به نام نام بخش نامــداران

گدای درگه او شهریاریان

آلات‌دقیق هواپیما

AIRCRAFT INSTRUMENTS

مهندس محمد انصاری

(استاد دانشکده صنعت هواپیمایی کشوری)

مهندس امین احمدی

پیشگفتار

امروزه بواسطه بالا رفتن سقف پروازها، کیفیت مانورها، سرعت خارق‌العاده در ماموریت‌های پیچیده در کنار ترافیک سنگین هوایی، محدودیت‌های پروازی و ... سیستم‌های ابزاردقیق و ناوبری هواپیما جنبه کلیدی و حیاتی پیدا کرده‌اند و به صورت یک دانش پایه در کلیه رشته‌های هوافضا درآمده‌اند.

سرعت تکامل ابزاردقیق‌ها نیز شگفت‌انگیز بوده است که از ساختار مکانیکی ساده، شروع و امروزه به صورت الکترونیکی درآمده‌اند که حتی اطلاعات دیجیتالی با رنگ‌های مختلف که بیانگر حالات مختلف می‌باشند نیز ارائه می‌شود.

ابزاردقیق‌ها اطلاعات خام دیتا را دریافت و پس از پردازش، تبدیل به اطلاعات مورد استفاده کاربران قرار می‌دهند. امروزه بیش از بیست نوع کامپیوتر پروازی نیز (از سیستم جلوگیری از تصادفات تا اطلاعات پروازی EICAS جایگزین مهندس پرواز) وجود دارد که به تناسب کیفیت و قابلیت هواپیماها مورد استفاده قرار می‌گیرند.

لذا نگارنده به‌عنوان بنیان‌گذار کالیبراسیون استاندارد و اندازه‌گیری دقیق در ایران و بیش از نیم قرن تجربه شخصی، شغلی و تدریس در رشته هوافضا با استفاده از آخرین یافته‌ها و منابع علمی‌روز، این کتاب را تقدیم دانش پژوهان هوافضا می‌نمایم.

سرعت بالا مستلزم دقت بالاست که تنها با رعایت ایمنی در حد بالا می‌توانیم سلامت پروازها را تضمین نماییم. با وجود رایانه‌های پروازی، امروزه سوانح ناشی از مسائل فنی به حداقل رسیده و اکثر حوادث منشأ انسانی دارند، پس بیایید "SAFETY FIRST" راجدی گرفته و آنرا ارزش بدانیم زیرا :

" معمولاً در صنعت هوافضا، اولین اشتباه ما، آخرین اشتباه ما نیز هست"

با آرزوی موفقیت

مهندس محمد انصاری

فهرست مطالب

Instrument Landing System (ILS) ۹

Distance Measuring Equipment (DME)..... ۱۲

چراغ‌های نشان‌دهنده مسیر تقرب دقیق (PAPI)..... ۱٤

دالان‌های هوایی (Air Corridors)..... ۱٦

Instrument Landing System Display ۱۷

Microwave Landing System (MLS) ۱۸

Oil Pressure Gauge ۱۹

Manifold Pressure ۲۳

Fuel Pressure Indicator ۲٦

Fuel Quantity Indicator ۳۰

Tachometer (RPM) ۳٤

TEMPERATURE INDICATORS ۳۹

Exhaust Gas Temperature Indicator (EGTI) ٤۰

EICAS ٤۳

(CDU) Cockpit display unit)..... ٤۳

Accelerometer ٤٥

خانواده ابزاردقیق پروازی (Flight Instruments Family)..... ٤۸

pitot tube ٤۸

Airspeed Indicator ٥۱

Mach Meter ٥٤

True Air Speed Indicator ٥٦

ALTIMETER ٥۸

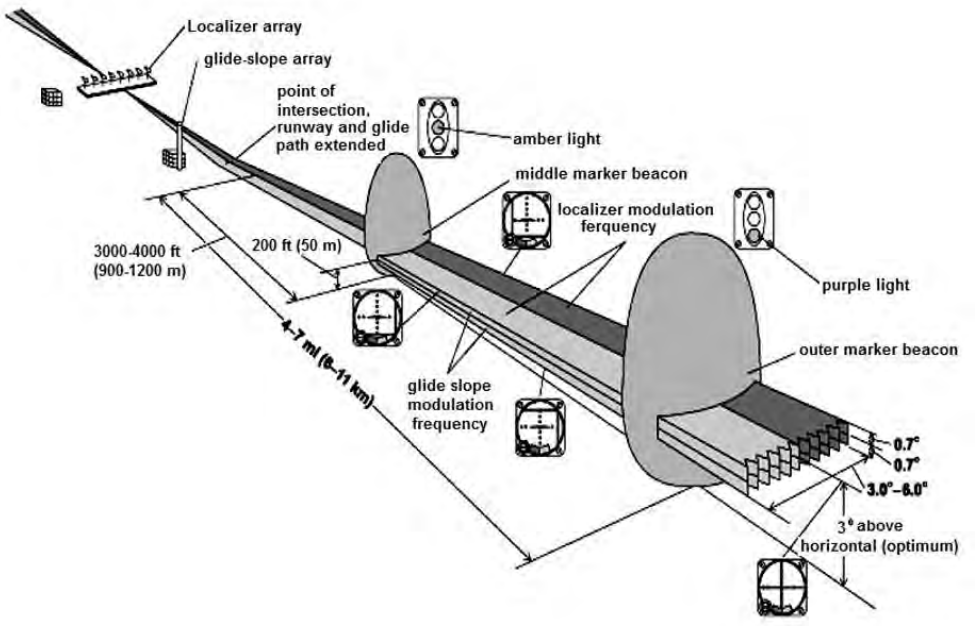
Radio Altimeter ٦۱

٦٤ ..... Central Air Data Computer (CADC)
٦٥ ..... Vertical Speed Indicator (VSI)
٦٨ ..... Gyroscopes
٧٤ ..... laser Gyroscope
٧٥ ..... Magnetic Compass
٧٩ ..... Electronic Flight Instrument System
٨٠ ..... Directional Gyro
٨٢ ..... Horizontal Situation Indicator (HIS)
٨٦ ..... clock
٨٧ ..... Turn And Slip Indicator
٨٩ ..... Balance Indicator
٩١ ..... Attitude or Artificial Horizon Indicator (AHI)
٩٣ ..... Standby Attitude Indicator (SAI)
٩٤ ..... Attitude Direction Indicator (ADI)
٩٧ ..... Ground Proximity Warning System (GPWS)
١٠٤ ..... Black Box
١٠٦ ..... Traffic Colission Avoidance System (TCAS)
١١٠ ..... Stall Warning
١١٨ ..... Autopilot System

VOLTS
NAV
GPS
VACUUM
D.C. ELEC
TURN COORDINATOR
NO PITCH INFORMATION
VERTICAL SPEED
100 FEET PER MIN
HOURS
WARNING
ASSURE THAT SEAT IS IN LOCKED POSITION PRIOR TO TAXI TAKE OFF, AND LANDING. FAILURE TO PROPERLY LATCH SEAT AND HEED ALL SAFETY INSTRUCTIONS CAN RESULT IN BODILY INJURY OR DEATH.
WINTERIZATION KIT MUST BE REMOVED WHEN OUTSIDE AIR TEMPERATURE IS ABOVE 20 F.
MASTER
FUEL PUMP
LIGHTS
LAND
TAXI
NAV
BCN / STROBE
PITOT HEAT
AVIONICS
FUEL
FLAPS
PITCH
RUDDER
THROT
PROP
MIX
COM1 122.95
118.00
VLOC1 111.15
113.75
VOR1 ILSR
RAD 273°
DIS 1.9nm
EGLC → LON
ETE 00:00
ENR
OFF
NAV
APR
ALERT
ADF KR 87 TSO
STBY/ TIMER
XPDR KT 76C TSO

۱) Instrument Landing System (ILS)

سیستم ILS، یک سیستم رادیویی VHF/UHF در مبحث ناوبری است که در عملیات لندینگ هواپیما مورد استفاده قرار می‌گیرد. برد این سیستم تا فاصله ۴۰ مایلی از انتهای باند است و شامل دو نوع فرستنده می‌باشد که هر دو آنها در باند فرود تعبیه می‌شوند. یکی از آنها موقعیت هواپیما را نسبت به خط فرضی وسط میان باند مشخص می‌کند که به آن Localizer (LOC) گفته می‌شود و دیگری نیز، فراهم کننده اطلاعات شیب فرود است که به آن Glide Slop (GS) گفته می‌شود. گفتن این نکته ضروری است که فرکانس‌های GS و LOC همواره به صورت جفت شده (Pair) می‌باشند، بدین معنا که برای هر فرکانس LOC، یک فرکانس GS تعریف شده‌ای وجود دارد. نشانگر Course Deviation Indicator، وظیه نشان دادن میزان انحراف هواپیما از مسیر پروازی را برعهده دارد. هنگامی‌که سوزن‌های GS و LOC در وسط نشان‌دهنده واقع شوند، زمانی است که هواپیما در وضعیت ایده‌آل قرار دارد.

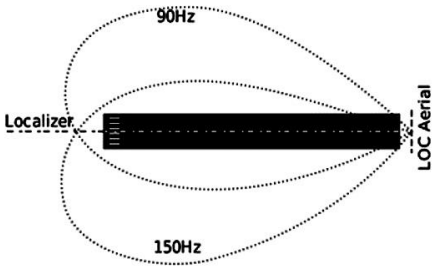


شکل ۱

❖ اجزا سیستم ILS

♦ LOCALIZER (LOC)

این فرستنده در انتهای باند (در فرودگاه‌های چند منظوره، که امروزه سوییچ هم می‌شود) نصب شده و راستای خط مرکزی باند را از فاصله ۲۵ نات (۴۵ کیلومتر) به خلبان نشان می‌دهد، یعنی امروزه خلبان قادر است که در هر نوع شرایط جوی با استفاده از این دستگاه، هواپیما را به‌منظور انجام عملیات لندینگ، از فاصله ۴۵ کیلومتری در راستای باند فرود قرار دهد. این سیستم دارای یک سری آنتن است که با توجه به قدرت دستگاه و موانع اطراف سایت فرودگاه تعداد آنها معین می‌گردد (۲۴–۲۱–۱۶ یا ۱۳ آنتن). هنگام بلند شدن هواپیما، این آنتن‌ها در دو طرف انتهای باند قابل مشاهده هستند. از آنتن‌ها، دو سیگنال با مدولاسیون ۱۵۰ و ۹۰ هرتز، به‌گونه‌ای انتشار پیدا می‌کنند که آنتن ADF ایستگاه رودشور قم (RUS) در فاصله ۴۵ کیلومتری (معمولاً این فاصله بستگی به موقعیت فرودگاه دارد) در وسط (نیمساز) آن قرار بگیرد.

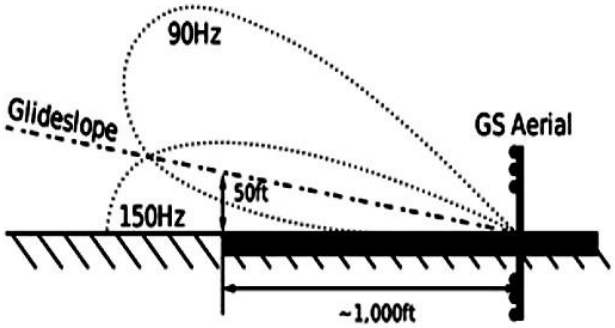


شکل ۲

شکل ۳

♦ GLIDE SLOPE (GS)

این دستگاه به طور تقریبی در فاصله ۱,۰۰۰ پایی (حدود ۳۰۰متری) از اول باند اصلی و فاصله ۱۲۰ متری از خط مرکز باند (در کنار باند) نصب می‌گردد و زاویه فرود را به طور دقیق به خلبان اطلاع می‌دهد. زاویه فرود معمولاً بین ۲ تا ۴ درجه است که در هر فرودگاه با توجه به موانع موجود در اطراف سایت و توپوگرافی (نقشه برداری) منطقه، محاسبه و بر روی سیستم GS اعمال می‌شود. توجه داشته باشید که GS، دو سیگنال مدوله شده ارسال می‌کند. برد GS، ده ناتیکال مایل است که خلبان را قادر می‌سازد تا از فاصله حدوداً ۱۸ کیلومتری، هواپیما را در شیب فرود مناسب که از قبل تعیین و مشخص شده است قرار دهد.

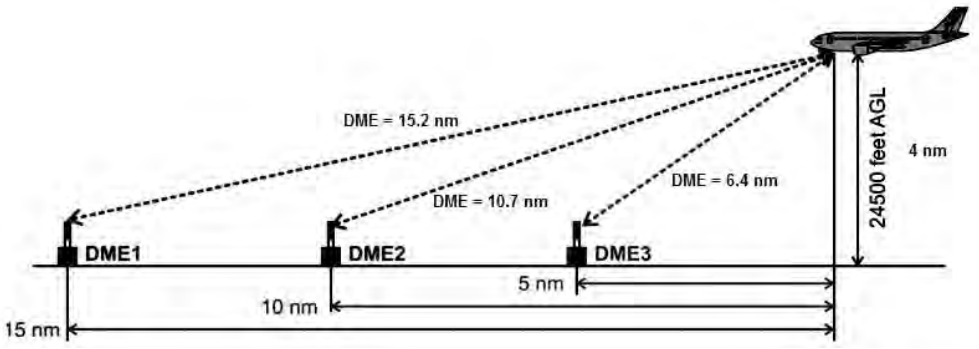


شکل ۴

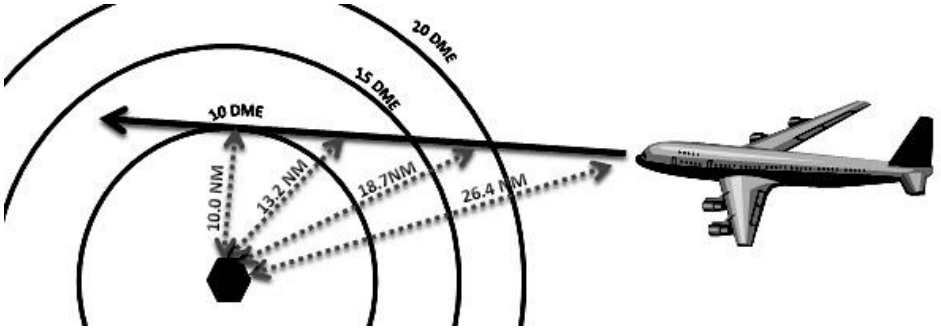
شکل ۵ – ایستگاه glide slope ، فرودگاه هانوفر آلمان

۲) Distance Measuring Equipment (DME)

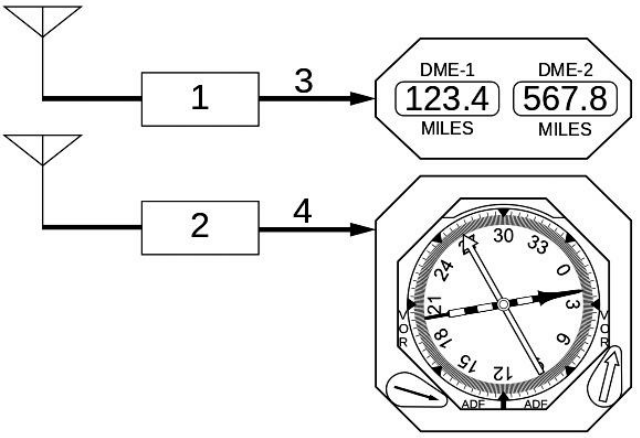
این دستگاه قابل نصب در کلیه سایت‌های ناوبری است و خلبان با استفاده از این دستگاه، فاصله هواپیما تا محل نصب این دستگاه را متوجه می‌شود. در سیستم نشستن ILS محل نصب این دستگاه در اول باند و در ایستگاه GS است، زیرا خلبان باید از فاصله دماغه تا ابتدای باند مطلع باشد (قبلاً در کلیه سایت‌ها و در حال حاضر بعضی فرودگاه‌ها). در سیستم ILS برای نشان دادن فاصله تا ابتدای باند، از فرستنده‌های مارکر (Marker Beakon) (۳ فرستده outer برای فاصله شروع شیرجه زدن که با روشن شدن چراغ آبی در کابین برای حدود ۹ ثانیه صورت می‌گیرد، Middle به مدت ۶ ثانیه، طلایی مهلت انجام مراحل نشستن (مثل باز کردن ارابه فرود، فلپ‌ها...) و چراغ سفید Inner برای ۳ ثانیه آماده نشستن می‌شود) استفاده می‌شود.



شکل ۶



شکل ۷



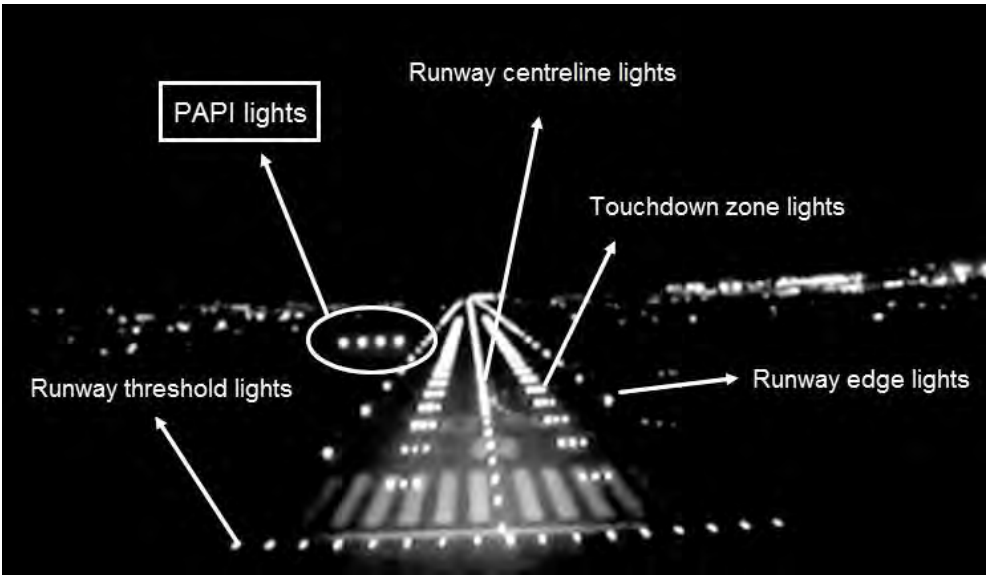
شکل ۸ – DME distance and VOR/ADF cockpit display instruments

شکل ۹ – VOR/DME ground station

۳) چراغ‌های نشان‌دهنده مسیر تقرب دقیق (PAPI)

چراغ‌های پاپی، یک سیستم روشنایی کمک دید ساده هستند که شامل ۲ یا ۴ چراغ به رنگ مشابه بوده و در کنار باند نصب می‌گردند و موقعیت خلبان را در هنگام فرود به صورت بصری نشان می‌دهند و به بیانی دیگر، مکمل سیستم ILS محسوب می‌شوند. در سمت چپ باند فرود و با فاصله تقریبی ۱۵ متر از لب باند و به طور عمود بر آن، و حدود ۳۰۰ متری ابتدای باند به‌طوری نصب می‌شوند که در طول روز، از فاصله ۹ کیلومتری و در شب تا ۳۰ کیلومتری قابل رویت باشند. چراغ‌ها به رنگ قرمز و سفید هستند و خلبان با توجه به زاویه فرود و موقعیت هواپیما، رنگ قرمز یا سفید مشاهده می‌کند (نسبت به زاویه فرود). در صورت قرار داشتن روی شیب فرود صحیح، ۲ چراغ با نور قرمز و ۲ چراغ با نور سفید قابل مشاهده خواهد بود.

شکل ۱۰



شکل ۱۱

❖ تقسیم‌بندی ILS توسط ایکائو

جدول ۱

ILS Category	Decision Height	Visibility or RVR
I	200 feet	2400 feet
II	100 feet	1200 feet
IIIa	*	700 feet
IIIb	*	150 feet
IIIc	*	0

- RVR : دید باند
- Decision height : ارتفاع تصمیم‌گیری برای نشست

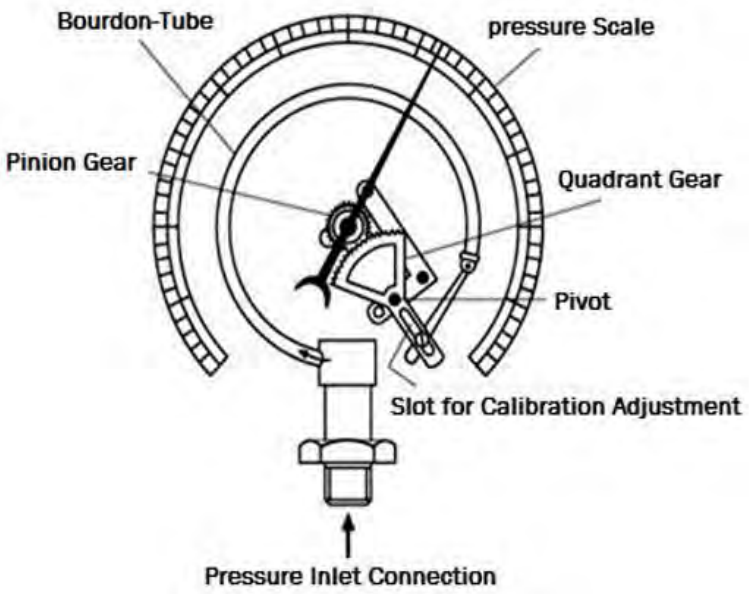
❖ BOURDON TUBE

♦ طرز کار

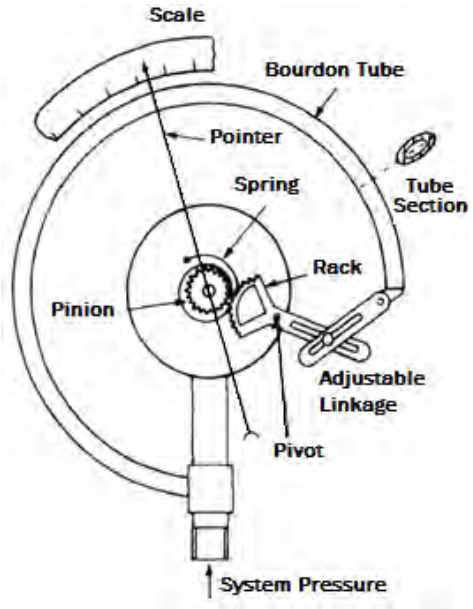
از آنجایی که ایمنی، دقت عمل و در نتیجه، آرامش فکری خلبان مهم است، در این نشان‌دهنده، روغن خروجی پمپ روغنی که به موتور می‌رود به وسیله یک انشعاب، به یک محفظه به‌نام Restrictor وارد می‌گردد که به‌علت وجود برش‌های خاص در این محفظه، پارازیت و توربولانس احتمالی روغن گرفته (البته در مسیر پمپ روغن، رگلاتور نیز در حال کار است) و سپس، روغن وارد لوله بوردون (حسگر) می‌شود. لوله بوردون، به‌شکل خمیده و دارای سطح مقطعی به‌صورت بیضی ناقص است.

شکل ۱۶ – Oil pressure gauge

مقاومت سطح داخلی با بیرونی متفاوت است و لذا لوله دارای خاصیت انعطاف‌پذیری (flexibility) است. یک سر لوله بوردون باز است و سر دیگر آن بسته می‌باشد. بر اثر ورود روغن تحت فشار که دارای حرکت خطی (linear) است، فشار روغن، لوله بوردون را مقداری در جهت فشار باز می‌کند چرا که لوله بوردون دارای خاصیت انعطاف‌پذیری است (حالت تحدب لوله کمتر می‌شود). لذا این حسگر، فشار را تبدیل به حرکت مکانیکی می‌کند (نقش حسگرها). برای انتقال این حرکت به صفحه ابزاردقیق، میله‌ای که در سمت سر مسدود لوله بوردون است به‌طرف بالا و پایین حرکت می‌کند (حرکت خطی) و از آنجایی که عقربه ابزاردقیق‌ها، حول نقطه مرکز و روی صفحه مندرج، به صورت دایره‌ای حرکت می‌کنند، لذا این میله یک چرخ‌دنده ناقص به‌نام قطاع (sector) را با مکانیزم چرخدنده پخ (bevel)، چرخانده و بدینگونه حرکت خطی به دورانی تبدیل می‌شود. در مقابل سکتور یک چرخدنده با شعاع کوچک‌تر قرار دارد که توسط دنده‌های سکتور می‌چرخد و به وسط چرخدنده، یک عقربه (pointer) متصل است و زیر عقربه نیز یک صفحه مدرج (Dial) که به واحد psi زمینه‌بندی شده است قرار می‌گیرد که حرکت عقربه تابع چرخدنده، سکتور، میله رابط و بالاخره لوله بوردون می‌شود و لذا اندازه فشار روغن را نشان می‌دهد.



شکل ۱۷- The C-Type Bourdon-Tube Pressure Gaouge



شکل ۱۸- The C-Type Bourdon-Tube Pressure Gaouge

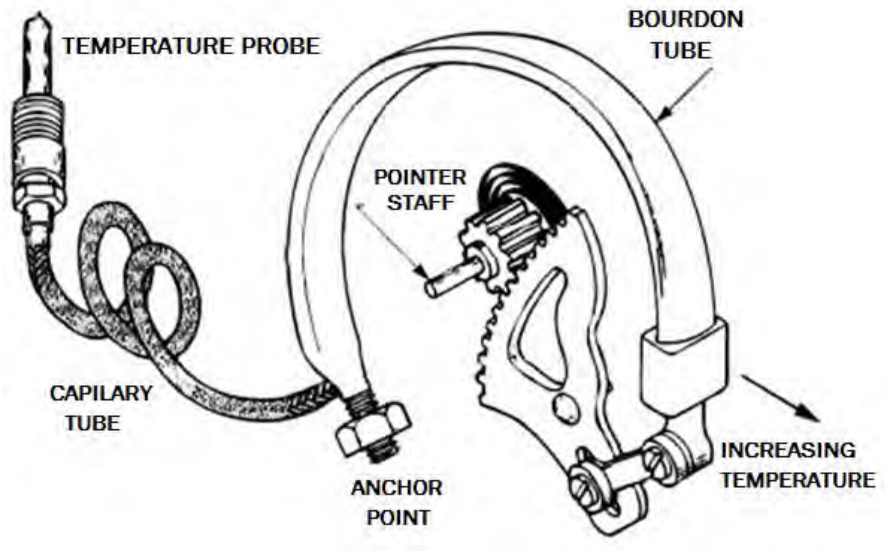
۱۲) TEMPERATURE INDICATORS

دانستن میزان حرارت روغن، سوخت، موتور، و ... در هواپیما برای خلبان حیاتی است لذا در این قسمت به بررسی انواع حرارت‌سنج‌ها می‌پردازیم.

❖ سیستم اندازه‌گیری با روغن حساس به دما

♦ طرز کار

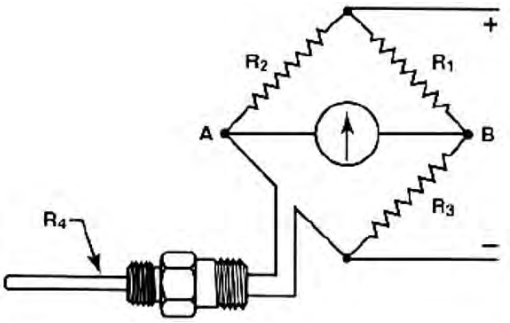
مثلا برای اندازه‌گیری دمای روغن ورودی به موتور، حباب حسگر، در داخل لوله با روغن موتور تماس پیدا کرده و در نتیجه، روغن داخل bulb، در اثر بالا رفتن حرارت، منبسط (expand) شده و چون فقط به لوله بوردون راه دارد وارد آن می‌شود. لوله بوردون در اثر ورود روغن (حرکت خطی) در راستای فشار واکنش نشان داده و سر بسته آن، متناسب با فشار وارده، به‌طرف بالا حرکت می‌کند یعنی فشار تبدیل به حرکت می‌شود. حال این حرکت در ابزاردقیق‌های مکانیکی از طریق میل رابط سکتور، چرخ‌دنده، و ... عقربه و صفحه مدرج (Dial) به کابین خلبان منتقل می‌شود. در نوع الکتریکی از طریق مدار اتوسین و در نوع الکترونیکی از طریق سیگنال انتقال داده می‌شود که در ادامه توضیح خواهیم داد.



شکل ۳۷

❖ سیستم پل وتسون Wheatstone bridge

برای مشاهده مقدار تغییرات دما معمولاً از پل وتسون استفاده می‌شود به‌طوریکه دو عدد مقاومت ۱ Rو R2 در دو وضع مجاور و مقاومت R3 با مقاومت متغیر ترمومتر، در دو ضلع مجاور یکدیگر قرار می‌گیرند... R3 به گونه ای انتخاب می‌شود که در حالت ۰ درجه، پل در حالت بالانس باشد و ولت‌متر، میزان ۰ را نشان دهد.



شکل ۳۸ – Wheatson bridge-type resistance thermometer

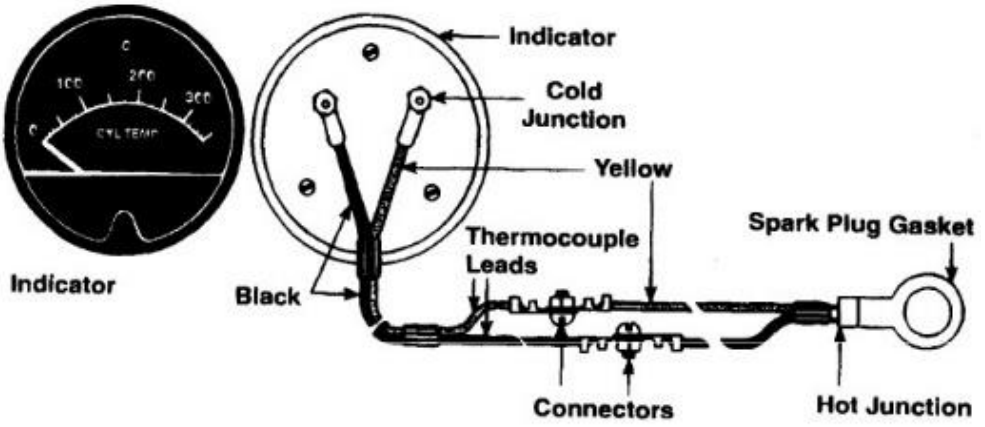
۱۳) Exhaust Gas Temperature Indicator (EGTI)

از نشان‌دهنده‌های کلیدی هواپیما بوده و علاوه بر نشان دادن دمای خروجی موتور (Exhaust pipe)، در صورت بالا رفتن بیش از حد استاندارد دما و احتمال بوجود آمدن آتش سوزی، به اخطار دهنده تبدیل می‌شود.

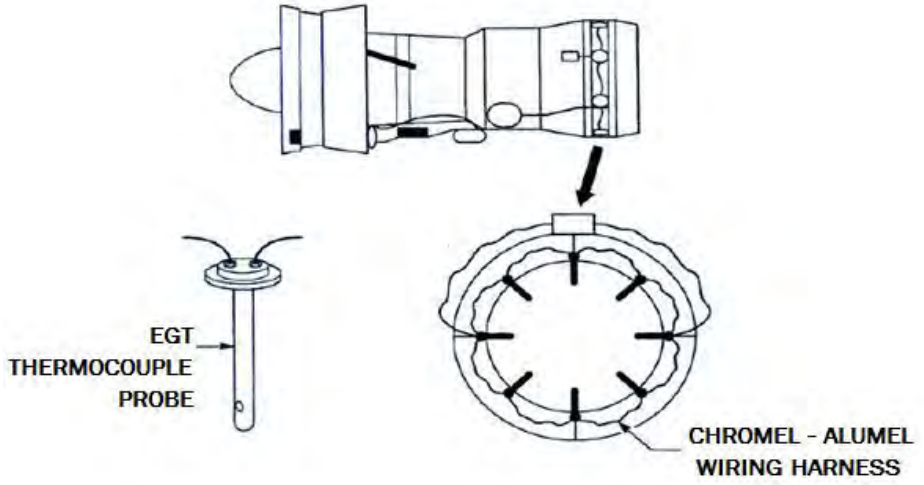
طرز کار

از عنصر دوتایی (bi-element) (اکسیداسیون–احیا) یا دهنده و گیرنده الکترون استفاده شده که با گرم شدن محل اتصال دو عنصر (Junction)، مدار مورد نظر، فعال شده و جریان الکتریکی بین دو عنصر بوجود می‌آید. در اینجا کاتالیزور حرارت است. معمولاً جنس حسگر، از آلومل و کرومل می‌باشد. از این عنصر تعداد زیادی بطور سری در خروجی موتور قرار داده شده که مجموع ولتاژ مدار، بوسیله دو سیم هادی به یک ولت‌متر در پانل کابین هواپیما متصل و ولتاژ تولید شده با واحد دما (سانتیگراد – فارنهایت) اندازه‌گیری می‌شود. هر کدام از عنصرها را probe نیز می‌نامند. در این مدار، اندازه‌گیری حرارت، نیاز به انرژی الکتریکی دارد و برای اندازه‌گیری‌های بالای ۳۰۰ درجه فارنهایت مناسب است. این سیستم

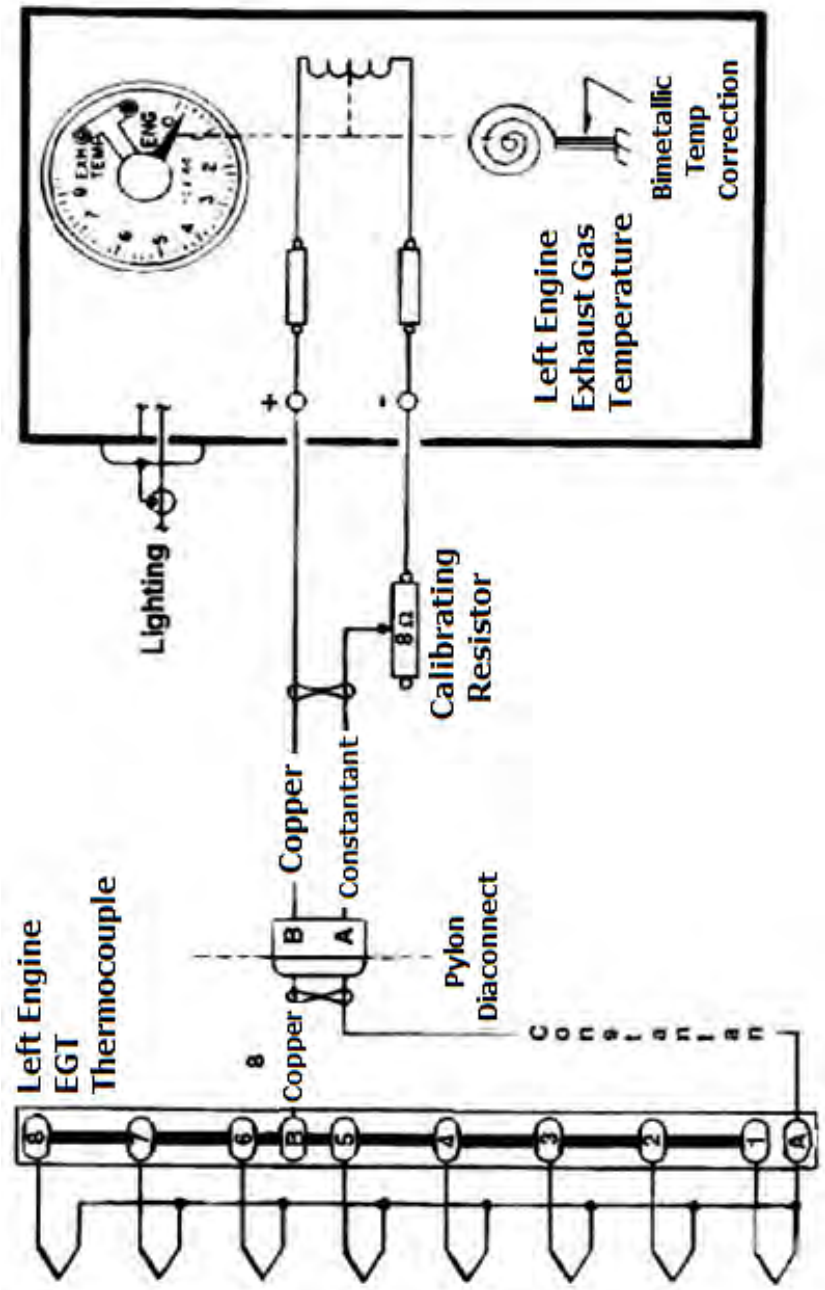
مداری، شامل سه عدد مقاوت ثابت و یک مقاومت متغیر می‌باشد. این مقاومت متغیر، همان probe حرارتی است و از یک سیم پیچ با سیم ظریف از نوع نیکل تشکیل شده است. حال با بالا رفتن دما، مقدار مقاومت (اهم) آن بالا می‌رود و در نتیجه، جریان در مدار پل، جاری می‌شود که به نوبه خود، عقربه را حرکت داده و مقدار حرارت را نشان می‌دهد (تبدیل واحد).



شکل ۳۹ – سیستم ساده اندازه‌گیری دما



شکل ۴۰



شکل ۴۱ – TGTI system

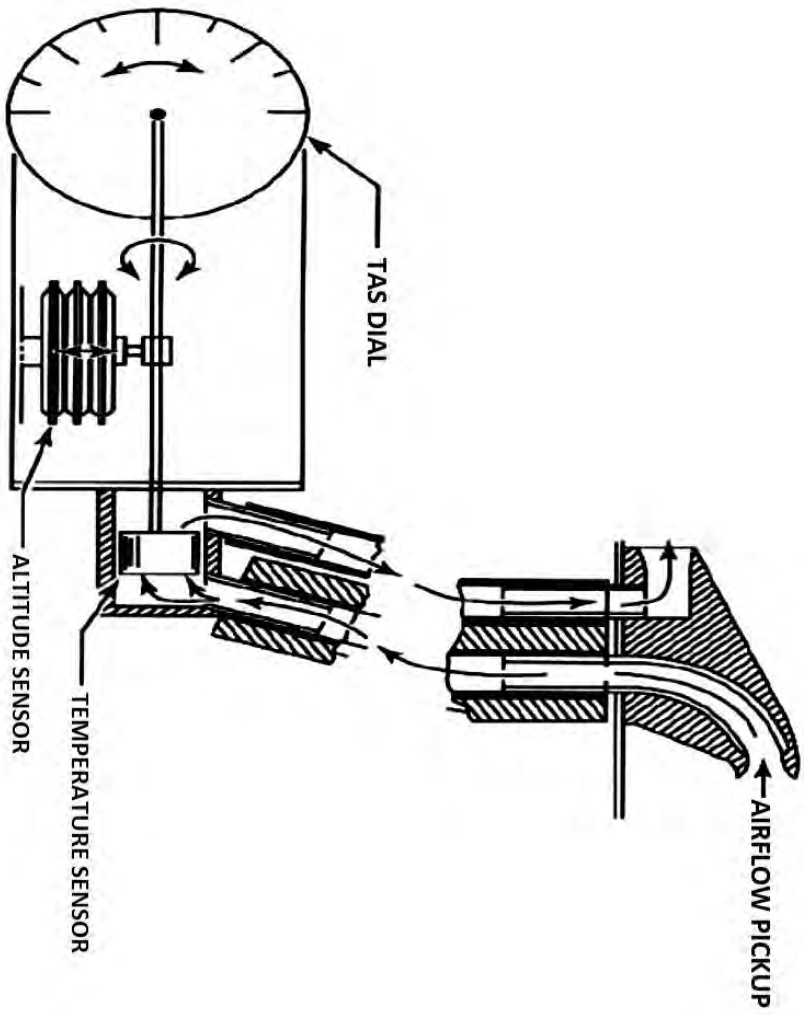
۲۱) True Air Speed Indicator

❖ ساختمان داخلی

در داخل نشان‌دهنده سرعت، یک دیافراگم یا کپسول که هوای آن، خالی (evacuate) و کاملاً آب بندی شده است، عمود بر دیافراگم سرعت‌نما قرار داده می‌شود. این کپسول در اثر تغییرات دانسیته (Density)، منبسط یا منقبض شده و مقداری به خواندن عقربه سرعت‌نما نسبت به تغییرات فشار، کم و یا زیاد می‌کند و با توجه به اینکه اشکالات نصب لوله پیتو و خطای سیستم، قبلا بصورت CAS محاسبه شده است، لذا عدد به‌دست آمده سرعت واقعی True air speed (TAS) خواهد بود. اگر این نشان‌دهنده به صورت هشدار دهنده بکار رود، صفحه مدرج بصورت اعشار از ۰٫۵ الی ۱٫۱ زمینه‌بندی می‌شود و اگر به‌عنوان ماخ‌میتر مورد استفاده قرار بگیرد، صفحه مدرج با عدد صحیح زمینه‌بندی می‌شود (معمولاً از عدد ۱ ماخ شروع می‌شود).

Ground Speed = TAS/Sonic or GS = TAS + WIND SPEED

شکل ۵۷ – TAS Indicator



شکل ۵۸ – TAS Indicator system

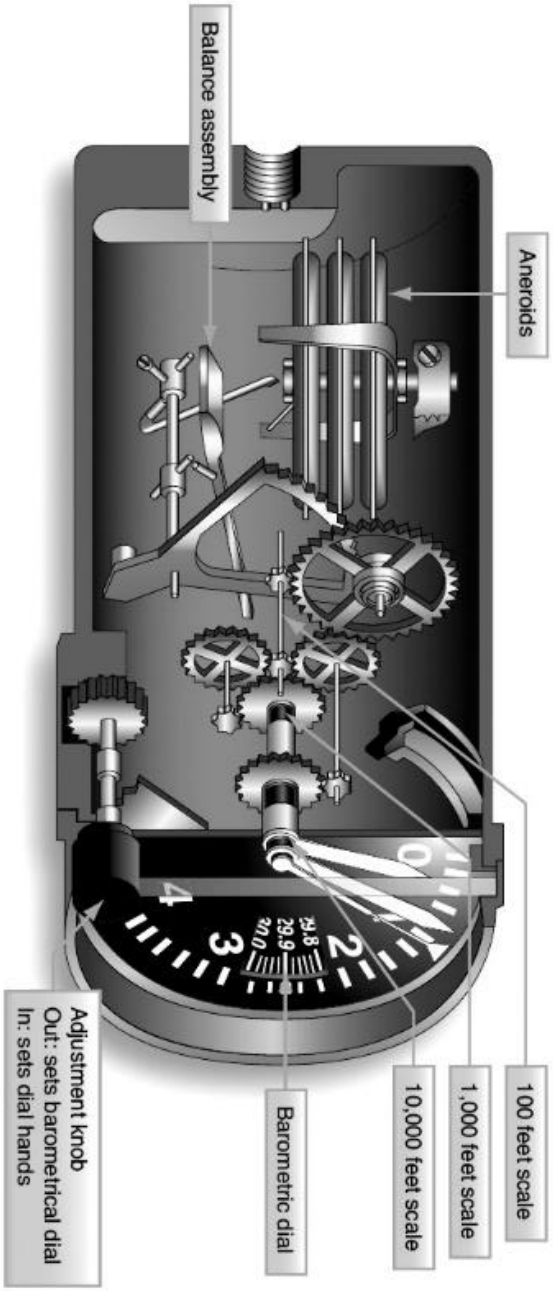
ALTIMETER (۲۲

از نشان‌دهنده‌های بسیار مهم و کلیدی پرواز است که برای سنجش ارتفاع هواپیما از سطح دریا به‌منظور حفظ امنیت پرواز، بالاخص در دالان‌های هوایی که با مقررات و قوانین بین‌المللی (FAA-ICAO) مرتبط است مورد نیاز است.

شکل ۵۹ – Altimeter indicator

❖ ساختار

دارای حسگری از نوع کپسول است که این حسگر از هوا تخلیه شده (evacuate) و پس از قرار دادن تعدادی فنر ظریف (جلوگیری از چسبیدن صفحات بالا و پایین کپسول به یکدیگر) آب بندی می‌شود. نوع مکانیکی، دارای حسگر، میل رابط، سکتور، چرخدنده، فنر مویین، عقربه، صفحه مدرج و بالاخره جعبه محافظ است. با توجه به اینکه مرجع در این ابزاردقیق، فشار سطح دریاست، لذا مکانیزم طوری تنظیم می‌شود که دستگاه در سطح دریا، ارتفاع صفر را نشان دهد، یعنی فشار تبدیل به ارتفاع می‌شود. از آنجاییکه با افزایش ارتفاع، فشار کم می‌شود (تروپوسفر به استراتوسفر)، لذا کپسول منبسط شده و باعث حرکت مکانیزم می‌گردد و نهایتاً عقربه نیز حرکت می‌کند و نقطه ایستایی عقربه، ارتفاع از سطح دریا خواهد بود. ارتفاع‌سنج نوعی فشارسنج است که با فشار استاتیک کار می‌کند. برای اینکه در فرودگاه‌های فرعی، خلبان بتواند ارتفاع صفر را بخواند، در داخل سیستم، یک مکانیزم فرعی Sub barometric قرار داده شده که ارتفاع بصورت ارقام روی یک پنجره نمایان می‌شود.



شکل ۶۰ – Altimeter indicator system

۳۸) Ground Proximity Warning System (GPWS)

این سیستم یک سیستم اخطار دهنده نزدیک شدن به زمین است و به خلبان، هم به صورت بصری و هم به صورت صوتی اخطار می‌دهد که بر خورد با زمین صورت خواهد گرفت. هشدار این سیستم یا به صورت صوتی است و یا به صورت بصری. در صورت عدم توجه به اخطار، صدای whoop'' ، whoop ''.....pull up شنیده می‌شود در همان موقع اخطار بصری نیز مشاهده می‌شود، تا هم از نظر بصری و هم از نظر سمعی به خلبان هشدار داده شود.

❖ GPWS COMPUTER

دارای ۵ ورودی است :

- Glide Slope
- Radio Altimeter
- CADC
- Flap Position
- Landing Gear Position

شکل ۱۰۶ – GPWS computer

❖ Central Air Data Computer (CADC)

این کامپیوتر، فشار پیتوت و فشار استاتیک را گرفته و آنها را متناسب با تغییرات فشار هوا به سیگنال الکتریکی تبدیل می‌کند.

شکل ۱۰۷ – Central Air Data Computer

❖ مدهای GPWS

♦ EXCESSIVE SINK RATE

اگر هواپیمایی وارد حالت کم کردن ارتفاع شود می‌توان برای آن نرخ کم کردن ارتفاع تعریف نمود. اگر این نرخ کم کردن ارتفاع، بیش از حد معمول باشد بدان معنا است که سیستم از کنترل خلبان خارج شده است، این مد دو حالت دارد :

1.1- OUTER BOUNDARY

به آن uper boundary نیز گفته می‌شود. زمانی که نرخ تغییر ارتفاع بیش از حد باشد یک اخطار صوتی به صورت زیر شنیده می‌شود :

''sink rate ''،''sink rate''

این اخطار هر ۰/۷۵ ثانیه تکرار می‌شود، و بدین معنی است که اگر با همین نرخ، ارتفاع را تغییر دهید به زمین برخورد خواهید کرد، در همین لحظه pull up lamps نیز در این حالت را نشان داده و روشن می‌شوند. اگر خلبان به این اخطار توجهی نشان ندهد، وارد مرز دوم می‌شود.

1.2- SECOND BOUNDARY

اخطار صوتی دوم به صدا در می‌آید و پیام زیر شنیده می‌شود :

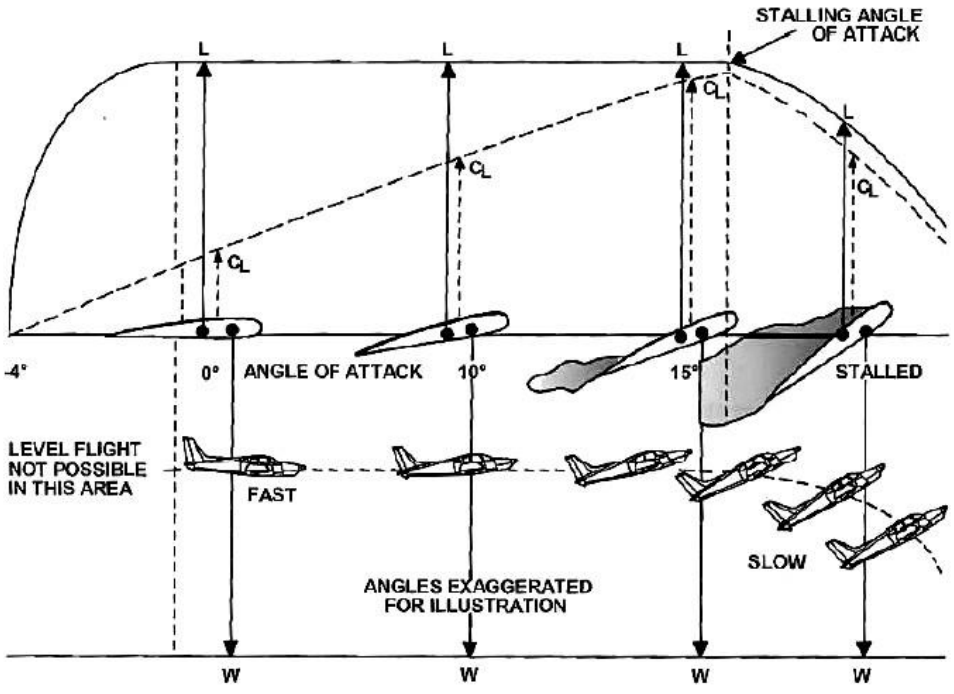
''whoop ،whoop ،''pull up

این اخطار نیز هر ۰/۷۵ ثانیه تکرار می‌شود .

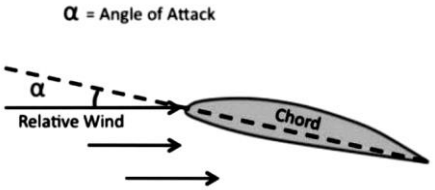
Stall Warning (٤١

زاویه حمله یک هواپیما، زاویه تشکیل شده بین وتر و جریان باد نسبی است. با تغییر این زاویه، میزان نیروی لیفت تولیدی تغییر می‌کند به‌طوری‌که با افزایش این زاویه، نیروی لیفت تولیدی نیز افزایش می یابد اما این افزایش زاویه تا یک حد بخصوصی صورت می‌گیرد چرا که بعد از آن، نیروی لیفت بواسطه بلند شدن جریان هوا از روی سطح بال بشدت افت پیدا می‌کند و موجب ایجاد پدیده استال می‌شود. در این حالت نیروی لیفت کافی برای ادامه پرواز تولید نمی‌شود و هواپیما یک حالت سقوط به خود می‌گیرد. به‌منظور جلوگیری از رسیدن به این شرایط خطرناک، از هشدار دهنده‌های استال و نشان‌دهنده‌های AOA استفاده می‌گردد. از روش‌های مورد استفاده برای هشدار از پدیده استال می‌توان به موارد زیر اشاره نمود.

- Reed type stall warning
- Stall warning switch
-



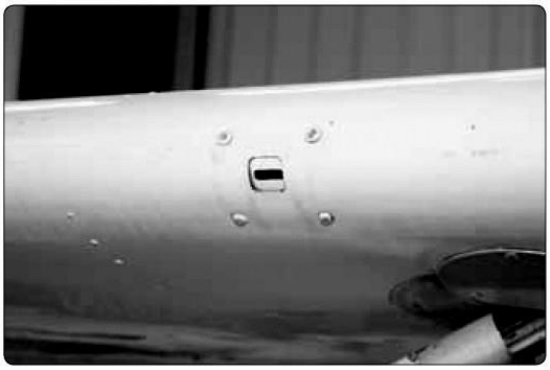
شکل ۱۱۹



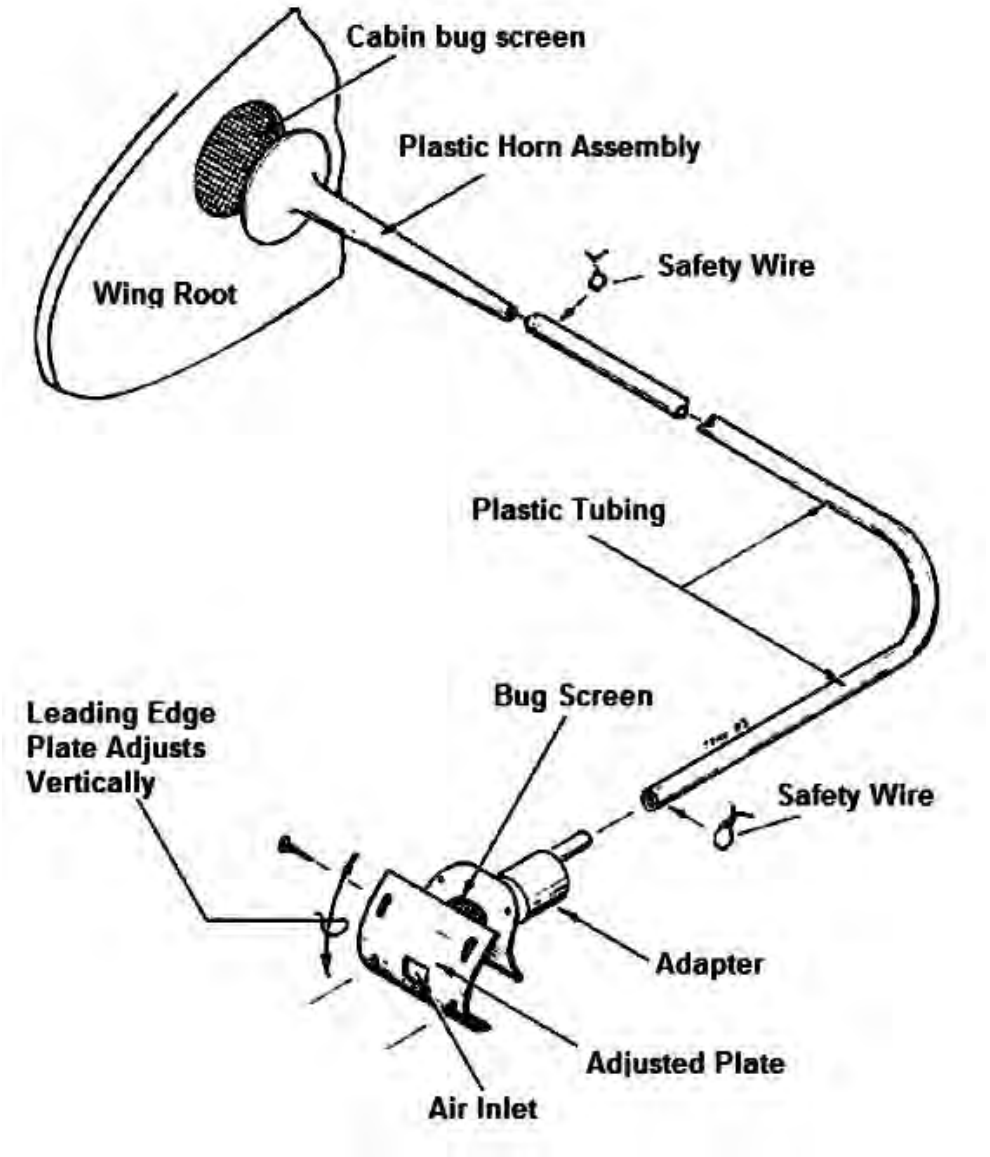
شکل ۱۲۰ – زاویه حمله

❖ Reed type stall warning

این سیستم ساده‌ترین سیستم حس کننده زاویه حمله و هشدار دهنده وضعیت استال می‌باشد که نیازی به سیستم الکتریکی و gauge indicator ندارد. با افزایش زاویه حمله بال و نزدیک شدن به شرایط استال، محل Stagnation point به سمت پایین بال حرکت می‌کند. این سیستم از یک لوله نی مانند تشکیل شده که از کابین خلبان تا لبه حمله بال کشیده می‌شود. در خروجی این لوله یک Scoop کوچک وجود دارد. با افزایش زاویه حمله بال و نزدیک شدن به شرایط استال، محل Stagnation point به سمت پایین بال حرکت کرده و سرعت هوای عبوری در مقابل Scoop افزایش می یابد که متعاقباً فشار هوای مقابل آن نیز نسبت به فشار هوای درون کابین کاهش می یابد. بواسطه تغییر فشار بوجود آمده یک حالت Suction در مقابل Scoop صورت می‌گیرد و بدین طریق هوای درون کابین به سمت Reed و Horn assembly کشیده می‌شود. با جریان یافتن هوا، لوله شروع به لرزش و یک صدای متناوب از خود تولید می‌کند. با تقویت کردن این صدا می‌توان خلبان را متوجه نزدیک شدن به شرایط استال نمود. Adjusted Plate نیز به‌منظور هم تراز کردن Stagnation point با Intake بکار می‌رود.



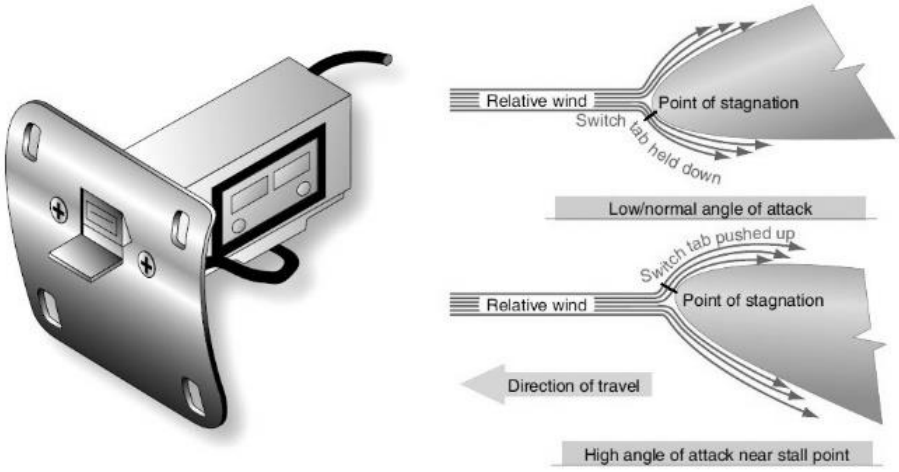
شکل ۱۲۱



شكل ١٢٢ – Reed type stall warning system

❖ Stall Warning Switch

وسیله مرسوم دیگری که به تغییرات زاویه حمله حساسیت نشان می‌دهد Stall warning switch می‌باشد. این وسیله شامل یک سوئیچ است که حرکت آن سبب باز و بسته شدن یک مدار الکتریکی در کابین خلبان می‌گردد. این مدار الکتریکی نیز خود می‌تواند باعث پخش صدا شود و یا با انجام یک سیم کشی ساده، چراغ هشدار دهنده ای را در کابین خلبان روشن کند. محل قرارگیری سوئیچ در قسمت جلویی لبه حمله می‌باشد که کوچک‌ترین جهش در آن، سبب فعال شدن آن می‌گردد. در زاویه حمله‌های مجاز، این سوئیچ، به دلیل عبور جریان هوا، به سمت پایین قرار گرفته ولی زمانی که زاویه حمله تا نزدیکی زاویه حمله استال افزایش می یابد، محل نقطه سکون بال، پایین‌تر از سوئیچ قرار می‌گیرد و جریان هوای عبوری سبب می‌شود تا سوئیچ به سمت بالا خم شود. همین باز و بسته شدن سبب می‌گردد تا یک مدار الکتریکی، باز و بسته شود و در نهایت، خلبان به صورت صوتی یا مشاهده یک چراغ هشدار دهنده از رسیدن به وضعیت استال خبرداد گردد.



شکل ۱۲۳ – Stall Warning Switch

❖ True AOA indicating system

سیستم‌های نشان‌دهنده زاویه حمله واقعی هواپیما، به نوعی زاویه حمله بال را به طور لحظه‌ای و موضعی، حس و به اطلاع خلبان می‌رسانند که خلبان با توجه به این سیستم می‌تواند از زاویه حمله هر لحظه هواپیما آگاهی داشته باشد و قبل از رسیدن به زاویه حمله استال اقدامات لازم را انجام دهد. طراحی این سیستم نیز می‌تواند بگونه‌ای باشد که خروجی سیگنال‌های ارسالی از سنسورها، دیتای مورد نیاز کامپیوترهای دیگر در خصوص زاویه حمله را نیز تأمین کند.

شکل ۱۲۴ – انواع نشان‌دهنده‌های زاویه حمله