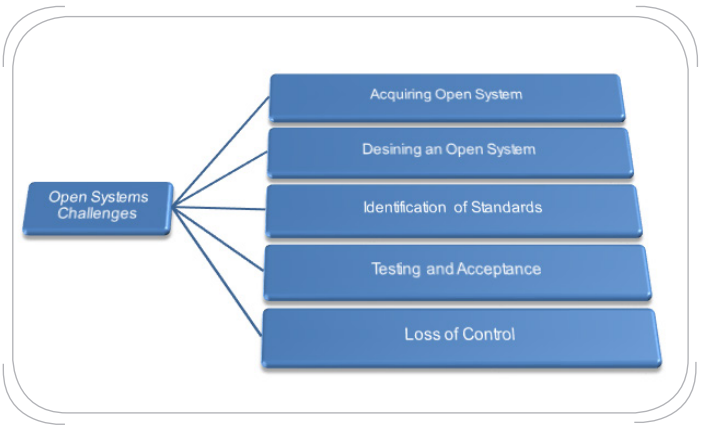
"حمایت و تسریع در اعمال راهبرد Open System در اویونیک"

OSJTF اقدام به نشر MOSA [2] کرد.MOSA یک فرآیند فنی و تجاری، مجتمع و یکپارچه است. گستره ایست از استانداردها و مدل‌های مرجع، نه یک معماری خاص.

وزارت دفاع انگلستان نیز Open System را یکی از راهبردهای کلیدی می‌داند و در رابطه با آن فعال است.

چالش‌های Open System

تا به حال مزایای Open System بیان شد اما این راهبرد نیز به نوبه خود چالش‌هایی را در بر دارد که در شکل ۷-۳۳ طبقه‌بندی شده است.



شکل ۷-۳۳ چالش‌های Open System

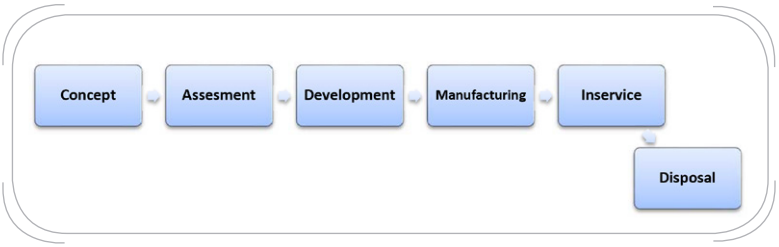
1-Open System Joint Task Force
2-Modular Open System Approach

اکتساب Open System

بـــه منظور اجرای راهبرد Open System در طراحی سیســـتم، برای تعیین نیازهـــا و الزامات نگاه Top-down می‌بایست اصلاح شود. در این میان زنجیره تأمین نیز دچار تغییراتی می‌گردد.

طراحی Open System

در روش‌های کلاسیک، بلوک‌های چرخه عمر به صورت ترتیبی در راستای هم قرار می‌گیرند؛ مانند CADMID که مطابق شکل ۷-۳٤ است.

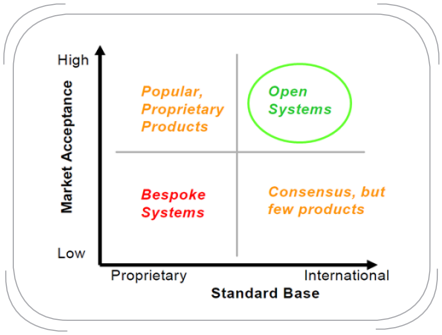


شکل ۷-۳٤ مراحل کلاسیک در چرخه عمر

این قالب، دیگر مناسب طراحی بر اساس Open System نیست. بدین منظور تکنیک‌های مارپیچی مناسب به نظر می رســـد که در طی آن الزامات و قابلیت ها با گذشت زمان اضافه می شوند. در بخش مهندسی سیستم (System Engineering) به جزئیات بیشتری می‌پردازیم.

شناسایی و انتخاب استانداردها

قســـمت حیاتی Open System، اعمال اســـتانداردهای دقیق، فراگیر و عمومی است. انتخاب و تعیین چنین استانداردهایی خود چالش برانگیز است. بسیاری از Open Standards که در حوزه اویونیک استفاده میشوند، صرفا برای این حوزه ایجاد نشده‌اند. (شکل ۷-۳۵)



شکل ۷-۳۵ انتخاب استاندارد در Open System

تست و تأیید

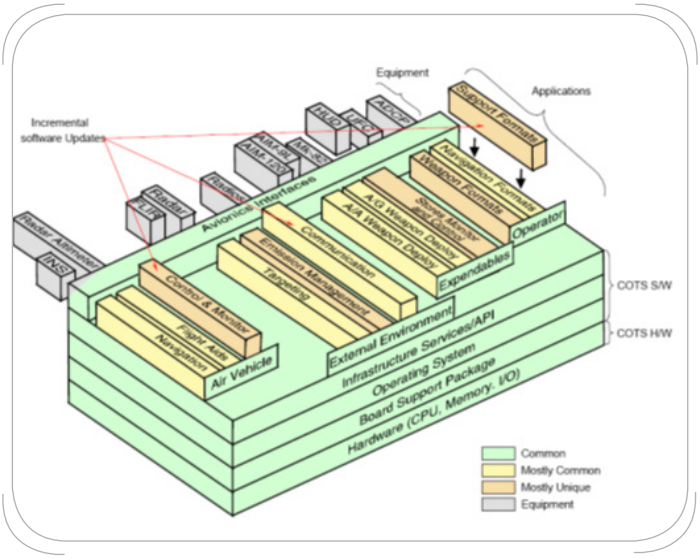
در این مرحله اثبات تطابق‌ها و صحه گذاری، خود فعالیت در خور توجهی را می طلبد. تسلط کامل بر روش‌های اثبات تطابق، فعلی شرط لازم بوده اما در این راهبرد کافی نیست.

سطح کنترل

در حالی که استفاده از فناوری COTS مزایای زیادی دارد، اما سطح کنترل در مواردی کاهش می‌یابد، از جمله: الزامات به صورت دقیق مشـــخص نیست و گاه تامین کننده (Supplier) تغییرات جزئی را روی قطعات بدون اطلاع یکپارچه ساز (Integrator) انجام می‌دهد. برخی از اطلاعات طراحی به صورت کافی توسط تامین کننده (Supplier) تهیه نمی‌شود و یا در اختیار گذاشته نمی‌شود. با توجه به اینکه در بازار تجاری نسخه‌های مختلف به سرعت جای دیگری را می‌گیرند؛ بحث پشتیبانی و تعمیر و نگهداری خود چالش عظیمی است.

بسترهای لازم در پیاده‌سازی راهبرد (استراتژی) Open system

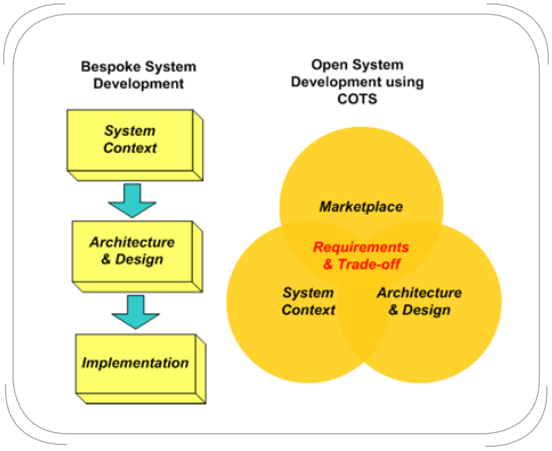
استاندارد و مهندسی سیستم دو رکن و پایه هایی هستند که راهبرد Open System بر آن استوار میشود.



شکل ۷–۳۶ نمونه‌ای از پیاده‌سازی Open System

مهندسی سیستم

همانطور که قبلا به آن اشاره شد، یکی از چالش‌های اخیر اویونیک زیاد بودن میزان تغییرات در نیازمندی‌هاست. اگـــر Open System در مورد رفع این چالش گام بـــر می دارد پس باید بتواند انعطاف پذیری زیادی در مورد پذیرش نیازمندی های جدید داشته باشد. بنابراین روش های سنتی مهندسی سیستم (System Engineering) در استخراج نیازمندی ها در Open System ناکارآمد خواهد بود، این روش‌های سنتی باید دچار تغییراتی مهمی شود. در شکل ۷–۳۷ تفاوت این دو دیدگاه قابل مشاهده است.

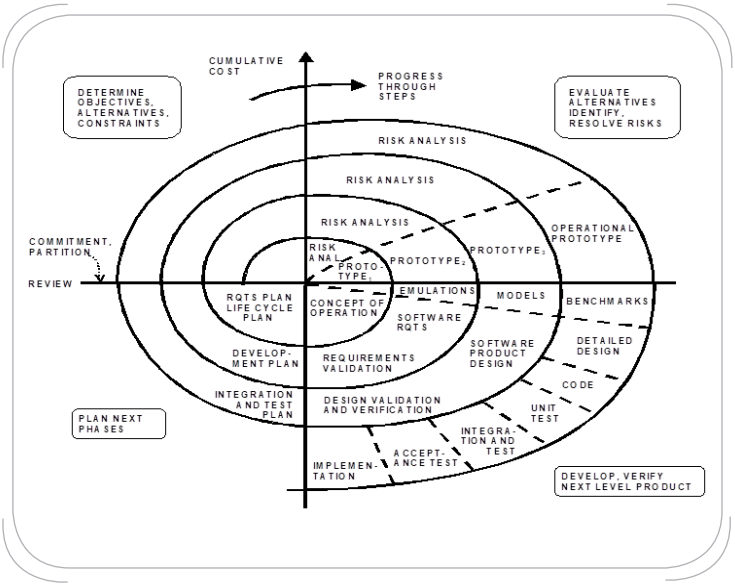


شکل۷–۳۷ تفاوت دو دیدگاه کلاسیک و جدید در مهندسی سیستم

مهندســـی سیستم در Open System کمتر خطی است و نیازمندی ها با گذشت زمان اضافه میشود، بنابراین از روش های مارپیچی استفاده می گردد. در وزارت دفاع امریکا، کانادا و استرالیا روش EA [1] ترجیح داده می‌شود. EA به عنوان یک استراتژی، در طی آن:

- تعریف دقیقی از قابلیت‌ها بر پایه فناوری‌های مورد اطمینان، روش‌های مورد تأیید به میان می‌آید. (در Increment اول) و
- برنامه ای برای توسعه‌های بعدی در نظر گرفته می‌شود. (در Increment دوم به بعد)

یکی از روش‌های اجابت راهبرد EA در سیســـتم‌های دفاعی SD [2] است که بر اساس مدل مارپیچی بنا شده و توسط بوهم (Boehm) در سال ۱۹۸۶ برای نرم افزار تبیین شده است. (شکل ۷–۳۸)



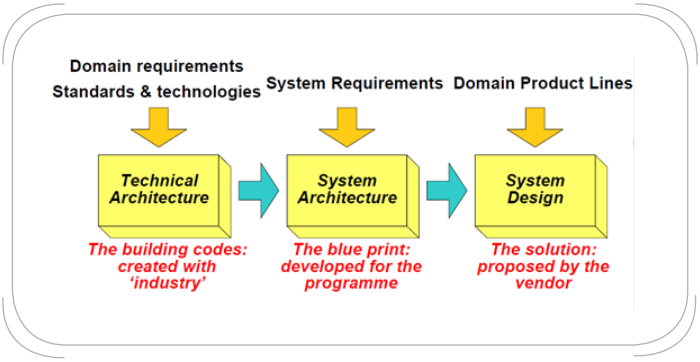
شکل ۷–۳۸ مدل بوهم (Boehm) در مهندسی سیستم

مثالی از استفاده SD در نیرو هوایی امریکا، پروژه گلوبال هاوک (Global Hawk) است. به هر حال همانطور که در شکل ۷–۳۷ مشاهده می‌شود، سه بخش در Open system Engineering مشهود است:

- Architecture and Design
- System Context
- Marketplace

1-Evolutionary Acquisition
2-Spiral Development

در Open system Engineering معماری سیستم باید تعریف دقیقی از اینترفیس ها داشته باشد. این اینترفیس‌ها قطعاتی را که در آینده مستعد تغییر یا تعویض هستند را ایزوله می کنند. همانطور که در شکل ۷–۳۹ دیده می‌شود معماری و طراحی نیز شامل سه بخش است.



شکل ۷–۳۹ معماری و طراحی

شایان ذکر است در Open System اینترفیس‌ها یکی از مهمترین دغدغه‌های ذهنی است. MOSA از TRM [1] برای تشخیص اینترفیس‌های کلیدی استفاده می‌کند. TOGAF [2] نیز از TRM بهره می‌گیرد.

در Open System تمرکز مهندسی سیستم (System Engineering) از طراحی به یکپارچه سازی (Integration) است، در این مرحله COTS نمود بیشتری پیدا می‌کند.

استانداردها

استانداردها نیز نقشی اساسی در دستیابی به اهداف راهبردی Open System دارد. امکان تغییر، تعویض، ارتقا و بهینه سازی در زمان کوتاه با هزینه کم، تنها زمانی محقق می‌شود که از استانداردهای دقیق و معین، مشترک و عمومی بهره بگیریم. در این راهبرد تعدد استانداردها ما را با SP [3] مواجه می‌کند:

«یک SP مجموعه ای از یک یا چند استاندارد است.»

SPها اغلب بعنوان بخشی از Technical Architecture قرار می‌گیرند. برای مثال در NC3TA [4]، جلد سوم SPهای لازم را در موارد زیر در اختیار می‌گذارد:

- User Interface
- Data management

1-Technical Reference Model
2-The Open Group Architecture Framework
3-Standard Profile
4-NATO C3 Technical Architecture

- Data interchange
- Graphics
- Communications
- Operating systems

مجموعه استانداردهایی که در SP قرار می‌گیرند، باید منسجم باشند. CORBA [1] و POSIX [2] از جمله استانداردهای مناسبی هستند که می‌توان آنها را در یک SP قرار داد.

استاندارد CORBA توسط OMG [3] تعریف شده است، با این هدف که اجزای نرم افزار در چند زبان نوشته و در کامپیوترهای مختلف اجرا شود و همانند یک مجموعه منسجم عمل میکند.

POSIX خانواده‌ای از استانداردهای مرتبط است که توسط IEEE تدوین و به صورت رسمی با IEEE 1003 معین می‌شود. عنوان بین المللی آن نیز ISO/IEC 9945 می‌باشد. به هر حال این خانواده استاندارد به منظور تعریف API استفاده میشود. در جدول ۲۷ گروهی از استانداردهای کاربردی قرار دارند.

جدول ۲۷ گروهی از استانداردهای کاربردی در پیاده‌سازی Open System

Category	(Standard(s
Operating System Interface Profile	Real time OS profile (e.g. POSIX) invoking threads, security, sockets, multicast, …
Data Interchange Interface Profile	CORBA with events
Network Interface Profile	ATM with multicast
Backplane	VME64 (ANSI/VITA 1-1994) with PMC
Graphics	Open GL 2.1
User interface	(X windows (X11R7.2
Languages	Ada 2005, Ada 95, Ada, C

ساختار فنی

در بخش‌های قبلی گذری بر ادبیات رایج در Open System داشتیم در این بخش این ادبیات را کمی بیشتر بررسی میکنیم.

مطابق شکل ۷-۴۰ معماری‌های Open System در اعمال راهبرد Open System با سه نوع معماری مواجه هستیم:

- Operational Architecture (OA)
- Technical Architecture (TA)

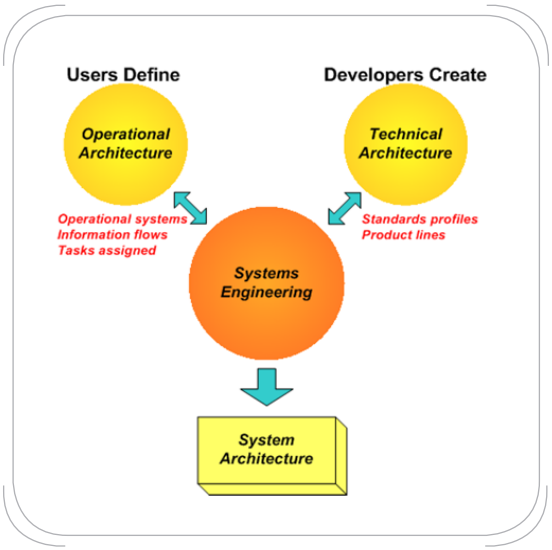
1-Common Object Request Broker Architecture
2-Portable Operating System Interface
3-Object Management Group

- System Architecture (SA)

OA توسط کاربر تعریف می‌شود و شامل موارد زیر می‌باشد:

- محیطی که سیستم در آن استفاده میشود.
- خواسته‌ها و نیازمندی‌های کاربر
- قوانین و قواعد همکاری

TA نیز توسط طراح و سازنده ایجاد می‌شود و شامل تعریف دقیقی از اینترفیس‌ها و Standard Profiles می‌شود. هردوی OA و TA وارد فرآیند مهندسی سیستم (System Engineering) شده و در نهایت SA معین میگردد. در SA آرایش دقیقی از زیر سیستم‌ها و قطعات و سیستم‌ها مشخص می‌شود.



شکل۷-۴۰ معماری‌های Open System

چارچوب‌های SA

برای تعریف دقیق SA چارچوب‌هایی (Framework) وجود دارد که عبارتند از:

- GOA [1]
- ASSAC [2] Software Architecture
- TOGAF

1-Generic Open Architecture
2-Allied Standard Avionics Architecture Council

چارچوب GOA

در سال ۱۹۹۶، SAE استاندارد AS 4893 را با عنوان Generic Open Architecture Framework Standard منتشر کرد. این استاندارد بر پایه ابتکار ناسا (NASA) در خصوص نرم افزار پرواز بنا شد. GOA چارچوب معماری است که در استفاده از استانداردهای اینترفیس‌ها برای طراحی سخت افزارها و نرم افزارها کمک شایان توجهی می‌کند. امروز AS 4893 یکی از استانداردهای مجموعه GOA است. AIR 5315 که به معرفی خانواده GOA می‌پردازد، در سال ۲۰۰۶ منتشر شد. AIR 5315 نیز که در سال ۱۹۹۸ تدوین شد نگاهی گذرا بر چارچوب GOA می‌اندازد.

مدل GOA شامل دو بخش لایه‌های معماری و کلاس‌های اینترفیس است. در شکل ٤١٧ چارچوب GOA مشخص میباشد. چهار لایه معماری عبارتند از:

- Application Software
- System Services
- Resource Access Services
- Physical Resources

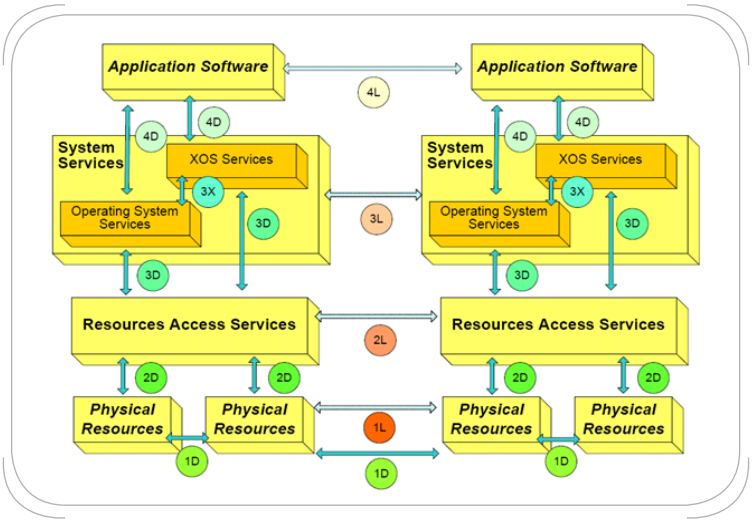
شایان ذکر است لایه System Services خود شامل دو بخش است:

- Operating System Services
- Extended-operating System (Xos) Services

اینترفیس‌ها نیز دو گروه‌اند:

- Logical interface
- Direct interface

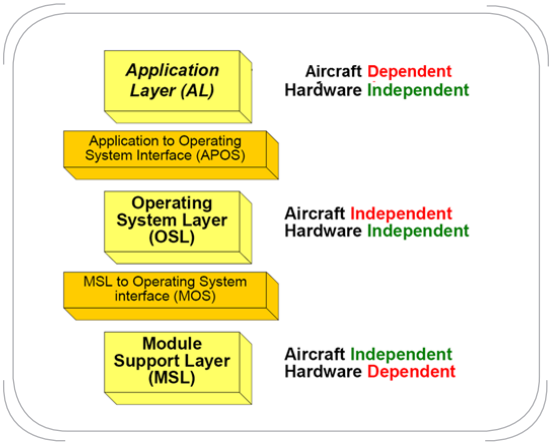
اینترفیس‌های منطقی از 1L تا 4L برچسب می‌خورند و ارتباط نظیر به نظیر را در یک لایه تعریف می‌کنند. این اینترفیس‌ها در ارتباط با سیر منطقی داده‌ها هستند. ولی اینترفیس‌های مستقیم که از 1D تا 4D و 3X برچسب می‌خورند ارتباط Service/Consumer بین لایه‌های مجاور را تعریف میکنند.



شکل ۷-۴۱ چارچوب GOA

چارچوب ASSAC Software Architecture

ASSAC یک کنسرسیوم سه ملیتی؛ متشکل از انگلستان، فرانسه و آلمان؛ با هدف ایجاد و توسعه استانداردهای اینترفیس‌های ژنریک است. در سال ۲۰۰۴ این کنسرسیوم که شامل Smiths Aerospace ، Qinet Q و BAE System نیز می شد اقدام به نشر استاندارد کرد. در سال ۲۰۰۵ نیز سری استاندارد های دفاعی ۰۰-۷۴/۷۵/۷۶/۷۷/۷۸ در رابطه با نرم افزار، شبکه و معماری و ... منتشر کرد. معماری نرم افزار ASSAC مبتنی بر یک بسته سه لایه‌ای است. (شکل ۷-۴۲)



شکل ۷-۴۲ چارچوب ASSAC

TOGAF

TOGAF چارچوبی است قدرتمند برای ایجاد و توسعه EA (Enterprise Architecture). اولین ویرایش آن به سال ۱۹۹۵ باز می‌گردد. پایه آن TAFIM بود که توسط وزارت دفاع امریکا تبیین شده بود.
در طی این سال‌ها ویرایش‌های موفق TOGAF یکی پس دیگری منتشر شده است. این چارچوب با روندی رو به رشد، امروز موارد زیر را پشتیبانی می‌کند:

- Business Architecture
- Data Architecture
- Applications Architecture
- Technology Architecture

TOGAF بی تردید تجاری/ مالی محور با مرکزیت فناوری اطلاعات (IT) است که مزیت‌های زیر را در بر دارد:

- هزینه‌های طراحی و تولید، پشتیبانی و تعمیر و نگهداری کمتر
- ارتقا و تغییرات آسانتر
- تسهیل در مدیریت سیستم و شبکه

وزارت دفاع انگلســـتان نیز چارچوب معماری خود را با عنوان MODAF بر پایه DODAF و TOGAF آمریکایی تدوین کرده است.

تنظیم برنامه تعمیر و نگهداری اقلام قابل در دست ساخت اویونیک و مستندات مربوطه

می‌دانیم مبنای تعمیر و نگهداری در صنعت هوایی، پیشگیرانه (Preventive Maintenance) است. در این نظام سه سناریو برای قطعات اجرا می‌شود:

1. Hard time
2. On-Condition
3. Condition Monitoring

امروزه قطعات و سیستم‌های اویونیک به گونه‌ای طراحی می‌شوند که در سناریوی Condition Monitoring قرار گیرند. بدین منظور الزاماتی وجود دارد که از همان اول طراحی باید مدنظر قرار گیرد؛ از جمله:

- تا سرحد امکان عدم استفاده از ریز–قطعه‌ای که دارای عمر عملیاتی محدود باشد.
- بهره‌گیری از روش‌های مانند FMEA و سایر روش‌های تجزیه و تحلیل در قابلیت اطمینان که در ارتباط نزدیک با تعمیر و نگهداری قرار می‌گیرند.

البته برای اینکه تعمیر و نگهداری سیستمی به صورت Condition Monitoring در هواگرد دنبال شود و به آن سطح از ایمنی که در قالب احتمال نرخ خرابی بیان می‌شود برسد؛ به اجبار عین این الزامات می‌تواند در خود قطعه پیاده‌سازی نشود بلکه در معماری سیستم گنجانده و پیاده گردد.

برای مثال از تکنیک‌های Redundancy بهره می‌گیرند؛ البته این تکنیک ، روشی عمومی است که در خود قطعه نیز می‌توان (و در شرایطی باید) استفاده کرد. به هرحال برای تعیین سناریوی تعمیر و نگهداری گروهی بنام MRB تشکیل می‌شود.

در این زمینه، MIL-HDBK-470 مرجع ارزشمندی به شمار می‌رود که بهره‌گیری از آن کاملا مورد تاکید است.

تدوین کتب فنی - عملیاتی اقلام در حال ساخت

یکی از الزامات جدانشدنی از فرآیند طراحی و ساخت اقلام اویونیک؛ تدوین و تحویل کتب فنی – عملیاتی است. این کتب شامل موارد زیر می‌شود.:

Operation Manual	**کتابی است که در راستای آگاهی کادر پروازی از عملکرد قطعه، تدوین می‌شود. در این کتب بیشترین تاکید بر ویژگی‌ها، قابلیت‌ها، محدودیت‌ها، شرایط اضطراری و پانل کنترل (در صورت وجود) می‌باشد.**
CMM [1]	مخاطب اصلی این کتاب، کارکنان تعمیر و نگهداری در سطوح خط پرواز (به منظور Operational / Functional Test، عیب‌یابی و تعویض قطعه معیوب) و در سطح کارگاه‌های تعمیراتی (به منظور تست و تعمیر اساسی قطعه) است.
Installation Manual	این کتاب با هدف نصب/باز نمودن قطعه توسط کارکنان تعمیر و نگهداری می‌باشد.
IPC [2]	نقشه‌های انفجاری قطعه به همراه شماره فنی در بخش/ماژول/ریز قطعه در این کتاب ذکر می‌گردد.

استاندارد S24.801، سندی ارزشمند در خصوص تدوین کتب فنی است؛ در حوزه نظامی بعد از مطالعه این سند، استاندارد MIL-STD-40051/1 مرجع قرار می‌گیرد.

بطور معمل بعد از پایان پذیرفتن مرحله طراحی مفهومی (Conceptual Design)، فرآیند تدوین کتب فنی آغاز میشود. در این خصوص ابتدا باید محتویات این کتب را بررسی کنیم. به طور کلی و در مجموع اطلاعاتی را که در این کتب قرار می‌گیرند، با توجه به S24.801 میتوان در نه عنوان جای داد.

- Front Matter
- General Description
- Installation

1-Component Maintenance Manual
2-Illustrated Part Catalogue

- Theory of Operation
- Operation
- Maintenance
- Part List
- Drawing
- Appendices

محتویات هریک از موارد فوق به صورت کامل در بخش سه از استاندارد S24.804 ذکر گردیده اما به صورت خلاصه این موارد را از نظر می‌گذرانیم.

Front Matter شـــامل جلد، تبدیل واحدها، شـــرایط گارانتی و وارانتی، توجه و هشدارهای عمومی، فهرست مطالب، فهرست تصاویر، فهرست جداول، اختصارات و تعاریف و همچنین مقدمه (اختیاری) است.

موارد شرح عمومی (General Description) عبارتند از

- تصویر قطعه
- مقدمه
- مشخصات فیزیکی
- قسمت‌های اصلی به همراه تصویر، کد و یا مشخصه و اصطلاح شناسایی آن
- شرح عملکرد قطعه
- مشخصه‌های فنی

در بخش نصب (Installation) نیز موارد زیر ذکر می‌شود:

- فرآیند حمل و خروجی از جعبه به همراه تمامی هشدارها و توجهات لازم
- مونتاژ
- نصب و سیم‌کشی اتصالات
- تست و تنظیمات

بخش تئوری عملیات (Theory of Operation) به شـــرح هریک از قسمت‌های بلوک‌دیاگرام، سپس ماوژولها/بردها و در نهایت قطعات به همراه Signal Tracing می‌پردازد.

بخش عملیات (Operation) نیز شـــامل دستورالعمل بهره‌برداری در سه مورد ۱- اولین راه اندازی ۲- شرایط عادی ۳- شرایط اضطراری می‌شود.

بخش تعمیر و نگهداری (Maintenance) نیز به موارد زیر می‌پردازد:

- تعمیرات پیشگیرانه شامل بازرسی‌های دوره‌ای، سرویس، تنظیمات و ...
- مونتاژ و دمونتاژ قطعه
- تست و عیب‌یابی

• تعمیر و تعویض زیرمجموعه

در بخش فهرست قطعات (Part List) تمامی قسمت‌ها تا مرحله ریز–قطعات شکسته شده و به هریک شماره فنی اختصاص داده؛ در جداول ذکر شده و به همراه یک شماره به نقشه انفجاری ارجاع داده می‌شود. در بخش نقشه ها (Drawing) تمامی نقشه‌های شماتیک در قطاع مناسب (معمولا A3) می‌آید.

عناوین فصول هریک از کتب فنی – عملیاتی، خارج از موارد فوق نیست مگر آنکه سیاست کاری سازنده و یا درخواست مشتری باشد. فصل‌های هریک از کتب را می‌توان با توجه به جدول زیر در نظر گرفت.

جدول ۷–۳ محتوی کتب فنی–عملیاتی

Manual \ Subject	1	2	3	4	5	6	7	8	9
Operation Manual	R	R	R	N	R	N	N	N	D
Component Maintenance Manual	R	R	R	R	R	R	R	R	D
Installation Manual	R	N	R	N	R	N	N	N	D
Illustrated Part Catalogue	R	N	N	N	N	N	R	N	D

• R: Required
• N: Not Required
• D: Depending on Manufacturer Policy

در تدوین کتب فنی – عملیاتی چند گام عملیاتی به شرح زیر داریم:

گام نخست در تدوین کتب فنی – عملیاتی

کلیه محتویات فصول نهگانه را صرف نظر از اینکه چه کتابی قرار می‌گیرند مطابق استاندارد در بانک اطلاعاتی کتب فنی/عملیاتی مطابق شکل و فرمت پیشنهادی زیر تهیه می‌کنیم. بدین‌منظور این محتویات باید به صورت کاملا شفاف تعریف و ظروف خالی آن‌ها (فرمت نگارش) باید از همان ابتدای پروژه در اختیار مهندسان پروژه توسط مسئول مستندسازی قرار گیرد.

Technical Manuals Data Base

For

System Nomenclature

Contract No.: …….

This is to certify that this document is prepared in accordance with S24.801 Sec.3		
Prepared By: Stamp and Date	Checked By: Stamp and Date	Approved By: Stamp and Date

1. Front matter

1 page for every manual

1.1. Cover page for every manual

1.2. English/metric conversion factors

1.3. warranty statement

1.4. Cautionary notes

1.5. Glossary of terms, abbreviations, and acronyms

2. General description

2.1. Equipment illustration

IAW S24.801 Sec. 3.3.2.1

2.2. Introduction

IAW S24.801 Sec. 3.3.2.2

2.3. Physical description

IAW S24.801 Sec. 3.3.2.3

2.4. Functional description

IAW S24.801 Sec. 3.3.2.4

2.5. Salient characteristics

IAW S24.801 Sec. 3.3.2.5

3. Installation

3.1. Unpacking

IAW S24.801 Sec. 3.3.3.1

3.2. Assembly and mounting

IAW S24.801 Sec. 3.3.3.2

3.3. Cabling and wiring

IAW S24.801 Sec. 3.3.3.3

3.4. Initial test and adjustment

IAW S24.801 Sec. 3.3.3.4

4. Theory of operation

4.1. Technical level

IAW S24.801 Sec. 3.3.4.1

4.2. Organization

IAW S24.801 Sec. 3.3.4.2

4.3. Block diagrams and simplified schematics

IAW S24.801 Sec. 3.3.4.3

4.4. Mechanical components

IAW S24.801 Sec. 3.3.4.4

5. Operation

IAW S24.801 Sec. 3.3.5

6. Maintenance

6.1. Preventive maintenance

IAW S24.801 Sec. 3.3.6.1

6.2. Corrective maintenance

IAW S24.801 Sec. 3.3.6.2

6.3. Maintenance data

IAW S24.801 Sec. 3.3.6.3

6.4. Recommended test equipment

IAW S24.801 Sec. 3.3.6.4

6.5. Special tools and test equipment

IAW S24.801 Sec. 3.3.6.5

7. Parts List

7.1. Tables of parts

IAW S24.801 Sec. 3.3.7.1

7.2. Parts tables index

IAW S24.801 Sec. 3.3.7.2

7.3. Parts identification

IAW S24.801 Sec. 3.3.7.3

8. Drawings

IAW S24.801 Sec. 3.3.8

گام دوم در تدوین کتب فنی – عملیاتی

از طریق اینترنت و یا سایر منابع اقدام به تهیه تعداد نسبتا زیادی از کتب فنی – عملیاتی مربوط به سایر سازندگان مطرح در حوزه اویونیک میکنیم. زیرا در گام اول، مهندسان پروژه، تنها مطالب لایه–اول پروژه مانند نقشه‌های شـــماتیک و انفجاری، شرح عملکرد، جداول عیب‌یابی و ... را مهیا و تحویل می‌دهند. این در حالی است که احتیـــاج به متون رابطی داریم که اتصال بین مطالب لایه – اول را ایجاد کند. تهیه این متون به عهده مســـئول مستندسازی است که در این راستا می‌تواند از این بانک اطلاعاتی بهره گرفته و دید لازم را جهت تهیه این متون پیدا کند.

گام سوم در تدوین کتب فنی – عملیاتی

تهیه Front Matter اختصاصی برای هر کتاب و مونتاژ کتب بر اساس جدول ۷–۳

فصل هشتم

علم تحویل‌گیری قطعات ساختی

بحث برون‌سپاری ساخت قطعات،سالهاست در شرکت‌های سازنده هواگرد، شرکت‌هایی که در امر یکپارچه‌سازی و طراحی سیستم هستند، و شرکت‌های فعال در حوزه نگهداری و تعمیرات؛ جاری و مستحکم است. اهمیت این موضوع آنچنان است که IAQG [1] به عنوان متولی استاندارد AS 9100؛ اقدام به تدوین SCMH [2] کرده است. این مرجع ارزشمند ارتباط استانداردهای مرتبط با زنجیره تامین اقلام هوایی را به بهترین نحو بیان کرده است. مطابق این مرجع چرخه عمر فرآیند زنجیره تامین در شکل۸-۱ دیده میشود. مطالعه مجموعه استانداردها و به‌طور کلی مجموعه اسناد ارجاعی دو حوزه‌ای که با خط‌چین در شکل مشخص شده پیشنهاد می‌شود. این مرجع ارزشمند از طریق آدرس http://www.sae.org/iaqg/ قابل دسترسی است.

شکل ۸-۱ چرخه عمر فرآیند زنجیره تامین

مهارت‌های کلیدی

اصولا در امر زنجیره تامین اقلام هوایی از مرحله نیازسنجی و ساخت قطعات تا مرحله نصب روی هواگرد و تحویل هواگرد به مشتری نهایی، کلیه مهارت‌ها را می‌توان در یک مجموعه دورازدهگانه دید. هریک از اعضای این زنجیره باید گروهی از این مهارت‌ها را داشته باشند. این مهارت‌ها عبارتند از:

- نیازسنجی قابلیتهای جدید و تعریف دقیق نیازمندها در قالب RFP
- تعریف فرآیندهای استاندارد
- ممیزی سازمانی SCM
- ممیزی شرکتهای طراحی و ساخت
- پیاده سازی فرآیندهای استاندارد در طراحی و ارتقای سیستم و یکپارچه سازی قطعات
- اجرای عملیات ارتقا و اخذ STC
- تعریف شرایط تحویل گیری قطعات
- پیاده سازی فرآیندهای استاندارد در طراحی و ساخت قطعات

1-International Aerospace Quality Group
2-Supply Chain Management Handbook

- نظارت بر پیاده سازی فرآیندهای استاندارد در طراحی و ساخت قطعات
- تحویل گیری قطعات ساخته شده مطابق شرایط استاندارد
- نظارت بر پیاده سازی فرآیندهای استاندارد در ارتقای هواگرد و صدور STC

در بین این مهارت‌ها، به جرات می‌توان مهارت و علم تعریف شرایط تحویل‌گیری قطعات را از برخی جهات، مهمترین آنها دانســـت که عموما در قالب تدوین پیوست فنی انجام می‌گیرد. برخی اعتقاد دارند استانداردهای طراحی و ساخت اقلام هوایی کفایت لازم را دارند اما باید توجه داشت استاندارد به صورت مسقیم قابل اجرا نیست، استاندارد باید پیاده‌سازی شود. بطور معمول در استانداردها شرایط گوناگون، مدها و حالت‌های مختلف، دسته‌بندهای متفاوت ارایه می‌شود که در اسنادی همچون پیوست فنی باید تعیین وضعیت گردند.

تدوین پیوست فنی

پیوست فنی یکی از مهمترین ابزارها برای تضمین موفقیت در پروژه‌های ساخت اقلام هوایی است که تدوین نادرست آن می‌تواند عواقب زیر را در بر داشته باشد:

- تعریف دقیق حداقل ویژگی‌های مورد انتظار از محصول در این سند تدوین می‌شود؛ بنابراین عدم تعریف دقیق این شرایط، قطعا محصول مد نظر را در پی نخواهد داشت.
- عدم تعیین صحیح نحوه نظارت و شرایط تحویل‌گیری، موجب طرح دعوی (Claim) از جانب طرف یا طرفین قرارداد شود.
- تعریف غیر واقعی و نامنطبق با بسترها و امکانات موجود، تحویل‌گیری را غیرممکن میکند.
- پیوست فنی یک مرجع ارزشمند در حکم راهنما برای سازنده است؛ راهنمای اشتباه، تبعات پرهزینهای را در بر خواهد داشت.

بنابراین پیوست فنی باید در فرآیند اعتبارسنجی (Validation) وارد شود و توسط ابزارهای این فرآیند تایید گردد. به بیان دیگر باید مطابق استاندارد ARP4754 برای دو چالش ذیل ادله مناسب داشت.

۱- آیا شرایط تعیین شده در پیوست فنی کافی می‌باشد؟

۲- آیا شرایط تعیین شده در پیوست فنی صحیح است؟

نکته حایز اهمیت در تدوین پیوست فنی:
پیوست فنی را کارفرما باید تنظیم کند و نه سازنده؛ اگر کارفرما توانایی تدوین پیوست فنی را نداشته باشد، این بدان معناست که توانایی نظارت بر فرایند ساخت را هم ندارد.

در شروع تدوین پیوست فنی، باید یک سیر منطقی طراحی کرد و آن می‌تواند مانند شکل ۸-۲ باشد. در طی این فرآیند باید رویکرد نظارت همواره مشخص باشد؛ بدین‌معنا که کارفرما در چه سطحی می‌خواهد به نظارت بپردازد. از یک منظر می‌توان در سه سطح، فرآیند نظارت را پایه‌ریزی کرد. این سه سطح در شکل ۸-۳ مشخص شده است که مطابق آن ابتدا باید به یک سوال پاسخ داد. تامین از شرکت‌هایی انجام می‌گیرد که مجوز صدور Form 1 یا Form 8130 را دارند یا خیر. اگر این مجوز را دارند که عموما نظارت تنها به صورت اسنادی انجام می‌شود و تنها به اعتبارسنجی مجوز سازنده بسنده می‌شود. نکته قابل توجه اینکه حتما شماره فنی قطعه مد نظر باید در دامنه مجوز سازنده باشد. در این حالت عموما پیوست فنی معنای خود را از دست می‌دهد و عملا تامین به شکل خرید صورت می‌پذیرد.

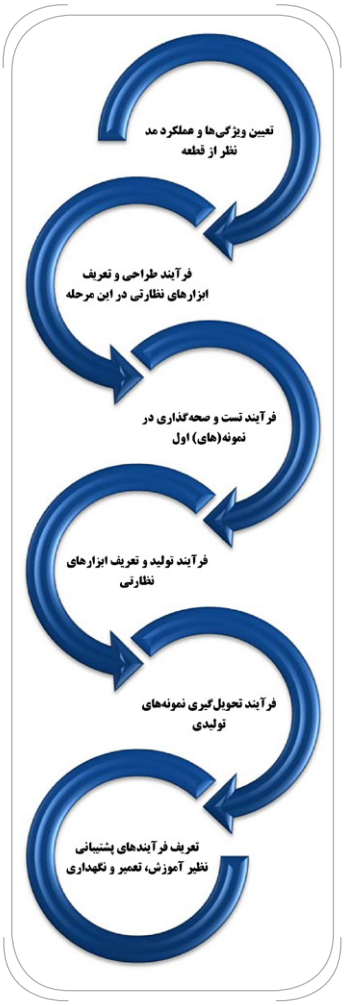
اما در حالتی که شرکت مجوز صدور Form 1 را نداشته باشد، در دو سطح می‌توان اقدام به نظارت کرد که در این حالت عموما تصمیم‌گیری بعد از بازید میدانی از شرکت انجام میشود. در صورتی که شرکت دارای بخش مستقل System Monitoring (یا در ادبیات کلاسیک Quality Assurance) باشد و توانایی انجام فرآیندهای اعتبارسنجی (Validation) و صحه گذاری (Verification) را داشـــته باشد آنگاه می‌توان تنها به ممیزی سیستمی پرداخت و تگ (Tag) نهایی آن شـــرکت را پذیرفت. مطابق بخش ۲۱ از قوانین و مقررات سازمان هواپیمایی کشوری، با توجه به اینکه نظامنامه شرکت‌هایی که دامنه فعالیت آن‌ها طراحی قطعه است (البته به غیر از APU) نظامنامه کیفی این شـــرکت‌ها باید پروژه محور باشد و نه سازمان محور؛ تشخیص توانایی شرکت‌ها در برنامه‌ریزی و انجام فرآیندهای اعتبارسنجی (Validation) و صحه گذاری (Verification) بطور معمول مشکل است. بهترین روش بهره‌گیری از فصل پنجم اســـتاندارد SAE ARP4754 و تهیه چک‌لیست‌های مناسب برای برنامه‌ریزی و اجرای فرآیند ممیزی از اینگونه شرکت‌ها است.

اگر با ارزیابی از شـــرکت ســـازنده، معین گردید توانمندی اجرای فرآیندهای اعتبارســـنجی (Validation) و صحه گذاری (Verification) نزد سازنده موجود نیست؛ آنگاه کارفرما باید راسا اقدام به تدوین برنامه و اجرای این دو فرآیند کند. عمق این برنامه تابعی از شاخصی بنام DAL است که در بخش "ارتباط استانداردهای پایه در طراحی" بیان شده است. قطعا برنامه نظارتی برای قطعه‌ای که در سطح A از ایمنی قرار می‌گیرد با قطعه دیگری با سطح ایمنی E متفاوت است. در این حالت تایید دستورالعمل‌های تست و یا حتی ترجیحا تدوین آن‌ها باید توسط کارفرما انجام گیرد و عملیات مهندسی تصدیق تطابق نیز باید توسط کارفرما اجرا شود، بدین معنا که CVE[1] باید از سوی کارفرما باشد و تست نیز باید توسط CVE اجرا گردد یا حداقل شاهد تست باشد اما به هر حال تایید تست باید توسط CVE انجام شود و در نهایت نیز قطعه توسط کارفرما به تایید می‌رسد و در حوزه تایید، مسئولیت از سازنده ساقط است.

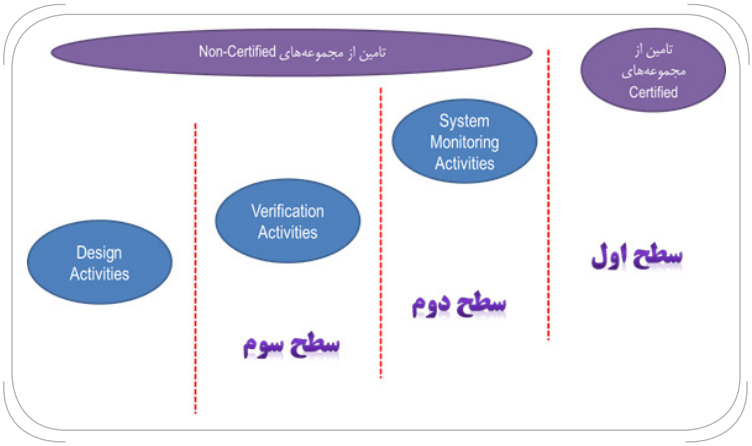
1-Compliance Verification Engineer

نکته حایز اهمیت در برنامه‌ریزی و اجرای فرآیندهای صحه‌گذاری:
فرآیندهای اعتبارسنجی (Validation) و صحه‌گذاری (Verification) بهتر است توسط بخش QA انجام نشود چرا که به شدت اصل Independence را در بخش QA نقض می‌کند. عموما این دو فرآیند از جنس مهندسی هستند.

بعد از تعیین سطح نظارت، می‌توان اقدام به تدوین پیوست فنی کرد، بطور معمول موارد ذیل در یک پیوست فنی استاندارد وجود دارد اما به هر حال پیوست فنی کاملا پروژه محور است، تابعی از DAL بوده و سطح نظارت کارفرما، در پیوست فنی اهمیت بسزایی دارد. در ادامه مثالی از فرمت و چارچوب پیوست فنی آمده است.



شکل ۸-۲ طراحی سیر منطقی در تدوین پیوست فنی



شکل۸-۳ سطوح مختلف نظارت در فرایند ساخت

۱- تمامی بندهای مذکور در مثال این بخش از پیوست فنی الزاما برای هر قطعه/سیستم Applicable نیست.

۲- ذکر تمامی مراجع باید همراه با شماره ویرایش (ترجیحا آخرین ویرایش) باشد.

۳- هنگام ارجاع به استاندارد یا هر سند دیگر، چنانچه در آن Type ، Category، حالت و یا ... تعریف شده بود؛ تعیین دقیق Type ، Category ، حالت و یا ... الزامی است.

نمونه پیوست فنی

پیوست فنی بطور معمول با یک یا چند Caution شروع می‌شود و مواردی که باید در کل پیوشت فنی بدان توجه گردد، در این بخش ذکر می‌شود، همچون:

"چنانچه ارجاع سندی در استاندارد اصلی طراحی و ساخت قطعه مغایر با ارجاع در بندی از پیوست فنی باشد معیار، استاندارد اصلی طراحی و ساخت قطعه است. "

۱-اختصارات

هریک از اختصارات بکار رفته در پیوست فنی باید به ترتیب الفبا در این بخش مشروح گردد.

نظیر: ETSO European Technical standard Order

۲-تعاریف

کلیه اصطلاحات فنی، بویژه لغات ترجمه شده که در پیوست فنی بکار می‌رود باید به ترتیب الفبا در این بخش

تعریف شود.

عموما موارد ذیل در تعاریف قرار داده می شود:

نمونه آزمایشگاهی

از لحاظ ســـخت افزار و قطعات، الزاما مطابق استاندارد نیست. نرم افزار از لحاظ عملکرد، کلیه نیازمندی‌های پیوست فنی را پوشش می‌دهد. از لحاظ شکل ظاهری مطابق با پیوست فنی نیست و به طور کلی شرایط لازم جهت نصب روی هواگرد را ندارد.

نمونه پیش‌تولید

از لحاظ سخت افزار و قطعات مطابق استاندارد است. نرم افزار از لحاظ عملکرد، کلیه نیازمندی‌های پیوست فنی را پوشش می‌دهد. از لحاظ شکل ظاهری مطابق با پیوست فنی است. شرایط لازم جهت نصب روی هواگرد را دارد اما به دلیل خستگی روی هواگرد نصب نمی‌شود.

نمونه تولیدی

هر یک از نمونه‌های تولیدی باید دقیقا مطابق نمونه پیش‌تولیدی باشند که پیشتر موفق به اخذ تاییدیه‌های لازم شده بود.

هواگرد معادل واژه Aircraft در نظر گرفته شده است.

توجه: سایر کلمات، اصطلاحات و لغات فنی که در متن پیوست فنی بکار می رود اما در این قسمت تعریف نشده‌اند باید به مرجع خاصی ارجاع داده شود، نظیر:

The Cambridge Aerospace Dictionary, Bill Gunston 2004, ISBN-13978-0-511-33833-5 eBook (NetLibrary)

و عموما در صورت موجود نبودن در مرجع فوق ملاک، سند استعلام از کارفرما است.

۳- استانداردها و مدارک قابل استفاده

کلیه استانداردها و اسناد ارجاع داده شده در پیوست فنی بصورت ذیل آمده و در صورت وجود هرگونه اختلاف، مابین مراجع ذیل با پیوست فنی، ملاک متن پیوست فنی است.

Item	Doc. Code	Rev.		Subject
		Date	Code	

۴-الزامات کلی سیستم/زیرسیستم/قطعه

کلیه الزاماتی که در طراحی مفهومی تاثیر دارند در این بخش باید ذکر گردد. تفهیم عملکردی سیستم/زیرسیستم/قطعه و مشخصات کلی از این بخش حاصل می‌شود.

٤-١- قابلیت‌ها و توانمندی‌ها

شرحی از ویژگی‌های عملکردی، قابلیت‌ها و توانمندی‌های مد نظر که سیستم/زیرسیستم/قطعه قادر به انجام آن‌ها باشد.

٤-٢- حالت‌ها و مدهای مختلف

اگر سیستم/زیرسیستم/قطعه دارای حالت‌های مختلف عملکردی می‌شود در این قسمت ذکر می‌گردد.

٤-٣- مشخصات فنی

شاخص‌های فنی سیستم/زیرسیستم/قطعه همراه با مقادیر و بازه‌های مجاز؛

٤-٤- مشخصات فیزیکی

شاخص‌های فیزیکی شامل ابعاد، وزن و شکل هندسی

٤-٥- بلوک دیاگرام

معرفی بخش‌ها و اجزای اصلی در قالب بلوک دیاگرام (عموما در خصوص پروژه‌های مهندسی معکوس)

۵-الزامات طراحی

کلیه الزاماتی که از ابتدا سازنده باید در طراحی در نظر بگیرد در این بخش ذکر می‌گردد. برخی از این الزامات طراحی را تحت تاثیر قرار می‌دهند بنابراین لحاظ نکردن آن‌ها می‌تواند پیامدهای پرهزینه‌ای را دربرداشته باشد.

٥-١- مهندسی سیستم (System Engineering) در طراحی

در ویرایش صفر پیوست فنی ممکن است برخی از نیازمندی‌ها/الزامات دیده نشود بنابراین طرفین قرارداد ملزم هستند با ملاک قرار دادن استاندارد EIA-632 بررسی‌های لازم را انجام دهند.

٥-٢- نگاه کلان در طراحی

بهره‌گیری از راهبرد Open System با نگاه ویژه بر IMA و استفاده از فناوری COTS به‌عنوان یک اصل می‌تواند مد نظر قرار گیرد.

٥-٣- طراحی ماژولار

همانگونه که در بخش نگاه کلان در طراحی ذکر گردید طراحی بر اساس منطق IMA اهمیت ویژه‌ای دارد. بدین‌منظور باید در بخش غیرنظامی ARINC Report 650 و ARINC Report 651-1 به‌عنوان راهنما قرار گیرد. در حوزه نظامی نیز MIL- HDBK-2084 و MIL-STD-1389D مد نظر قرار گیرد.

۵-٤- استاندارد اصلی طراحی و ساخت

اکثر قطعات دارای استاندارد طراحی و ساخت بوده که در ادبیات غیر نظامی به MOPS/MPS معروف است و در واقع کلیه شاخص‌های طراحی و سایر الزامات در آن ذکر و یا به مرجع دیگری ارجاع داده می‌شود. عموما در این استاندارد Type، Category و یا حالت مختلفی برای قطعه/سیستم تعریف شده است که هر یک شرایط و مقادیر خاص خود را دارند، بنابراین حتما باید Type، Category و یا مد قطعه/سیستم را تعیین کرد.

۵-۵- طراحی محفظه Mounting، (Case و انتخاب Connector)

از ARINC Specification 404B-1، ARINC Specification 404A و ARINC Specification 408A می‌توان بهره گرفت. در بخش نظامی نیز MIL-I-8700 در خصوص Mounting و Connector نیز از MIL-C-83733 می‌توان تبعیت کرد.

۵-٦- سیگنال(های) ورودی/خروجی

پروتکل کلیه سیگنال‌های ورودی و خروجی در قطعه/قطعات باید به صورت واضح مشخص گردد. با ارجاع به استاندارد خاصی اگر انواع مختلفی از خانواده سیگنال تعریف شده بود، نوع دقیق آن باید تعیین شود. برای سیگنال‌های سینکرویی ARINC Specification 407-1 ملاک قرار می‌گیرد.

۵-۷- تنظیمات

امروزه عموما در رده تعمیر و نگهداری (Line Maintenance) O نباید تنظیم خاصی لازم باشد، اما در رده تعمیر و نگهداری(Base Mainenance) D تنظیم خارجی بلامانع است. پیروی از استاندارد اصلی طراحی و ساخت قطعه در این خصوص نیز تاکید می‌شود.

۵-۸- الزامات نرم‌افزار

در خصوص اقلام نظامی استانداردهای IEEE/EIA 12207.2 ,IEEE/EIA 12207.1 & IEEE/EIA 12207.0 و در خصوص اقلام غیر نظامی استاندارد RTCA DO-178 معیار می‌باشد. شایان ذکر است سطح (Level) مورد نظر حتما باید ذکر گردد. (Level عموما در استاندارد اصلی طراحی و ساخت تعیین شده است)

۵-۹- الزامات سخت‌افزار

استاندارد RTCA DO-254 به عنوان تضمین طراحی در سخت‌افزار بکار می‌رود. سطح (Level) مد نظر حتما باید تعیین گردد. (Level عموما در استاندارد اصلی طراحی و ساخت تعیین شده است)

۵-۱۰- شرایط محیطی

استاندارد RTCA DO-160 در بخش غیرنظامی و استاندارد MIL-STD-810 در حوزه نظامی معیار است و بندهای Applicable و Category مربوط به بند باید تعیین شود. (بندهای Applicable عموما در استاندارد اصلی طراحی و ساخت تعیین شده است) در طراحی با نگاه IMA پیشنهاد می‌شود ARINC Report 654 مد نظر قرار گیرد.

۵-۱۱- تداخل الکترومغناطیس

در خصوص آسیب پذیری دستگاه نسبت به تداخلات الکترومغناطیسی موجود در هواگرد و تولید تداخلات الکترومغناطیسی توسط دستگاه، عموما معیار MIL-STD-461 است.

۵-۱۲- قابلیت اطمینان

MBTF قطعه/سیستم باید مشخص و طبق MIL-HDBK-217 اثبات و در مستندات ارایه گردد.

۵-۱۳- الزامات تعمیر و نگهداری در طراحی

قابلیت تست خودکار و سایر موارد مشروح در MIL-HDBK-2084 باید تصمیم‌گیری شود

۵-۱٤- طراحی تجهیزات در کابین

در طراحی این تجهیزات MIL-HDBK-46855 به عنوان راهنمای طراحی پیشنهاد می‌شود.

۵-۱۵- سایر موارد

MIL-HDBK-5400 راهنمایی اســـت که سایر مواردی را که در این بخش ذکر نگردیده به آن ارجاع داده می‌شود ولی به‌عنوان الزام مطرح نیستند.

۶-الزامات ساخت و تولید سیستم/زیرسیستم/قطعه

٦-۱- مواد و قطعات

عموما انتخاب قطعات و مواد مکانیکی باید مطابق استانداردهای STP1140 باشد. در انتخاب و کاربرد قطعات و مواد MIL-HDBK-5400 بعنوان راهنما و مرجع استفاده گردد.

در وهله نخست ارایه مستندات معتبر مربوط به قطعات تشکیل دهنده سیستم/زیرسیستم/قطعه که دال بر تایید کیفی تولید کننده باشد، (Manufacturing Tag) و یا سایر مدارکی کیفی معتبر مانند Packing List الزامی است. در صورت عدم امکان ارایه موارد فوق بنا به دلایل توجیه پذیر؛ اثبات با ارایه مستندات تطابق قطعه / ریزقطعه با شـــاخص‌های کاتالوگ از طریق نمونه‌برداری و تست، مطابق استاندارد قطعه / ریزقطعه ضروری است. در حالت‌های خاص نیز با هماهنگی و نظر کارفرما روش‌های جایگزین بلامانع خواهد بود.

٦-۲- طراحی، ساخت و مونتاژ قطعات و بردها

عموما IPC-4101 و IPC-2221 معیار است. همچنین جنس PCB [1] باید مطابق استاندارد IPC-4101 باشد. مونتاژ کلیه قطعات بر اساس استاندارد IPC-A610-D صورت پذیرد.

٦-۳- لحیم کاری

فرآیند لحیم کاری‌ها باید مطابق استانداردهای MIL-S-45743 و یا MIL-S-46844 انجام شود.

1-Printed Circuit Board

٦-٤- سیم‌های ارتباطی

سیم‌کشی داخلی مطابق با MIL-STD-545 و MIL- STD- 839 انجام شود. در خصوص سیم‌کشی خارجی نیز معیار MIL-W-5088 است.

٦-٥- خنک‌کاری

بسته به نوع قطعه متفاوت است اما در اکثر موارد دستگاه باید بدون استفاده از خنک کننده خارجی (فن) عملکرد مطلوب داشته باشد.

٦-٦- پرداخت‌کاری، رنگ و پوشش (Coating)

اصولاً FED-STD- 595 و MIL-C-14806 معیار است.

٦-٧- برند، طرح Name Plate و علامت‌گذاری

برند محصول عموما با توافق طرفین قرارداد انتخاب می‌شود. طرح Name Plate نیز باید با توافق طرفین نهایی گردد اما به هر حال در بخش غیرنظامی باید بر مبنای ETSO باشد. در حوزه نظامی استاندارد طراحی قطعه مبنا قرار گیرد. علامت‌گذاری باید مطابق MIL-N-18307 باشد.

٧-الزامات تایید نمونه پیش‌تولید و نمونه‌های تولیدی

مراکز تست، تنظیم برنامه تست، تدوین و تایید دستورالعمل تست به همراه شیوه اجرا باید کاملا واضح و مشخص تعیین شود.

٨-بسته‌بندی

کلیه نمونه‌های تولیدی پس از الصاق تگ، باید مطابق استاندارد MIL-E-55585 بسته‌بندی و تحویل گردد.

٩-الزامات کاربری، تعمیر و نگهداری

٩-١- کتب فنی، کاربری

این کتب شامل موارد ذیل می‌شود.

- Operation Manual
- Maintenance Manual
- Illustrated Part Breakdown / Catalogue

عموما سازنده متعهد گردیده است کتب فنی، کاربری فوق را مطابق استانداردهای S24.801 و ASME-Y14.100 تهیه و هنگام تحویل اقلام ساختی، تحویل دهد.

٩-٢- برنامه تعمیر و نگهداری

سازنده باید برنامه تعمیر و نگهداری سیستم/زیرسیستم/قطعه را مطابق MIL- STD-470 در Maintenance Manual ارائه کند.

۹-۳- شرایط نگهداری

سازنده باید شرایط انبارداری، حداکثر زمان مجاز انبارداری و نیز وضعیت سیستم پس از سپری شدن زمان مذکور مشخص نموده و اطلاعات مربوط را در Maintenance Manual و همچنین به صورت جداگانه در بسته‌بندی ارایه کند.

۹-٤- تعمیر اساسی

عموما تعمیر اساسی نمونه‌های تولیدی به عهده سازنده و یا مرکزی است که از سوی سازنده معرفی می‌شود.

۹-۵- تستر

چنانچه سیستم/زیرسیستم/قطعه قابلیت تست با تسترهای موجود را نداشته باشد، عموما سازنده باید تستر آن‌را تامین کند که می‌تواند به‌صورت خرید یا ساخت باشد.

۹-٦- سایر نیازمندی‌های تعمیر و نگهداری

استفاده از MIL-HKBK-2084 در حد توان موجود پیشنهاد می‌شود.

۹-۷- آموزش

ســـازنده باید آموزش‌های لازم جهت بهره‌برداری و تعمیر و نگهداری را ارایه کند. مشخصات دوره(ها) شامل سیلابس، ساعت و کتب آموزشی باید توسط سازنده تهیه و به تایید کارفرما برسد.