به نام خدا

عنوان مقاله:طراحی،عملکرد،پایداری و سیستم هواپیما و موشک

نویسنده:محمد جواد عسگرپور

فهرست:

تاریخچه هواپیما و موشک

معرفی انواع هواپیما و موشک

پیشران های هوایی

آئرودینامیک

عملکرد آئرودینامیک

دینامیک و پایداری

تخمین وزن و الزامات صعود و نشست و برخاست بر اساس FAR-23-25

نگاهی به آیرودینامیک هلیکوپتر

مثال طراحی چند هواپیما

سیستم ها و سامانه های هواپیما و موشک

اویونیک و آلات دقیق

بدنه و ساختمان

تونل باد

سلاح هواپرتاب

بخش ویژه:راکتور اتمی پرنده

معرفی چند نمونه موشک و فضا پیما .

AK
09139

تاریخچه موشک و هواپیما:

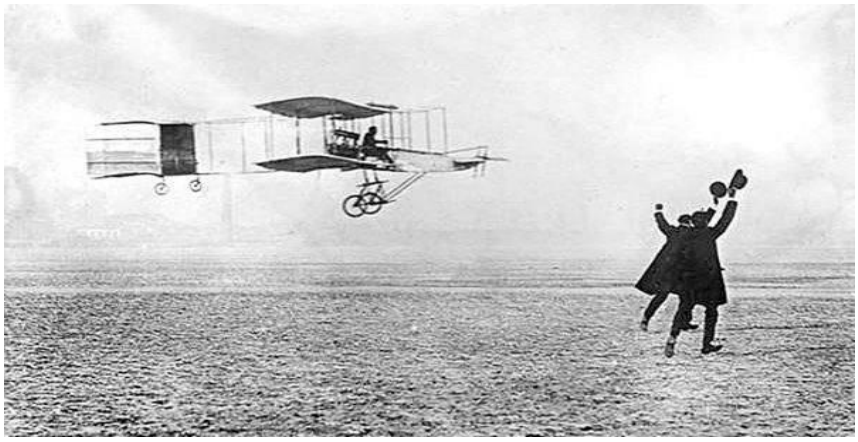
از قرن های گذشته همواره انسان آرزوی پرواز را در سر خود می پروراند ،در وحله اول تلاش های انسان برای پرواز پخته و علمی نبود و علاقه مندان به پرواز معمولا با نگاه به پرندگان و تقلید از آن ها سعی در پرواز داشتند. مثلا در سال ۱۱۷۸ میلادی در روم شرقی شخصی مسلمان با ساختن بالی برای خود سعی داشت با پریدن از روی ساختمانی مرتفع و بال زدن به روش پرندگان پرواز کند ، ولی زمین خورد و استخوان هایش شکست روش بال زدن همان طور که اشاره شد یک روش ناپخته و غیر علمی بود چون بازوان انسان آنقدر قدرت بدارد تا با بال زدن نیروی لیفت کافی تولید کند ، در اروپا هم لئوناردو داوینچی طرحی را بر روی کاغذ کشید که این طرح با پا زدن مثل یک دوچرخه سوار و چرخیدن بال پرواز کند که این پایه ای برای هلیکوپتر بود ولی خب ماهیچه ها و قدرت پا همانند دست آنقدر قدرتمند نبود که بال بتواند نیروی لیفت تولید کند .

در نهایت در قرن هجدهم میلادی فرانسوی ها توانستند با روش پرواز سبک تر از هوا یا همان بالن به آسمان پرواز کنند ولی تا پرواز سنگین تر از هوا همانند هواپیما هنوز انسان باید راه طولانی ای را می پیمود .در قرن نوزدهم میلادی چند تن از مهندسان توانستند با گلایدر یا همان هواپیمای بدون موتور پرواز کنند معروف ترین این اشخاص اتو لیلنتال آلمانی بود، که توانست با محاسبات درست یک منحنی پسای (منحنی پسا، نمودار نسبت ضریب لیفت به ضریب درگ است) مناسب و طراحی ایرفویل مطلوب توانست پرواز های موفقی داشته باشد ولی متاسفانه لیلنتال در سال ۱۸۹۶ سقوط کرد و کشته شد ،شاید اگر این مهندس آلمانی کشته نمی شد زودتر از برادران رایت به هواپیما میرسید،

در اواخر قرن نوزدهم دولت ایالات متحده یک دانشمند معروف آمریکایی به اسم لانگلی را مامور کرد تا یک هواپیما که توانایی پرواز داشته باشد را طراحی کند ، (امروزه تاسیسات تحقیقاتی ناسا در ایالت ویرجینیا که لانگلی نام دارد به افتخار ایشان نامگزاری شده). لانگلی که خود دانشمند قابلی بود ولی متاسفانه تلاشش ناکام ماند و تحقیر شد .

در همین زمان برادران رایت که در ایالت اوهایو آمریکا یک کارگاه دوچرخه سازی داشتند توانستند با دستیابی به منحنی پسای محاسبه شده توسط لیلنتال، و اصلاح آن ، طراحی یک موتور پیستونی و ایرفویل مناسب بعد از چند بار شکست در نهایت در ۵ دسامبر ۱۹۰۳ توانستند در یک روز سرد در ایالت کارولینای شمالی پرواز کنند، و اولین مخترع هواپیما شوند که در این بین همواره با curtiss بر سر ثبت اختراع مشکل داشتند.

اتو لیلنتال و گلایدر



برادران رایت و هواپیمایشان

کشتی هوایی هیدنبرگ آلمان نازی ۱۹۳۶ پرواز سبکتر از هوا

در ادامه با اختراع هواپیما توسط برادارن رایت ، انگلیسی ها و فرانسوی ها و آلمانی ها هم هواپیمای خود را ساخته و نمایش های هوایی برگزار کردند، در همین زمان بود که انسان توانست با پرواز عرض کانال مانش را طی کند ، در همین هنگام ایگور سیکورسکی روس(که بعد از انقلاب بلشویکی ۱۹۱۷ روسیه به آمریکا پناهنده شد و بعد ها شرکت هلیکوپتر سازی سیکورسکی را تاسیس کرد) توانست با هواپیما ۴ موتوره خود از کیف تا مسکو مسفتی حدود ۲۴۰۰ کیلومتر را طی کرد .

با شروع جنگ جهانی اول هواپیما به یک سلاح مهم و کار آمد تبدیل شد ،ولی قبل از شروع جنگ جهانی این ایتالیایی ها بودند که اولین بار از هواپیما در درگیری استفاده کردند، در سال ۱۹۱۱ ایتالیا با هواپیما نیرو های عثمانی در لیبی را بمباران کرد.

همانطور که اشاره شد هواپیما در جنگ جهانی اول استفاده شد و به عنوان بمب افکن و شناسایی استفاده شد ، با نصب مسلسل بر روی آن به عنوان یک شکاری هم استفاده شد و در همین هنگام از کشتی هوایی برای مقاصد نظامی هم استفاده میشد .

جنگ جهانی اول باعث رشد و پیشرفا هواپیما شد ولی بعد از جنگ جهانی تا اوایل دهه ۱۹۲۰ هواپیما وارد دوره رکود شد و در این دوره خلبانان تنها از راه نمایش های هوایی روزگار میگزراندند .

ولی از دهه ۱۹۲۰ و تا پایان ۱۹۳۰ دوره طلایی هوانوردی بود در این دوره هواپیما ها در وحله اول برای مقاصد پست نامه بکار رفتند و سیستم های ناوبری رادیویی اختراع ، و روی هواپیما ها نصب شد و در ادامه هم اوایل از هواپیما های بمب افکن دوره جنگ جهانی اول به عنوان هواپیمای مسافربری استفاده میشد و در ادامه هم هواپیما های مسافربری بطور تخصصی ساخته شدند .

در همین دوره طلایی پرواز هوایی طولانی و رکورد های پرواز مانند پرواز و طی کردن سراسر ایالات متحده و یا پرواز و طی کردن اقیانوس اطلس انجام شد .

در دهه ۱۹۳۰ با پیشرفت تکنولوژی هواپیما هایی با ویژگی های بسیار برتر مانند موتور قدرتمندتر که باعث افزایش برد و سرعت میشد و در ادامه بدنه های فلزی ، هواپیما های تک باله که نسبت به دو باله و سه باله درگ کمتری تولید میکرد و همچنین ساختمان بندی محکم تر و هواپیما با ارابه فرود های جمع شونده ساخته شدند.

در دهه ۱۹۲۰ هواپیما هایی مثل فورد AT5 ، فوکر F10 و FW200 ساخته شد .

و در همین بازه زمانی برای اولین بار توسط آلمانی ها طرح هواپیمای تمام فلزی ارائه شد و شرکت نورثروپ در آمریکا هواپیمای طرح بال پرنده ساخت.

در دهه ۳۰ میلادی هم هواپیمای DC3 توسط شرکت داگلاس و هواپیما لاکهید مدل ۱۰ الکترا ساخته شد.

Ford AT-15

لاکهید مدل ۱۰ الکترا

داگلاس DC-3

هواپیما جنگ جهانی اول فوکر

در سپتامبر سال ۱۹۳۹، با حمله رایش فاشیستی به لهستان عملا جنگ جهانی دوم شروع شد که در این جنگ هم مانند جنگ قبلی باعث پیشرفت صنایع هوانوردی شد در آمریکا حتی شرکت های خودرو سازی شروع به تولید هواپیما کردند و در این جنگ از هواپیماهایی استفاده شد که نتیجه دوره طلایی دهه ۱۹۳۰ بودند این هواپیما ها دارای بدنه فلزی ، موتور های پیستونی قدرتمند تر که به آنها قدرت پرواز با سرعت و برد بالا میداد، بودند آلمان از هواپیما های JU88, BF110, HE111 ,BF109 ، FW190 استفاده کرد.

(هواپیما های JU88 و BF110 مجهز ببه رادار لیختن اشتاین بودند و قابلیت پرواز در شب را داشتند)

نیروی هوایی سلطنتی انگلستان هم که خود قدیمی ترین نیروی هوایی در جهان بود از هواپیما هایی مانند اسپتفایر و هاریکن و تامپست و تایفون و بمب افکن های لنکستر و استرلینگ و.... استفاده کرد

و آمریکا هم مجهز به بمب افکن های B29 و B24 و B25 و B17 ایتفاده میکرد و همچنین مجهز به جنگنده هایی مثل P51 و P40 و F-4U-1 و P38 استفاده میکرد .

در جنگ جهانی دوم ابداعات زیادی هم در زمینه هوافضا و هوانوردی صورت گرفت مثلا انگلیسی ها که برای اولین بار در سال ۱۹۲۹ موتور جت را اختراع کرده بودند، آلمانی ها در طی جنگ جهانی دوم هواپیما جت messerchmit me262 را ساختند و عملیاتی کردند که اولین جنگنده در دنیا بود و انگلیسی ها هم جت میتئور را ساختند .

آلمانی ها حتی از موتور راکتی برای هواگرد های خود مانند Me163 استفاده کردند و اولین بمب افکن مجهز به موتور جت بنام Ar 234 را ساختند که این بمبر عملیاتی نشد.

یکی از مهم ترین وقایع دهه ۴۰ میلادی پرواز مافوق صوت ژنرال چاک ییگر با هواپیما ی آزمایشی X1 که مجهز به موتور راکتی بود،است که این واقعه در سال ۱۹۴۷ صورت گرفت.

اسپیتفایر

هواپیمای P51 موستانگ

مسرشمیت BF-109

بمب افکن B29

Messerchmitt Me262

قبل از جنگ جهانی دوم در سال ۱۹۲۹ موتور جت توسط انگلیسی ها اختراع شده بود و اولین بار در یک هواپیمای عملیاتی توسط آلمانی ها بکار رفت ولی باید انبوه عملیاتی موتور جت را بعد از جنگ جهانی دوم دانست . روس ها موتور های غنیمت گرفته شده از آلمانی ها را که توسط کمپانی BMW و یونکرس ساخته شده بود را بر روی هواگرد های خود نصب کردند ولی

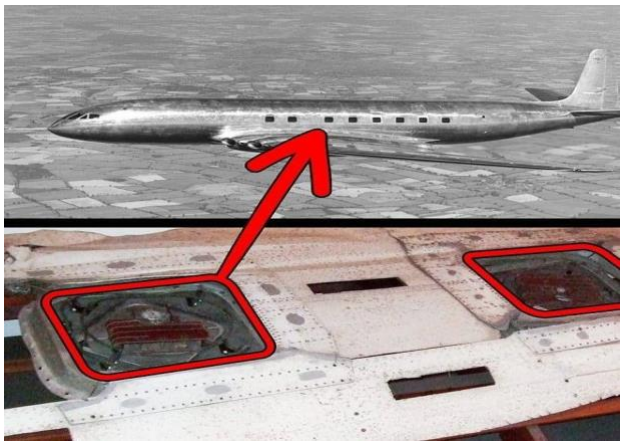
موتور ها قدرت کافی نداشتند، لذا از انگلیسی موتور خریدند و در شوروی تحت عنوان VK1 در کمپانی کلومو تولید کرده و بر روی میگ ۱۵ و ۱۷ و بمب افکن ایلیشیون ۲۸ نصب کردند .

در ادامه آمریکایی ها هم موتور جت خودشان تحت عنوان J47 را در اختیار داشتند که بر روی جنگنده نسل اول F86 و بمب افکن B47 نصب کردند ،و با توجه به مدارکی که از آلمان غنیمت گرفته بودند جنگنده های F86 را ساختند و با همان مدارک روس ها هم میگ ۱۵ را ساختند . از سال ۱۹۵۰ تا ۱۹۵۳ در جنگ کره آمریکا و کره شمالی بطور گسترده از هواپیما های جنگنده جت مانند MIG15 و F86 استفاده کردند .

در دهه ۵۰ میلادی هواپیما های موتور پیستونی مانند BOEING 377 و DC6 و DV7 و لاکهید الکترا L188 را ساختند که دارای توانایی حمل بار و مسافر بیشتر نسبت به هواپیما های قبل از جنگ جهانی بودند . در همین دهه ۵۰ میلادی سر کله جنگنده های نسل دوم هم پیدا شد که دارای موتور قدرتمند تر و توانایی پرواز فراصوت و رادار بودند که رادار این نسل از نوع لامپ خلا یا مسافت یاب بود .

در همین بازه زمانی سعی شد تا موتور جت در هواپیما های مسافربری هم بکار برود که اولین هواپیمای مسافربری موتور جت هواپیمای انگلیسی کامت COMET بود که دارای چهار موتور جت در ریشه بال بود البته این هواپیما در پرواز های آزمایشی چند سوانح مرگبار داشت که همگی آنها بدلیل این بود که این هواپیما دارای پنجره های مربع شکل بود که باعث میشد فشار در گوشه مربع ها متمرکز شده و باعث ترکیدن بدنه هواپینا شود که با کشف این ایراد از آن موقع به بعد پنجره هواپیما هارا دایره ای شکل گرفتند تا فشار بطور مطلوبی توزیع گردد.

شرکت بویینگ طرح DASH 80 را در سال ۱۹۵۳ ارائه داد که منجر به ساخت بویینگ ۷۰۷ شد و ۷۰۷ تبدیل به اولین هواپیمای مسافربری موتور جت موفق شد که در سال ۱۹۵۹ وارد خدمت خط هوایی پان امریکن شد.



بوینگ ۷۰۷

Boeing 377

DC-6

B727

B737

در دهه ۶۰ میلادی جنگنده های نسل سوم ساخته شدند که این نسل از جنگنده ها نسبت به نسل قبلی دارای تسلیحات و رادار بهتر بود این نسل دارای رادار داپلر بود که بجای فناوری منسوخ لامپ خلا دارای ترانزیستور بود و سلاح های هدایت شونده مانند بمب های هدایت لیزری و اپتیکی و موشک های نیمه فعال راداری میانبرد بود .

در همین دوران میلادی برای اولین بار از موتور توربوفن که دارای راندمان بالاتری نسبت به توربوجت بود بر روی هواپیما نصب شد، بویینگ ۷۰۷ در مدل های مختلف دارای موتور توربوجت بود ولی در نسخه B/C320-707 دارای موتور توربوفن بود و موتور توربوفن TF30 هم بر روی جنگنده F111 نصب شد و این جنگنده اولین نسل چهارمی بود .

و در سال ۱۹۶۳ بویینگ ۷۲۷ رونمایی شد که دارای سه موتور توربوفن JT8 با نسبت کنار گذر پایین بود و در سال ۶۷ میلادی بویینگ ۷۳۷ که دارای دو موتور توربوفن JT8 بود ،رونمایی شد و همانطور که اشاره شد کم کم موتور توربوفن جای توربوجت را گرفت .

و در اواخر دهه ۶۰ میلادی که مسافر ها بسیار زیاد شدند دیگر باریک پیکر هایی مثل ۷۲۷ و ۷۳۷ و ۷۰۷ جابگوی جابه جایی این همه مسافر نبود در همین میان شرک بویینگ بر روی طرح مافوق صوت ۲۷۰۷ داشت کار میکرد که به علت مشکلات زیست محیطی و اقتصادی طرح رها شد و با توجه به نیاز به یک هواپیما پهن پیکر ، شرکت بویینگ ۷۴۷ را برای شرکت پن آم طراحی کرد که در سال ۱۹۷۰ عملیاتی شد.

در دهه ۶۰ میلادی هواپیما هایی با توان پرواز با سرعت ۳ ماخ مثل sr71 و XB70 هم توسعه یافتند.

جنگنده نسل سوم فانتوم

در دهه ۷۰ میلادی هواپیما های پهن پیکر پا به عرصه گذاشتند مثل بویینگ ۷۴۷ و DC10 و لاکهید ترای استار و در همین دوران این هواپیما ها دارای موتور های توربوفن با نسبت کنار گذری بالا بودند که نسبت کنارگذری بالا دارای راندمان بیشتری برای هواپیما مسافربری بود .

مثلا بویینگ ۷۴۷ دارای چهار موتور توربوفن با نسبت کنارگذری بالا، JT9 بود .

در دهه ۷۰ توسعه جنگنده های نسل چهارم هم ادامه یافت که این جنگنده ها بر اساس تجارب جنگ ویتنام ساخته شده بودند که دارای بدنه با آیرودینامیک بهتر و موتور های توربوفن و رادار های پیشرفته تر بودند مانند F16 , F14 , F15 .

یکی از بحث های مهم در هوانوردی دهه ۷۰ هواپیما های مسافربری مافوق صوت بود مثل توپولف ۱۴۴ و کنکورد بود

توپولف ۱۴۴ با دزدی فناوری روس ها در سال ۱۹۶۸ پرواز کرد و سال بعد هم هواپیمای مافوق صوت کنکورد پرواز خود را انجام داد و در سال ۷۶ میلادی عملیاتی شد در دهه ۷۰ تفکر بر این پایه بود که آینده متعلق به هواپیما مسافربری مافوق صوت

است ولی اینگونه نبود و کنکورد در سال ۲۰۰۳ از خدمت دو خشرکت هوایی بریتیش ایرویز و ایرفرانس خارج شده و تا نوشتن این مقاله در تاریخ۶ مارس ۲۰۲۰ هیچ هواپیمای مسافربری مافوق صوتی در خدمت نیست .

شرکت هوافضایی ارباس در سال ۱۹۶۹ تاسیس شده بود و در دهه ۷۰ میلادی با ارائه هواپیمای A300 ثابت کرد که با دو موتور و هزینه کمتر میشود پرواز ایمن بر روی اقیانوس اطلس داشت که این طرح تاثیر فراوانی بر روی آینده هوانوردی داشت.

و در دهه ۷۰ میلادی سیستم پرواز دیجیتال برای اولین بار روی یک جنگنده(f16) نصب شد.

بویینگ ۷۴۷

جنگنده نسل ۴ اف۱۵

در دهه ۷۰ میلادی زمانی که ارباس A300 وارد خطوط هوایی شد معادلات هوانوردی را دچار تغییرات کرد A300 یک هواپیمای پهن پیکر قاره پیمای دو موتوره بود که ثابت کرد میتوان با دو موتور و هزینه کمتر پروازی ایمن بر روی اقیانوس اطلس داشت ، این طرح باعث شد تا در دهه ۸۰ بویینگ که ارباس را در حد رقابت با خود نمی دید احساس خطر کرده و هواپیما های دو موتوره مثل باریک پیکر ۷۵۷ و پهن پیکر ۷۶۷ را وارد بازار کند که خیلی هم موفق نبود و ارباس هم مدل دوموتوره باریک پیکر A320 را با سیستم پرواز سیمی دیجیتال ارائه دهد .

در همین دهه بالاخره بعد از سالها تلاش هواپیما های رادار گریز مثل F117 و B2 وارد عرصه شدند.

کنکورد

F117

A300

A320

در دهه ۹۰ میلادی دیگر تصور میشد که دوران چهارموتوره های پهن پیکر به پایان رسیده بنابراین بویینگ مدل ۷۷۷ را توسعه داد که پهن پیکر دو موتوره بود و اولین هواپیمای تمام دیجیتال بود که دارای چنان سامانه ناوبری و پرواز خودکاری بود که میتوانست از مبدا تا مقصد را بطور اتوماتیک بپیماید .در قرن ۲۱ هم بویینگ مدل ۷۸۷ را ارائه داد که مجهز به آخرین تکنولوژی ها بود .

در سال ۲۰۰۵ برخلاف تصوری که در دهه ۹۰ وجود داشت شرکت ارباس بزرگترین هواپیما مسافربری که یک هواپیمای پهن پیکر چهار موتوره بنام a380 را ارائه داد که بویینگ برای رقابت با آن سری ۸ بویینگ ۷۴۷ را در سال ۲۰۱۰ به پرواز در آورد و در ادامه هم سری مکس ۷۳۷ را ارائه داد .

از سال ۲۰۰۰ تاکنون دیگر جنگنده های نسل پنجم مانند F35 و یا نسل ۴.۵ مثل یوروفایتر در خط تولید کمپانی ها هستند

جنگنده های نسل ۴.۵ به یک نسل از جنگنده ها اطلاق میشود که دارای یک سری از ویژگی های نسل پنجم هستند و حود نسل ۵ مجهز به رادار آرایه فازی بوده و پنهانکار هستند و همچنین مجهز به ابر کامپیوتر و سنسور های فوق پیشرفته هستند.

B777

F35

:تاریخچه موشک

حدود ۷۰۰ سال پیش چینی ها اولین اقوامی بودند که راکت را به خدمت گرفتند راکت های آنها بسیار ساده بود ،یک خرج در محفظه داشت که حین سوختن آن رانش ایجاد میشد و راکت هیچگونه سیستم هدایت و ناوبری نداشت و هدایت ناپذیر بود .

همانطور که انسان همواره در قرن های گذشته آرزوی پرواز و حرکت و کاوش در زیر آب را داشت ،همچنین یکی از آرزو های انسان سفر به فضا بود که این آرزو را میتوان جرقه ای برای اختراع موشک های بالستیک و صنعت موشکی دانست .در قرن ۱۹ میلادی دانشمندی روسی بنام کنستانتین اودوردوش تزیلکوسکی که معلم فیزیک بود .آقای تزیلکوسکی تحقیقات فراوانی در زمینه پرواز به فضا انجام داد و وی را پدر علم موشکی جهان مینامند او طبق محاسبات خود متوجه شده بود که راکتی با دو مخزن حاوی اکسیژن مایع به عنوان اکسید کننده و هیدروژن مایع به عنوان سوخت در اتاقک احتراق با یکدیگر تماس برقرار کنند و احتراق صورت بپذیرد و گاز خروجی از نازل خارج شود نیروی رانش ایجاد میشود و برای رسیدن به کره ماه نیاز به سرعت ۷ کیلومتر بر ثانیه بود آقای تزیلکوسکی تحقیقات با ارزشی در این زمینه انجام داد ولی تحقیقات وی همه تئوری بود و کار عملی انجام نداد .

.

در دهه ۱۹۲۰ میلادی در ایالات متحده مهندسی بنام رابرت گودارد شروع تحقیق بر روی راکت های سوخت مایع و جامد کرد تحقیقات وی برخلاف تزیلکوسکی عملی بود و گودارد چند راکت سوخت مایع و جامد هم تست کرد ولی در نهایت به علت پشتیبانی نکردن دولت و بی اعتنایی به تحقیقت وی ، گودارد تحقیقات خود را به سختی انجام داد حتی رسانه های آمریکایی گودارد را مسخره میکردند و زمانی که وی برنامه سفر به ماه را ارائه داد روزنامه های ایالات متحده از وی به عنوان مرد ماهی نام بردند.

در آلمان هم پروفسور ورند فون براون که یک اشراف زاده آلمانی و تحصیل کرده سوییس بود ،در دهه ۳۰ میلادی کار خود را بر روی راکتی که انسان را به کره ماه ببرد کار میکرد ،وی رابرت گودارد را زیر نظر داشت و از اطلاعات وی استفاده مینمود ،ورنر فون براون و تیمش راکت A4 را طراحی کردند که این راکت ،از نوع سوخت مایع تک مرحله ای بود که از الکل به عنوان سوخت و اکسیژن مایع به عنوان اکسید کننده استفاده میکرد و دارای ماده کمکی استارت توربین سدیم پرکلرات و آب اکسیژنه بود و مجهز به یک اتاقک احتراق با ۱۸ انژکتور بود که سرعت راکت را در فاز فرود به ۵ ماخ میرساند و این سیستم دارای سیستم ناوبری اینرسی با دو ژیروسکوپ و پتانسیومتر بود و بردش به ۳۰۰ کیلومتر میرسید ،فون براون نیتش از تحقیقات سفر به کره ماه بود ، در حین تحقیقات که ثمر بخش هم بود ناگهان هیتلر دستور داد که کلاهک منفجر شونده یک تنی بر روی A4 نصب شده و نامش را هم جزف گوبلز (وزیر تبلیغات آلمان نازی و دروغگو قرن) به V2 یعنی سلاح انتقامی دو تغییر داد این امر سبب شد تا فون بروان به هیتلر اعراض کند که در نتیجه فون براون به زندان افتاد و با به زندان افتادن وی کار تیم طراحی کلا متوقف شد که اینجا هیتلر مجبور شد دوباره فون براون را آزاد کند .در همین زمان آلمانی ها به موشک کروز هم دست یافتند که در جهان اولین دو نوع خود بود و V1 نام گرفت و به بمب پرنده معروف شد و دارای سیستم ناوبری قطب نامیی بود و از یک موتور پالس جت بهره میبرد.

از این دو سلاح آلمان نازی از سال ۱۹۴۴ بطور گسترده ضد متفقین و به خصوص ضد بریتانیا استفاده گرفت و چند صد موشک از این انواع رو به سمت لندن شلیک کرد که همراه با تلفات هم بود .

نازی ها حتی به موشک ضد تانک هم دست یافتند که آن را X7 نامیدند که از نوع هدایت سیمی ،هدایت دستی بود.

V2

V1

Warner von braun

دیگر دانشمندان بر جسته موشکی:

همچنین دانشمندان بزرگ دیگری هم در عرصه موشکی بودند مثل اوبرت که از دوستان ورنر فون براون بود و همراه فون براون به پژوهش میپرداخت وی متولد ترانسیلوانیا رومانی بود و به آلمان مهاجرت کرد و بعد از جنگ جهانی هم به آمریکا رفت و بعد از مدتی هم دوباره به آلمان غربی بازگشت و در اواخر عمر خود به علوم انسانی پرداخت .

کالیروف دانشمند مشهور روسی بود که بین سالهای ۱۹۳۷ تا ۱۹۳۹ در زندان های گولاک استالین بسر میبرد وی از طراحان برجسته موشکی شوروی در عصر مسابقات فضایی بود که راکت های سایوز هم با کمک آلمانی ها از ابداعات وی میباشد او در اوایل دوران جنگ سرد با دانشمندان آلمانی غنیمت گرفته شده در ارتباط بود ولی بدلیل سیاست امنیتی غلط شوروی کار زیادی از دست آلمانی ها بر نمیاد و در ادامه آنام به آلمان شرقی رفتند و کالیروف هم به تحقیقات هوافضایی شوروی ادامه داد و در شوروی هم هویت وی مجهول بود و یکبار بنا بر این شد که کالیروف جایزه نوبل بگیرد ولی دولت شوروی بدلیل ملاحظات امنیتی مانع شد در نهایت کالیروف در سال ۱۹۶۶ بر اثر صدمات دوران زندان وی دیده بود در گذشت و برنامه موشکی شوروی شوک بزرگی را تجربه کرد که حتی راکت ماه پیمای N1 شوروی ناکام ماند.....

در نهایت در ۸ مه ۱۹۴۵ رسما بدستور کایتل رییس ستاد ارتش آلمان نازی ،رایش فاشیستی در مقابل متفقین تسلیم شد،و بدین شکل آمریکا و شوروی شروع به جمع آوری غنائم ارزشمند کردند با ارزش ترین غنائم دانشمندان آلمانی بودند که به شوروی و آمریکا هر کدام حدود ۱۶۰۰ نفر رسید.در شوروی دانشمندان آلمانی راکت R7 را طراحی کردند که منجر به ساخت وستوک و سایوز شد .در ایالات متحده هم ورند فون براون برای آمریکایی ها موشک طراحی کرد که یکی از آنها موشک PGM-11 ردستون بود در دهه ۵۰ و ۶۰ میلادی رقابت فضایی شدت گرفت که در اول رقابت شوروی از آمریکا سبقت گرفت و اوین ماهواره را که اسپوتنیک نام داشت که در واقع یک کره با چهار آنتن بود در سال ۱۹۵۷ توسط یک راکت وستوک در مدار زمین قرار گرفت و اولین ماهواره در دنیا بود .مدتی بعد ایالات متحده ماهواره کاوشگر را در مدار قرار داد در سال ۱۹۶۱ بشدت کوره رقابت داغ شد در سال ۱۹۶۱ شوروی با یک راکت وستوک و یک فضاپیمای وستوک از پایگاه فضایی بایکونور یوری گاگارین را ۱۰۸ دقیقه در مدار زمین قرار داد و یوری گاگارین اولین انسانی بود که به فضا رفت و دو سال بعد هم والنتینا ترشکوا فضانورد زن روس به فضا فرستاده شد و اولین زنی بود که به فضا رفت کمی بعد از ارسال یوری گاگارین به مدار زمین آلن شپرد اولین فضانورد آمریکایی در فضا رفت و ایالات متحده با راکت های تایتان اطلس و ردستون فضاپینا های friendship و gemini و mercury را به فضا ارسال کرد در اینجا که آمریکایی ها خود را در رقابت عقبتر از شوروی میدیدند ،در سال ۱۹۶۱ کندی رییس جمهور آمریکا در کنگره حاضر شد و اعلام کرد:

I believe that this nation should commit itself to achieving the goal before this decade is out of a landing a man on the moon and return him back safety to the earth

با این سخنرانی کندی اعلام کرد که تا سال ۱۹۷۰ ایالات متحده باید به کره ماه برود

در ادامه هم ورنر فون براون در آلاباما آمریکا راکت فضای ساترن ۵ را طراحی کرد که در ژوئن ۱۹۶۹ فضاپیما آپولو ۱۱ را به کره ماه برد که نیل آرمسترانگ اولین انسانی شد که روی کره ماه فرود آمد البته فضا پیما دارای سه سرنشین بود و هگی در ادامه ماموریت سالم به زمین بازگشتند و با این امر ایالات متحده پیروز رقابت های فضایی شد و شوروی هم سعی کرد با راکت N1 به کره ماه برود که نا موفق بود .در دهه ۷۰ میلادی ایالات متحده و شوروی دست به همکاری فضایی زدند که پروژه آپولو سایوز نام داشت که طی این پروژی ایسگاه فضایی اسکای لب به فضا فرستاده شد(اولین ایستگاه فضایی میر نام داشت که ساخته شوروی بود) .

در سال ۱۹۸۱ مدارپیمای شاتل عملیاتی بود که شاتل یک مدار پیمای چند بار مصرف بود در حالی که راکت های تایتان و ردستون و اطلس تمامی یکبار مصرف بوندند روس ها هم از راکت های فضایی پروتن و سایوز استفاده میکردند و آژانس فضایی اروپا هم به رهبری فرانسه راکت آریان را به کار گرفتند امروزه راکت های فضایی به حدی پیشرفته شده اند که شرکت اسپیس ایکس راکت فالکن ۹ چند بار مصرف ساخته است .روس ها هم در دهه ۸۰ فضاپیمای چند بار مصرف بوران را ساختند ولی بدلیل سقوط شوروی و مشکل مالی روس ها برنامه های انرجیا بوران به جایی نرسید .امروزه هم شاتل فضایی از خدمت خارج است و تا زمان

نوشتن این مقاله در سال ۲۰۲۰ سایوز پرکاربرد ترین راکت فضایی جهان است که حتی ماهواره های انگلیسی را هم به فضا می فرستد

ولی این تمام ماجرا نبود .همانطور که اشاره کردیم نیت اولیه دانشمندان از موشک بالستیک سفر به فضا بود ولی راکت های فضایی ناگهان به سلاح های مرگباری تبدیل شدند که همانطور که اشاره کردیم اولین آنها V2 بود در ادامه دانشمندان آلمانی برای روس ها و آمریکایی ها موشک های بالستیک دیگری هم طراحی کردند تا اینکه در دهه ۶۰ میلادی موشک های بالستیک قاره پیما با کلاهک اتمی چند گانه ساخته شد که سایه ای از ترس و وحشت را طی جنگ سرد و حتی بعد از آن ،بر روی مردم جهان انداخت .

بزرگترین این بحدگران ها بحران موشکی کوبا بود که نیکیتا خروشچف با هماهنگی حکومت نوپا فیدل کاسترو موشک های بالستیک R12 و R14 را در کوبا مستقر کرد و بهانه اش این بود که ایالات متحده هم موشک های بالستیک میانبرد PGM19 ژوپیتر را در ترکیه و ایتالیا مستقر کرده است و زمانی که در ۱۶ اکتبر ۱۹۶۲ کندی از روی عکس های گرفته شده توسط هواپیما RF-8A متوجه ماجرا شد بحران موشکی شروع شد که دنیا را تا لبه یک جنگ اتمی پیش برد که در هپین حین واشنگتن در درجه امنیتی DEFCON2 قرار گرفت و در نهایت موشک ها در ۲۸ اکتبر توسط روس ها جمع آوری شده و مسئله حل شد.

چند مورد از موشک های بالستیک قاره پیما امروزی :

مینوتمن ۳ ،ترایدنت ،یارس ،سرمات ،توپول.

اسکاد ،فرزند نا خلف V2

اسکاد یک موشک بالستیک تاکتیکی طراحی شده شوروی بود که از سال ۱۹۶۴ عملیاتی شد این موشک بطور گسترده به کشور های بلوک شرق و دوست شوروی صادر شد و در ادامه باعث پایه گذاری توان موشکی بسیاری از کشور های دیگر شد .

در سال ۱۹۷۱ یک موشک بالستیک اسکاد از مصر به کره شمالی رسید و باعث بناگزاری سیستم موشکی کره شمالی شد که امروزه موشکی با برد ۱۳۰۰۰ کیلومتر را دارد.

هند و پاکستان هم از روی همین اسکاد به توان موشکی مطلوبی رسیدند که هر دو مجهز به کلاهک اتمی بوده و هر روز یکدیگر را تهدید میکنند!!!!

ایران هم طی جنگ با عراق از منابعی در لیبی و سوریه موشک های اسکاد دریافت کرد و همچنین موشک بالستیک هواسونگ ۵و۶ و رودونگ را از کره شمالی دریافت کرد که نسخه کره ای اسکاد و بر اساس آن بودند که باعث پایه گزاری توان بالستیک ایران شد و ایران این سه موشک را تحت عنوان شهاب ۱و۲و۳ تولید کرد.

موشک های بالستیک اسکاد در جنگ های ۱۹۶۷ و ۱۹۷۳ اسراییل و جنگ ایران و عراق و خلیج فارس و جنگ داخلی افغانستان در دهه ۹۰ استفاده شد و ایران هم از موشک بالستیک ضد داعش در سوریه بهره برد.

SCUD

Yars

موشک های کروز هم توسط نازی ها اختراع شدند در ادامه راه ناز هارا آمریکا و شوروی ادامه دادند در دهه ۵۰ و ۶۰ میلادی ایالات متحده بر روی موشک های بالستیک ناواهو و رگلاس کار میکرد و شوروی هم برای مقابله با ناوگان دریایی قدرتمند آمریکا از موشک های کروز ضد کشتی با کلاهک اتمی مانند P700 و P1000 بهره میبرد. در دهه ۷۰ میلادی با پیشرفت سیستم

های کلمپیوتری و ارتقا میکروپردازنده ها موشک توماهوک در دهه ۸۰ میلادی ساخته شد که امروزه نسخه بلاک ۴ آن با برد ۱۸۰۰ کیلومتر دارای سیستم ناوبری اینرسیو ارتباط ماهواره ای و ترکام و لینک ۱۶ است

چون امروزه موشک های کروز دقت بیشتری نسبت به بالستیک داند توسط ایالات متحده بیشتر مورد توجه قرار میگیرند و حتی طی سالهای ۲۰۱۷ تا ۲۰۱۸ دست کم دوبار ایالات متحده با موشک کروز به سوریه حمله کرد.

امروزه موشک های jassm هم ساخته شده اند که دارای قابلیت پنهان کاری هم میباشند .

P1000

در دهه ۵۰ میلادی کم کم سر کله موشک هوای هوا به هوا هم پیدا شد که اولین آن موشک AIM-7A بود که دارای سیستم هدایت موج سوار راداری بود .و در ادامه هم موشک گرمایاب کوتاه برد AIM-9B وارد خدمت نیروی دریایی و هوایی ایالات متحده شد .طی بحران تنگه تایوان در سال ۱۹۵۸ یک F86 تایوانی یک سایدویندر نسخه B را به سمت یک میگ ۱۵ چینی شلیک کرد که بدان برخورد کرد ولی منجر نشو ولی در بدنه فرو رفت که چینی ها این موشک را در اختیار روس ها قرار دادند که نتیجه اش ساخت K13 توسط روس ها شد امروزه موشک های بسیار پیشرفته ای مانند AIM-9X و AIM-120D و میتئور استفاده میشود.

و در دهه ۶۰ میلادی هم موشک های هوابه زمین ضد رادار مانند AGM-45 شرایک و مدشک هوابه زمین الکترواپتیکالی ماوریک ساخته شد که امروزه نسخه لیزری آن در خدمت نیروی دریایی است .

موشک بالستیک قاره پیما سیلو پرتاب و کلاهک های اتمی MIRV

ا انواع هواپیما:

هواپیما ها در کل از نظر کاربردی به دو گروه نظامی و غیر نظامی تقسیم میشوند .

غیر نظامی: هواپیما های غیر نظامی بستگی به کارد ها مختلف هستند .

هواپیما های سم پاشی:این گونه هواپیما ها که برای کشاورزی بکار میروند، معمولا هواپیما های ارزان قیمت با یک موتور توربو پراپ هستند مثل هواپیمای AT-802U AIR TRACTOR .

هواپیما های تفریحی و شخصی :

هواپیما های شخصی دارای طیف متنوعی هستند که بستگی به بودجه خریدار دارد ، هواپیما های شخصی از هواپیما های موتور پیستونی شروع شده و تا هواپیما های موتور توربوفن قاره پیما را در بر میگیرد، مثلا شما با بودجه ۳۰۰۰۰۰ دلار (که قیمت یک دستگاه خودرو لامبورگینی هوراکن است)، میتواند یک هواپیما سسنا ۱۷۲ موتور پیستونی خریداری کنید و با بودجه ۶۵

میلیون دلار میتوانید یک هواپیما GULFSTREAM G650 خریداری کرده که این هواپیما دارای دو موتور توربوفن است و از لحاظ برد هم قاره پیما میباشد .

هواپیما های مسافربری : این دسته از هواپیما ها شامل هواپیما های تروبوپراپ و مجهز به موتور توربوفن میشود ، و به دسته های پهن پیکر وباریک پیکر تقسیم میشوند و از لحاظ برد به قاره پیما و منطقه ای تقسیم میشوند.

برای مثال بویینگ ۷۴۷ یک هواپیما پهن پیکر قاره پیما با چهار موتور توربوفن است .

و هواپیمای ATR-71 یک هواپیما توبوپراپ منطقه ای است.

همین هواپیما های مسافربری برای ترابری هم قابل استفاده هستند مثلا بویینگ ۷۴۷ سری ۸ نوع کارگو آن تا ۱۳۳ تن بار حمل میکند.

ATR72

Boeing 747

هواپیمای VIP گالفستریم

سسنا ۱۷۲

هواپیما های نظامی :

ترابری : هواپیما های ترابری از لحاظ اندازه و میزان حمل بار به دسته های سبک،سنگین،و فوق سنگین تقسیم میشود .

ترابری ها نوع تاکتیکی ،استراتژیک و راهبردی دارند .

مثلا هواپیما لاکهید C130 یک هواپیمای ترابری تاکتیکی است که از باند های نا آماده قابلیت نشست و برخاست دارد ،نوع دیگر که راهبردی میباشد قابلیت حمل بار سنگین مثلا ۱۲۰ تن برای C5 است که قاره پیما هم میباشد و نوع استراتژیک است که این نوع تلفیقی از راهبردی و تاکتیکی است یعنی هم قاره پیما و هم میتواند از باند های نا آماده نشست و برخاست کند مثل C17.

(نسخه ای از هرکولس وجود دارد که به توپ مجهز است به این مدل از هواپیما ها توپخانه هوایی میگویند.)

آموزشی :این مدل یا از نوع موتور پراپ مثل PC7 یا توربوفن مثل T7 است که امروزه این هواپیما ها با اویونیک و سیستم بروز خلبان هارا برای جنگنده های نسل چهار ونیم و پنج آماده میکند.

البته هواپیما های توربوپراپ مثل PC7 برای شکار هلیکوپتر بسیار مناسب بوده و به علت هزینه عملیاتی پایین ضد گروه های تروریستی و قاچاق بسیار بصرفه است .

شناسایی ،فرماندهی و جنگ الکترونیک:

هواپیما های شناسایی میتواند نسخه تغییر یافته از جنگنده ،مثل RF-4C باشه یا یک هواپیمای تخصصی با سرعت و ارتفاع بالا مثل SR71 باشد و یا مانند RC-135V/W برای جاسوسی الکترونیکی و یا مانند RC-135X/S برای ردیابی موشک های بالستیک استفاده میشود .

هواپیما جنگ الکترونبک هم که با سیستم اخلالگر روی رادار و سیستم های ارتباطی آنها اخلال ایجاد میکند مثل EC130H CMPASS CALL .

هواپیما های جنگ روانی مانند EC130J هم برای هک تلوزیون و یا رادیو و پخش کردن اعلامیه و تضعیف روحیه بکار میرود .

هواپیمای فرماندهی هم مشابه E4 کنترل میدان نبرد را در اختیار دارد .

آواکس: چون زمین گرد است و سطح زمین قوس دارد لذا رادار های زمین پایه ارتفاع پایین را تا برد ۴۰ کیلومتری بیشتر تشخیص نمیدهند لذا برای حل این مسئله رادار بر روی یک هواپیما نصب میشود تا با پرواز کردن خود هم هزارن کیلومتر را پوشش دهد به هواپیمایی با این رادار، آواکس یا هشداردهنده زودهنگام میگویند مثل E3.

بمب افکن:این نوع هواپیما یک سلاح استراتژیک است که از نوع مافوق صوت و مادون صوت میباشد و میتواند بمب ها را د تعداد بالا حمل کند و همچنین میشود از آن برای شلیک تعداد زیادی موشک کروز استفاده شود .

تانکر سوخترسان : این هواپیما برای سوخترسانی هوایی بکار میرود که جزییات آن ذکر شد مثل KC747 .

جنگنده ها:

جنگنده های از لحاظ رژیم پرواز از نوع مادون صوت و مافوق صوت هستند و از لحاظ ماموریت به شکل زیر طبقه بندی میشوند.

شکاری رهگیر:این نسخه یک شکاری برای محافظت از منطقه ای در مقابل حجوم بمب افکن ها و جنگنده های دشمن استفاده میشود مثل F14.

شکاری برتری هوایی :

این نوع جنگنده های برای سرنگونی جنگنده های دشمن و گرفتن کنترل آسمان بکار میرود مثل F15 .

جنگنده تهاجمی: این جنگنده برای حملات و بمباران بکار میروند F-15E .

جنگنده پشتیانی نزدیک: این جنگنده های برای پشتیبانی از نیروها بکار میروند مثل سوخو ۲۵.

جنگنده ضد تانک مانند A10.

امروزه دوران جنگنده های تک منظوره تمام شده و جنگنده های چند منظوره با مناسب بودن چند نقش جای آنرا گرفته است مانند F35.

جنگنده سرکوب گر پدافند : این نوع جنگنده ها با موشک های هارم و شرایک به سمت رادار دشمن حمله ور شده و رادار آنان را نابود میساختند.

گشت دریایی و ضد زیر دریایی:

این نوع هواپیما ها مجهز به سونار و سنوبوی بوده و دارای کاوشگر مغناطیسی و رادار و مجهز به موشک های ضد کشتی و اژدر هم هستند.

بمب افکن استراتژیک مادون صوت B52

بمب افکن مافوق صوت XB70

شکاری برتری هوایی F15

ترابری تاکتیکی سوپر هرکولس

هواپیمای جاسوسی SR71

آواکس E3

نسل بندی جنگنده ها :

جنگنده های نسل اول: این نوع جنگنده ها که در اواخر جنگ جهانی پدیدار شدند همان سیستم هواپیما پیستونی رادارند ولی مجهز به موتور جت هستند این جنگنده ها ایراد فراوان از جمله عمر عملیاتی کم موتور را داشتند و روز پرواز بودند .

نسل دوم: این جنگنده ها دارای موتور قدرتمند تر رادار و سازه مقاوم تر بودند و بعضا مانند f104 به سرعت ۲ ماخ هم رسیدند.

نسل سوم: ،این جنگنده های مجهز به رادار پالس داپلر ،۲۴ ساعته عملیاتی و موشک های هدایت شوند مانند اسپارو را حمل میکردند و همچنین تسلیحات تهاجمی هدایت شوند مثل ماوریک هم داشتند .

نسل چهار : این جنگنده دارای آیرودینامیک و سازه بهتر و رادار پالس داپلر قدرتمند تر و موتور توربوفن و در ادامه تسلیحات بهتر مانند موشک های هدایت رادار فعال بوده اند مثل F14.

نسل ۴.۵ : این نسل از جنگنده ها ،یک نسل چهار با یک سری ویژگی های نسل پنجم بودند یعنی یک سر و گردن از جنگنده های نسل چهار بالا تر بودند .از ویژگی های این نسل نیمه پنهان کاری سیستم های هوشمند و رادا آرایه فازی میتوان نام برد.

نسل ۵: این نسل دارای سنسور ها هوشمند و اویونیک فوق پیشرفته و رادار های آرایه فازی بوده و بطور کامل رادارگریز هستند مثل f22.

در آمدی بر رادار گریزی :

برای اینکه هواگردی رادار گریز باشد باید امواج راداری را منحرف و یا جذب کند .

یا باید بشکل بال پرنده باشند و یا اگر دارای بدنه باید دارای بال های ذوذنقه ای و سطح صاف برای انحراف امواج و بدنه از جنس کامپوزیت و دارای مواد ram باشد مواد رم از دولایه مواد بازتب کننده و در میان این دو دی الکتریت است که باعث میشود امواج جذب شده و در داخل دی الکتریت قدرتشان کم شود .

تمامی تسلیحات در داخل بدنه و موتور در داخل بدنه باشد و ورودی هوا بطور S شکل بطوری که پره های فن یا کمپرسور معلوم نباشوگد سکان عمودی ها میبایست بطور V شکل بوده و خروجی موتور دندانه دارد و در خروجی از سرامیک های جاذبه حرارت استفاده شود و در شیشه کانوپی از تیتانیوم دی اکسید و یا طلا استفاده شده تا امواج داخل کابین به بیرون راه پیدا نکند....

نسل ۴.۵ یورو فایتر

نسل پنجمی F35

انواع موشک

موشک های بالستیک

موشک های بالستیک جنگی از لحاظ سوخت به دو نوع سوخت جامد و مایع تقسیم میشوند،و از نوع برد به دسته های زیر تقسیم میشوند

تا برد ۵۰۰ کیلومتر تاکتیکی میباشد

از ۵۰۰ تا ۱۵۰۰ کیلومتر کوتاه برد میباشد

از ۱۵۰۰ تا ۳۵۰۰ کیلومتر میانبرد است

از ۳۵۰۰ کیلومتر تا ۵۵۰۰ کیلومتر بلند برد است

و با برد بالا تر از ۵۵۰۰ کیلومتر موشک در دسته قاره پیما قرار میگیرد .

چند مثال :

موشک بالستیک V2 که اولین موشک بالستیک و اولین شی ساخت دست بشر که از جو خارج شد بود ،این موشک از نوع سوخت مایع بوده و دارای سوخت الکل و اکسید کننده اکسیژن مایع است و دارای یک اتاقک احتراق با ۱۸ انژکتور است و برد این راکت به ۳۰۰ کیلدمتر رسیده و دقتش ۱۰ کیلومتر است .

موشک بالستیک اسکاد .

اسکاد پر کاربرد ترین موشک بالستیک در جهان است این موشک در دهه ۵۰ میلادی در شوروی و با الگو برداری از راکت V2 ساخته شده است اسکاد از نوع سوخت مایع بوده ، این موشک بر روی شاسی یک تانک استالین حمل میشد و در نسخه A از اکسیدکننده اسید نیتریک بهره میبرد که قابل اطمینان تر از اکسیژن مایع بود ،

اسکاد دارای سیستم هدایت اینرسی است و در نسخه A مجهز به کلاهک اتمی بوده و بردش به ۳۰۰ کیلومتر میرسد و با یک کلاهک اتمی ۵۰ کیلوتی ان تی بردش به ۱۵۰ کیلومتر میرسد و دارای خطای ۱۹۰۰ متر است .

نسخه B اسکاد ،نسخه ای از این موشک است که به کلاهک متعارف مجهز بوده و دارای خودرو حمل کننده جدید میباشد ،نسخه B دارای سوخت دی متیل هیدرازین نامتقارن است و دارای موتور قدرتمند تر است و برای سیستم ناوبری مجهز به سه ژیروسکوپ بوده و خطای آن به ۴۵۰ متر رسیده است و بردش ۳۰۰ کیلومتر....

نسخه C اسکاد دارای برد ۶۰۰ کیلومتر بوده و نسخه OVT دارای فاز نهایی هدایت از نوع الکترواپتیکالی بوده ...

موشک بالستیک توچکا

این موشک بالستیک از نوع تاکتیکی بوده و در نسخه A بردش به ۸۰ کیلومتر میرسد و بین ۵۰ تا ۱۵۰ متر بستگی به مدل دقت دارد و دارای سیستم ناوبری اینرسی میباشد

نسخه B دارای برد ۱۲۰ کیلومتر است و دارای سیستم هدایت اینرسی ، هدایت ماهواره ای و در فاز آخر الکترواپتیکالی است ،در نهایت نسخه C بردش به ۱۸۰ کیلومتر میرسد .

موشک بالستیک مینوتمن

مینوتمن یک موشک بالستیک قاره پیما سوخت جامد سه مرحله ای میباشد که اولین موشک بالستیک آمریکایی از نوع سه مرحله ای و مجهز به پردازنده دیجیتال میباشد ،این موشک مجهز به یک کلاهک اتمی w56 بوده و بردش به ۹۳۰۰ کیلومتر میرسد .

نسخه بعدی مینوتمن ۲ است که این مدل در سال ۱۹۶۵ عملیاتی شده و مجهز به کلاهک اتمی با قدرت ۱.۲ مگاتن است و دارای سیستم تغییر بردار رانش پیشرفته تر بود (چون قسمت زیادی از مسیر را موشک در خارج از اتمسفر میگذراند بنابراین سطوح کنترلی به علت فشار و چگالی صفر خلا ،کارایی ندارند و از تغییر بردار رانش برای هدایت استفاده میشود)

این نسخه بردش به ۱۰۲۰۰ کیلومتر میرسد.

در سال ۱۹۷۰ مینوتمن ۳ عملیاتی شد که این موشک دارای یک سیستم سوخت مایع در انتهای موشک برای کنترل بهتر سیستم تغییر بردار رلنش میباشد و مجهز به سه کلاهک اتمی W78 بوده و دارای برد ۱۳۰۰۰ کیلومتر میباشد.

RS-28 سرمات

سرمات یک موشک بالستیک سوخت مایع دو مرحله ای با وزن ۲۲۰ تن و از نوع سیلوپرتاب میباشد این موشک دارای سرعت نهایی ۲۰.۷ ماخ بوده و دارای ۱۰ کلاهک اتمی است که تا ۲۴ کلاهک اتمی هایپرسونیک هم مجهز خواهد شد و دارای برد ۱۰۰۰۰ کیلومتر و سیستم ناوبری و هدایت اینرسی و هدایت ماهواره ای میباشد....

موشک بالستیک قاره پیمای minuteman III

موشک بالستیک و کروز:

موشک های بالستیک موشک های زمین به زمینی هستند(به ندرت هوا به زمین) که طی حرکتی بالستیک و همانند یک سهمی وارونه پرواز کرده و از جو خارج میشوند و با توجه به اینکه در خارج از اتمسفر پرواز میکنند و در خلا چگالی و فشار هوا صفر بوده و اکسیژن وجود ندارد،لذا این موشک ها دارای موتور های سوخت جامد و مایع راکتی هستند .

موشک های کروز:

همانطور که از نامشان پیداست موشک های کروز مشابه هواپیما در درون اتمسفر پرواز میکنند و در این بر خلاف آنچه برای بالستیک بود در درون اتمسفر چگالی هوا و فشار هوا وجود دارد لذا کنترل این موشک ها توسط بالچه ها امکان پذیر است و بازهم با توجه به اینکه درون اتمسفر پرواز میکنند و اکسیژن موجود است بنابراین از موتور های هواسوز توربوفن و توربوجت استفاده میکنند و با توجه به سیستم ها هدایت ترکام و اینرسی و GPS و الکترواپتیکالی دارند لذا دارای دقت بالاتری هستند.

مثالی برای موشک های کروز

تامهاوک یکی از معروف ترین موشک های کروز دنیاست که توسط شرکت جنرال داینامیکس طراحی شده و از سال ۱۹۸۳ وارد خدمت شده و امروزه توسط ریتون تولید میشود این موشک کروز مجهز به موتور توربوفن بوده و د نسخه اولیه بردش به ۲۴۰۰ کیلومتر میرسید و دارای کلاهک اتمی بود که این نسخه امروزه از خدمت خارج است و نسخه ای دیگر از تامهاوک هم وجود داشت که ضدکشتی با برد ۶۰۰ کیلومتر و مجهز به کلاهک موشک هارپون بود .

تامهاوک در نسخه بلاک ۲ دارای برد ۱۷۰۰ کیلومتر و دارای سیستم هدایت ناوبری ترکام و اینرسی بود و نسخه بلاک ۳ مجهز به سیستم GPS و نسخه بلاک ۴ مجهز به سیستم لینک ۱۶ بود

این موشک از ناو های آرلی بروک و تیکاندراگو و زیر دریایی های لس آنجلس و ویرجینیا لانچ میشود .

مثالی برای موشک ضدتانک

موشک BGM71 تاو یک موشک ضد زره ساخته شرکت هیوز در دهه ۶۰ میلادی است که از سال ۱۹۷۰ وارد خدمت شده و امروزه توسط ریتون تولید میشود این موشک از نوع ضدتانک نیمه خودکار بوده و دارای دو مرحله موتور راکتی سوخت جامد است که مرحله اول برای خروج از لانچر استفاده میشود و مرحله دوم حمله به هدف و دو سیم به موشک متصل بوده که فرامین توسط این سیم ها بدان انتقال میابد

موشک AGM-114 هلفایر

هلفایر یک موشک هدایت نمیه فعال لیزری ساخته لاکهید مارتین با برد ۸ کیلومتر است که بر روی هلیکوپتر آپاچی و چند هواگرد دیگر نصب میشود.

موشک های هوا به زمین دیگری هم وجود دارد مانند ماوریک که این موشک ساخته ریتون بوده و از نوع هدایت الکترواپتیکالی در نسخه اول و آخرین نسخه لیزری میباشد

از لحاظ برد موشک های هوابه هوا به سه دسته کوتاه برد تا برد ۳۰ کیلومتر و میانبرد تا برد ۱۲۰ کیلومتر و بلند برد از ۱۲۰ به بالا است.

موشک های هوا به هوا : سلاح اصلی هوا به هوا جنگنده ها موشک است که به دو شکل حرارتی و راداری هدایت میشود .

هدایت راداری در اول کارد خود ،از نوع هدایت موج سوار راداری بود بدین شکل که رادار جنگنده مادر یک پرتو از امواج به هدف میتاباند و موشک بر روی آن پرتو به سمت هدف حرکت میکرد، که این نوع هدایت دارای نقص بود وبا یک مانور کوچک جنگنده دشمن موشک فریب میخورد مثل موشک AA1 .

هدایت نیمه فعال راداری :این نوع هدایت بدین شکل است که جنگنده روی هدف قفل میکند و موشک را شلیک میکند و تا آخرین لحظ باید روی هدف قفل باشد تا کاونده امواج راداری موشک امواج رادار مادر را دریافت کرده و به هدف نزدیک شود اگه چه این روش از موج سواری راداری بهتر بود ولی دارای نقص های خودش بود زیرا باید تا لحظه آخر روی هدف قفل باشد و اگر در این روش به هر دلیلی قفل بشکند موشک به هدف برخورد نخواهد کرد و گمراه خواهد شد برای مثال موشک AIM7 اسپارو .

فعال راداری :

فعال راداری خود موشک دارای رادار است.بدین شکل هدایت میشود که جنگنده مادر روی هدف قفل کرده و چند ثانیه ای موشک توسط رادار مادر هدایت میشود و بعد از چند ثانیه مسیر خود را بطور اینرسی و خلبان خودکار طی کرده و در فاز نهایی با رادار خود روی هدف قفل کرده و بدان حمله ور میشود در این روش چون موشک از رادار جنگنده مستقل است و خود رادار دارد به همین دلیل دست و پای جنگنده مادر بسته نیست و موشک چون با رادار جنگنده هدایت نمی شود احتمال برخورد آن با هدف بالا تر بوده و در مقابل جنگ الکترونیک مقاوم تر است اولین موشک فعال راداری فونیکس بوده که فقط بر روی جنگنده تامکت نصب موشک امروزه موشک امرام را میتوان در صورت پیدا نکردن هدف مختصات دوباره به آن داد و یا بطور نیمه فعال و خودکار آن را شلیک کرد و در فاز نهایی بطور حرارتی هدایت شود و امروزه با استفاده از سیستم شبکه محور در امرام نسخه دی اگر موشک هدف را پیدا نکند میتواند مختصات هدف را از آواکس یا جنگنده دیگر دریافت کند.

گرمایاب و حرارتی:

این نسخه از موشک های هوا به هوا دارای کاونده فروسرخ هستند و همواره بدنبال حرارت هدف هستند ،در گذشته موشک های حرارتی که معمولا کوتاه برد هستند در داگ فایت استفاده میشدند چون حتما باید جنگنده در پشت جنگنده دشمن قرار میگرفت تا موشک حرارت هدف را ببیند و بدان حمله ور شود و در ادامه با تقویت کاونده از جهات دیگر هم میشد شلیک کرد ،ولی امروزه موشک های تصوی ساز حرارتی مثل AIM-9X از نوع تصویر ساز حرارتی هستند .یعنی به کوچکترین حرارت هم حساس هستند و حتی میتوانند از روبه رو به هدف حمله ور شود.

مدل AIM-9X دارای قابلیت تغییر بردار رانش هم میباشد یعنی با تغییر جهت نیرو و در نتیجه تغییر برار نیرو بافث واکنش شدید و مانور پذیری بیشتر هواگرد میشود.

نیروی پیشرانش تمامی موشک ها از نوع راکتی سوخت جامد است البته استثنایی همچون میتئور هم وجود دارد که از موتور توربوفن بهره میبرد.

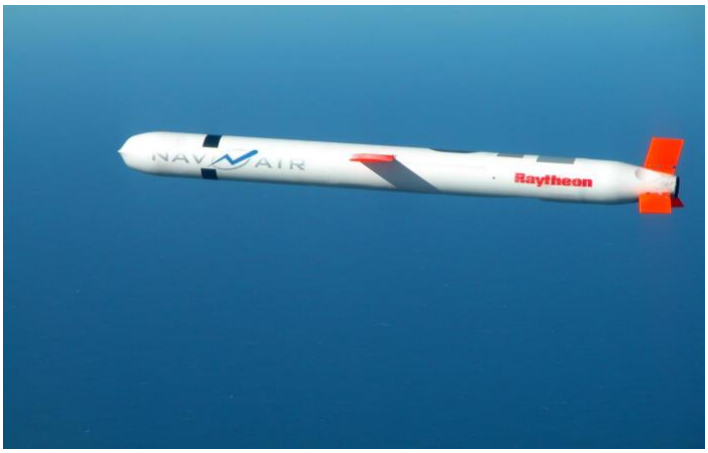
موشک های پدافندی

این موشک ها با توجه به نیرو های آیرودینامیکی برای پرواز در اتمسفر و هم پرواز در خارج از جو طراحی میشوند

و با توجه به انواع مختلف برای هدف قرار دادن جنگنده ها ، ماهواره ها ، موشک های کروز و بالستیک و پهپاد و هلیکوپتر و مهمات هوا پرتاب و غیره استفاده میشوند

این موشک ها از دسته های برد به کوتاه برد ارتفاع پایین برد متوسط و بلند برد تقسیم میشوند

از لحاظ هدایت هم به هدایت رادیویی ، راداری و TVM و حرارتی و لیزری تقسیم میشوند .



تامهاوک

ماوریک

AIM-7 SPARROW

AIM-120 AMRAAM

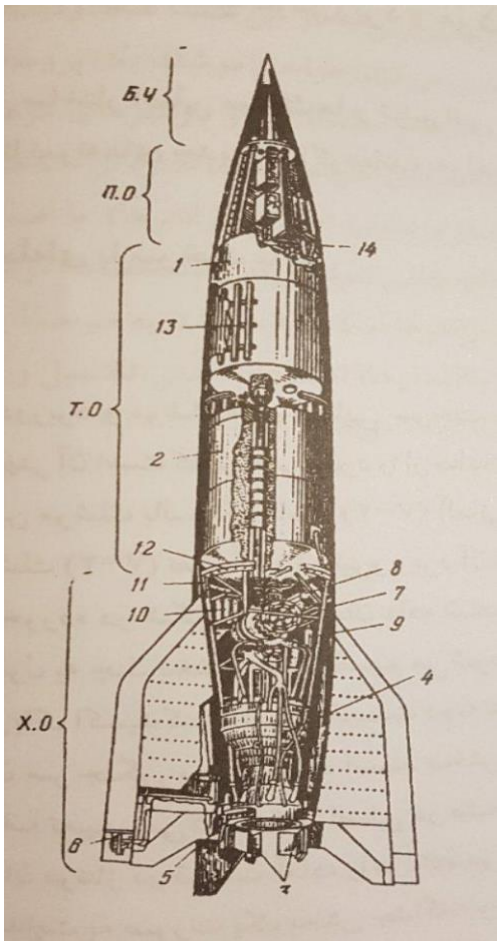
AIM-9 SIDEWINDER

S200

سام ۵ یا S200

سامانه دوربرد S200 از یک موشک استفاده میکند که این موشک برای بلند شدن و ارتفاع گرفتن از موتور های راکتی سوخت جامد بهره میبرد این موتور های راکتی سوخت جامد همان حکم JATO را برای هواپیما دارد، طی ۳ یا ۴ ثانیه کار کردن موشک را به ارتفاع خاصی رسانده و از آنجا به بعد موشک از موتور اصلی خود که یک موتور سوخت مایع با سوخت اسید نیتریک است استفاده میکند ،طی ۴۰ تا ۱۲۰ ثانیه کار کردن موتور اصلی برد موشک به ۳۰۰ کیلومتر میرسد موشک دارای یک کلاهک

انفجاری ترکش شونده با ۲۱۰۰۰ ترکش و فیوز مجاورتی است ،هدایت این موشک به طور هدایت راداری با اصلاح مسیر رادیویی میباشد و میتواند هدفی را با سرعت ۴ ماخ در ارتفاع ۲۰ کیلومتری سطح زمین هدف قرار دهد .



ساختار موشک V-2

۱-باک مواد سوختنی ۲-باک اسید۳-سکانهای گرافیتی۴-محفظه احتراق۵-حلقه های نگهدارنده سکانهای گرافیتی ۶-سکانهای آیرودینامیکی ۷-تربوپمپ۸-باک آب هیدروژنه۹-محفظه کوچک پر منگنات۱۰-بالن های هوای فشرده سیستم پنوماتیک موتور۱۱-خرپای اتصال موتور به بدنه ۱۲-فلانج های تقویتی انتها۱۳-بدنه باک های سوخت۱۴-فلانج تقریبی جلویی.

پیشران های هوایی:

در کل موتور های نصب شده بر روی هواگرد ها به دو دسته تقسیم میشوند پیستونی و توربین گازی :

موتور های پیستونی که در پی صورت گرفت احتراق درون سیلندر در نتیجه حرکت پیستون و انتقال نیروی مکانیکی حاصل از حرکت پیستون توسط گیربیکس به پره ها ،با چرخیدن ملخ ها تراست ایجاد میشود. این نوع موتور ها نسبت به توربین گازی پیچیدگی کمتر و قیمت ارزان تر دارند .

موتور های توربین گازی نوع دیگری از موتور های نصب شده بر روی هواگرد ها میباشد که معروف ترین آنها موتور توربوجت است ، در موتور های توربوجت زمانی که سیال هوا از ورودی موتور وارد کمپرسور میشوند، خود ورودی هوا به دو نوع مختلف تقسیم میشوند :همگرا و واگرا .

در کانال های همگرا مجرا اول بزرگ بوده و سپس کوچک میشود بر اساس قانون برنولی که فشار و سرعت رابطه عکس دارند، در ورودی های همگرا سرعت افزایش و فشار کاهش می یابد عموما این نوع ورودی ها در هواپیما های فراصوت استفاده میشوند . نوع دیگر ورودی های هوا واگرا میباشد، که بر عکس همگرا میباشد در این نوع ورودی ها مجرای اول کوچک بوده و در انتهای ورودی بزرگ است در این نوع ورودی ها سرعت سیال هوا کاهش یافته و فشار آن افزایش میابد، این نوع ورودی هوا در هواپیما های مادون صوت استفاده میشود .

بعد از وارد شدن سیال هوا به کمپرسور، کار کمپرسور افزایش فشار هوا است. گاهی اوقات هوا در کمپرسور فشارش ۴۰ برابر میشود تا برای اتاقک احتراق مناسب تر باشد، بعد از کمپرسور سیال فشرده شده ی هوا وارد اتاقک احتراق میشود که در اینجا با سوخت مخلوط شده و احتراق صورت میگیرد ، بعد از این فر آیند سیال هوا وارد توربین میشود. توربین وظیفه اش این است که نیروی حرارتی سیال هوا را به نیروی مکانیکی تبدیل کرده ، با استفاده از یک شفت این نیروی مکانیکی را به کمپرسور منتقل کرده و کمپرسور را بچرخاند. بعد از اینکه سیال هوا از توربین عبور کرد به Jet pipe یا اصطلاحا اگزوز میرسد، که این jet pipe در اصل یک کانال واگرا میباشد . در نهایت سیال هوا با خروج از اگزوز و عبور از خروجی و نازل و بر اساس قانون سوم نیوتن که هر عملی عکس عملی برابر آن و در خلاف جهت آن دارد باعث ایجاد نیروی تراست ورانش میشود .

نوع دیگر موتور های توربوفن میباشند که هسته این موتور ها همان موتور توربوجت میباشد، ولی دو by pass (کانال جریان) هوا ازکناره های موتور به آن اضافه شده که با استفاده از آن جریان هوا با جریان داغ خروجی مخلوط میشود. موتور های توربوفن دارای یه فن در جلوی کمپرسور میباشند این نوع موتور ها دارای راندمان بیشتری نسبت به توربوجت میباشند .

نوع دیگر موتور های توربو پراپ هستند. این نوع موتور در اصل همان توربوفن است ولی به جای فن درون موتور دارای ملخ خارج از موتور میباشند، در این نوع موتور ها ۹۰ در صد رانش توسط ملخ ها و ۱۰ درصد باقی توسط گاز های خروجی تامین میشود

نوع دیگر موتور های توربوشفت هستند که این موتور ها بر روی هلیکوپتر ها استفاده میشوند، این نوع موتور ها تمامی نیروی مکانیکی تولید شده توسط توربین تماما توسط گیر بکس به شفت انتقال یافته و تمام نیروی رانش توسط ملخ تامین میشود.

نوع دیگر موتور ها رمجت میباشد موتور های رمجت فاقد کمپرسور و تور بین میباشند و از هیچ قطعه چرخانی بهره نمیبرند. این موتور ها از حالت سکون قابل استفاده نیستند ، معمولا به عنوان موتور دوم استفاده میشوند و در سرعت بالای دو ماخ کارایی بهتری نسبت به توربوجت دارند ، ورودی هوای این موتور ها دارای conic و همگرا یا همگرا واگرا است.

برای اینکه سرعت سیال هوا کاهش یافته و فشارش افزایش یابد تا برای اتاقک احتراق مناسب باشد .

اسکرم جت به نوع دیگری از موتور های رمجت میگوبند که دارای سرعت بیشتری نسبت به رمجت هستند این موتور در پهباد X-43 استفاده شده است.پالس جت نوع دیگری از رمجت است که قابلیت استفاده در حالت سکون را داراست، پالس جت در ورودی دارای یک شیر شاتل است که با یک فنر در حالت باز قرار دارد زمانی که احتراق صورت میگیرد فشار بالا رفته ، دریچه شیر بسته میشود گاز سیال که چاره ای جز خارج شدن از خروجی ندارد خارج میشود و سپس فشار افت کرده و دوباره دریچه باز میشود ، این فرآیند همین طور ادامه دارد در موشک کروز V1 از این موتور استفاده شده .نوع دیگر موتور توربورمجت است که در این نوع موتور در اصل یک توربوجت بوده که یک رمجت بر روی آن سوار است یعنی تا سرعت حدود ۲ ماخ بصورت توربوجت کار کردخ و از آن سرعت به بالا تغییر کاربری داده و به رمجت تبدیل میشود مثلا موتور J-58 متعلق به SR-71 تا سرعت ۲ ماخ بصورت توربوجت کار کرده و از آن به بعد به صورت رمجت کار میکند یعنی با شش لوله کنار گذر مستقیم سیال را به اتاقک احتراق میبرد .نوع دیگر موتور توربو راکتی است که این نوع در اصل چیزی بین موتور توربوجت و موتور راکتی است در این موتور در اتاقک احتراق اکسیدکننده و سوخت واکنش نشان داده و بعد از عبور از توربین با هوای کمپرسور مخلوط شده و سوخت به آن اضافه میشود ، احتراق دوم(پس سوز) صورت میگیرد این موتور برای سرعت های بسیار بالا استفاده میشود

اده و بعد از عبور از توربین با هوای کمپرسور مخلوط شده و سوخت به آن اضافه میشود ، احتراق دوم(پس سوز) صورت میگیرد این موتور برای سرعت های بسیار بالا استفاده میشود.

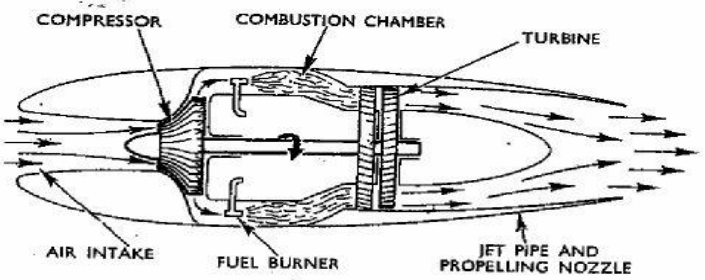


Fig. 1-13 A Whittle-type turbo-jet engine.

توربوجت

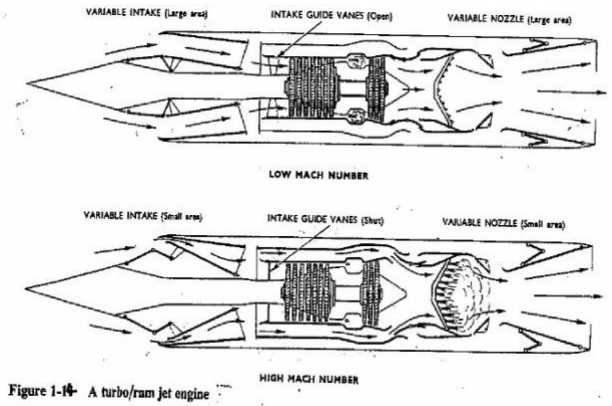


Figure 1-14 A turbo/ram jet engine

توربورمجت

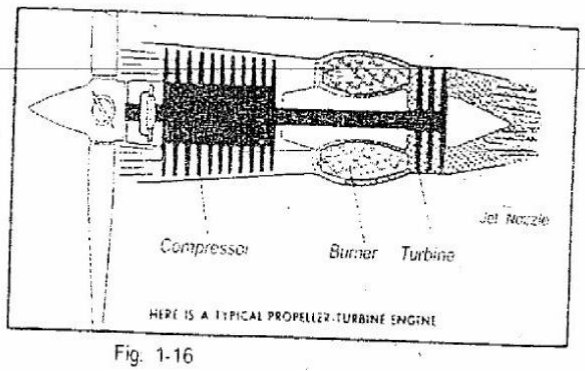


Fig. 1-16

توربوپراپ

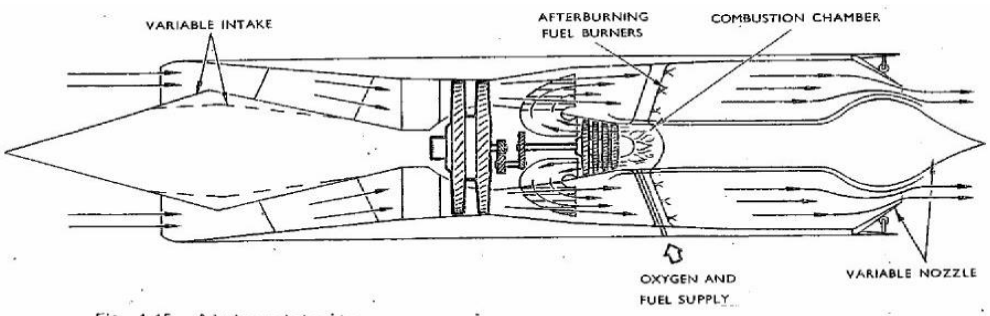


Fig. 1-15 A turbo-rocket engine

توربوراکتی

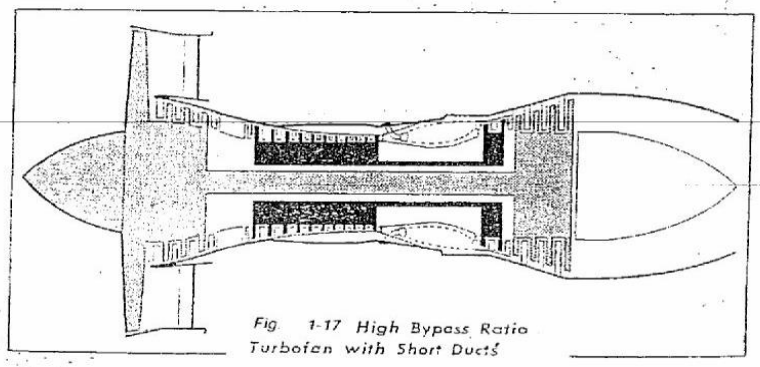


Fig. 1-17 High Bypass Ratio Turbofan with Short Ducts

توربوفن

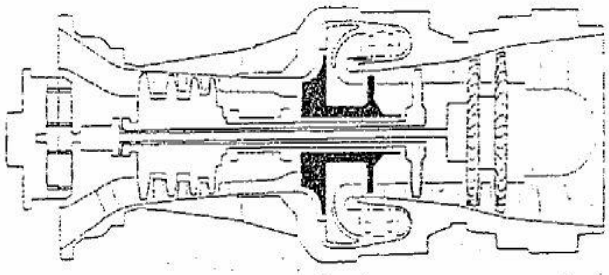
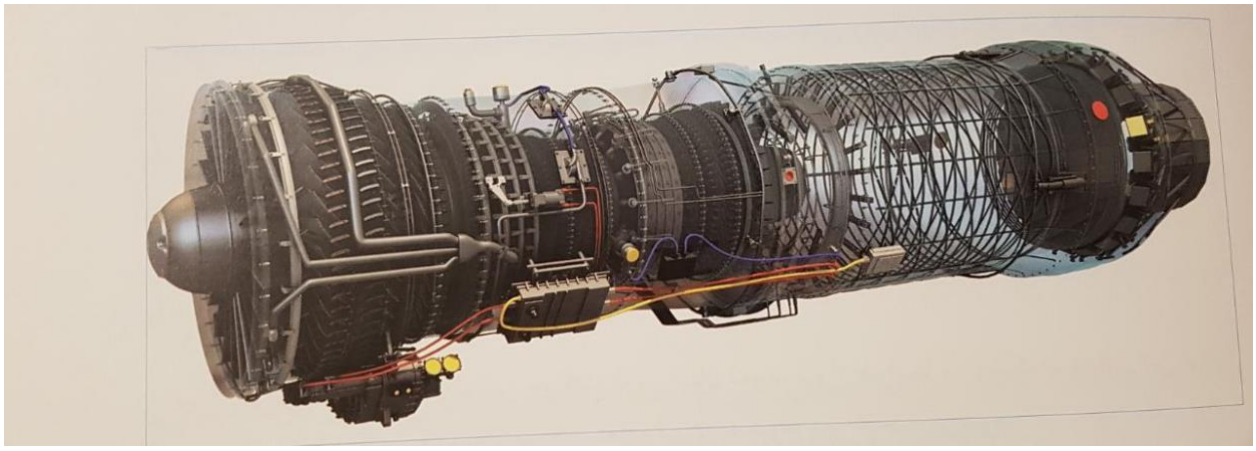
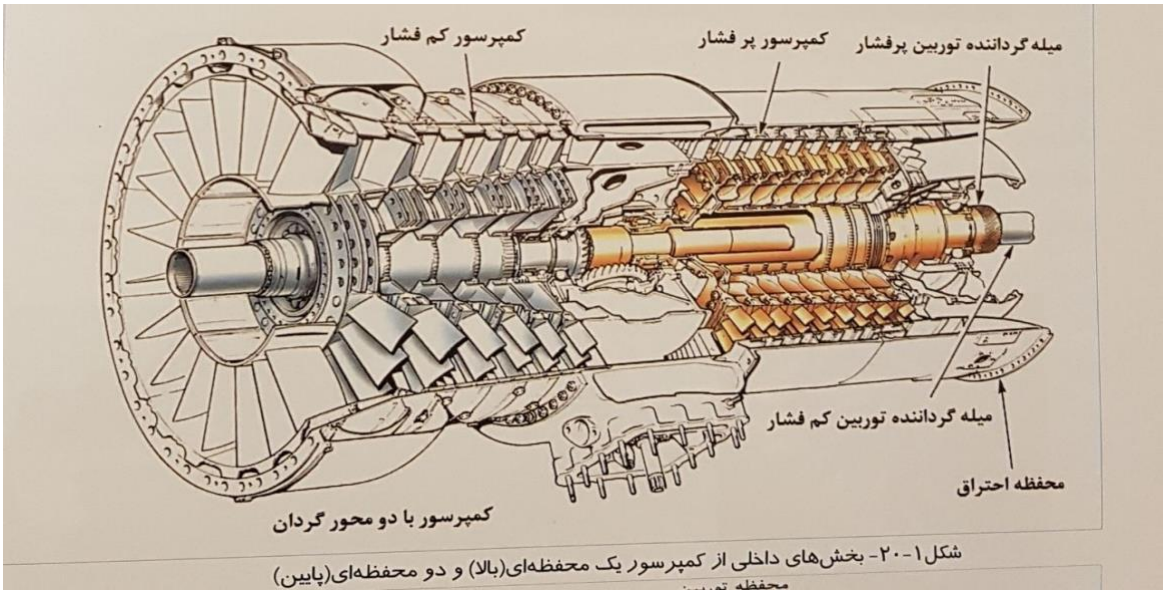


Fig. 1-20 TWIN-SPOOL TURBO-SHAFT (With free power turbine)

توربوشفت





شکل۱-۲۰- بخش‌های داخلی از کمپرسور یک محفظه‌ای(بالا) و دو محفظه‌ای(پایین)

ساختمان موتور جت

موتور موشک ،ماشین حرارتی منحصر به فردی است که کار انجام شده در حجم کاری به نسبت کوچک آن به ازای سوخت مصرف شده در یک ثانیه ،معادل چندین هفته کار پیوسته ماشین معمولی است .مقدار حرارت ایجاد شده در یک ثانیه در واحد حجم محفظه، هزار برابر بیشتر از موتور احتراق داخلی است .فشردگی و وزن نسبتا کم متمایز میکند .اما بیش از همه وجود شعله با درجه حرارت چندین هزار درجه در کنار سرمای زیاد ،نزدیک به صفر مطلق در موتور موشک جلب توجه میکند ،در صورتی که جدایی آنها به وسیله دیواره فلزی با ضخامت حداکثر یک میلی متر صورت میگیرد .چندین نوع موتور موشک وجود دارد .

در زمان حاضر تمامی سوخت جامد های کاربردی را در حالت کلی میتوان به دو دسته دوپایه و کامپوزیتی تقسیم کرد این دو نوع سوخت بر اساس ترکیب شیمیایی و خواص مکانیکی،روش های تولید سوخت سوخت و تکنولوژی استفاده شده برای تولید گرین آن متفاوت است که در واقع این موضوع به فرق اساسی در سازه های موتور موشک مربوط میشود .

سوخت های دوپایه از حلال جامد نیتروسلولوز و هنراه نیتروگلیسیرین ،توام با مقداری عناصر دیگر که برای خواص فیزیکی ،شیمیایی و مکانیکی لازم است، تشکیل میشود.مشکل اصلی ساخت گرین های دوپایه به تولید گرین های بزرگ با ضخامت زیاد و

یکنواخت همگن از نظر ترکیبی بر میگردد .امروزه این مشکل با روش همه پرسی حل میشود .نیتروسلولوز و نیتروگلیسیرینو اضافات لازم با عبور حجم زیادی از آب مخلوط میشود.سوسپانسیون بدست آمده از فیلتر عبور داده میشود و سانترفیوژ میگردد جرم بدست آمده را با هوای گرم خشک می کنند تا مقدار رطوبت لازم ۱۲ درصد میشود سپس این مخلوط در حالت گرم،رطوبت گیری میشود تا زمانی که رطوبت به اندازه دهم درصد برسد .محصول بدست آنده تحت پرس ،فرم دلخواه را به خود میگیرد .روش های دیگری برای تولید گرین وجود دارد .این روش ها بر اساس تولید اولیه گرانولی سوخت است به طوری که با پلاستیفیکاتور آغشته میشود و بصورت گرم به فرم یک جرم همگن در می آید .سوخت های دوپایه را معمولا هموژن مینامند،نه بخاطر اینکه دارای یکنواختی بالاست ،بلکه برای اینکه نقطه مقابل سوخت های کامپوزیت است بدین اسم خوانده میشود .

سوخت های کامپوزیت قادر هستند که پیشران مخصوص در خلا معادل ۲۹۰ تا ۳۰۰ واحد بدهند ، تا در صورتی که سوخت دوپایه بیش از ۲۴۰ واحد ایجاد نمی کرد .همان طور که میبینیم سوخت های مایع کامپوزیتی میتوانند با یک سری از سوخت های مایع رقابت کنند.

سوخت های با دمای جوشش بالا

بحث در این مورد را با سوخت دی متیل هیدرازین نامتقارن شروع میکنیم ،این سوخت و اکسید کننده در زمان حال یکی از پرکاربرد ترین ها برای استفاده در موتور های موشک است ،اکسید کننده در واقع تتراکسید ازت N_2O_4 و سوخت دی متیل هیدرازین نامتقارن $N_2H_2(CH_3)_2$ است.

این سوخت و اکسید کننده خود اشتعال است و کاربرد وسیعی در موشک های سوخت مایع جنگی دارد .علاوه بر این به عنوان سوخت موشک های فضایی و کنترل کننده سفینه ها در فضا هم استفاده میشود .از انواع استفاده این سوخت میتوان به فضاپیمای آپولو اشاره کرد.

سوخت و اکسید کننده بر پایه تترا اکسید ازت و دی متیل هیدرازین در یک تکامل تدریجی در اولین نسل از موتور های راکتی سوخت مایع استفاده میشود .از تترا اکسید ازت در اولین موتور های موشکی روسی استفاده شد در حین تکامل موتور های موشکی تترا اکسید ازت جای خود را به اکسید ازت HNO_3 یا همان اسید نیتریک داد که در آن زمان بدون هیچ تردیدی مزایای بهتری داشت ،اسید نیتریک با اتصال محکم تر قابلیت استفاده به عنوان خنک کننده را داشت و با توجه به شرایط دمایی خود قابلیت استفاده در زمستان و تابستان را داشت و درجه حرارت یخ زدن آن 41- و جوش آن ۸۶ درجه بود ولی تتراکسید ازت نمیتوانست جوابگوی این خواسته ها باشد.در شرایط معمول در ۱۱-درجه منجمد و در دمای ۲۱ درجه جوش میامد .اسید نیتریک معایب خود را دارد قبل از هرچیزی گرمای تشکیل دهنده آن منفی و زیاد است این بدان معنا است که تشکیل آن از عناصر ساده که در شرایط استاندارد وجود دارند همراه با تولید و اتلاف انرژی است .بطوری که براب گار موثر موتور خیلی مفید است .در صورتی که تترا اکسید ازت از این نقطه نظر دارای محاسن خاصی است گرمای تشکیل آن نیز منفی است علاوه بر این اسید نیتریک فعالیت شیمیایی زیادی با مواد سازه باک دارد که در دراز مدت مشکل ساز است بهمین دلیل آزمایشات و تحقیقات زیادی در جهت بهبود آن صورت گرفته در واقع این تحقیقات مواد بسیاری را به اسید نیتریک اضافه کرده که در واقع همان تترا اکسید ازت بود این تدابیر برای راحت کردن این خود اشتعال سوخت و اکسید کننده، بالا بردن گرمای تشکیل عناصر ،کاهش اثر خوردگی ،بالا بردن وزن مخصوص اکسید کننده و غیره صورت میگرفت .در سالهای تلاش های زیادی برای مقاوم کردن فلزات تشکیل دهنده مخازن در مقابل اکسیدکننده های اسیدی صورت گرفته .در این راستا پوشش خاصی برای فلزاتی که با اکسید کننده اسیدی در تماس بودند ارائه داده شده .

اما جالب اینجاست که در همین راستا ترکیب شیمیایی سوخت را عوض کردند و سهم افزونی ها بیشتر شد که در اصل همان به سمت تتراکسید ازت رفت تا جایی که دوباره به تتراکسید خالص رسید تولید این اکسید کننده ها از نظر صنعتی به حد کفایت رسید و از این پس کاربرددفراوان در صنعت موشکی پیدا کرد .

دی متیل هیدرازین نامتقارن اتصال محکمی دارد که در نتیجه خنک کنندگی خوبی دارد .علاوه بر آن دارای گرمتی تشکیل مثبت است که در نتیجه خواص انرژتیک بالایی دارد و در برخورد با N_2O_4 مطمئنا خود اشتعال است .اصلی ترین مشکل این سوخت سمی بودن بالای آن است .کار با آنها نه تنها لباس مخصوصو میخواهد بلکه برای تنفس هم نیاز به تجهیزات خاص است .دی متیل هیدرازین نا متقارن مانند تترا اکسید اطت بلافاصله جایگاه خود را در صنعت موشکی پیدا نکرد .کاربرد آن بعد از تحقیقات فراوان در زمینه هیدروکربن ها پیدا شد.کراسین ساده ترین سوخت و سالهای با اسید نیتریک استفاده شد .اسید نیتریک کراسین خود یک زوج غیر خود اشتغال است برای اشتغال آنها سوخت کمکی یا چاشنی انفجاری مورد نیاز است کراسین غیر سمی و منابع زیر زمینی فراوانی دارد کراسین کارایی بالایی در موتور های هوایی عکس العملی دارد عیب آن پایین بودن گرمای تشکیل آن است

بنابراین کراسین اسید نیتریک با توجه به مشخصه های انرژتیک خود در موشک های بالستیک امروزی استفاده نمی شوند و در موتور های سفینه فضایی هرگز استفاده نشده .

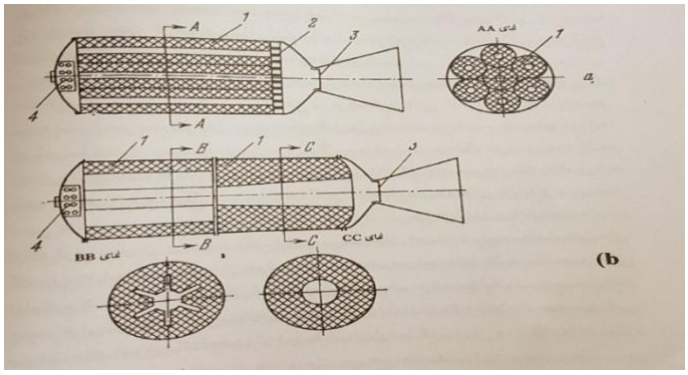
بعد از آن بجای اسید نیتریک از تترا اکسید ازت استفاده شد و بجای کروسین به عنوان سوخت دی مایل هیدرازین نامتقارن ظاهر شد اکنون بجای استفاده از دی متیل هیدرازین نا متقارن از هیدرازین که دارای گرمای تشکیل بالاتری است استفاده شود آمریکایی ها تقریبا ۵۰ درصد دی متیل هیدرازین نامتقارن و ۵۰ درصد هیدرازین استفاده میکنند که آیزرون نامیده میشود .

سوخت جامد به دو گروه کاملا متفاوت یعنی دوپایه و مرکب تقسیم میشوند

اساس سوخت های دوپایه نیترو سلولوز است که در نتیجه پردازش سلولز $C6H7O2(OH)3$ با اسید نیتریک بدست میاید. با توجه به پروسه نیتراسیون یک یا چند گروه از هیدرواکسید ها در ملکلول سلولز هیچ گونه نیتروژنی عوض نمی شود .

نسبت بین نیترو گلیسیرین و نیترو سلولزدر نسبت استوکیومتری برابر $K=8.6$ است.به راحتی قابل فهم است که در چنین نسبت وزنی هیچ گونه سوخت جامدی حاصل نمی شود این در واقع همان سیال نیتروگلیسیرین است و گرین محکم و سوخت جامدی حاصل با نسبت ۰.۸ ایجاد میشود در سوخت در چنین حالتی مقدار زیادی اکسید کننده داریم که در این صورت مشخصات انرژتیکی پایینی برای سوخت بدست میاید .بعضی دیگر از حلال ها خواصی دارند که حلال نیتروگلیسیرین برای نیتروسلولز دارد ،مانند دی نیترو گلیکل ،دی نیتروتولوئل و غیره.در بعضی از انواع سوخت جامد دوپایه بجای نیترو گلیسیرین بطور نسبی یا بطور کامل از جانشین های که خواص را عوض نمی پذیرند ،استفاده میشود.علاوه بر اجزای تشکیل دهنده سوخت دوپایه یه مقدار کمی از بعضی از افزودنی ها برای تغییر سرعت سوختن استفاده میشود عناصری هستند که خواص شیمیایی و ساختار مقاومتی سوخت را افزایش می دهند به طوری که میتوان سوخت را چندین سال انبار کرد .همچنین افزودنی ها از جنس وازلین و دوده خاصیت پلاستیکی سوخت را جهت فرم دهی گرین سوخت افزایش می دهند.سوخت های جامد دوپایه به نسبت رانش کمتری دارند و برای موشک های جنگی برد کمتری دارند .

اکنون به سوخت های کامپوزیتی بر می گردیم .در سوخت های کامپوزیتی از عناصر معدنی که خواص اکسیدی دارند ،استفاده میشود .اصولا اینها نمک های اسید کلریدریکی (پرکلرات) یا نمک های اسید نیتریکی هستند .در سوخت های کامپوزیتی امروزه بیشتر از پرکلرات آمونیوم استفاده میشود .هنگام ساخت و فرم دهی گرین سوخت همان طور که قبلا گفته شد ،از ذرات فلزی یا سوخت های انرژی بالا استفاده میشوند که بیشترین کاربرد را امروزه ذرات آلومینیوم دارند .



ساده ترین نوع تزریق بدون تربوپمپ ،تزریق گاز از مخازن فشار بالا به کمک فشار شکن است . این سیستم را سیستم تزریق بالونی مینامند .این سیستم به دلیل اینکه کنترل فشار در مخزن های سوخت و اکسید کننده به راحتی امکان پذیر است مناسب است .اما در عوض باید هزینه اضافی بخاطر وزن اضافی بالون های فشار بالا ،که یکی یا چنتا است و در آن باید در حین پرواز ،گاز ذخیره موجود باشد، پرداخت کرد.

تزریق بالون از لحاظ وزنی بدترین نوع نسبت به سیستم های مکشی است و این موضوع باید باعث میشد که این سیستم مدت ها پیش از بین رفته باشد،اما بدلیل سادگی طراحی و کاربرد در طول سالهای متمادی همچنان استفاده میشود .سادگی سیستم تنظیم فشار در سیستم بالونی ،تعیین کننده قابلیت اعتماد بالای آن است و علاوه بر آن میتوان بدون هیچ سختی خاصی فرآیند تزریق را

قطع یا وصل کرد که برای سیستم های چند بار استارت شونده که در صنعت فضایی کاربرد وسیعی دارد ،استفاده میشود .موتور های استفاده شوند در خلا ،با فشار کم در محفظه احتراق کار میکند .،این مزیت ،دلیل اصلی برای استفاده از تزریق بالونی در سفینه ها و موشک های فضایی است برای مثال موتور های فرود و پرواز فضا پیمای آپولو دارای سیستم تزریق بالونی است.

در این سیستم تزریق بالونی هنگام کار موتور مجموعه ای از شیر ها بکار رفته است و بجای هوای سبک از هلیوم فشرده شده استفاده شده است .

تزریق بالونی همچنان کاربرد خود را در موتور های کمکی سفینه های فضایی پیدا کرده است و در موتور های سیستم جهت دهی که دبی جرمی کم و تعداد استارت موتور هزار ها بار است ،استفاده میشود.تزریق بالونی همچنان در تجهیزات مختلف موتور های سوخت مایع امروزی استفاده میشود .این تزریق کمکی سوخت و اکسید کننده و تولید فشار اضافی شارژ را در مخازن سوخت و اکسید کننده و تولید فشار اضافی توام با تزریق پمپ ها است .

تزریق بدون توربوپمپ فقط بالونی نیست .برای رهایی از ورن بالون های فشار بالا ،میتوان سیال عامل را به کمک گازی کردن محصولاتی که به شکل جامد یا مایع یا گاز هستند ،شارژ کرد.تجربه ساخت سیستم های مشابه بار ها تکرار شده است ، اما چنین سیستمی بطور گشترده کاربرد ندارد .دبی جرمی گاز های حاصل از از سوخت جامد به سختی قابل کنترل است و نمی توان بدان اعتماد کرد .

در روی در پوش عدسی بالایی هر باک ، صفحه انژکتوری نصب شده است که از باک های کوچک مخصوص سوخت و اکسید کننده کمکی به کمک گاز فشرده در بالون های کوچک صورت میگیرد .بدین صورت یک سیستم ترکیبی حاصل میشود که اکومولاتور فشار بالا در آن فقط با سوخت و اکسید کننده کمکی کار میکند .سوخت و اکسید کننده اصلی به کمک اصلی به کمک محصولات احتراق حاصل از احتراق سوخت و اکسید کننده کمکی به صورت مکشی تزریق میشود .

این سیستم ضمن دارا بودن شاخص های وزنی خوب ،همچنان قابل اعتماد لازم و سادگی کنترل دبی جرمی سوخت و اکسید کننده کمکی دارد .

سیستم تزریق با کمک اکومولاتور های فشاری سوخت مایع با برد نسبتا کوتاه جایگاه خاصی دارند.برای موشک های قوی تر کاربرد این سیستم و همچنین در حالت کلی استفاده از سیستم تزریق بدون تربوپمپ عاقلانه نیست.و در سفینه های فضای اکومولاتور های فشازر سوخت مایع کاربرد آن چنانی ندارند که علت آن درجه حرارت های بالای حاصل از احتراق و در نتیجه لزوم کاربرد های فولاد های مقاوم در مقابل حرارت بجای آلیاژ های سبک آلومینیوم -منزیوم برای مخزن های سوخت و اکسید کننده است.

در زمان حاضر سه نوع احتراق موجود و عملی است :پیروتکنیکی ،شیمیاییو الکتریکی .احتراق پیروالکتریکی فقط در سیستم های تک استارته استفاده میشوو.عامل احراق و سوخت و اکسید کننده ،سوخت جامد داغ توزیع شده در محفظه احتراق است.قبلا از نخ های افروخته شده انفجاری استفاده میشده است بطوری که این نخ های انفجاری مشتعل شده و مخلوط سوخت و اکسیدکننده دچار احتراق ملایم میشود .

احتراق شیمیایی ،مرتبط با استفاده از سوخت و اکسید کننده خود مشعل کمکی است .در شکل زیر راه فنی این مسئله بطور شماتیک نشان داده شده است .A مسیر و محل چاشنی است.در این محل رابط فلانژی از طرف لبه ها با دیافراگم بسته شده و با سوخ مشتعل کننده پر شده است ،بطوری که با تماس با اکسید کننده اصلی مشتعل میشود .با چرخش توربین ،فشار بالا میرود و دیافراگم پاره میشود و در ابتدا سوخت کمکی بجای اصلی وارد مولد گاز میشود . احتراق صورت میگیرد احتراق صورت میگیرد و سپس شوخت اصلی وارد میشود .

احتراق الکتریکی هم ،چاشنی الکتریکی به خوبی برای احتراق سوخت و اکسید کننده هیدروژنی -اکسیژنی کاربرد دارد .

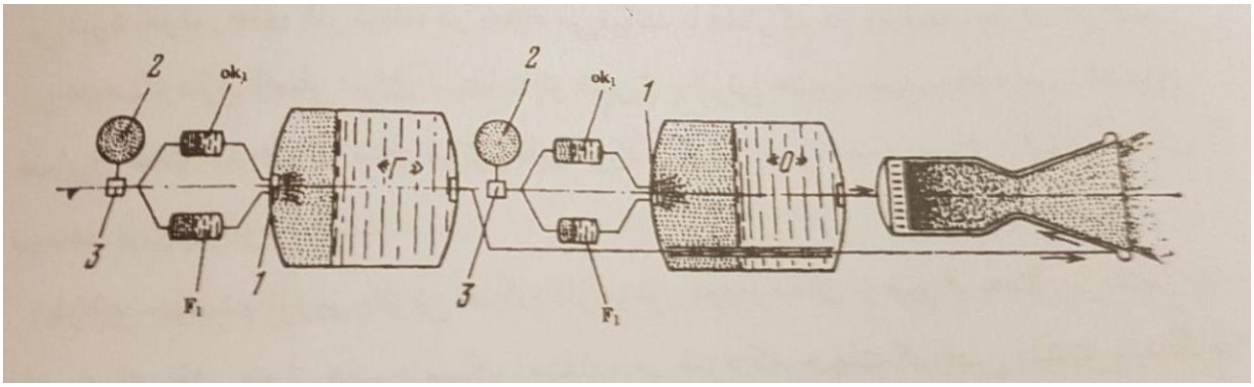
در حال حاضر دو نوع موتور الکتریکی برای موشک طراحی میشود .موتور های الکتریکی پلاسمایی موتور های یونی .در موتور های پلاسمایی،ابتدا سیال عامل تا مرحله یونیزه شدن گرم میشود ،سپس به محفظه شتاب هدایت میشوندو در آنجا تحت تاثیر دو نیروی الکترومغناطیسی و الکترو استاتیکی قرار میگیرند .جهت این میدان ها با جهت محور طولی محفظه بصورت مقابل عمود بر هم است.

میدان الکترواستاتیکی ،ذرات باردار را در راستای مقطع به حرکت در می آورد و باعث برخورد آنها با میدان مغناطبیسی میشود بدین شکل نیروی لرنس ایجاد میشود که باعث شتاب گرفتن ذره باردار در محور طولی میشود .و حرکت ذرات باردار باعث ایجاد یک دبی جرمی خروجی میشود و نتیجه اش تولید نیروی رانش است .در حال حاضر موتور های پلاسمایی با بکار گیری میدان

الکترو استاتیکی شعاعی طراحی و ساخته میشوند این کار لزوم استفاده از الکترومغناطیس های سنگین را بر طرف می سازد .موتور های پلاسمایی دارای قدرت تا چند هزار واحد هستند که بیشتر از موتور های شیمیایی است ولی این موتور ها فقط برای کارکرد در خلا کامل ساخته شده اند .

در حال حاضر دو نوع موتور الکتریکی برای موشک طراحی میشود .موتور های الکتریکی پلاسمایی موتور های یونی .در موتور های پلاسمایی،ابتدا سیال عامل تا مرحله یونیزه شدن گرم میشود ،سپس به محفظه شتاب هدایت میشوندو در آنجا تحت تاثیر دو نیروی الکترومغناطیسی و الکترو استاتیکی قرار میگیرند .جهت این میدان ها با جهت محور طولی محفظه بصورت مقابل عمود بر هم است.

میدان الکترواستاتیکی ،ذرات باردار را در راستای مقطع به حرکت در می آورد و باعث برخورد آنها با میدان مغناطبیسی میشود بدین شکل نیروی لرنس ایجاد میشود که باعث شتاب گرفتن ذره باردار در محور طولی میشود .و حرکت ذرات باردار باعث ایجاد یک دبی جرمی خروجی میشود و نتیجه اش تولید نیروی رانش است .در حال حاضر موتور های پلاسمایی با بکار گیری میدان الکترو استاتیکی شعاعی طراحی و ساخته میشوند این کار لزوم استفاده از الکترومغناطیس های سنگین را بر طرف می سازد .موتور های پلاسمایی دارای قدرت تا چند هزار واحد هستند که بیشتر از موتور های شیمیایی است ولی این موتور ها فقط برای کارکرد در خلا کامل ساخته شده اند .



روش استفاده از بالن

موتور راکت ها کلا به دو دسته تقسیم میشوند :

سوخت مایع و جامد :

برای راکت های سوخت مایع ما دست کم دو مخزن داریم، که یکی برای اکسید کننده و دیگری برای سوخت است چون در خارج از جو که منطقه پرواز خود راکت یا موشک بالستیک هم هست اکسیژن وجود ندارد، لذا موتور راکتی از مخزن اکسید کننده بهره میبرند که مخزن ها از جنس آلومینیوم و استیل ضد زنگ هستند. سوخت ها معمولا از کروسین دی متیل هیدرازین و هیدروژن مایع و اکسید کننده ها که کار اکسیژن در خارج از جو را انجام میدهند معمولا اسید نیتریک و اکسیژن مایع هستند و موشک هایی که از سوخت یا اکسنده بسیار سرد استفاده میکنند را کرایوژنیک مینامند .

گاهی راکت های کرایوژنیک چون سوخت یا اکسید کننده ناپایدار است ،بنابر این بخار شده و در بدنه راکت یخ میزند که این مطلوب نیست و باعث افزایش وزن مرده میشود.

حال ما دو مخزن داریم، یکی حاوی سوخت و دیگری حاوی اکسید کننده که باید این سوخت و اکسنده را با دبی جرمی خاصی با فشار مناسب وارد اتاقک احتراق کنیم، حال برای تحت فشار قرار دادن سوخت و اکسنده دو راه داریم یکی توربوپمپ و دیگری دمیدن گاز تحت فشار است.

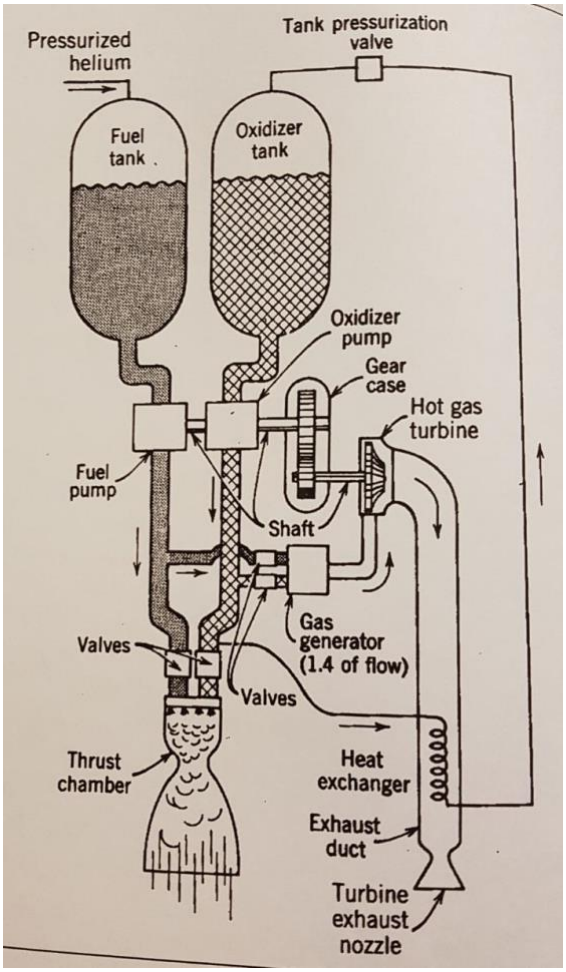
برای روش دومی برای تحت فشار قراردادن اکسنده یا سوخت ،گازی خنثی مانند هلیوم را با فشار مناسب به درون مخزن میدمیم بخاطر این از گاز خنثی استفاده می کنیم چون گاز خنثی با سوخت یا اکسنده واکنش نمیدهد .

حال روش دیگر استفاده از توربوپمپ است برای استفاده از توربوپمپ مخزن باید دارای فشار مثبت باشد تا خلا ایجاد نشود حال در اینجا که توربوپمپ قلب موتور سوخت مایع است به یک توربین متصل است که توربین با یک شفت به دو پمپ و یک گیر بکس برای تنظیم سرعت چرخش استفاده میشود زمانی که سیال عامل مانند این که در راکت V2 آب اکسیژنه و سدیم پر منگنات است، با هم واکنش داده و گاز حاصل از واکنش از توربین عبور کرده و توربین را با ۴۰۰۰ rpm میچرخاند ، در اینجا توربوپمپ به کار میفتد .توربوپمپ از دو نوع گریز از مرکز و محور خطی است که نسخه گریز از مرکز با یک ورودی دیفیوزر باعث تنظیم فشار میشود و در نوع محور خطی همانند کمپرسور محور خطی است که با پره های خود باعث افزایش فشار میشود .

هر مخزن اکنسده یا سوخت دارای یک یا دو توربین و پمپ است حال این سوخت با فشار مناسب از توربوپمپ خارج شده و با عبور از انژکتور ها و فیلتر ها بصورت پودر درون اتاقک احتراق پاشیده میشود ،تا با جرقه کامل بسوزد و با خروج گاز داغ از نازل همگرا واگرا با توجه به قانون سوم نیوتن که هر عملی عکس العملی در خلاف جهت آن دارد رانش بوجود بیاید برای بوجود آمدن رانش میتوان دلایلی همچون تبدیل نیروی ترمودینامیکی به جنبشی گاز یا انبساط گاز ها هم عنوان کرد. .

سیکل موتور راکتی دو نوع است یا از نوع باز است که سیال عامل بلافاصله تخلیه شده و مدار بسته که سیال عامل وارد اتاقک احتراق میشود

و سپس گاز داغ یا سیال از نازل دلاوال خارج شده و گاز داغ یا سیال سوپر سونیک میشود



راکت سوخت مایع

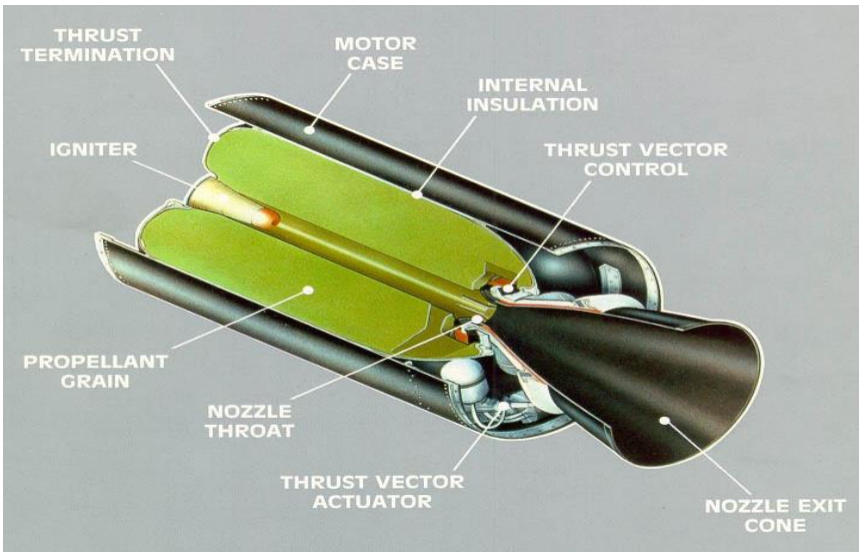
نوع دیگر موشک های بالستیک سوخت جامد است همانطور که از اسم پیداست در این نوع راکت ها سوخت بصورت جامد و غیر قابل پمپاژ میباشد ،بدنه خود سوخت جامد را معمولا آمونیوم پر کلرات تشکیل میدهد . سوخت های جامد به دو نوع همگن و ناهمگن تقسیم میشوند.

نوع همگن به نوعی از سوخت های جامد میگویند که در آن سوخت و اکسید کننده از یک نوع ملکول بهره میبرند مثل نیتروسلولوز و نیتروگلیسیرین .نوع دیگر ناهمگن است که سوخت و اکسید کننده از یک نوع ملکول بهره نمیبرند سوخت فشرده شده است که به آن گرین میگیند و اکسید کننده همانند پودر در سوخت پخش شده اکسید کننده ها معمولا مواد های با علامت های اختصار شیمیایی زیر هستند.,RDX,HMX شناخته میشوند وبرای تنظیم ضربه ویژه و چگالی در گرین ذرات فلز همانند آلومینیوم مخلوط میکنند. در راکت های سوخت جامد مخزن سوخت همان اتاقک احتراق است گرین در اتاقک احتراق قرار میگیرد و با شمع ها از همانجا میسوزد و هرچه سطح سوختن سوخت بیشتر باشد رانش بیشتر و هرچه سطح سوختن کمتر رانش فراهم شده کمتر میباشد ،و احتراق صورت میگیرد و گاز حاصله از خروجی خارج میشود و باعث رانش میشود

سوخت مایع و جامد دارای معایب و محاسنی هستند .

از محاسن سوخت مایع میتوان به قابل کنترل بودن و تنظیم قدرت آن اشاره کرد و معایب آن میتوان به خطرناک بودن بعضی اکسید کننده ها مانند اسید نیتریک و ناپایدار بودن مثل اکسیژن مایع برای راکت های کرایوژنیک و گاها چون اکسید کننده ای مانند اسید نیتریک باعث خورده شدن مخزن میشود لذا بعد از سوخت گیری راکت باید شلیک شود و قابل انبار کردن نیست . سیستم راکت سوخت مایع پیچیده تر و پر هزینه تر است

از محاسن سوخت جامد میتوان به قابل انبار بودن آن ساده تر بودن طراحی اشاره کرد و از معایب آن غیر قابل کنترل بودن فرآیند سوختن و تا انتها باید سوخت بسوزد و در ادامه به قدرت کمتر آن اشاره کرد.



سوخت جامد

نگاه ترمودینامیکی به موتور جت :

قانون اول ترمودینامیک

U(دلتا)=Q-W

در این فرمول w برابر است با کار و Q برابر است با گرما و دلتاU برابر است با تغییر انرژی درونی .

در ترمودینامیک Cp را ضریب گرمای ویژه برای فرآیند هم فشار .

و Cv را ضریب گرمای ویژه برای فرآیند حجم ثابت مینامند.

آنتالپی برابر است با

H=U+PV

و

Cp-Cv=R و (Cp÷Cv)=K

مقدار K همواره بزرگتر از صفر است و برای هوا 1.4 است.

Cp=(KR÷(K-1))

Cv=(R÷(K-1))

آنتالپی در فرآیند فشار ثابت برابر است با :

H=CpT

و تغییر انرژی داخلی در فرآیند حجم ثابت برابر است با

U=CvT

پارامتر دیگر آنتروپی است که در یک فرآیند با حرارت و اصطحکاک(برگشت ناپذیری) افزایش میابد و با S نشان داده میشود .

آدیاباتیک به فرآیندی اطلاق می شود که در آن انتقال حرارت یا همان Q برابر با صفر باشد لذا قانون اول ترمودینامیک برای آدیاباتیک به شرح زیر است

-W=(دلتا)U

و خود W در فرایند آدیاباتیک برابر است با

W=((P2V2-P1V1)÷(K-1))

و برای بدست آوردن P و V از فرمول زیر میتوان استفاده کرد .

آیزنتروپیک یا آنتروپی ثابت :به فرآیندی آدیاباتیک و برگشت پذیر(بدون اصطحکاک) میگویند که برای هوا پلی تروپیک نام دارد

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{k-1}{k}} \quad \text{و} \quad \frac{T_1}{T_2} = \left(\frac{v_2}{v_1}\right)^{k-1}$$

موتور جت بر اساس سیکل برایتون و دارای چهار فرآیند به صورت زیر تشکیل شده است

۱-فر آیند تراکم آیزنتروپیک در کمپرسور

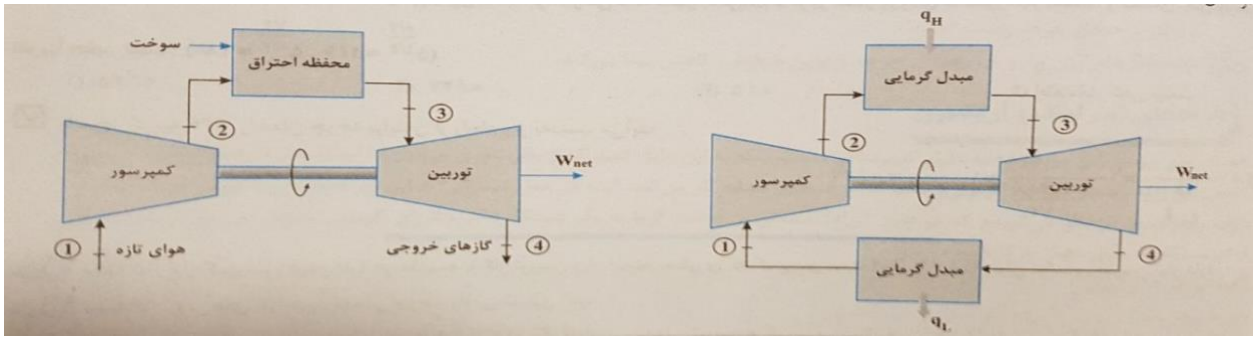
(کار در کمپرسور منفی و در توربین مثبت است زیرا توربین کار روی کمپرسور انجام میدهد و کمپرسور کار بر روی آن انجام میگیرد

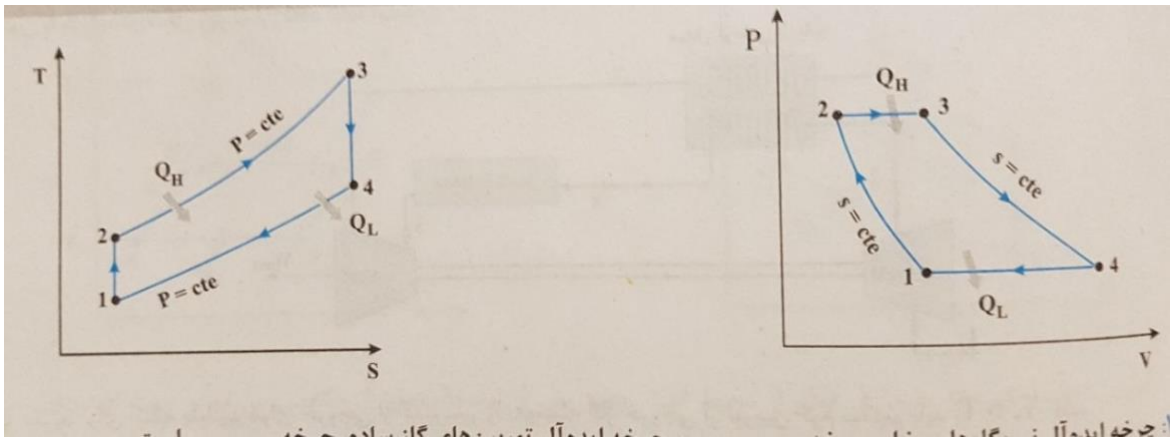
در سیکل ایده آل کمپرسور و توربین از آیزنتروپیک میباشد)

۲-جذب گرما فشار ثابت

۳-انبساط آیزنتروپیک

۴- دفع گرما و در فشار ثابت.





راندمان چرخه برایتون

$$\eta_{th,Brayton} = ۱ - \frac{T_۱}{T_۲} = ۱ - \frac{T_۴}{T_۳} = ۱ - \frac{۱}{r_p^{(k-۱)/k}}$$

ntراندمان توربین=((Ti-Te,s)÷(Ti-Te)

ncکمپرسور=((Te,s-Ti)÷(Te-Ti))

سیکل کاری موتور ، راندمان، تاثیرات

سیکل کاری موتور های توربوجت از نوع درون سوز میباشد .

همان طور که در بخش اول اشاره کردیم در موتور های توربوجت سیال هوا بعد از گذشتن از ورودی هوا وارد کمپرسور شده ، فشرده میشود بعد از این وارد اتاقک احتراق شده و با سوخت مخلوط میشود ، احتراق صورت میگیرد و در مرحله بعدی سیال هوای داغ وارد توربین شده و انرژی گرمایی آن به انرژی مکانیکی تبدیل شده ، باعث چرخیدن کمپرسور میشود و بعد از این فرآیند سیال از لوله اگزوز (Jet pipe) عبور کرده و با خارج شدن از نازل طبق قانون سوم نیوتن رانش ایجاد میکند و این شد سیکل کاری موتور تربوجت .

در ادامه قصد دارم به رفتار سیال هوا در بخش های مختلف موتور بپردازم.

سیال هوا با ورود به ورودی هوا فشار و سرعتش تغییر میکند که این بستگی دارد ورودی هوا واگرا باشد یا همگرا ،که در بخش اول توضیح داده شده بعد از عبور از ورودی هوا زمانی که سیال هوا به کمپرسور میرسد سرعتش ثابت است ولی فشار و دمای آن افزایش میابد ، در اتاقک احتراق دمای سیال افزایش یافته و به ۲۰۰۰ درج سانتیگراد میرسد ،سرعت سیال در اول کاهش یافته و بعد افزایش میابد . با ورود سیال به توربین فشار کاهش یافته سرعت افزایش میابد و دما افت میکند وبا ورود سیال به Jet pipe با توجه به اینکه لوله اگزور در اصل یک لوله واگرا است ،سرعت کاهش یافته و فشار افزایش میابد ،دما هم بالا میرود در نهایت با خروج سیال از نازل دما به شدت افت کرده و فشار هم کاهش میابد و سرعت بالا میرود .

عوامل موثر بر رانش:

از عوامل موثر بر رانش میتوان به فشار اشاره کرد ،با افزایش فشار رانش نیز افزایش میابد عامل دیگر میزان حجم ورودی هوا است، که هرچه بیشتر شود رانش افزایش میابد آیتم دیگر سرعت ورودی و خروجی هوا است هر چه سرعت ورودی هوا کاهش یابد رانش افزایش میابد، به همین علت است که در حالت سکون رانش بسیار بالاست ولی در کل بخواهیم رابطه سرعت هواپیما با رانش آن را بررسی کنیم باید گفته شود با افزایش سرعت هواپیما رانش کاهش میابد که این به عامل افزایش سرعت هوای ورودی که خود باعث کاهش رانش میشود، عامل این قضیه است ولی از یه سرعتی به بالا افزایش سرعت رانش هم افزایش میابد،دلیلش این است که از این سرعت به بالا میزان حجم هوای ورودی(که خود عامل افزایش رانش است) افزایش یافته و به افزایش سرعت ورودی هوا(که عامل کاهش رانش) غلبه میکند و باعث افزایش رانش از حد سرعت به بالاتر میشود .

عامل دیگر میزان چگالی هواست که با افزایش چگالی رانش افزایش میابد و با کاهش ارتفاع و کاهش رطوبت هم رانش افزایش میابد عامل دیگر دسته تراتل در کابین میباشد که خلبان به فشار دادن تراتل به سمت جلو FCU میزان سوخت بیشتری به اتاقک احتراق تزریق شده و احتراق بیشتر انجام شده و سرعت و دمای سیال افزایش میابد و با سرعت بیشتری به پره های توربین برخورد کرده و توربین هم با سرعت بیشتری میچرخد و کمپرسور را با سرعت بیشتری میچرخاند بنابراین سیال هوای بیشتری(حجم بیشتر) به درون موتور میکشد که باعث افزایش رانش میشود

رانش یا همان نیروی تراست با خروج گاز داغ از نازل خروجی موتور و بر اساس قانون سوم نیوتن ایجاد میشود .

رانش طبق فرمول

$F=\dot{m}(V_2-V_1)+A(P_2-P_1)$

F=نیروی رانش

M(دات)=دبی جرمی

دبی جرمی= چگالی ×سرعت ×سطح مقطع

V2=سرعت هوای خروجی

V1= سرعت هوای ورودی

A= مساحت سطح ورودی

P2=فشار هوای خروجی

P1= فشار هوای ورودی

برای محاسبه اسب بخار هم از فرمول زیر استفاده میکنیم:

HTP= (F×V)÷375

(از عوامل موثر در رانش دما هم هست که رابطه عکس دارد هر چه دما کاهش یابد رانش افزایش میابد)

راندمان

راندمان حرارتی:راندمان حرارتی به میزان تبدیل نیروی حرارتی به نیروی جنبشی میگویند که از فرمول تقسیم نیروی جنبشی بر نیروی حرارتی ضرب در ۱۰۰ .

راندمان رانشی:به تبدیل نیروی جنبشی به کار انجام شده راندمان رانشی میگویند که از فرمول تقسیم کار انجام شده بر روی انرژی جنبشی ضرب در ۱۰۰ بدست میآید .

راندمان کلی : به تبدیل نیروی حرارتی به کار انجام شده میگویند که از فرمول تقسیم کار انجام شده بر روی نیروی حرارتی ضرب در ۱۰۰ بدست می آید

وزن ویژه:به نسبت وزن موتور به یک پوند رانش .

رانش ویژه: هوای ورودی نسبت به یک پوند رانش.

مصرف سوخت ویژه:به سوخت مصرفی نسبت به یک پوند رانش.

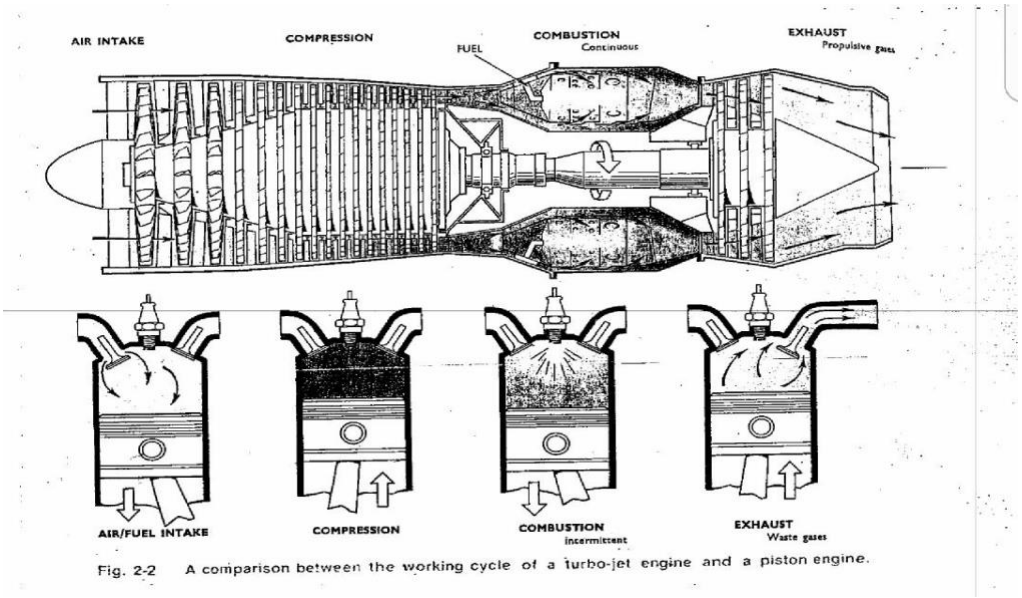
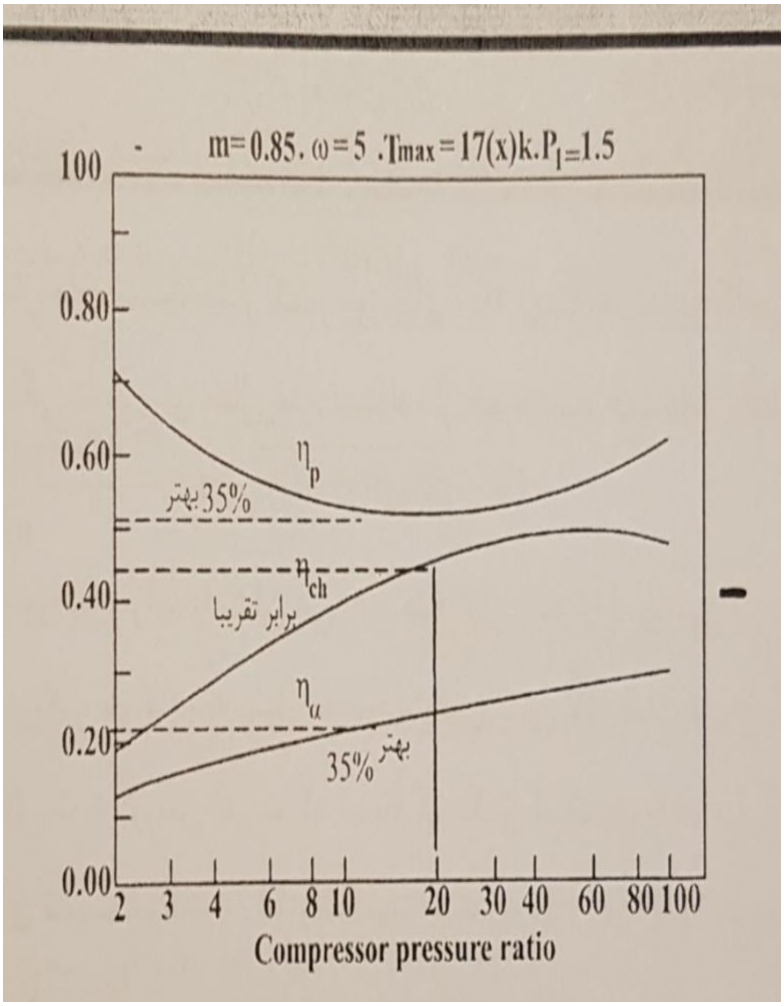
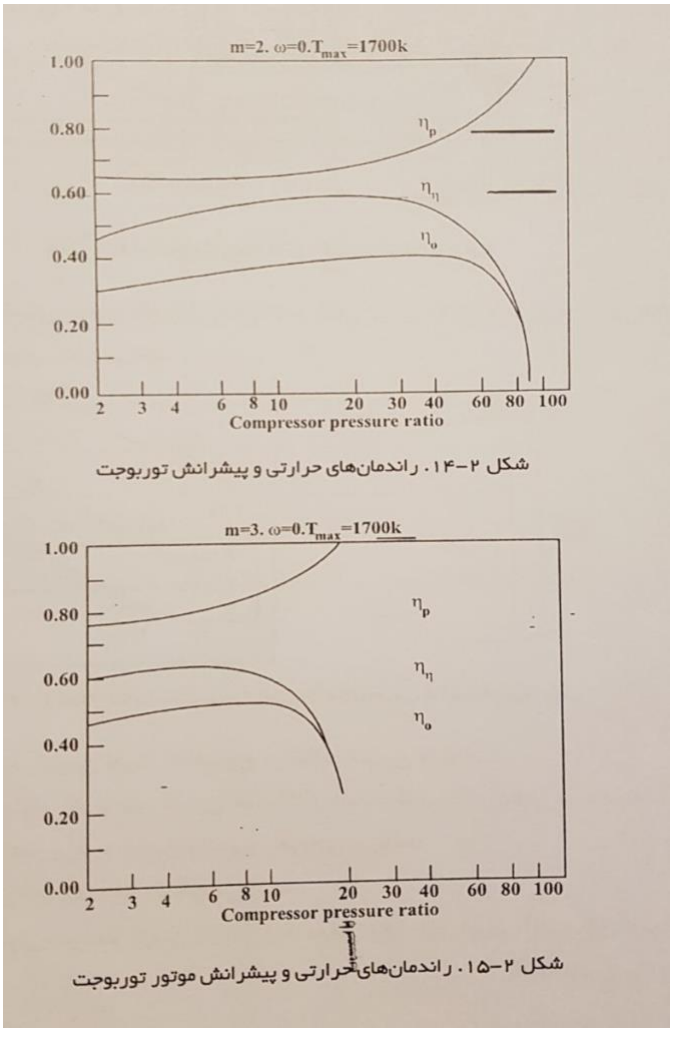


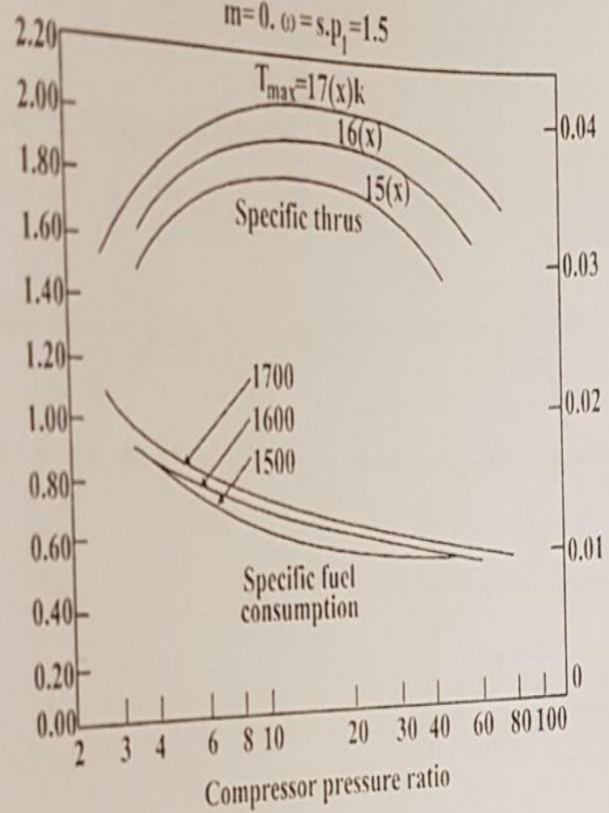
Fig. 2-2 A comparison between the working cycle of a turbo-jet engine and a piston engine.



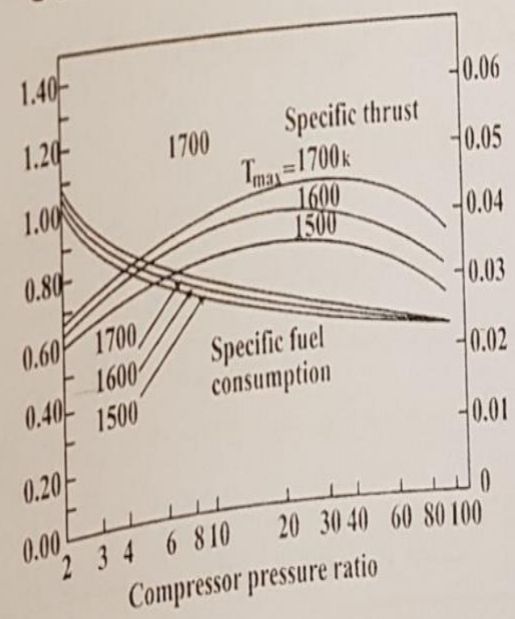


شکل ۲-۱۴. راندمان‌های حرارتی و پیشرانش توربوجت

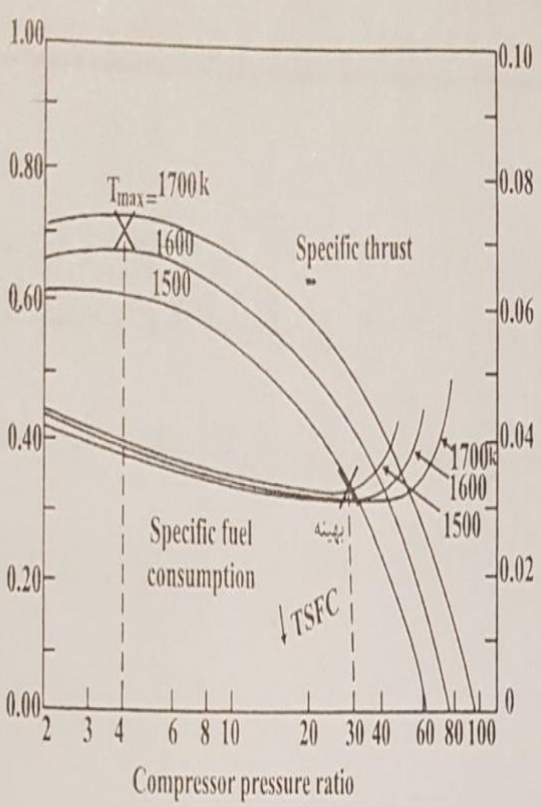
شکل ۲-۱۵. راندمان‌های حرارتی و پیشرانش موتور توربوجت



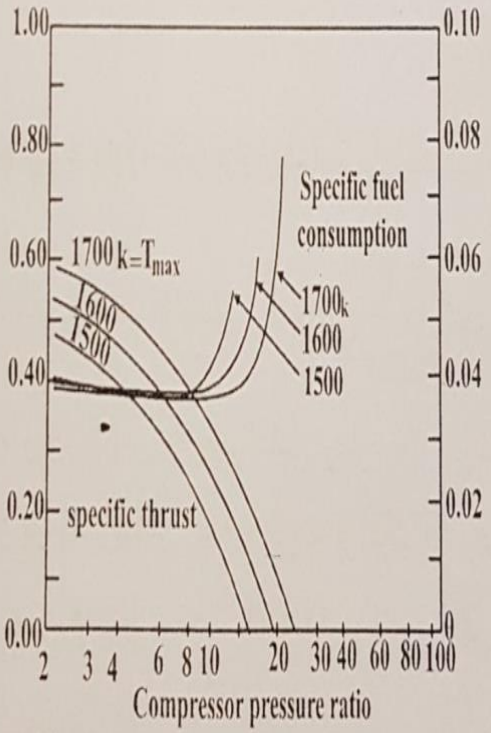
شکل ۲-۱۰: رانش سکون و مصرف سوخت توربوفن

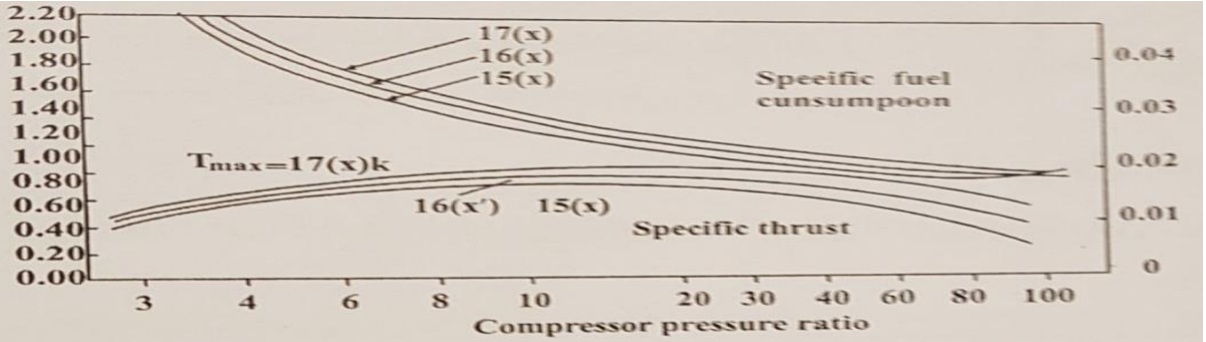


شکل ۲-۱۱: رانش کروز و مصرف سوخت توربوفن

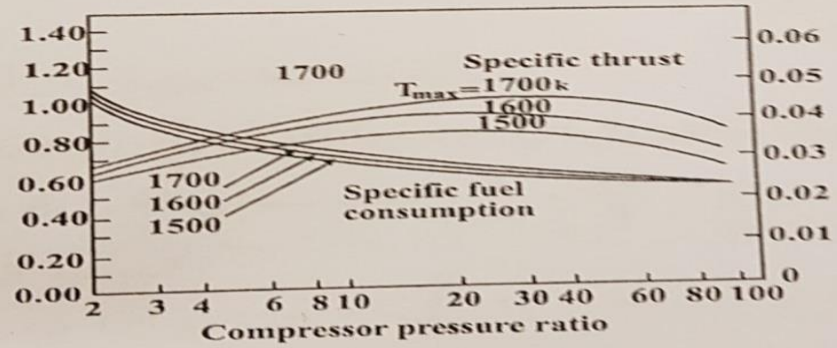


شکل ۲-۷: رانش کروز و مصرف سوخت توربوجت (M = ۲)

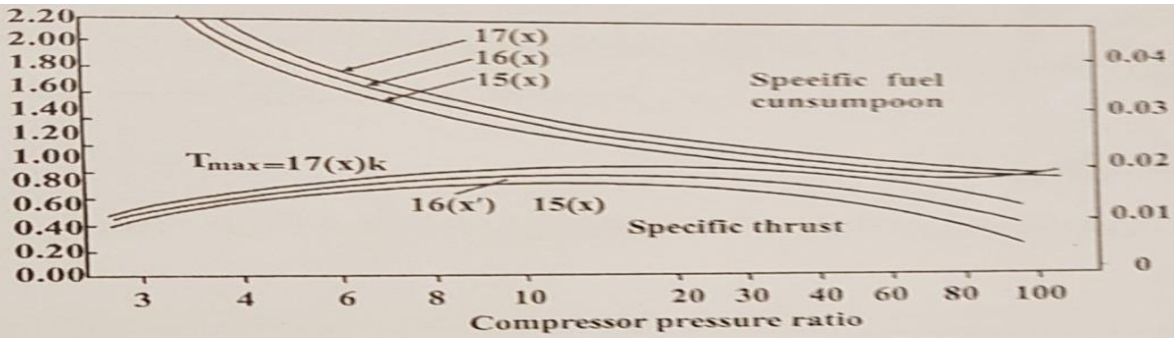




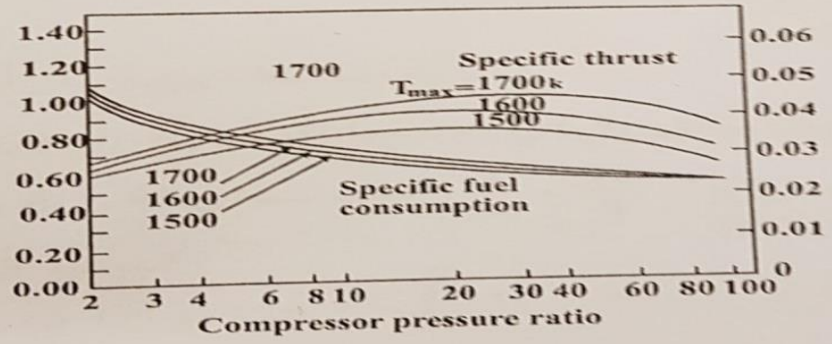
شکل ۲–۵: رانش سکون و مصرف سوخت توربوجت (M = ۰)



شکل ۲–۶: رانش کروز و مصرف سوخت توربوجت (M = ۰/۸۵)



شکل ۲–۵: رانش سکون و مصرف سوخت توربوجت (M = ۰)



شکل ۲–۶: رانش کروز و مصرف سوخت توربوجت (M = ۰/۸۵)

حداقل نرخ مصرف انرژی

$$E = \frac{\dot{m}}{\eta_e}\left(\frac{u_e^2}{2} - \frac{u^2}{2}\right)$$

راندمان حرارتی

$$\eta_{th} = \frac{\dot{m}_a\left[(1+f)\frac{u_e^2}{2} - \frac{u^2}{2}\right]}{\dot{m}_f \cdot Q_R}$$

راندمان ملخ

$$\eta_{Pr} = \frac{P_S}{\dot{m}_f \cdot Q_R}$$

راندمان کل

$$\eta_o = \eta_p \cdot \eta_{th} = \frac{T \cdot u}{\dot{m}_f \cdot Q_R}$$

دمای ورودی و خروجی کمپرسور

$$P_o = P_a\left[1 + \eta_d\left(\frac{T_{o2}}{T_a} - 1\right)\right]^{\frac{\gamma_d}{\gamma_d - 1}}$$

$$T_o = T_a\left[1 + \frac{1}{\eta_c}\left[P_{rc}^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} - 1\right]\right.$$

نسبت سوخت به هوا در اتاقک احتراق

$$f = \frac{T_{04}/T_{04} - 1}{\frac{Q_R}{C_{p'e}\,T_{03}} - \frac{T_{04}}{T_{03}}}$$

سرعت خروج از نازل

$$u_e = \sqrt{2\eta_n C_p T_{06}\left[1 - \left(\frac{P_a}{P_{06}}\right)^{\frac{\gamma_n - 1}{\gamma_n}}\right]}$$

طراحی ورودی هوا:

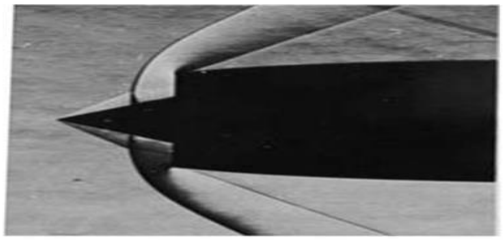
ورودی هوا

در کل ورودی و مجرا ها به دو شکل هستند، بصورت همگرا هستند یا واگرا، برای سیال مادون صوت وقتی سیال وارد مجرای واگرا میشود سرعتش کم و فشارش افزایش میابد ، در همگرا سرعت افزایش و فشار کاهش میابد حال در جریان مافوق صوت زمانی که سیال وارد مجرای واگرا میشود سرعتش افزایش و فشارش کاهش میابد ، در همگرا سرعتش کاهش و فشارش افزایش میابد .

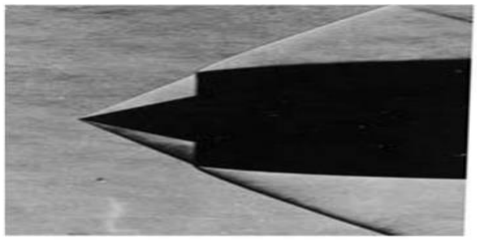
(البته ورودی هوا همواره با بدنه فاصله دارد تا لایه مرزی وارد آن نشده تا با توجه به افت فشار شدید پیش آمده استال و افت شدید راندمان رخ ندهد موتور استال نکند)

حال در ورودی های هوا مانند ورودی هوای هواپیمای مافوق صوت کنکورد ، ورودی به شکل همگرا واگرا است. یعنی اگر کنکورد به فرض مثال با سرعت ۱.۵ ماخ پرواز کند سیال هوا با سرعت ۱.۵ ماخ وارد ورودی میشود و وارد قسمت همگرا ورودی میشود و با توجه به اینکه سیال مافوق صوت است سرعتش کاهش یافته ، فشارش افزایش میابد و در اینجا سیال مادون صوت شده و وارد قسمت واگرا شده و دوباره سرعتش کاهش و فشارش افزایش میابد و برای موتور مناسب میشود البته تنها با استفاده از ورودی همگرا واگرا مادون صوت کردن جریان سخت است لذا از موج های شوک برای کاهش سرعت در ورودی هوا هم استفاده میشود .

حال نوع دیگری هم وجود دارد که در جنگنده های MIG-21 فیشبد ، جنگنده لایتنینگ انگلیسی ورودی هوای موتور SR71 و پهپاد D21 دیده میشود در این نوع ورودی هوای یک مخروط وجود دارد که موج های شوک روی آن مخروط شکل گرفته و باعث میشوند که سرعت سیال مافوق صوت (مثلا ۲ ماخ)کم شود ،در ادامه همین سیال مافوق صوت که بعد از موج شوک سرعتش به ۱.۳ ماخ رسیده وارد یک مجرای همگرا میشود و باعث میشود که سرعتش باز هم کاهش یابد و مادون صوت شود و برای موتور مناسب باشد.



Unstarted inlet



Started Inlet

Schlieren imaging of Supersonic inlet shocks

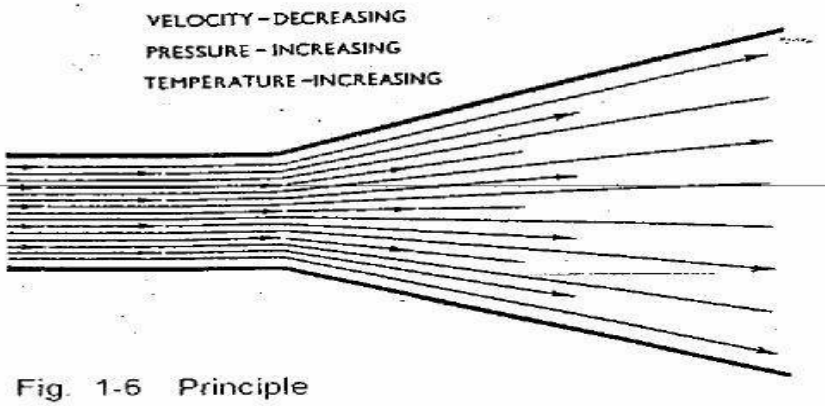


Fig. 1-6 Principle

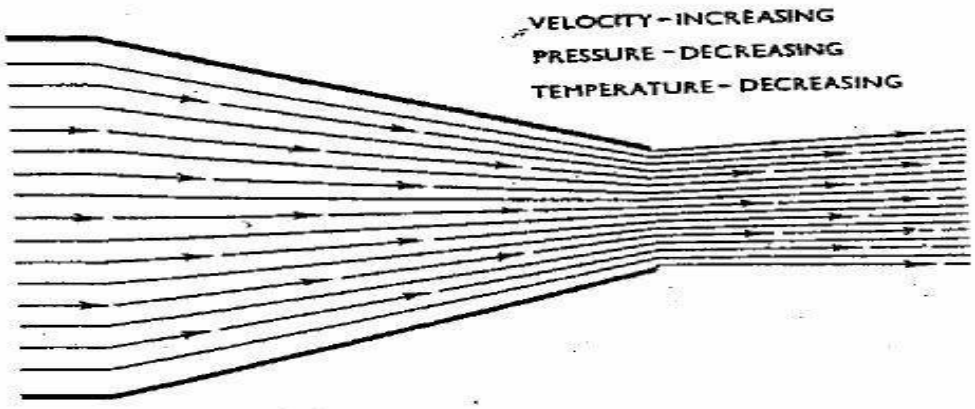
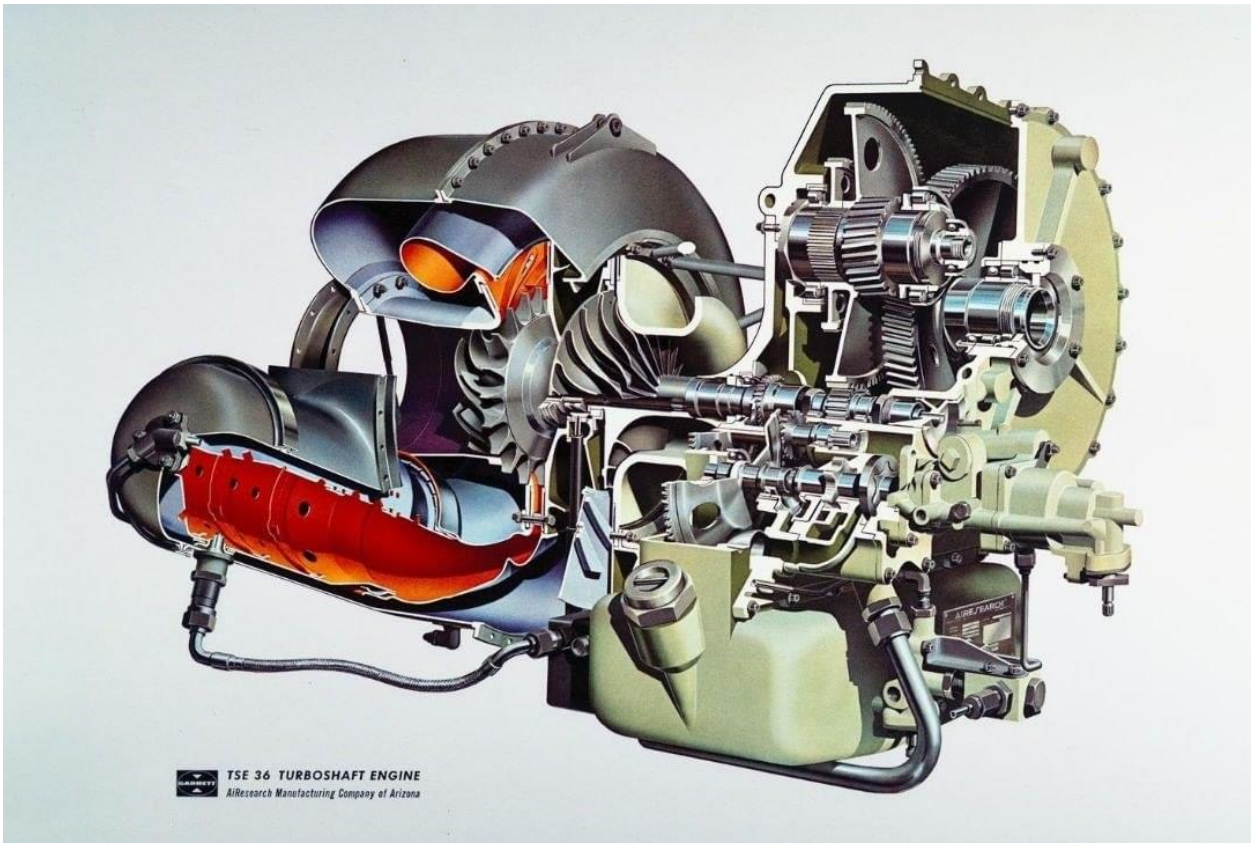
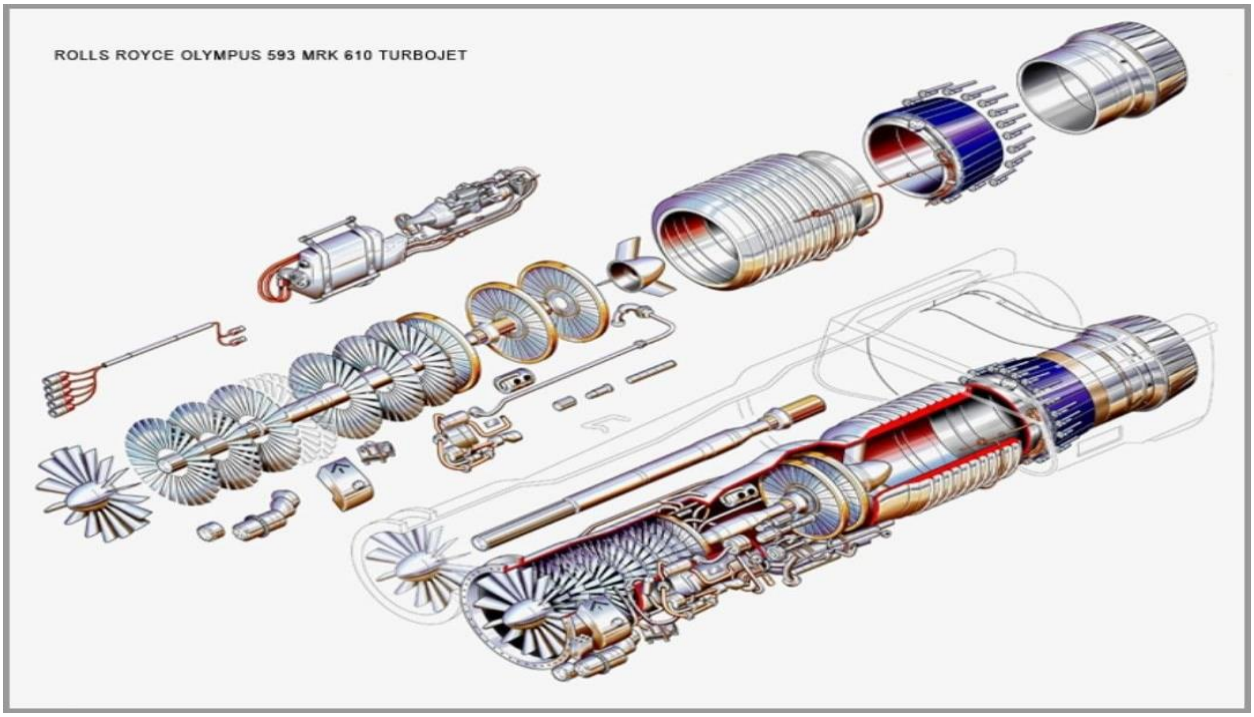


Fig. 1-4 Principle

کانال واگرا و همگرا





موتور توربوشفت و قطعات موتور جت:

انواع کمپرسور

کمپرسور ها به سه دسته تقسیم میشوند نوع اول گریز از مرکز نوع دوم خط محوری نوع سوم ترکیبی:

کمپرسور گریز از مرکز: این کمپرسور از قطعه ای بنام impeller که ایمپلر در اصل یک دیسک است که پره ها بر روی آن بصورت شعاعی قرار گرفته اند، در بین این تیغه ها کانال هایی بصورت واگرا وجود دارند که باعث کاهش سرعت و افزایش فشار میشوند، در پشت ایمپلر قطعه ای بنام دیفیوزر وجود دارد که این قطعه یه رینگ دوجداره است که بین جدار های آن کانال های واگرایی وجود دارد ،که باعث کاهش سرعت و افزایش فشار و دما میشود به هر یک دیفیوزر و یک ایمپلر یک stage میگویند .

از مزایای کمپرسور گریز از مرکز میتوان به راحتی آن راطراحی کرد و این نوع کمپرسور دیر تر FOD میکند. (اصطلاحFOD به از بین رفتن پره های کمپرسور میگویند) ولی از معایب آن میتوان به راندمان کم آن اشاره کرد که بیشتر برای برای هواپیما های کوچک مناسب است و در هواپیما های بزرگ کاربرد ندارد.

کمپرسور های گریز مرکز به انواع یک طبقه و یک ورودی . دو طبقه و یک ورودی و دو طبقه و دو ورودی تقسیم میشوند.

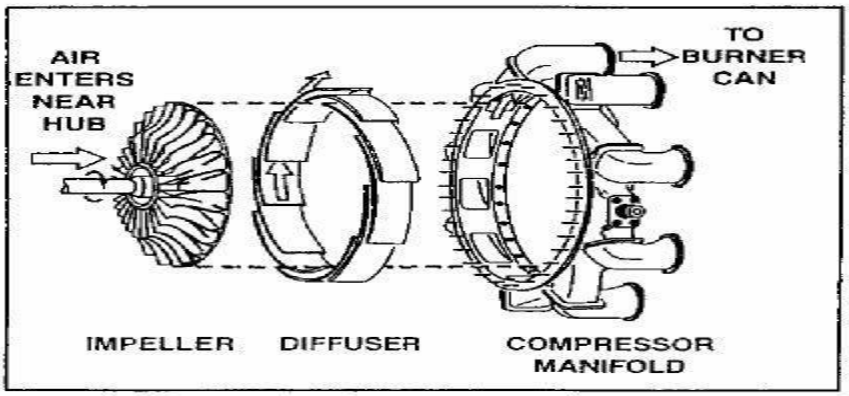


Figure 3-4. A single-stage centrifugal compressor consists of an impeller, a diffuser, and a compressor manifold.

کمپرسور های محور خطی:

همان طور که در اول مقاله اشاره کردم وظیفه کمپرسور افزایش فشار سیال هوا است .

در کمپرسور های محور خطی در جلوی کمپرسور یه تیغه هایی وجود دارد که جریان هوا را با زاویه خاصی به کمپرسور هدایت میکند، خود کمپرسور از دیسکی تشکیل شده که روی لبه ی آن تیغه ها با رعایت اصول آیرودینامیکی چیده شده اند در بین این تیغه ها کانال های واگرایی وجود دارد که باعث کاهش سرعت هوا ،افزایش فشار و دمای آن میشود این نوع کمپرسور از تیغه های ثابت و متحرک تشکیل شده و بر هر دو تیغه ثابت و متحرک با هم یک stage میگویند.

تیغه ها همانطور که گفته شد بر روی لبه های دیسک قرار دارد و این دیسک از طریق برینگ به شفت متصل است و این شفت با اتصال به توربین باعث میشود که توربین کمپرسور را بچرخاند .

از مزایای این نوع کمپرسور میتوان به راندمان بالای آن که این کمپرسور برای هواپیما های بزرگ ساخته میشوند اشاره کرد .

از معایب آن میتوان سختی طراحی آن و راحت تر کردن FOD آن اشاره کرد .

در این کمپرسور هر چه به STAGE های جلو تر میرویم فشار و دما افزایش میابد در استیج های اولیه که فشار کم است، آلومینیوم بکار رفته در استیج های بعدی که فشار افزایش میباد از تیتانیم و در استیج های آخری که فشار در بیشترین حد است از فولاد استفاده شده .

کمپرسور محور خطی دارای سه نوع است نوع **single spool** که دارای یه شفت است که کمپرسور به توربین متصل کرده و نوع دیگر **Twin spool** که دارای دو شفت است که کمپرسور پر فشار را به توربین پر فشار و کمپرسور کم فشار را به توربین کم فشار متصل میکند و نوع دیگر را **Triple spool** میگویند که شفت سومی به فن متصل است.

استال : به بهم خوردن نظم جریان هوا یا متلاطم شدن جریان هوا در کمپرسور که باعث افت شدید راندمان میشود، استال میگویند.

به استال کردن تمام استیج های کمپرسور **Surge** میگویند که بسیار خطرناک است.

از علایم استال میتوان به صدای بسیار مهیب که از موتور منتشر میشود و تغییر بسیار زیاد و مستمر **RPM** و دمای موتور و لرزش شدید از علایم استال است. راهکار های جلوگیری از استال تیغه های جلوی کمپرسور که هوا را با زاویه خاصی به کمپرسور میرساند و مجرا ها و منافذی که جریان متلاطم هوا را از موتور خارج میکند .

نکته:موتور هواپیما با هوا خنک میشود ۲۵ در صد برای کار کردن موتور و ۷۵ درصد باقی برای خنک کردن.

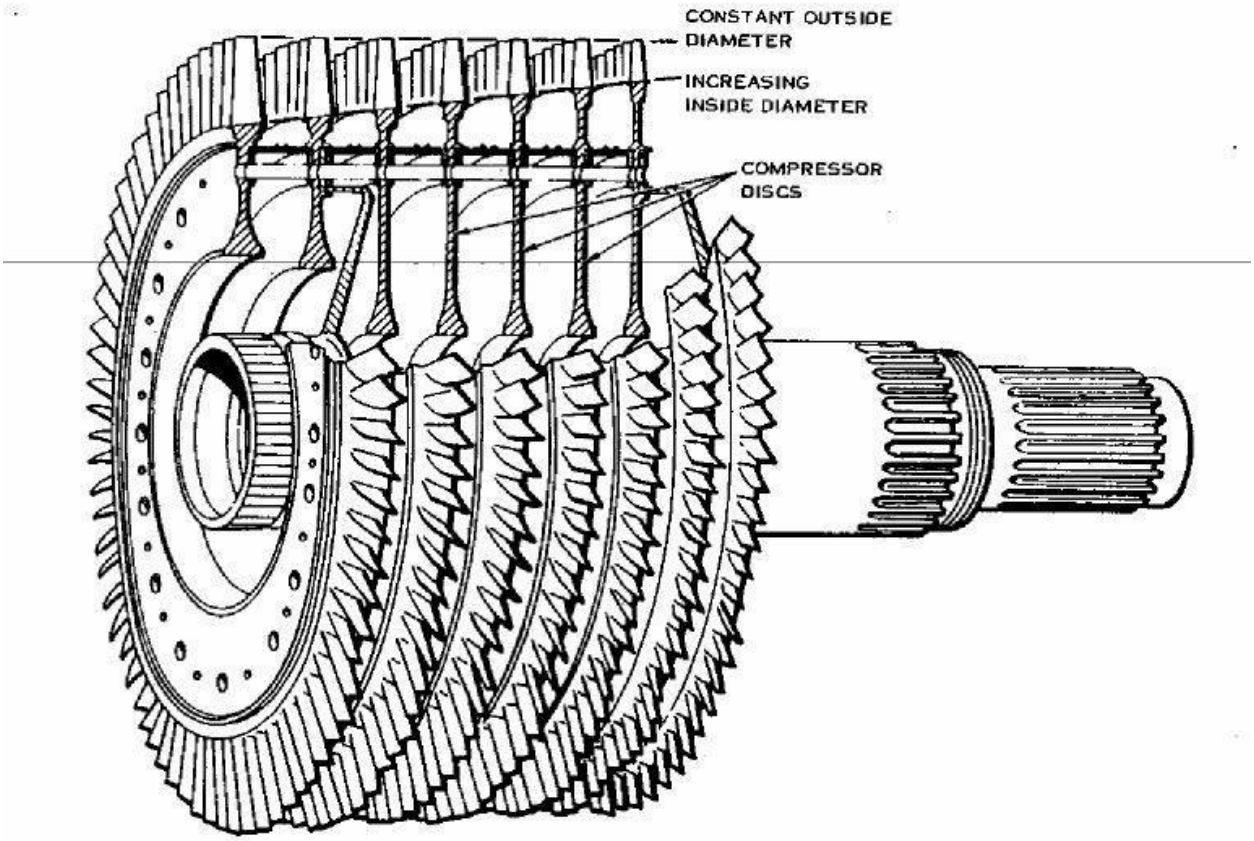


Figure 3–19. Typical High Pressure Compressor Rotor

اتاقک احتراق:

همانطور که از نامش پیداست کارش ایجاد احتراق در مخلوط هوا و سوخت است.

اتاقک احتراق همانند یک استوانه مشبک شده یا دو لوله در هم فرو رفته است. لوله داخلی برای احتراق و لوله بیرونی برای خنک کردن لوله داخلی با استفاده از هوای فشرده شده کمپرسور است.

جریان سیال بعد از رسیدن به اتاقک احتراق توسط تیغه ها با زاویه خاصی وارد اتاقک احتراق میشود ، در ورودی اتاقک که قسمت احتراق است سیال هوا بصورت گردباد در آمده و با سوخت مخلوط میشود و در اینجا دمای سیال تا ۲۰۰۰ درجه سانتیگراد هم میرسد ، بعد با هوای فشرده شده کمپرسور مخلوط شده م از اتاقک احتراق خارج میشود اتاقک احتراق ها به انواع تک اتاقک احتراق و چند پوسته ، تک اتاقک احتراق و دو پوسته ، چند اتاقک احتراق و چند پوسته تقسیم میشود

موتور های چند اتاقک احتراقه تنها در دو اتاقک دارای شمع هستند ، سیالی که احتراق بر روی آن انجام شده توسط لوله به دیگر اتاقک ها انتقال میابد کلا اتاقک احتراق ها دارای دو شمع هستند که یکی در موقعیت ساعت ۴ و دیگری ۸ قرار میگیرد موتور های کوچک و سبک دارای یک مجرای پاشش سوخت و موتور های بزرگ دارای دو مجرای پاشش سوخت هستند شمع ها نیروی الکتریکی ۱۱۵ ولتی خود را برای جرقه از آلترناتور ها دریافت میکنند .مجرا های پاشش یوخت باید سوخت را کاملا به صورت پودر در اتاقک پخش کنند که بسرعت تبخیر شده و با هوا کاملا مخلوط شده که در صورت جرقه کاملا بسوزد، اگر مجرا پاشش سوخت(انژکتور) سوخت را به صورت پودر نپاشاند یعنی بزرگتر باشد و تبخیر کامل نشود در این صورت به صورت کاملا نخواهد سوخت و دوده میزند ، دود سیاهی از خود بجا میگذارد دقیقا همان مشکلی که موتور های J-79 و RD-33 دارند و اگر مجرا های پاشش سوخت سوخت را با زاویه نامناسب بپاشانند در این صورت دمای دیواره بیش از حد بالا خواهد رفت.

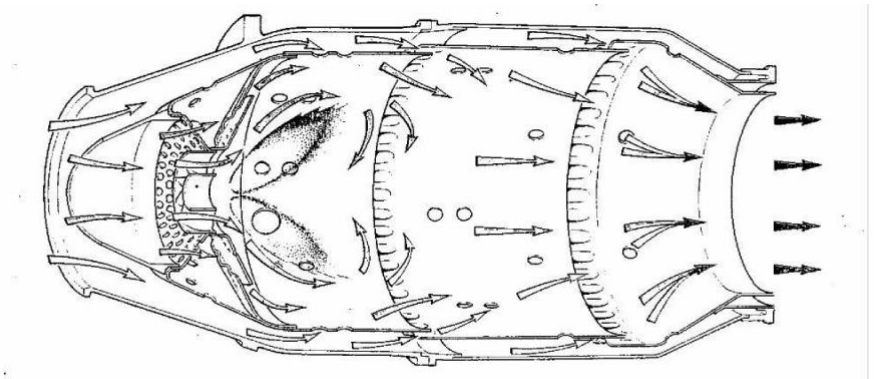


Figure 6.5 Flame stabilizing and general airflow pattern

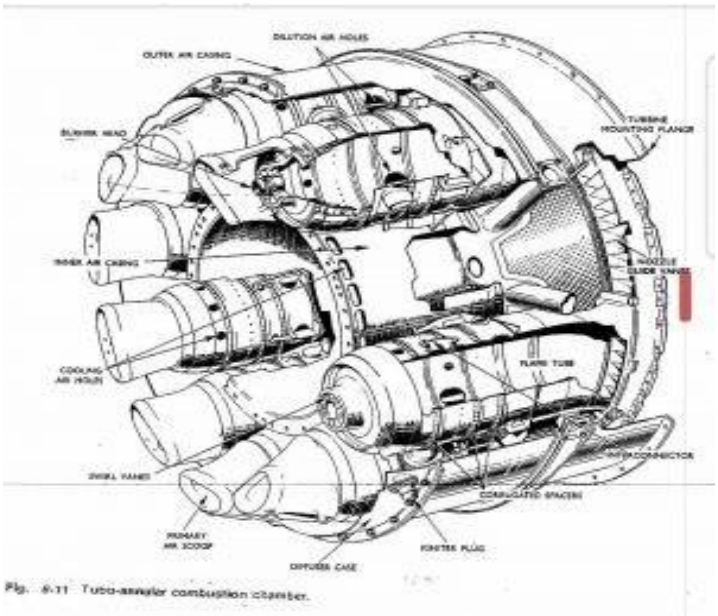


Fig. 6-11 Tubo-annular combustion chamber.

توربین :

وظیفه توربین تبدیل انرژی حرارتی سیال به انرژی مکانیکی و انتقال آن به کمپرسور توسط یک شفت و چرخاندن کمپرسور است.

توربین ها همانند کمپرسور های محور خطی هستند از یه دیسک که تیغه ها بر روی لبه ی آن نصب شده اند،در بین این تیغه ها کانال های هایی بصورات همگرا است که سرعت سیال را افزایش داده ، فشار و دمای آن را کاهش میدهد دقیقا بر عکس کمپرسور ،توربین ها با توجه به اینکه با گاز های خیلی داغ سر و کار دارند از آلیاژ های مقاوم کبالت و نیکل ساخته شده اند.

در توربین تیغه ها بر روی لبه ی دیسک هستند و از طریق برینگ به شفت متصل هستند ، شفت نیروی مکانیکی حاصله را به کمپرسور رسانده و آن را میچرخاند .

در کمپرسور هر چقدر به استیج های جلو بریم فشار بیشتر میشود ولی در توربین بر عکس هر چه استیج های جلویی میرویم فشار کاهش میابد یعنی در کمپرسور آخرین استیج پرفشار است و در توربین اولین استیج.در اول توربین NVG ها یا همان تیغه های ثابت هستند و بعد از آن تیغه های متحرکت و بر هر یک تیغه ثابت و چرخان یک STAGE میگویند.

اگزوز یا Jet Pipe:

سیال هوا بعد از عبور از توربین به Jet pipe میرسد.

ورودی jet pipe بصورت مخروط بوده تا جریان هوا متلاطم نشود و دورن jet pipe با توجه به اینکه در معرض گاز های داغ قرار دارد از آلیاژ های مقاوم و مواد نسوز ساخته شده .در کل jet pipe بصورت یک کانال واگرا است که فشار و دما افزایش و سرعت کاهش میابد گاهی اوقات در Jet pipe مجرای پاشش سوخت قرار میدهند، که با پاشش سوخت احتراق دوم صودت گرفته که به آن پس سوز میگویند پس سوز ۵۰ در صد رانش و ۱۵۰ درصد مصرف سوخت را افزایش میدهد و فشار فراوانی به موتور وارد میشود پس سوز برای تیک آف و رسیدن به سرعت صوت و موارد ضروری استفاده میشود. هر چند امروز موتور PW F-119 متعلق به سوپر جنگنده F-22 به این جنگنده قابلیت ابر کروز بخشیده یعنی بدون پس سوز قابلیت رسیدن به سرعت صوت دارد (رپتور بدون پس سوز به 1.82 ماخ میرسد) که در این صورت نیازی به پس سوز نیست که فشار کمتری هم به موتور وارد میشود و عمر عملیاتی آن بیشتر میشود و نسبت به حالت پس سوز مصرف سوخت بسیار کمتری دارد .

خروجی و نازل :

نازل به قسمتی میگویند که گاز های داغ از آن خارج شده و طبق قانون سوم نیوتن باعث رانش میشود .

حتما دیده اید که زمانی که یک جنگنده پس سوز میگیرد خروجی های موتور بزرگتر میشوند این امر با استفاده از فشار سوخت به سیلندرهای عملگر انجام میگیرد .

دلیلش این است چون زمان پس سوز فشار گاز های خروجی به شدت افزایش یافته و ممکن است فشار به داخل موتور زده و باعث استال شود ولی در حالت غیر پس سوز خروجی تنگ تر شده و باعث میشود که گاز ها به حداکثر سرعت خود برسند و رانش مطلوبی فراهم کنند .

امروزه برای کاهش نویز و سر و صدا از chevron استفاده میشود که در بویینگ های ۷۸۷ و ۷۳۷ مکس و ۷۴۷-۸ بکار رفته

در اصل chevron یک حالت آیرودینامیکی و دندانه دار است که باعث میشود سطح مخلوط شدن گاز داغ با هوا افزایش یابد گاز های داغ خروجی به سرعت با هوا سرد خنک شده و کمتر نفوذ کرده و امواج صوتی کمتری تولید کند که باعث کاهش نویز میشود

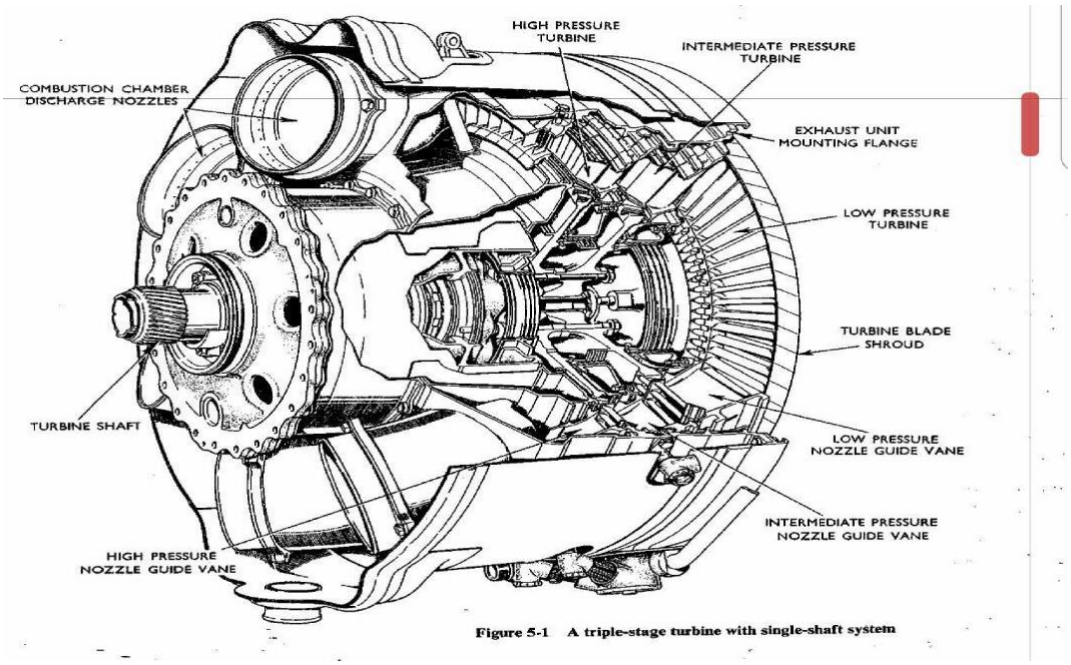
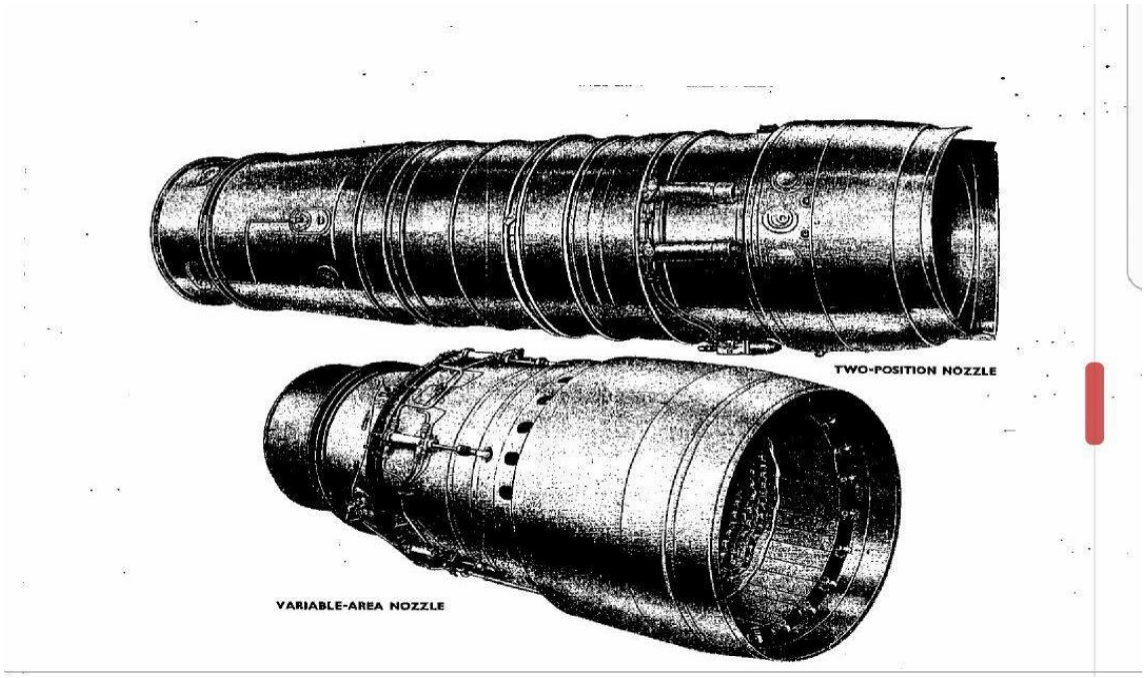


Figure 5-1 A triple-stage turbine with single-shaft system



فشار

فشار از نوع استاتیکی و دینامیکی میباشد و نوع دیگر فشار ،فشار سکون است.

فشار سکون به حالتی میگویند که در آن حالت آیزنتروپیک بوده یعنی بدون انتقال حرارت (آدیاباتیک) و برگشت پذیر و بدون اصطحکاک بوده است و سرعتش سکون است .

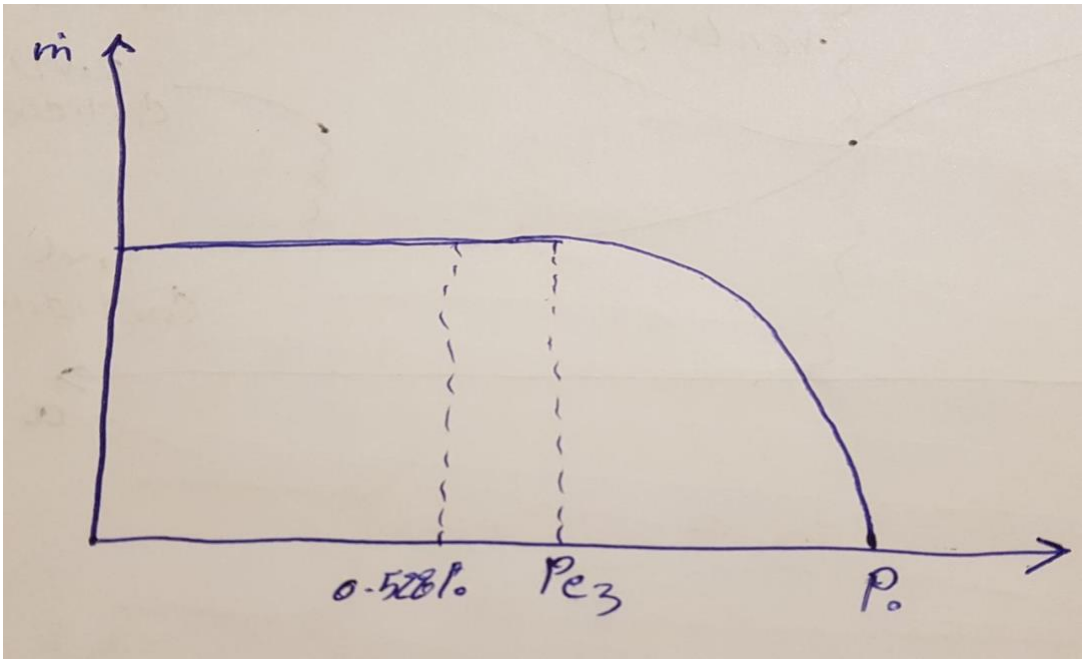
هر کجا که فشار سکون بیشتر از جای دیگر باشد مشابه آنچه در اختلاف پتانسیل الکتریکی رخ میدهد از قسمت بیشتر به قسمت کمتر میرود.

برای مثال در خود ایرفویل بال هواپیما سیال هوایی که از بالای ایرفدیل میگذرد کم فشار است و سیال پایینی پر فشار است لذا جریان از قسمت پرفشار قسمت پایینی بال به سمت قسمت کم فشار قسمت بالایی بال حرکت میکند که باعث تولید گردابه نوک بال میشود ،برای نازل ها هم به همین شکل است سیال از قسمت پر فشار به سمت کم فشار حرکت میکند .

خفگی یا همان CHOCK

در بالاتر گفتیم که هر جا که فشار سکون بیشتر باشد سیال به سمت قسمتی که فشار سکون کمتر است سرازیر میشود

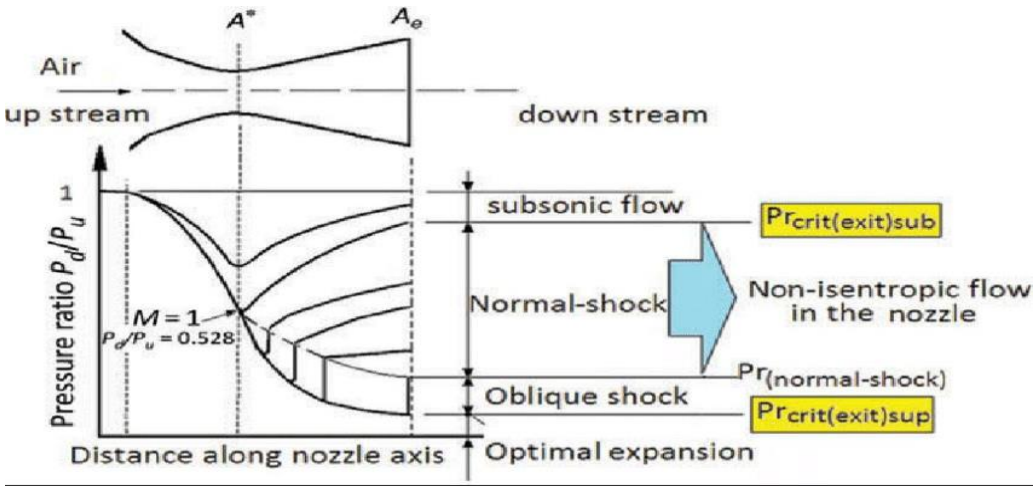
یک نازل را در نظر بگیرید برای اینکه سیال گاز از داخل نازل بیرون بیاید طبیعتا باید پس فشار بیرون نازل کمتر از فشار درون نازل باشد و هرچه فشار خارج از نازل را کاهش دهید، سیال با دبی جرمی و سرعتش بیشتر به بیرون سرازیر میشود تا زمانی که فشار بیرون نازل به ۰.۵۲۸ یا پایین تر از این مقدار برسد، در این حالت سرعت سیال روی ۱ ماخ قفل شده و دیگر نه سرعت و نه دبی جرمی افزایش نمیابد و در اینجا میگویند اصطلاحا نازل دچار خفگی شده.

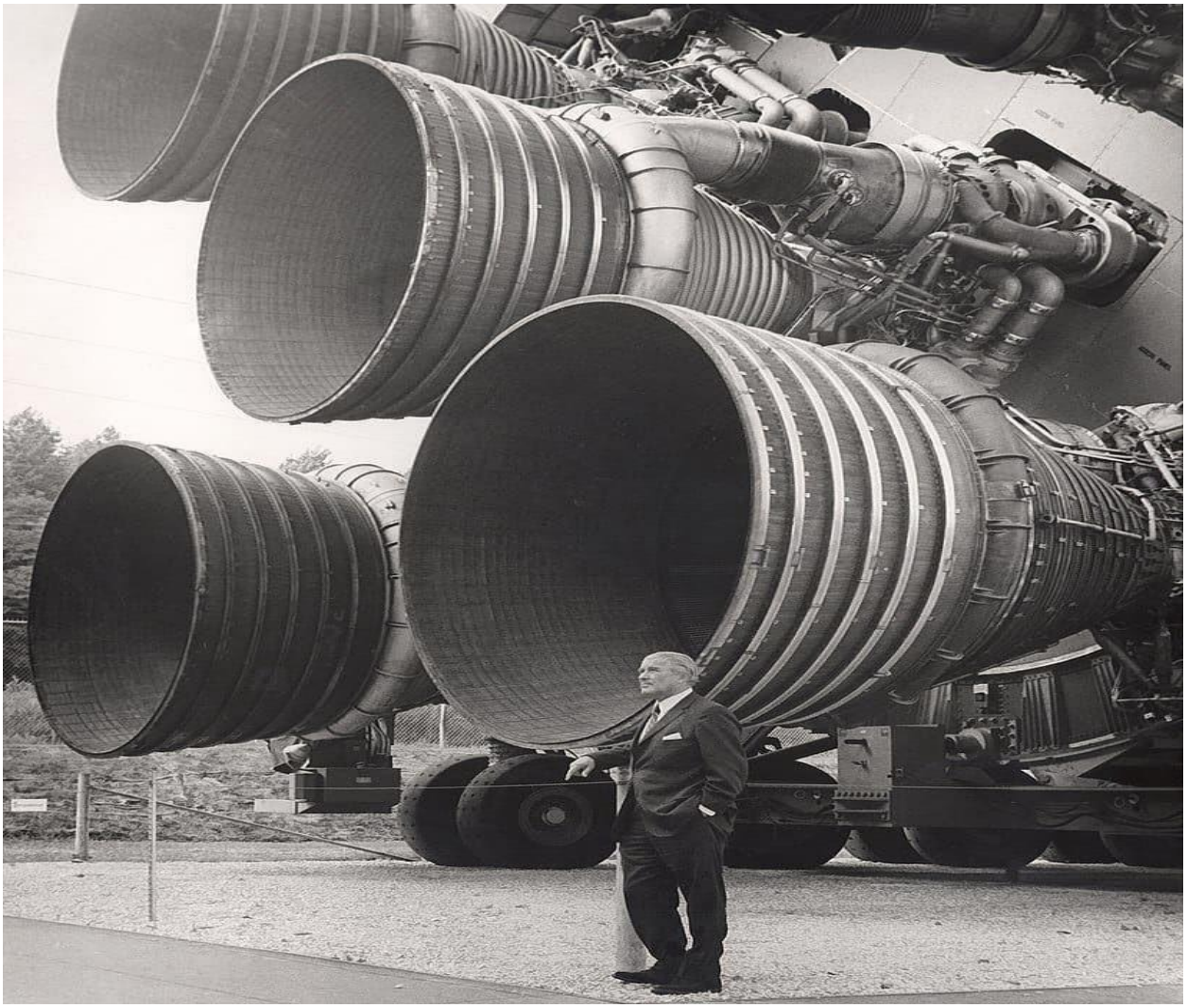


نمودار Chock

نازل همگرا واگرا دلاوال

برای اینکه رانش بیشتر داشته باشیم لازم است تا سرعت سیال خروجی را به حداکثر برسانیم حال در اینجا از نازل همگرا واگرا دلاوال استفاده کردیم که خود وظیفه اش سوپر سونیک کردن جریان است در این نازل سیال(مادون صوت) از قسمت همگرا وارد وارد شده و در گلوگاه به عدد ماخ ۱ میرسد و در ادامه سوپر سونیک شده و فشار آن برابر rd critical3 میشود که این پدیده مطلوب است و کمتر از این فشار نازل دچار خفگی خواهد شد و اگر به موج شوک برخورد کند و سرعتش کمتر شود فشار در حالت nd critical2 قرار خواهد گرفت و اگر سیال در حالت ورودی مادون صوت بود و به سرعت ۱ ماخ در گلوگاه برسد و دوباره بصورت مادون صوت هم ادامه دهد به فشار st critical1 میرسد که این نامطلوب است گاهی اوقات هم سیال از اول مادون صون بوده و مادون صوت هم ادامه میدهد و اصلا به سرعت صوت هم نمی رسد به این حالت ونتوری میگویند....


A*
Ae
Air
up stream
down stream
1
Pressure ratio Pd/Pu
M = 1
Pd/Pu = 0.528
subsonic flow
Prcrit(exit)sub
Normal-shock
Non-isentropic flow
in the nozzle
Pr(normal-shock)
Oblique shock
Prcrit(exit)sup
Distance along nozzle axis
Optimal expansion



انتخاب موتور برای هواگرد های مختلف:

سرعت و رژیم پروازی به بخش های زیر تقسیم میشوند .

از سرعت سکون تا ۰.۳ ماخ که جریان تراکم ناپذیر است یعنی چگالی ثابت است .

از سرعت ۰.۳ تا ۰.۸ که سرعت مادون صوت و تراکم پذیر است

از ۰.۸ تا ۱.۲ ماخ که جریان گذر صوتی است .

از سرعت ۱.۲ ماخ تا ۵ ماخ که سرعت مافوق صوت است .

از سرعت ۵ ماخ به بالا که ابر صوتی است.

از سرعت سکون تا سرعت های معمولا پایین تر از ۰.۸ ماخ که سرعت مادون صوت است از موتور های پیستونی و توربو پراپ استفاده میشود . برای هواپیما های ارزان قیمت شخصی مانند Cessna 172 یا هواپیما های قدیمی مانند داگلاس DC30 که در دهه ۳۰ میلادی طراحی شده است از موتور های پیستونی بهره میبرند ولی هواپیما های مسافربری منطقه ای و ترابری های مادون صوت و تاکتیکی از موتور های توربوپراپ بهره میبرند .

لاکهید C130 هرکولس با چهار موتور توربوپراپ ALISON T-56 .

این هواپیما از نوع ترابری تاکتیکی است. موتور های توربوپراپ چون باید توان لازم برای چرخاندن ملخ را تولید کنند بنابراین رانش آنها با واحد تراست اندازه گیری نمیشود و با Pیا همان توان اسب بخار اندازه گیری میشود.

خود موتور توربوپراپ در اصل توربوفن است، که در توربین ۹۰ درصد نیروی مکانیکی توسط شفت و گیربکس به پره های منتقل میشود و پره ها در بیرون موتور است ، پره ها که خود شکل آیرودینامیکی دارد و همانند ایرفویل است جریال هوا را از جلو گرفته، به عقب میراند که این باعث میشود نیروی رانش بوجود بیاید و با توجه به اختلاف فشار نیروی لیفت هم توسط پره ها بوجود میاید، که باعث بیشتر شدن تراست میشود همانطور که گفتیم موتور توربوپراپ تا سرعت ۰.۸ ماخ مناسب است زیرا در

بالا تر از این سرعت سیال بر روی پره ها به وضعیت فوق بحرانی رسیده (به سرعت صوت میرسد) و باعث میشود که موج شوک بر روی پره ها ایجاد شده و در ادامه ضریب لیفت به علت اختلاط لایه مرزی و موج شوک به شدت کاهش یافته و در نتیجه راندمان به شدت کاهش یابد، لذا با توجه به راندمان موتور های توربو پراپ برای سرعت های کمتر از گذر صوتی مناسب است و راندمان بالایی دارد و در بین تمامی موتور ها کمترین مقدار اتلاف نیروی جنبشی را دارد .

نوعی موتور پراپ است که در نوع خود جالب است آن هم موتور های فن پراپ مانند موتور های NK12 نصب شده بر روی توپولف ۹۵ است که این موتور دارای دو پره است که بر خلاف جهت یکدیگر می چرخند تا گشتاور خنثی شود ولی نکته جالب این است که سرعت های پره ها به سرعت های گذر صوتی رسیده و باعث موج شوک میشود ولی با این حال راندمان آن کاهش نمیابد.

برای فاز نشستن با تغییر گاه و زاویه ملخ ها باعث ایستادن هواپیما میشود و در موتور جت سیال داغ را از خروجی به سمت جلو میرانند تا تراست معکوس ایجاد شده و هواپیما بایستد

توپولف ۹۵ و موتور های فن پراپ NK12

$$E = ۳۷۵ \frac{۱}{V} \frac{\eta_P}{C_p} \quad \frac{L}{D} \ln\left(\frac{W_B}{W_۶}\right)$$

$$R = ۳۷۵ \frac{\eta_P}{C_P} \quad \frac{L}{D} \ln\left(\frac{W_۴}{W_۵}\right)$$

راندمان E و برد R برای موتور ملخی

نسبت لیفت به درگ همان بازده آیرودینامیکی و nP رانمان موتور و در آخر هم In وزن با سوخت بر روی بدون سوخت

و در ادامه برای سرعت های گذر صوتی مثل ۰.۸ تا ۰.۹ ماخ که سرعت بسیار نزدیک به سرعت صوت است

(سرعت صوت ۱۲۲۴ کیلومتر بر ساعت یا ۳۳۵ متر بر ثانیه میباشد)

در سرعت های نزدیک به سرعت صوت و گذر صوتی موتور توربوفن با نسبت کناره گذری بالا مناسب است

بویینگ ۷۴۷ SP هما مجهز به چهار موتور توربوفن JT-9D با نسبت کناره گذر بالا .

و نوع دیگری از موتور ها هستن با نسبت کنار گذرپایین که برای سرعت های بالا مناسب هستند مثل موتور توربوفن با نسبت کناره گذر پایین همانند PW F-110 که بر روی F15 نصب است و سرعت آنرا به ۲.۵ ماخ میرساند .

و برای سرعت های مافوق صوت تا حدود ۲.۵ ماخ یا کمی بیشتر موتور های توربوجت مناسب هستند بنا بر همین دلیل است که هواپیمای مافوق صوت کنکورد که سرعتش به ۲.۲ ماخ میرسد از چهار موتور توربوجت المپیوس بهره میبرد که تا ۳۵۰۰۰ پوند رلنش فراهم میکند .

و برای سرعت های ۳ ماخ و بالا تر از آن از موتور های رمجت بهره میبرند که از ویژگی این موتور عدم نیاز به توربوماشین است که فاقد کمپرسور و توربین است و دارای محدودیت های فشار در سرعت های خیلی بالا است و دارای مصرف سوخت بالاتری نسبت به توربوجت و توربوفن و پراپ است این نوع موتور معمولا دارای ورودی با یک مخروط برای کاهش سرعت به سرعت هایی حدود ۱.۲ ماخ است که در ادامه با وارد شدن به یک ورودی هوا همگرا سرعت کاهش یافته و سرعت سیال مادون صوت شود ولی این موتور از سرعت سکون قابل استفاده نیست(بجز پالس جت) لذا همیشه به عنوان موتور دوم استفاده میشود

برای سرعت های بالاتر از ۵ ماخ هم از پوتور های اسکرمجت بهره میبرند که دارای احتراق مافوق صوت است همانند موتور اسکرمجت نصب شده بر روی پهپاد X43 که سرعت آنرا به ۹.۶ ماخ میرساند

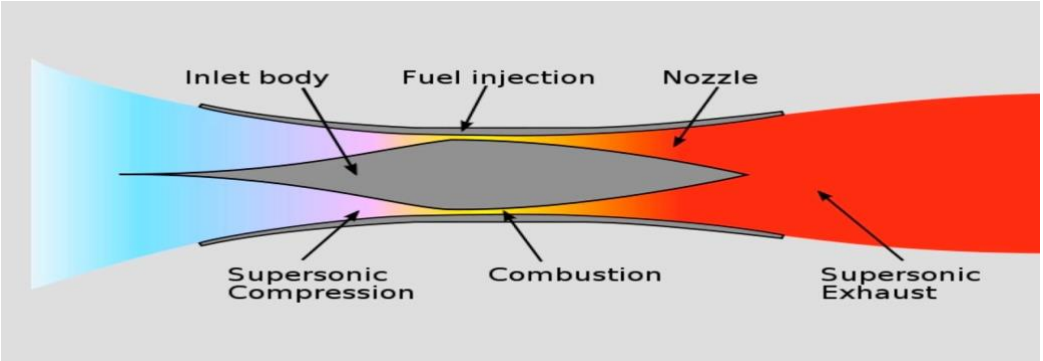
$$E = \frac{1}{c_j} \quad \frac{L}{D} \ln\left(\frac{W_B}{W_6}\right)$$

$$R = \frac{V}{c_j} \quad \frac{L}{D} \ln\left(\frac{W_4}{W_5}\right)$$

برد و مداومت پرواز برای جت

همانطور که گفته شد کار کرد موتور جت از نوع هواسوز میباشد ولی یکی از پارامتر های بسیار مهم برای احتراق اکسیژن و فشار است که با افزایش ارتفاع کاهش میابد خود کمبود اکسیژن در ارتفاع بالا باعث خاموش شدن اتاقک احتراق و در ادامه کاهش چگالی و فشار باعث کاهش رانش میشود لذا نتیجه میگیریم موتور های جت برای خارج از جو مناسب نیستند و در اصل با افزایش ارتفاع این موتور ها محدودیت دارند

در اینجا از موتور راکتی استفاده میشود که خود دارای اکسنده است و میتواند در خارج از جو پرواز کند همانند موتور راکتی XLR-99 که ۵۷۰۰۰ پوند رانش فراهم میکند و هواپیما X15 و ، (این هواگرد چیزی بین هواپیما و موشک است) ،این هواپیما را به سرعت ۶.۷ ماخ و ارتفاع ۳۵۴۰۰۰ پایی میرساند.



Scramjet

X15

آیرودینامیک:

ترمودینامیک؛

قانون اول ترمودینامیک؛

انرژی های مختلف از جمله پتانسیل گرانشی و انرژی جنبشی و انواعی از انرژی که به که به میدان های مغناطیسی و الکتریکی مربوط میشود در درس فیزیک مورد بررسی قرار میگیرد مطالعه اصول ترمودینامیک این امکان را به ما میدهد که تغییرات در انرژی مذکور و دیگر اشکال انرژی داخل یک سیستم را به برهمکنش ها و اثرات متقابل انرژی های مختلف در مرز های سیستم مربوط میکنیم مشاهدات تجربی نشان میدهد که انرژی نه نابود میشود و نه بوجود میاید تنها از صورتی به صورت دیگر تبدیل میشود

کار؛

در حالت ترمودنامیکی از کار به عنوان نوعی انرژی صحبت میشود .کار و گرنا انواع مبادله انرژی بین سیستم و محیط هستند .

$$W=\int Fdx$$

قرارداد :کار انجام شده روی سیستم منفی و کار انجام شده توسط سیستم مثبت میباشد.

نوع دیگر از صورت کار به نوع انبساط و تراکم است که در اصل مساحت زیر نمودار فشار حجم P-V است که با انتگرال گرفتن از زیر نمودار بدست میاید

$$W=\int PdV$$

گاز کامل به گازی میگویند که بتوان از نیروی بین ملکولی آن صرفنظر کرد ولی گاز حقیقی گازی است که نیرو های بین مولکولی آن بسیار حائز اهمیت است.

معادله حالت گاز ایده آل به شکل زیر است :

$$Pv=n\bar{R}T$$

آنتالپی سیستم،تابعی ترمودینامیکی است که با مجموع انرژی درونی سیستم و حاصلضرب حجم در فشار آن در محیطسیستم، هم ارز است

$$H=U+PV$$

در این فرمول U برابر انرژی درونی p برابر فشار V برابر حجم و H برابر آنتالپی .

گرمای ویژه فشار ثابت Cp عبارت است مقدار انرژی لازم برابر افزایش یک درجه دمای ماده در فشار ثابت

$$C_p=(\partial h/\partial T)_p$$

گرمای ویژه حجم Cv برابر است با مقدار انرژی که باید در حجم ثابت به ماده داد تا مقدار دمای آن یک درجه افزایش یابد.

$$C_v=(\partial u/\partial T)_v$$

انرژی داخلی در فرآیند حجم ثابت برابر است با:

$$\Delta U=\int C_v dT$$

آنتالپی در شرایط فشار ثابت برابر است با

$$\Delta H=\int C_p dT$$

$$Cp-Cv=R \quad Cp\div Cv=k$$

برای گاز ایده آل انرژی درونی و آنتالپی به شکل زیر خواهد بود

$$u=\int C_v dT \quad h=\int C_p dT$$

حال خود قانون اول ترمودینامیک برای سیستم بسته برابر است با

$$Q-W=\Delta E$$

حال برای چرخه برابر است با

$$\oint \delta Q-\oint \delta W=0$$

$$\oint \delta W=\oint \delta Q$$

*در فرآیند حجم ثابت کار برابر است با صفر و گرما برابر است با همان انرژی داخلی

*در فرآیند فشار ثابت کار برابر است با مساحت زیر نمودار P-V یعنی همان

$w=\int Pdv=P(V_2-V_1)$

و گرما برابر است با

$q=C_p\Delta T \quad Q=mC_p\Delta T=\Delta H$

*برای فرآیند دما ثابت تغییرات انرژی داخلی و تغییرات آنتالپی برابر با صفر است ولی کار برابر است با

$Q=W=mRT\ln(V_2/V_1)=mRT\ln(P_2/P_1)$

فرآیند آدیاباتیک یا بی درو به فرآیندی میگویند که در آن انتقال حرارت برابر با صفر است و برگشت پذیر میباشد لذا تغییرات آنتروپی برابر صفر بوده و همین فرآیند برای گاز ها پلی تروپیک نام دارد.

$$\frac{V_1}{V_2}=\left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{1}{n}} \quad , \quad \frac{V_1}{V_2}=\left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\frac{1}{n-1}} \Rightarrow \frac{T_2}{T_1}=\left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{n-1}{n}}$$

$$w=\frac{P_2v_2-P_1v_1}{1-n}=\frac{R(T_2-T_1)}{1-n}=\frac{k-1}{1-n}\Delta u \qquad (n\neq 1)$$

حال قانون اول ترمودینامیک را برای سیستم باز مانند مخزن بکار میبریم اگر جریان عبوری از سیستم به شکل پایا بوده یعنی نسبت به زمان هیچ تغییری نکند یا به عبارتی مشتق ان نسبت به زمان برابر با صفر باشد در این صورت فرمول قانون اول به شکل زیر خواهد بود.

$$\dot{Q}-\dot{W}=\Sigma\dot{m}_e(h_e+(V_e^2/2)+gz_e)-\Sigma\dot{m}_i(h_i+(V_i^2/2)+gz_i)$$

$\dot{m}$=دبی جرمی

$$\dot{m}=\rho vA$$

حال برای نازل یا دیفیوزر که دبی جرمی و ارتفاع برابر است قانون اول ترمودینامیکی برابر است با

$$h_e-h_i+(V_e-V_i)/2=0$$

آنتروپی؛

کلازیوس تلاش کرد که با تابع ریاضی خاصب بنام آنتروپی،کاربرد قانون دوم ترمودینامیک را مشخص سازد .

تغییرات دما یا به عبارتی انتقال حرارت و یا اصطحکاک یا به عبارت دیگر بر گشت ناپذیر بودن باعث تغییرات آنتروپی میشود و یک فرآیند آیزنتروپی یا پلی تروپیک یک فرآیند آنتروپی ثابت یعنی بدون انتقال حرارت و اصحکاک(برگشت پذیر) است.

$$\Delta S=S_2-S_1=\int(\delta Q/T)$$

$$\Delta S=Q/T_o$$

برای گاز ایده آل تغییرات آنتروپی به شکل زیر میباشد.

$$\Delta S=C_v\ln(T_2/T_1)+R\ln(V_2/V_1)$$

$\Delta S=C_p\ln(T_2/T_1)+R\ln(P_2/P_1)$

انواع جریان :

جریان پیوستار و آزاد ملکولی اگر فاصله بین ملکول ها بسیار کم باشد که برخورد آنها با سطح را نتوان اندازه گرفت در این صورت میگویند جریان پیوستار است و اگر فاصله بین ملکول ها آنقدر زیاد باشد که نتوان میزان برخورد انها را اندازه گرفت به اصطلاح میگویند جریان از نوع آزاد ملکولی است .

جریان لزج

جریان لزج جریانی است که در آن لزجت وجود دارد که لزجت در اصل همان غلظت یا غلیظی سیال بوده که ناشی از مومنتم (جرم ضربدر سرعت که با انتگرال از ان انرژی جنبشی بدست میاید) بین ملکولی است و در این سیال چون لزجت دینامیکی μوجود دارد بنابراین فرمول تنش برشی سیال در آن صدق میکند پس سیال از نوع نیوتنی بوده

$\tau =\mu(V/t)$

و در این نوع سیال که رسانای حرارت است که در سرعت های ابرصوتی بسیار حائز اهمیت میباشد و در این نوع سیال ما با پدیده ای بنام لایه مرزی و یا boundry layer روبه رو هستیم.

جریان غیر لزج

در این جریان چون لزجت وجود ندارد پس فرمول تنش برشی سیال صدق نکرده و سیال غیر نیوتنی میباشد و چون در فرمول عدد رینولدز چون لزجت دینامیکی در مخرج قرار گرفته و در جریان غیر لزج با عدم وجود لزجت عملا لزجت دینامیکی که در مخرج فرمول رینولدز بوده صفر میشود پس عدد رینودلز برابر صفر بوده که در این حالت ما با چیزی به است جدایش لایه مرزی روبه رو نیستیم یعنی در حقیقت در جریان غیر لزج چیزی به اسم لایه مرزی وجود ندارد .

جریان بر اساس عدد ماخ

در حالت عادی هر عدد ماخ برابر است ۱۲۲۴ کیلومتر بر ساعت یا به عبارتی ۳۳۵ متر بر ثانیه یا برابر با سرعت صوت که به افتخار ارنست ماخ دانشمند اتریشی نامگزاری شده است

از سرعت سکون تا ۰.۳ ماخ سیال تراکم ناپذیر بوده

از سرعت ۰.۳ تا ۰.۸ ماخ مادون صوت بوده

از سرعت ۰.۸ تا ۱.۲ حالت گذر صوتی بوده

از ۱.۲ تا ۵ ماخ فراصوتی

و از ۵ به بالا ابرصوتی میباشد.

در جریان ما با پدیده ای به نام سرعت روبه رو هستیم که خود سرعت اگر Speed تلقی شد یعنی اسکالر و عددی و بدون جهت میباشد و اگر velocity تلقی شد یعنی دارای جهت میباشد

حال این سرعت جهت دار خود در سه جهت دارد .

$$V=u\hat{i}+v\hat{j}+w\hat{k}$$

است که در اینجا پاراپتری بنام شتاب یا میدان شتاب acceleration field وجود دارد که بشکل زیر میباشد .

$$\vec{a}=(DV/Dt)=(\partial V/\partial t)+(V\bullet\nabla)(V)$$

$$(V\bullet\nabla)(V)=u(\partial u/\partial x)+v(\partial v/\partial y)+w(\partial w/\partial z)$$

حال جریان تراکم ناپذیر به جریانی میگویند که که چگالی سیال (نسبت جرم به حجم) در آن تغییر نکند این سیالات یا مایع و یا دارای سرعت کمتر از ۰.۳ ماخ هستند

جریان تراکم پذیر به جریانی میگونید که در آن چگالی متغیر باشد و از گاز ها از سرعت ۰.۳ ماخ با بالا تراکم پذیر میباشند

برای جریان تراکم ناپذیر لزج معادله برنولی صدق میکند

معادله برنولی:

$$(P_1/\rho g)+(V^2/2)+gz=(P_2/\rho g)+(V^2/2)+gz$$

در صورتی که جریان تراکم ناپذیر باشد گرادیان سرعت برابر با صفر و در غیر اینصورت جریان تراکم پذیر میباشد

تراکم ناپذیر

$$V\bullet\nabla=0$$

$$(\partial u/\partial x)+(\partial v/\partial y)+(\partial w/\partial z)=0$$

تراکم پذیر

$$V\bullet\nabla\neq0$$

$$(\partial u/\partial x)+(\partial v/\partial y)+(\partial w/\partial z)\neq0$$

جریان از روش چرخشی یا غیر چرخشی بودن آن هم میتوان تشخیص داد

جریان چرخشی

$$V=\xi\neq0\times\nabla$$

جریان غیر چرخشی

$$V=0\times\nabla$$

و نصف ξبرابر است با سرعت چرخشی....

$$\vec{\xi}=\left(\frac{\partial w}{\partial y}-\frac{\partial v}{\partial z}\right)\hat{i}+\left(\frac{\partial u}{\partial z}-\frac{\partial w}{\partial x}\right)\hat{j}+\left(\frac{\partial v}{\partial x}-\frac{\partial u}{\partial y}\right)\hat{k}$$

حال ما پارامتری در آیرودینامیک داریم به اسم تابع جریان که تابع جریان Ψدر اصل از تقسیم دبی گذرنده جریان((Ψبر چگالی بدست میاید و فرمول ان بشکل زیر است .

$$u=(\partial\Psi/\partial y) \quad v=-(\partial\Psi/\partial x)$$

بدست آوردن سرعت مماسی شعاعی از راه تابع جریان و پتانسیل سرعت

$$V_r=(1/r)(\partial\Psi/\partial\theta)=(\partial\Phi/\partial r)$$

$$V\theta=-(\partial\Psi/\partial r)=(1/r)(\partial\Phi/\partial\theta)$$

حال در جریان های غیر چرخشی پارامتر دیگری داریم به عنوان Φ

$$u=(\partial\Phi/\partial x) \quad v=(\partial\Phi/\partial y)$$

$$w=(\partial\Phi/\partial z)$$

$$\nabla^2\times\Phi=0$$

$$\nabla^2\times\Psi=0$$

از روابط فوق به این نتیجه میرسیم که

پتانسیل سرعا تنها برای جریان غیر چرخشی است

دو نقطه هم پتانسیل میباشند در صورتی که سرعتهای آنها با هم برابر باشد.

خطوط هم پتانسیل بر خطوط جریان عمود اند .

حال معادله اندازه حرکت هم برای جریان لزج تراکم پذیر علاوه بر برنولی که گفتیم به شکل زیر هم میباشد.

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t}+\vec{\nabla}.\left(\rho u\vec{V}\right)=-\frac{\partial p}{\partial x}+\rho f_x+\left(f_x\right)_{Viscouse}$$

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t}+\vec{\nabla}.\left(\rho v\vec{V}\right)=-\frac{\partial p}{\partial y}+\rho f_y+\left(f_y\right)_{Viscouse}$$

$$\frac{\partial(\rho w)}{\partial t}+\vec{\nabla}.\left(\rho w\vec{V}\right)=-\frac{\partial p}{\partial z}+\rho f_z+\left(f_z\right)_{Viscouse}$$

نیرو های وارد بر هواپیما به شکل زیر میباشد

لیفت ،درگ ،وزن ،تراست :

نیروی تراست که همان نیروی پیش رانش موتور است که مفصل بدان پرداختیم .

منشا نیرو ها و گشتاور های وارده بر هواپیما ، تنش برشی و فشار جریان حول هواپیماست.

نیروی وزن(weight) :نیروی دیگر وارد بر هواپیما که در اصل همان نیروی گرانشی زمین بر هواپیما می باشد که همان بر پایه قانون دوم نیوتن که هر نیرویی که تعادل را بهم بزند باعث شتاب میشود یا همان F=ma یا F=m(dv/dt) است که اینجا a همان g یا شتاب گرانشی است که در نتیجه نیروی گرانشی میشود F=mg

نیروی برا(lift): یکی دیگر از نیروهای وارده بر هواپیما است نیروی برا نیرویی است که توسط بالها(یا بدنه برازا مثل بدنه بلک برد) وجود می آید و نیرویی است که باعث بالا کشیدن ارتفاع گرفتن هواپیما می‌شود ،یعنی اگر برا یا همان لیفت از وزن بیشتر شود ارتفاع هواپیما افزایش می یابد و برعکس ارتفاع اش کاهش می یابد عامل اصلی نیروی برآ اختلاف فشار است با توجه به شکل دوکی شکل ایرفویل هوایی که از کمان بالایی حرکت می کند با توجه به سراشیبی بودن مسیر اش، سرعتش افزایش یافته و بر اساس قانون برنولی با افزایش سرعت فشار کاهش می یابد، یعنی در اصل رابطه عکس با یکدیگر دارند و در کمان زیرین ایرفویل یا بال چون هیچ قوسی وجود ندارد سرعت یکسان مانده بنابراین فشار هم تغییری نمی کند نتیجه این می‌شود که درکمان بالایی جریان کم فشار هوا به وجود آمده و در لایه پایینی جریان پرفشار هوا که در نقطه لبه فرار به یکدیگر میرسند که این اختلاف فشار باعث میشود که جریان بالایی و پایینی که هر دو گردابه های بسیار ریز هستند و در سطح بالای بهشکل ساعتگرد و در سطح پایینی به شکل پاد ساعتگرد میباشد در ادامه جریان پایینی بخاطر فشار بیشتر(اختلاف فشار) طی شرط کوتا به سمت نقطه سکون بالا رفته و یک گردابه بزرگ پادساعتگرد بوجود بیاید که باعث نیروی بالابرنده یا همان لیفت شود ، ولی از طریق دیگری هم میشود برا به وجود آورد با کشیدن انتهای ایرفویل به سمت پایین که باعث می شود جریان هوا به سمت پایین حرکت کرده ،عکس العملش طبق قانون سوم نتیوتن به سمت بالا باشد و باعث برا شود همانند ایرفویل فوق بحرانی هر چند زاویه حمله ایرفویل خود به خود می تواند بر روی برآ تاثیر کامل داشته باشد که در بخش های جلو تر مطرح می شود.

حال پارامتر های دیگر مانند صرایب نیرو ها هم وجود دارند مانند ضریب لیفت

ضریب لیفت یا همان lift coefficiet یعنی میزان فشار ناشی از تولید برا نسبت به فشار دینامیکی

یا به عبارتی میزان توان ایرفویل برای تولید لیفت .

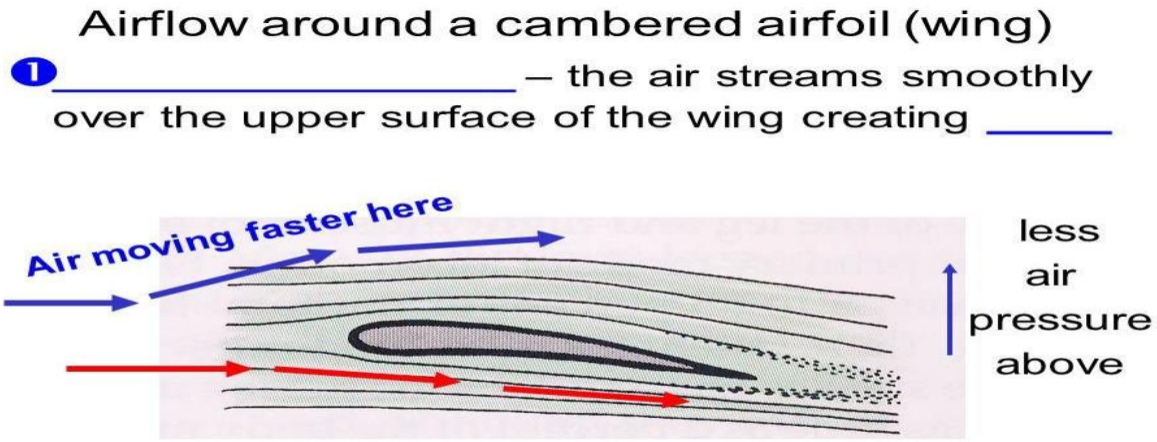
و یا ضریب درگ یعنی نسبت فشار ناشی از تولید درگ نسبت به فشار دینامیکی و یا همان میزان توان تولید درگ.

$$L=\int P_l \cos\theta ds-\int P_u \cos\theta ds^2$$

$$L=\int P_l dx-\int P_u dx$$

$$C_l=(1/qc)[\int P_l-P_u)dx-\int(P_u-P_l)dx]$$

$$(C_l=(1/c)(\int Cpl-Cpu)dx$$



$$L = N\cos\alpha - A\sin\alpha$$

$$D = N\sin\alpha + A\cos\alpha$$

$$N' = -\int_{LE}^{TE} (p_u \cos\theta + \tau_u \sin\theta)\, ds_u + \int_{LE}^{TE} (p_l \cos\theta - \tau_l \sin\theta)\, ds_l$$

$$A' = \int_{LE}^{TE} (-p_u \sin\theta + \tau_u \cos\theta)\, ds_u + \int_{LE}^{TE} (p_l \sin\theta + \tau_l \cos\theta)\, ds_l$$

نحوه بدست آوردن نیروی عمودی و افقی با استفاده از انتگرال فشار و تنش برشی بالا و پایین ایرفویل.

$$c_n = \frac{1}{c}\left[\int_0^c (C_{p,l} - C_{p,u})\, dx + \int_0^c \left(c_{f,u}\frac{dy_u}{dx} + c_{f,l}\frac{dy_l}{dx}\right) dx\right]$$

$$c_a = \frac{1}{c}\left[\int_0^c \left(C_{p,u}\frac{dy_u}{dx} - C_{p,l}\frac{dy_l}{dx}\right) dx + \int_0^c (c_{f,u} + c_{f,l})\, dx\right]$$

$$c_{m_{LE}} = \frac{1}{c^2}\left[\int_0^c (C_{p,u} - C_{p,l})x\, dx - \int_0^c \left(c_{f,u}\frac{dy_u}{dx} + c_{f,l}\frac{dy_l}{dx}\right) x\, dx \right.$$
$$\left. + \int_0^c \left(C_{p,u}\frac{dy_u}{dx} + c_{f,u}\right) y_u\, dx + \int_0^c \left(-C_{p,l}\frac{dy_l}{dx} + c_{f,l}\right) y_l\, dx\right]$$

فرمول های ضریب نیروی عمودی و افقی با استفاده از انتگرال ضریب لیفت و ضریب درگ

بالاتر به لایه مرزی اشاره کردیم که لایه مرزی در که در جریان لزج بوجود میاید در اصل یه لایه از جریان است که در نزدیکی سطح قرار داشته و به علت اصطحکاک با سطح میزان سرعت آن کاهش و در حد سکون و فشار ان افزایش یافته و کمی از بدنه فاصله دارد که به این فصای فاصله حباب جدایش میگویند و با گرادیان معکوس سرعت کم و فشار افزایش میابد و لایه مرزی ضخیم تر شده و اگر سرعت افزایش و فشار کاهش یابد لایه مرزی نازک تر و خطی شده در حالتی که لایه مرزی جداشده و به حالت گردابه ای در بیاید که خود باعث عدم تعادل فشار است و در هر حالت دیگری مانند تغییر ناگهانی سطح یا زاویه تند یا تداخل موج شوک با لایه مرزی که باعث جدایش لایه مرزی گردد نتیجه تولید درگ القایی خواهد بود.

بحث مهم دیگر در جریان لزج و آیرودینامیک بحث عدد رینولدز است این عدد بی بعد توسط آزبورن رینولدزر در سال ۱۸۸۳ میلادی در تونل باد داشنگاه منچستر کشف شد که این عدد نشاندهنده میزان انرژی اینرسی یا جنبشی به لزجت است که فرمول آن به شکل زیر میباشد

$$Re=(\rho vc)/\mu$$

که عدد رینولدز برای جریان عدد مشخصی است در صورتی که از همین ععد مشخص شده بیشتر نشود جریان و لایه مرزی بصورت خطی بوده و در صورتی که بیشتر شود جریان مغشوش شده برای مثال مانند دود سیگار که وقتی از سیگار فاصله بگیرد مغشوش میشود.

از موارد افزایش درگ القایی میتوان به جدایش لایه مرزی که حالا میتواند از ترکیب شدن لایه مرزی با موج شوک اتفاق بیفتد یا با کاهش شدید نیروی جنبشی حاصل از اصطحکاک جریان ایستاده و جدا شود و باعث درگ شود که دو مورد فوق را میتوان در عدم تعادل فشار خلاصه کرد .

یکی از عواملی که بر روی درگ خیلی تاثیر گزار است جریان گردابه ای یا همان سیر کلاسیون میباشد .

گفتیم در زیر بال جریان پرفشار و در بالای بال جریان کم فشار است و همینطور اشاره کردیم که جریان از قسمت پر فشار به قسمت کم فشار حرکت میکند لذا از زیر بال حرکت کرده و به سمت بالای بال از نوک بال میشود که وقتی از نوک بال گذر میکند در نوک بال جریان گردابه ای بوجود میاید که نتیجه اش افزایش درگ است .

گفتیم دلیل اصلی درگ القایی به هم خوردن تعادل فشار و جریان گردابه ای است .

دلیل دیگر درگ همان اصطحکاک میباشد که در کل فرمولی وجود دارد تحت عنوان درگ قطبی که به شکل زیر میباشد .

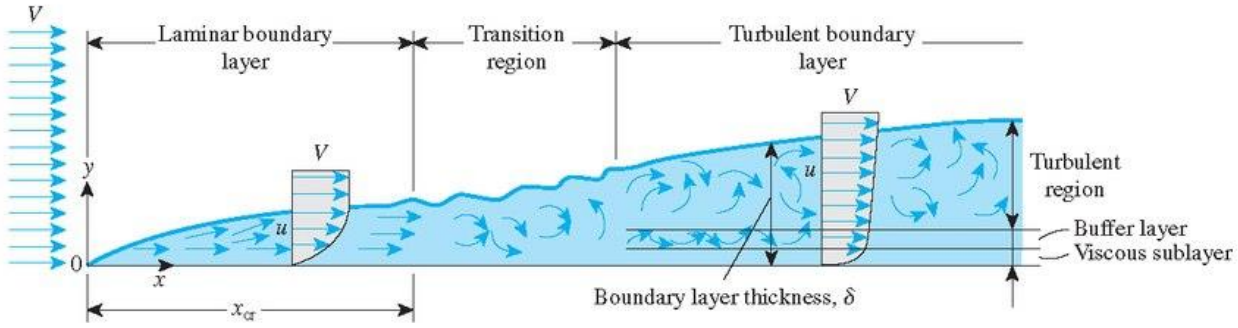
$$CD=CD_o+CD_i \quad CD_i=k(C_l)^2$$

$$k=1/(\pi eAR) \quad C_l max=\sqrt{CD_o \pi eAR}$$

$$AR(\text{aspect ratio})= b^2/S$$

در بالاتر به پارامتری تحت عنوان aspect ratio یا نسبت منظری اشاره کردیم این پارامتر از توان دوم اندازه دهانه بال تقسیم بر مساحت بال بدست میاید که هر چه بیشتر باشد درگ القایی کاهش به علت اینکه گردابه نوک بال کاهش میابد ولی درگ اصطحکاکی افزایش میابد پس هر چه نسبت منظری بیشتر باشد سرعت کمتر بوده ولی برد بیشتر بوده و هرچه نسبت منظری کمتر بوده درگ القایی بیشتر و اصطحکاکی کمتر یعنی برد کمتر و سرعت بیشتر....

ضریب برآ:	$C_L = \frac{L}{q_\infty S}$	ضریب پسا:	$C_D = \frac{D}{q_\infty S}$
ضریب نیروی قائم:	$C_N = \frac{N}{q_\infty S}$	ضریب نیروی محوری:	$C_A = \frac{A}{q_\infty S}$
ضریب گشتاور:	$C_M = \frac{M}{q_\infty S l}$	ضریب فشار:	$C_P = \frac{P - P_\infty}{q_\infty}$



زاویه حمله(angle of attack) به زاویه بین خط بدنه یا همان وتر ایرفویل با مسیری که در حال حرکت است زاویه حمله می گویند

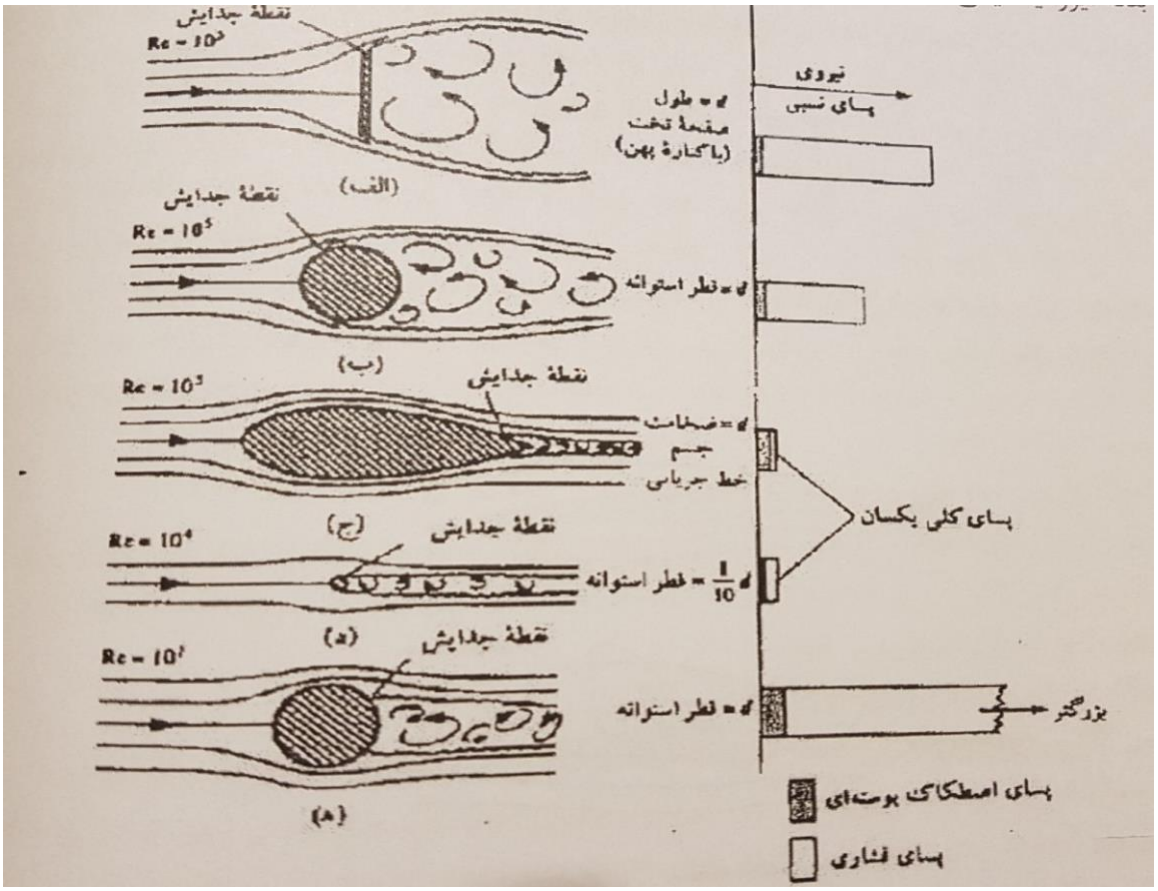
زاویه حمله اگر تا حدی افزایش یابد باعث افزایش برا میشود دلیلش هم این است که با افزایش زاویه حمله سراشیبی کمان بالا ایرفویل در سراشیبی بیشتری قرار می گیرد و سرعت هوا بیشتر شده و طبق اصل برنولی فشار کاهش یافته ولی جریان هوای کمان پایین سرعتش کم شده و فشار افزایش یافته و این دو جریان در لبه فرار به یکدیگر رسیده که باعث افزایش برا میشود ولی تنها تا حد مشخصی افزایش زاویه حمله باعث افزایش برا میشود از یک حدی که زاویه استال نامیده می شود به بعد باعث جدا شدن لایه مرزی و کاهش شدید برا می شود که به این حالت استال می گویند یعنی ایرفویل نیروی برآی بسیار پایینی تولید می کند و این شرایط خطرناک بوده و باعث می شود هواپیما سقوط کند البته اگر سرعت هم از میزان خاصی که سرعت استال نامیده می شود کمتر شود استال روی می‌دهد یکی دیگر از دلایل افزایش برا با افزایش زاویه حمله این است، که زمانی که زاویه حمله باعث می شود که جریان هوای بیشتری به سمت پایین متمایل شود و عکس العمل آن طبق قانون سوم نیوتون به سمت بالا خواهد بود که باعث برا می شود که به آن dawn wash میگویند.

البته زاویه حمله خود برای به تاخیر انداختن جدایش لایه مرزی است کاری که دقیقا فلپ انجام میدهد....

جریان گردابه ای نوک بال....

قدرت جریان گردابه ای به شکل زیر بدست می آید .

$$\Gamma = \oint V ds$$



همانطور که در شکل مشخص است بجز ایرفویل در تمامی شکل های دیگری سهم پسای القایی از اصطحکاکی بیشتر است

فشار

فشار از نوع استاتیکی و دینامیکی میباشد و نوع دیگر فشار ،فشار سکون است.

فشار سکون به حالتی میگویند که در آن حالت آیزنتروپیک بوده یعنی بدون انتقال حرارت (آدیاباتیک) و برگشت پذیر و بدون اصطحکاک بوده است و سرعتش سکون است مثلا زمانی که شما دست خود را از پنجره ماشین بیرون میاوردید و عمود بر جریان نگه داشته جریانی که در دست شما متوقف میشود دارای فشار سکون است .

هر کجا که فشار سکون بیشتر از جای دیگر باشد مشابه آنچه در اختلاف پتانسیل الکتریکی رخ میدهد از قسمت بیشتر به قسمت کمتر میرود

برای مثال در خود ایرفویل بال هواپیما سیال هوایی که از بالای ایرفدیل میگذرد کم فشار است و سیال پایینی پر فشار است لذا جریان از قسمت پرفشار قسمت پایینی بال به سمت قسمت کم فشار قسمت بالایی بال حرکت میکند که باعث تولید گردابه نوک بال میشود برای نازل ها هم به همین شکل است سیال از قسمت پر فشار به سمت کم فشار حرکت میکند .

فشار دینامیکی فشاری مشابه انرژی جنبشی بوده و تنها در حرکت وجود دارد و با افزایش سرعت افزایش میابد q :

$$q=0.5\rho(V)^2$$

و فشار استاتیکی همانند این است که سطح در حال بمباران توسط اتم ها هست و به این فشار که نیرو تقسیم بر سطح است فشار استاتیکی میگویند

$P_t=P+q$

$$\frac{T_0}{T}=1+\frac{\gamma-1}{2}M^2$$

$$\begin{cases}\dfrac{P_0}{P}=\left(\dfrac{T_0}{T}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}\rightarrow\dfrac{P_0}{P}=\left(1+\dfrac{\gamma-1}{2}M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}\\[2ex]\dfrac{\rho_0}{\rho}=\left(\dfrac{T_0}{T}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}\rightarrow\dfrac{\rho_0}{\rho}=\left(1+\dfrac{\gamma-1}{2}M^2\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}\end{cases}$$

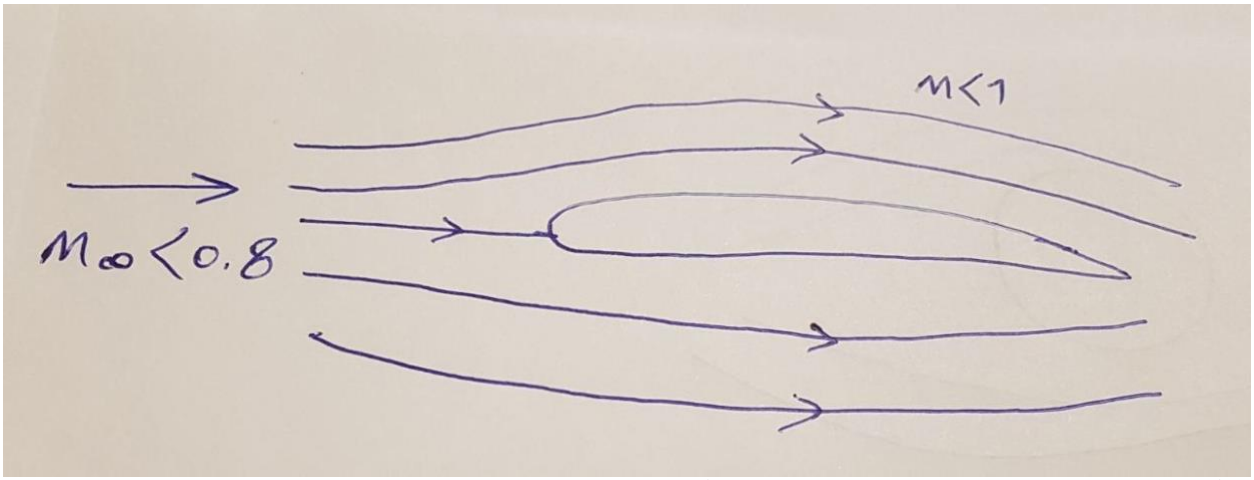
فرمول های نسبت دمای سکون به دما و نسبت های فشار سکون به فشار

زمانی که یک هواگرد در حال پرواز در سرعت های مادون صوت است، زمانی که جریان هوا بدان نزدیک میشود قبل از برخورد با سطح جسم مسیر خود را تغییر میدهد و با آن برخورد نمی کند، علت این پدیده موج فشاری است .

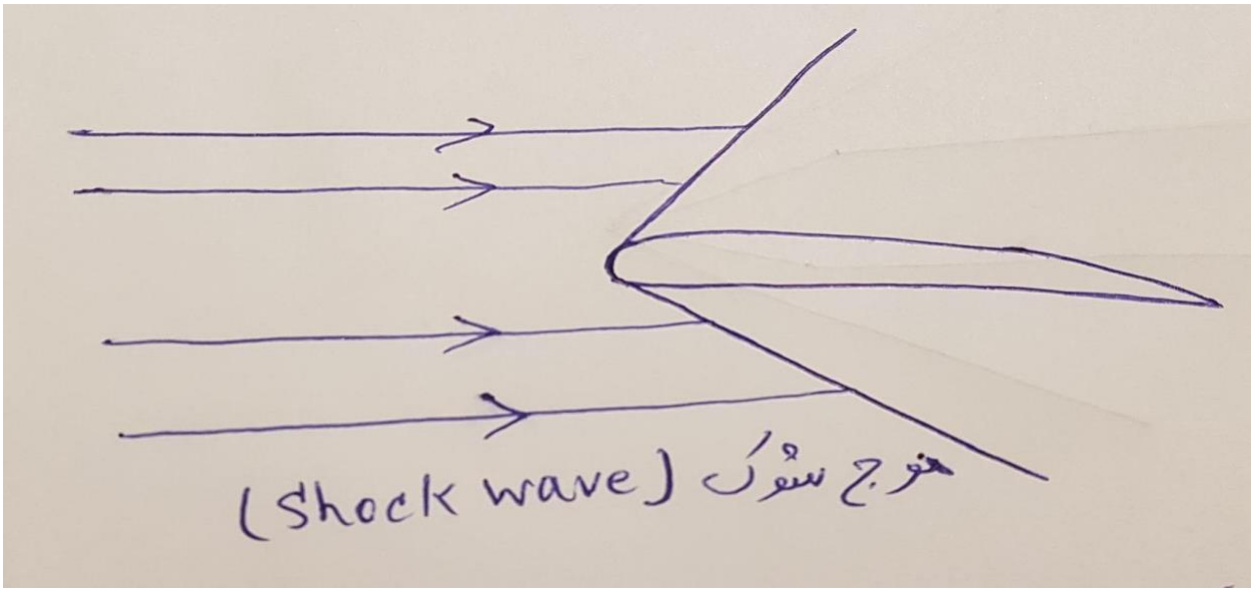
موج فشاری :

فرض کنید سنگی را درون آب میندازید موج هایی در اطراف آن ایجاد میشود و زمانی که هواپیما یا راکت در حال پرواز است همین پدیده در هوا هم پیش میاید ولی در سرعت های مادون صوت چون سرعت هواگرد کمتر از سرعت صوت است اتفاق خاصی رخ نمی دهد ،چون موج فشاری که باعث برخورد نکردن سیال هوا به بدنه میشود در جلوی هواگرد در حال حرکت است ولی زمانی که سرعت به صوت میرسد در اینجا چون سرعت هواگرد با موج فشاری برابر شده لذا در اینجا جریان هوا به بدنه برخورد کرده و موج شوک بوجود میاید .

ضخامت موج شوک ۱۰ به توان منفی ۵ سانتی متر است.



ایرفویل در سرعت مادون صوت که جریان به علت موج فشاری از کنار آن عبور میکند.



حال ایرفویل در سرعت صوت که سیال با بدنه برخورد کرده و موج شوک بوجود آمده است .

موج شوک :

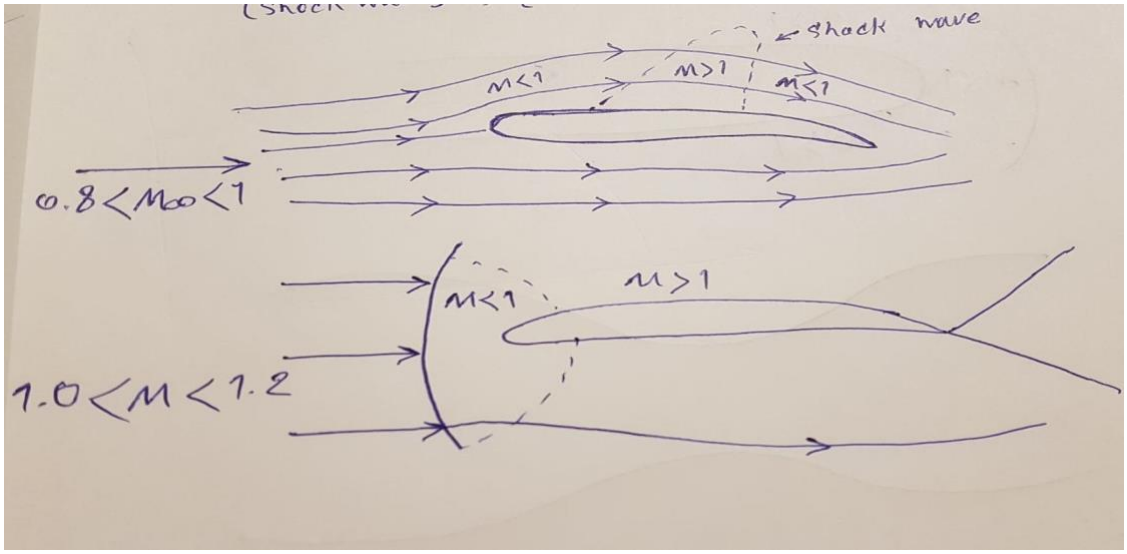
موج شوک که در سرعت های بالاتر از صوت و خود صوت رخ میدهد، یک پدیده آیزنتروپیک است یعنی یک پدیده بدون انتقال حرارت که بدان آدیاباتیک میگویند، همچنین یک پدیده برگشت پذیر که اصطحکاک در آن وجود ندارد لذا آنتروپی برابر با صفر است .

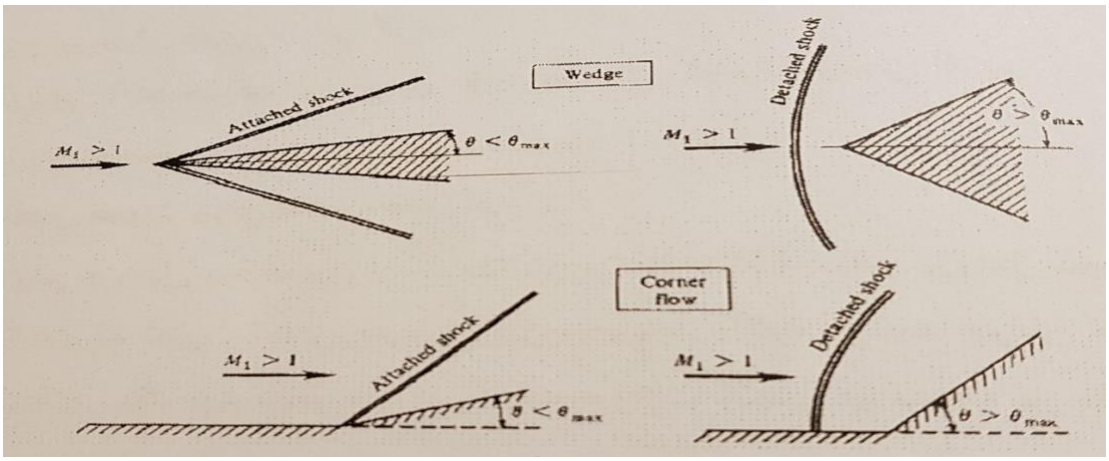
خود موج شوک باعث کاهش سرعت و افزایش فشار میشود و اگر با لایه مرزی مخلوط شود باعث بلند شدن لایه مرزی میشود که در نتیجه با توجه به عدم تعادل فشار باعث ایجاد درگ القایی میشود .

موج شوک در سه نوع است، مایل قائم و کمانی که کمانی متشکل از مایل و قائم است مایل و قائم زمانی رخ میدهد که زاویه سطح کمتر از زاویه انحراف جریان باشد و کمانی زمانی رخ میدهد که زاویه سطح بیشتر از زاویه انحراف جریان باشد

. در اینجا در ایرفویل بالای سرعت بین ۰.۸ تا ۱ ماخ است که در قبل از سرعت صوت هم ماخ بحرانی روی داده است لذا باعث ایجاد موج شوک قائم شده است . این گونه موج شوک در زاویه ۹۰ درجه در حالت بیشترین قدرت خود است و همانطور که در شکل مشاهده میشود قبل و بعد از موج شوک سرعت مافوق صوت ولی در خود شوک مادون صوت است.

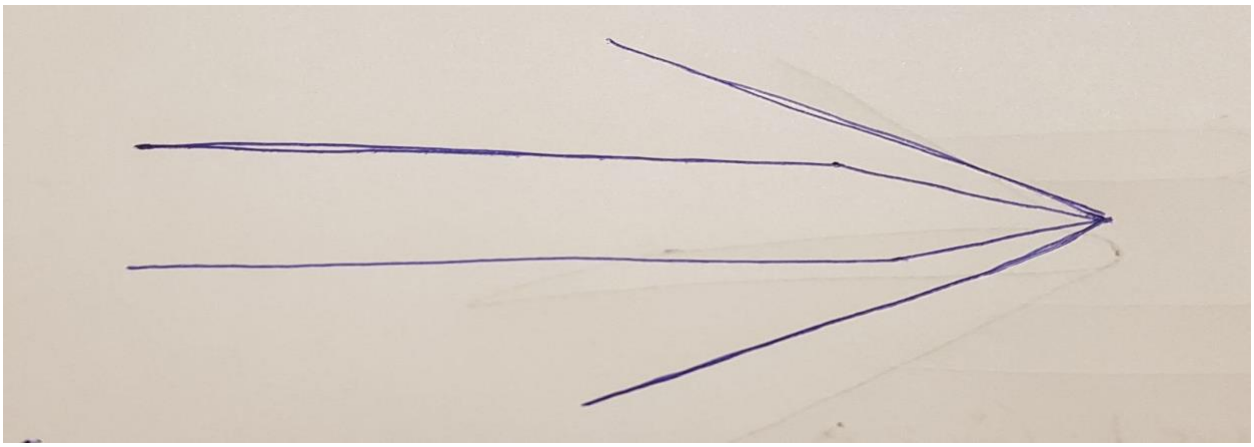
در ایرفویل پایینی یک ایرفویل کمانی ایجاد شده که این ایرفویل تنها ناحیه روبروی خود را مادون صوت کرده و دیگر قسمت ها مافوق صوت است.....

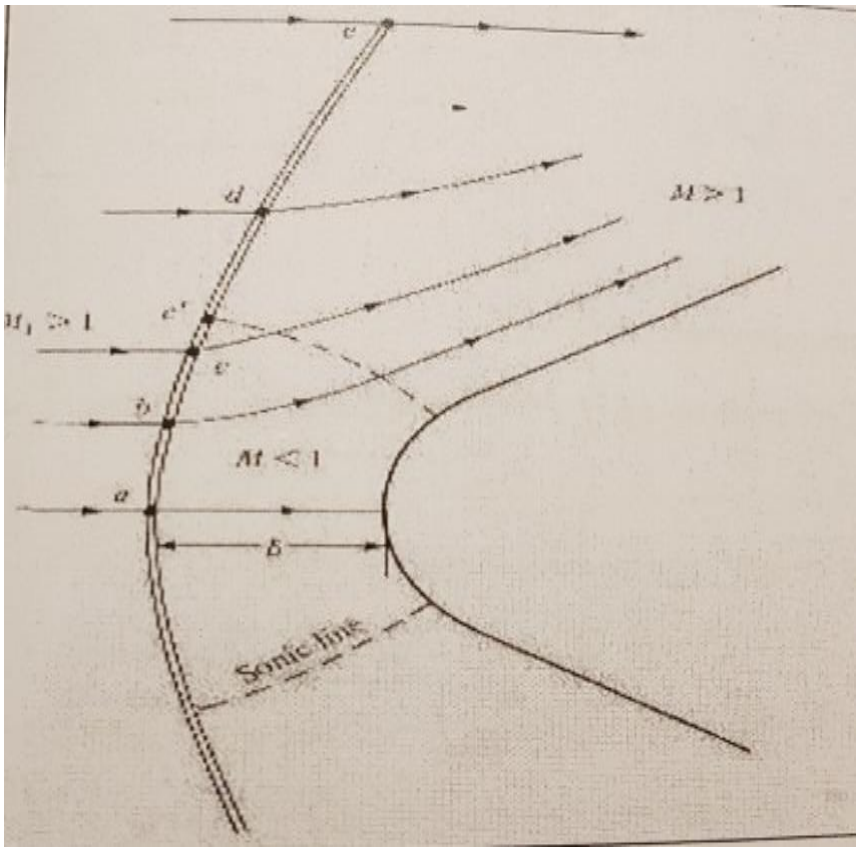




در شکل بالا میبینیم که هر جا زاویه سطح بیشتر از انحراف جریان شده موج کمانی و بر عکس آن موج قائم یا مایل است

برای طراحی کلاهک موشک ها موج شوک حیاتی است برای موشک های مافوق صوت کلاهک را تیز در نظر گرفته تا موج شوک بصورت مایل باشد ولی زمانی که سرعت راکت هایپرسونیک یا همان ابرصوتی شود با توجه به نزویک شدن لایه مرزی و اصطحکاک دمای دماغه بسیار بالای رفته و گاهی تا ۱۱۰۰۰ درجه کلوین هم میرسد که اینجا دیگر محیط گاز نیست بلکه به پلاسما تبدیل شده یعنی از شدت دمای بالا مولکول های اکسیژن تجزیه شده و به اتم تبدیل شده و اتم هم تجزیه شده و الکترون های ان آزاد شده یعنی با از دست دادن الکترون دارای بار مثبت شده به این حالت یونیزه شدن میگویند در این شرایط دماغه فصاپیما یا راکت را کمانی میگیرند که باعث میشود تا جریان پشت موج کمانی غیر لزج شده و رسانای گرما نباشد فلذا دما بیش از حد افزایش نیابد.





M=v/a

در نتیجه M عدد ماخ و v سرعت و a سرعت صوت

$$T = 15^{\circ}C$$

$$R = 288\frac{J}{kg.K}$$

$$a = \sqrt{\gamma RT} = \sqrt{1.4 \times 288 \times (273+15)} = 288\sqrt{1.4} \approx 341\frac{m}{S}$$

نحوه بدست آوردن سرعت صوت در سیال

(لاندا همان K است)

$$P_2 > P_1 \qquad \rho_2 > \rho_1 \qquad T_2 > T_1$$

$$S_2 > S_1 \qquad T_{0_2} = T_{0_1} \qquad h_{0_2} = h_{0_1}$$

$$M_1 > 1, M_2 < 1 \qquad V_2 < V_1 \qquad P_{0_2}^{\cdot} < P_{0_1}$$

وضعیت قبل و بعد از موج شوک قائم

فشار افزایش یافته چگالی و آنتروپی و دما هم همینطور

و عدد ماخ در پشت موج شوک قائم مادون صوت است

ولی در موج شوک مایل لزوما چنین نیست و جریان بعد از موج شوک مایل میتواند مافوق صوت باشد.

$$P_2 > P_1 \qquad \rho_2 > \rho_1 \qquad T_2 > T_1$$

$$S_2 > S_1 \qquad T_{0_2} = T_{0_1} \qquad h_{0_2} = h_{0_1}$$

$$M_1 > 1, M_2 < 1 \qquad V_2 < V_1 \qquad P_{0_2}^{\cdot} < P_{0_1}$$

وضعیت بعد و قبل از موج شوک مایل

طراحی ایرفویل حال دیدیم که ایرفویل باعث با انحنای خود باعث تولید نیروی لیفت میشود در ایرفویل های مادون صوت لبه حمله به شکل کمانی بوده چون اگر بصورت تیز باعث باعث مکش جریلن هوا و در نتیجه گرادیان معکوس و جدایش لایه مرزی و تولید درگ میشود فلذا لبه حمله ایرفویل مادون صوت را کمانی میسازند و دلیل اینکه هواپیما های مادون صوت دارای دماغه کمانی هستند هم همین است برای هایپرسونیک هم که گفتیم چرا کمانی است.

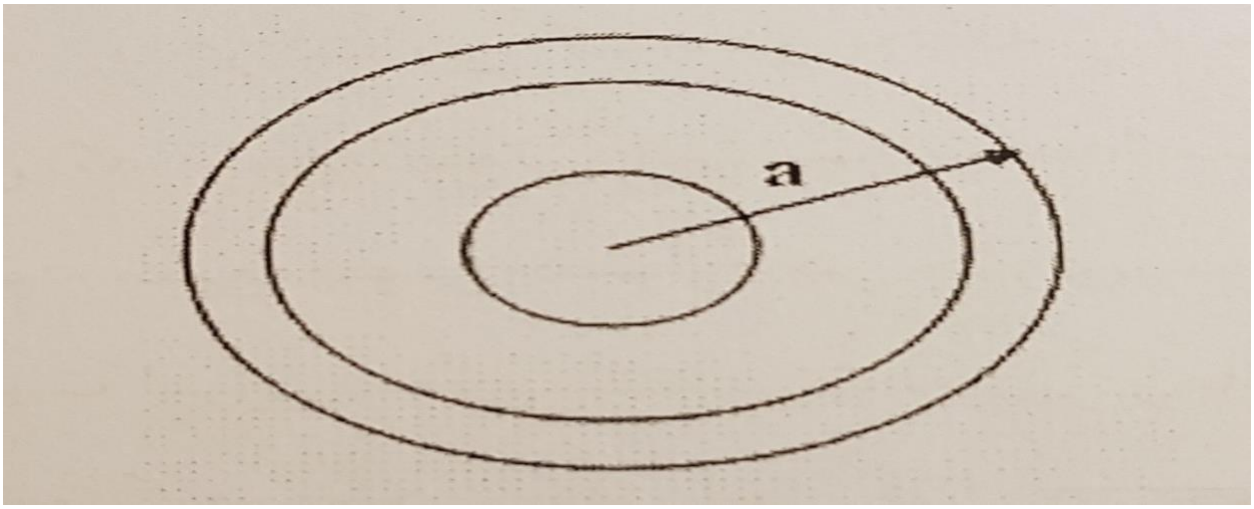
و لبه فرار ایرفویل هم نوک تیز است که برای ارضای شرط کوتا است که بالاتر گفتیم چیست .

ایرفویل های نامتقارن در زاویه حمله صفر هم لیفت تولید میکنند ولی متقارن حتما بایستی زاویه حمله داشته باشد تا نیروی لیفت تولید کند.

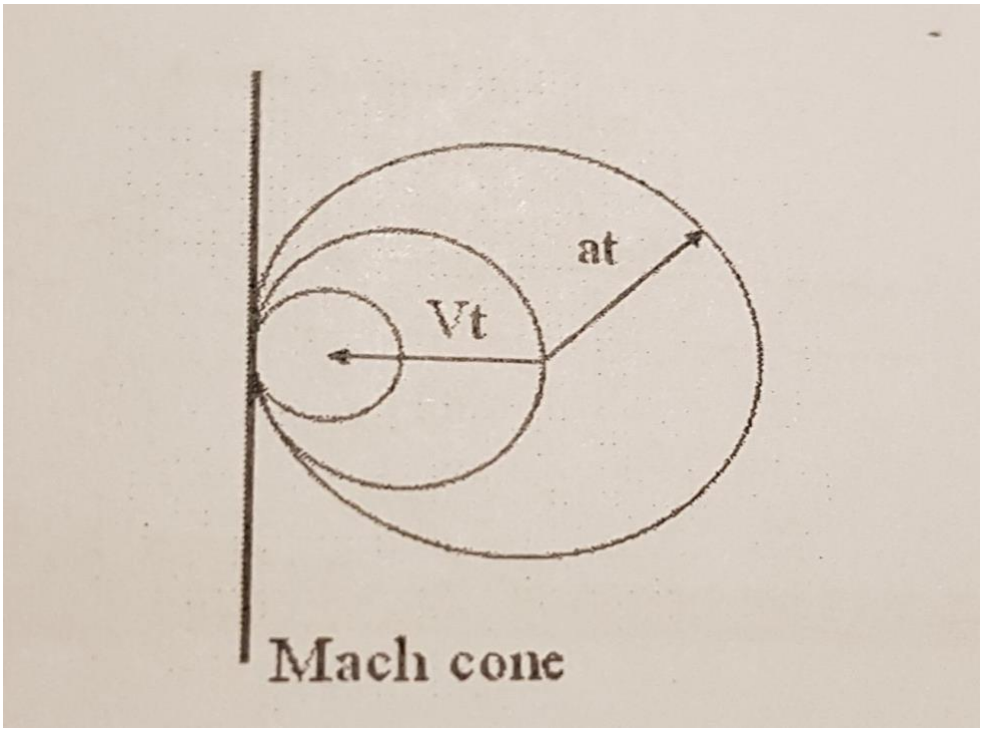
ایرفویل ها از نوع ۴ و ۵ و ۶ رقمی ساخته naca هستند که در این بین به فرص مثال چهار رقمی هستند که رقم اول نشان دهنده بیشترین میزان انحنا و دومی نشان دهنده موقعیت بیشترین میزان انحنا و دو رقم آخری نشان دهنده ضخامت ایفویل است و اگر هر دو رقم اول صفر بود یعنی ایرفویل متقارن است.

امواج صوتی ،امواج فشار و شوک

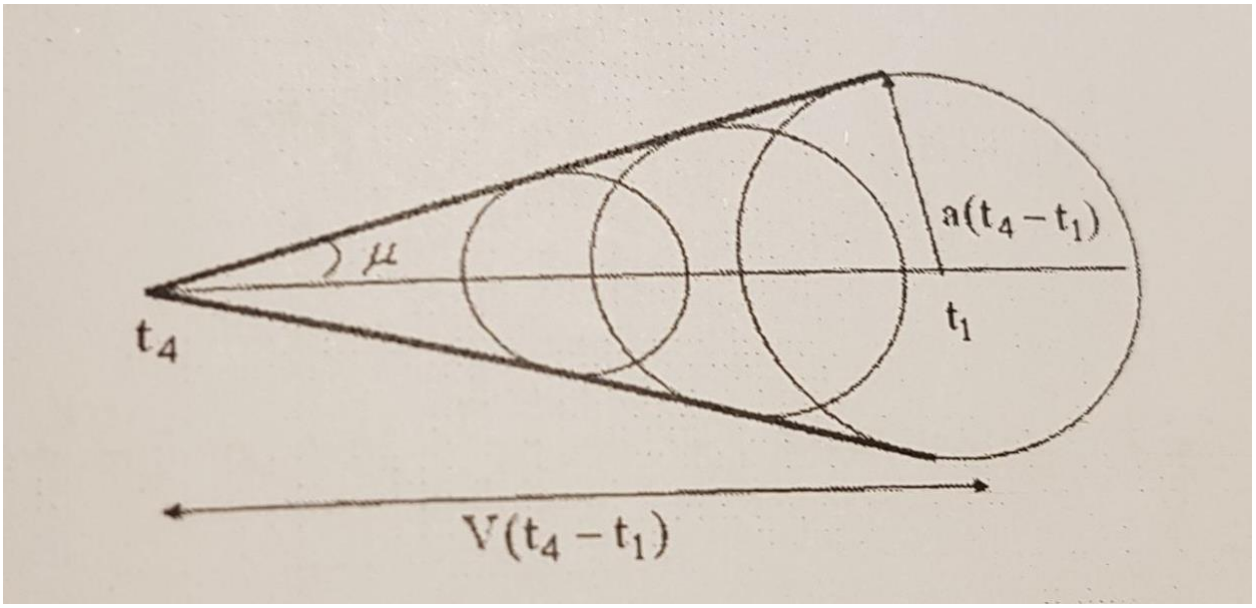
زمانی که هواپیما یا راکت در حال پرواز است اگر سرعت پروازی آن مادون صوت باشد طبیعتا سرعتش از سرعت صوت که ۱۲۲۴ کیلومتر بر ساعت میباشد کمتر است و بنابراین در وسط دایره صوتی قرار میگیرد و زمانی که سرعت هواگرد به سرعت صوت میرسد در کنار دایره صوتی قرار میگیرد و زمانی هم که از سرعت صوت بالا تر رفته از دایره خارج شده و اگر دو طرف دایره را به هواگرد وصل کنیم یک مخروط بوجود میاید و در این شرایط چون سرعت هواگرد از سرعت صوت بالا تر است لذا اول خود هواگرد رد میشود و بعد از مدتی صدای آن به گوش میرسد.



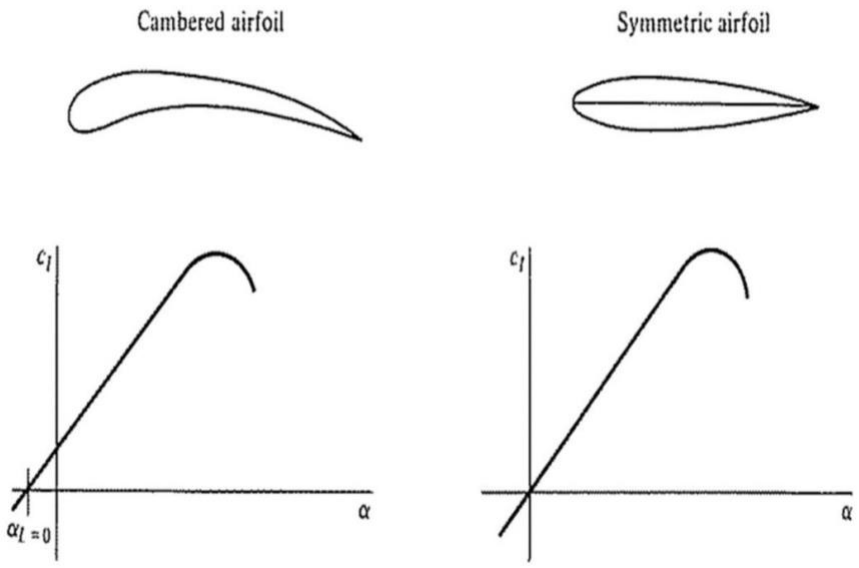
دایره صوتی در حالت مادون صوت



دایره صوتی در سرعت صوت



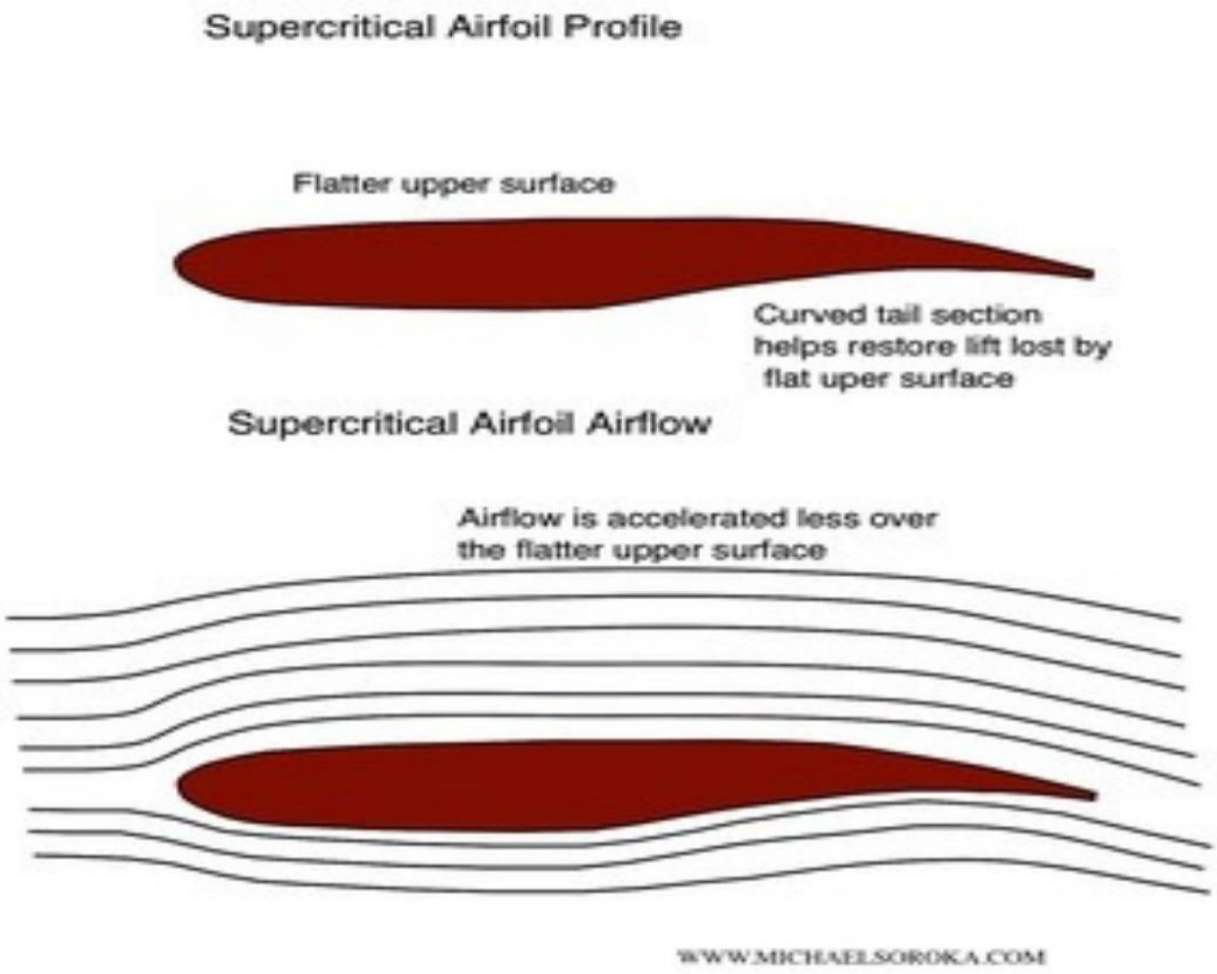
مخروط صوتی در سرعت سوپر سونیک



ایرفویل متقارن و نا متقارن و نمودار ضریب لیفت زاویه حمله

ایرفویل فوق بحرانی

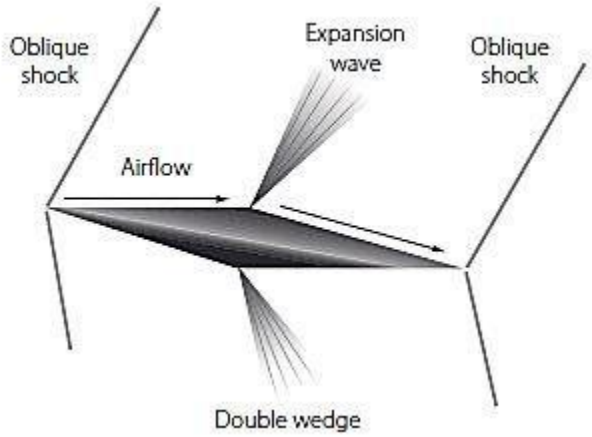
در سرعت های مادون صوت ترنسونیک یا گذر صوتی چون با انحنای ایرفویل ماخ بحرانی بوجود میاید یعنی اینکع سرعت هواگرد هنوز به سرعت صوت نرسیده ولی سیال عبوری از ایفویل مافوق صوت است که در این حال موج شوک بوجود امده که در هر حالت چه بخاطر جدایش لایه مرزی چه به علت خود موج شوک درگ ایجاد میشود که با این وجود در دهه ۶۰ میلادی ایرفویل های فوق بحرانی طراحی شدند این ایرفویل ها دارای سطح صاف بوده فلذا سرعت سیال افزایش نیافته و ماخ بحرانی رخ نمیدهد فلذا موج شوک در کار نبوده و درگ کاهش نمیابد .



Super critical airfoil

ایرفویل های مافوق صوت به علت وجود موجشوک دارای لبه حمله نوک تیز هستند تا موج های شوک مایل در انجا قرار گرفته و بعد جریان عبوری از ایرفویل و در ادامه امواج انبساطی در مسیر مناسب قرار گرفته و با در نظر گرفتن اخلاف فشار باعث تولید لیفت شوند

نکته ای که وجود دارد این است که این نوع ایرفویل ها بخاطر متقارت بودن حتما در زاویه حمله لیفت تولید میکنند .



ایرفویل مافوق صوت

این نوع ایرفویل ها بخاطر کاهش درگ موج شوک نازکتر هستند....

$$C_L = \frac{4}{\sqrt{M_0^2 - 1}}\alpha \qquad (۱۲-۱۲)$$

که در آن α زاویهٔ حمله بر حسب رادیان می‌باشد.

۳.

$$C_{D_{wave,\,due\ to\ lift}} = \frac{4\alpha^2}{\sqrt{M_0^2 - 1}} \qquad (۱۳-۱۲)$$

۴.

$C_{D_{wave,\,t/c}} = 0$ صفحهٔ تخت

$$C_{D_{wave,\,t/c}} = \frac{4}{\sqrt{M_0^2 - 1}}\left(\frac{t}{c}\right)^2 \qquad \text{بالواره دو گوه‌ای} \qquad (۱۴-۱۲)$$

$$C_{D_{wave,\,t/c}} = \frac{16}{3\sqrt{M_0^2 - 1}}\left(\frac{t}{c}\right)^2 \qquad \text{بالواره‌ای با طرفین محدب یا با انحناء دایره‌ای (شکل ۱۲-۲۳)} \qquad (۱۵-۱۲)$$

ضریب لیفت و ضریب درگ برای ای فویل با توجه به اینکه در ضریب درگ موجی t که ضخامت است با صریب درگ موجی دارای رابطه مستقیم است پس منطقی است که در سرعت های مافوق صوت ضخامت ایرفویل کمتر باشد

دیگر ضرایب آیرودینامیکی عبارتند از:

$$C_l = \frac{4\alpha}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}$$

$$C_d = \frac{4\alpha^2}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}$$

برای هر هوابر نازک دلخواه با زاویه حمله کوچک خواهیم داشت:

$$C_l = \frac{4\alpha}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}$$

$$C_d = \frac{4}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}\left(\alpha^2 + g_c^2 + g_t^2\right)$$

$$C_{P,A} = \frac{2\theta_A}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} \qquad C_{P,B} = \frac{2\theta_B}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}$$

$$C_{P,C} = -\frac{2\theta_C}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} \qquad C_{P,D} = -\frac{2\theta_D}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}$$

$$C_{PJ} = \frac{2\alpha}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}$$

$$C_{P\mu} = \frac{2\alpha}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}$$

$$\beta = \tan^{-1} \frac{1}{\sqrt{M^2 - 1}}$$

فرمول تغییر زاویه جریان بعد از برخورد با موج شوک.

مرکز آیرودینامیکی:

مرکز آیرودینامیکی به مرکزی میگویند که بر آیند همه نیرو های وارد بر آن مستقل از زاویه حمله است این نقطه برای سرعت های مادون صوت به اندازه ۲۵ درصد وتر است و برای سرعت های مافوق صوت به اندازه ۵۰ درصد وتر است و در ایرفویل های متقارن مرکز آیرودینامیکی و فشار بر روی یکدیگر قرار میگیرند و به محدوده ای بعد از سرعت صوت که مرکز آیررودینامیکی به یکبار تغییر ناگهانی میدهد اثر tuck میگویند مرکز آیرودینامیکی نقش موثری در پایداری دارد

مرکز فشار به نقطه ای میگویند که بر ایند همه نیرو های وارد بر آن صفر است

فرمول مرکز فشار به شکل زیر مباشد .

Xcp=-(M'le/L)

$$x_{cp} = -\frac{M'_{LE}}{N'}$$

$$\overline{X}_{ac_{airplane}} = \frac{C_{L\alpha_{WB}}\overline{X}_{ac_{WB}} + C_{L\alpha_H}\eta_H\frac{S_H}{S}\overline{X}_{ac_H}\left(1-\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)}{C_{L\alpha_{WB}} + C_{L\alpha_H}\eta_H\frac{S_H}{S}\left(1-\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)}$$

فرمول مرکز آیرودینامیکی

$$C_{M,L.E} = -\frac{\Pi}{2}\left(A_0 + A_1 - \frac{A_2}{2}\right)$$

$$x_{c.p} = \frac{c}{4}\left[1 + \frac{\Pi}{cl}(A_1 - A_2)\right]$$

$$\alpha_{L=0} = \frac{-1}{\pi}\int_{0}^{\pi} \frac{dz}{dx}(\cos\theta - 1)d\theta$$

$$C_L = 2\pi\left[\alpha + \frac{1}{\pi}\int_{0}^{\pi} \frac{dz}{dx}(\cos\theta_0 - 1)d\theta_0\right] \quad (I)$$

از رابطه قبل: $C_L = \frac{dC_l}{dx}(\alpha - \alpha_{L=0})$

در کل ما همواره در سیال با جریان روبه رو نیستیم گاهی با چاه و چشمه روبه رو میشویم

$C_p=1-(V/V_v)^2$

برای جریان چشمه یا چاه فرمول های دبی حجمی پتانسیل سرعت و تابع جریان بشکل زیر خواهد بود .

$\Lambda=2\pi r V_r$

$\Psi=(\Lambda/2\pi)\theta \quad \Phi=(\Lambda/2\pi)/\ln r$

در صورت ترکیب جریان یکنواخت با چشمه و چاه روابط به شکل زیر خواهد بود..

$$\Psi = V r \sin\theta + (\Lambda/2\pi)\theta$$

$$V_r = V\cos\theta + (\Lambda/2\pi r)$$

$$V_o = -V\sin\theta$$

جریان گردابه هم که بالاتر بدان پرداختیم از روابط زیر پیروی میکند .

$$\Gamma = -\oint V ds$$

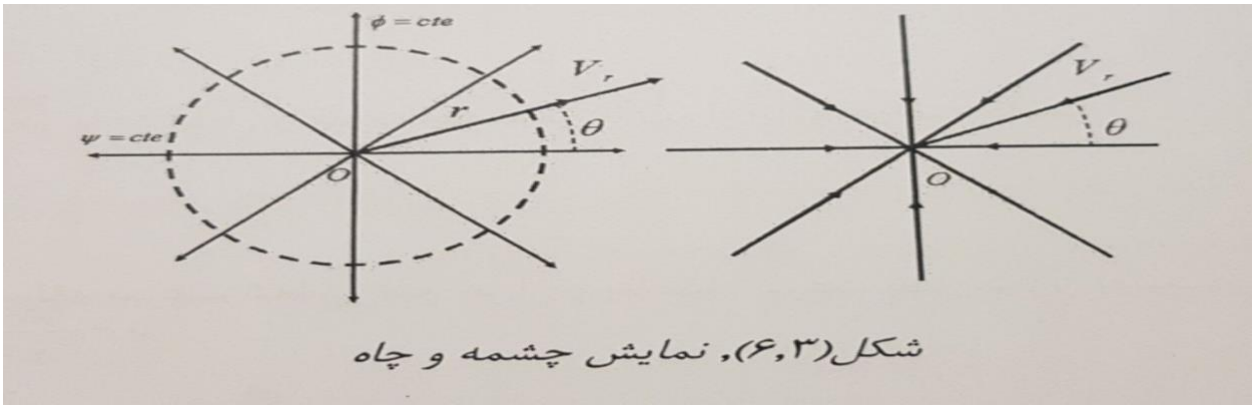
$$\Gamma = -V_o 2\pi r$$

$$\Phi = -(\Gamma/2\pi)\theta \qquad \Psi = (\Gamma/2\pi)\ln r$$

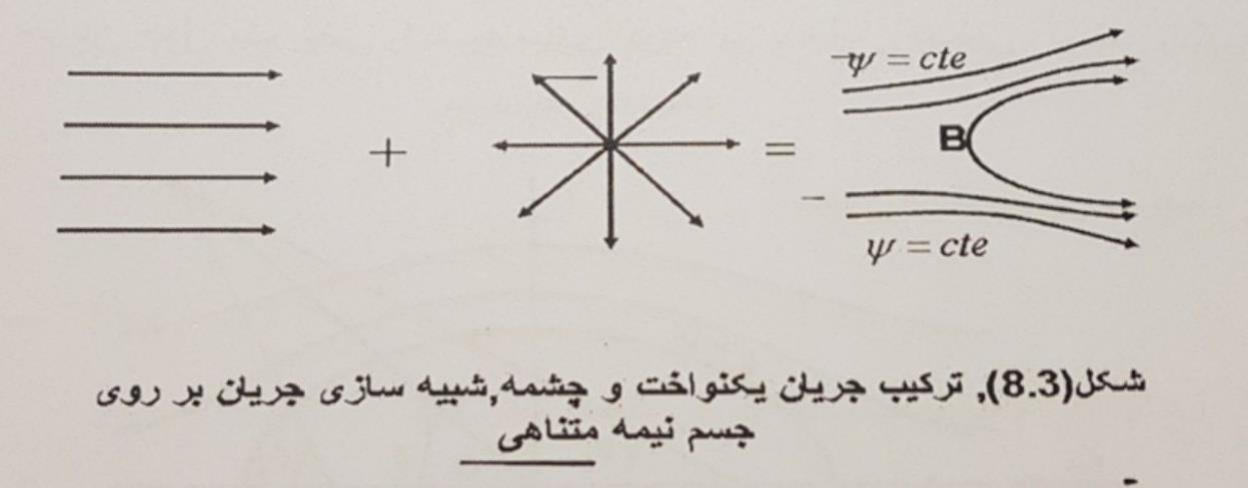
در صورتی که چاه و چشمه بر روی همدیگر قرار بگیرند دابلت بوجود میاید که از روابط زیر پیروی میکند.

$$\Psi = (-k/2\pi)(\sin\theta/r)$$

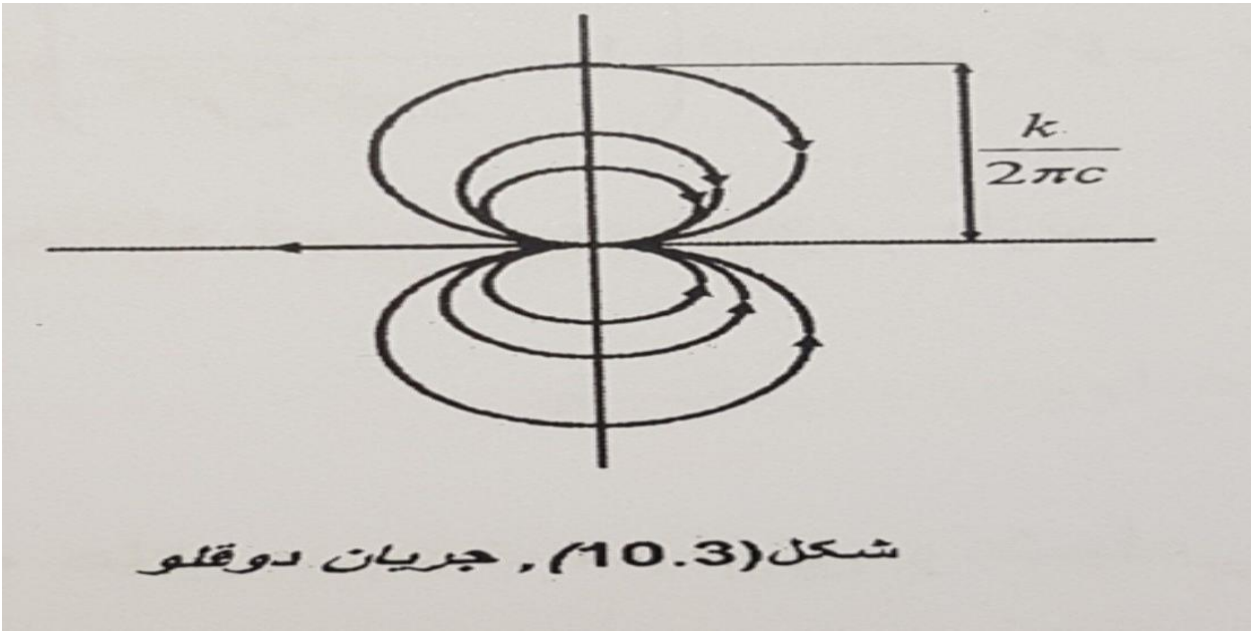
$$\Phi = (k/2\pi)(\cos\theta/r)$$



شکل(۳،۶)، نمایش چشمه و چاه



شکل(8.3), ترکیب جریان یکنواخت و چشمه,شبیه سازی جریان بر روی جسم نیمه متناهی



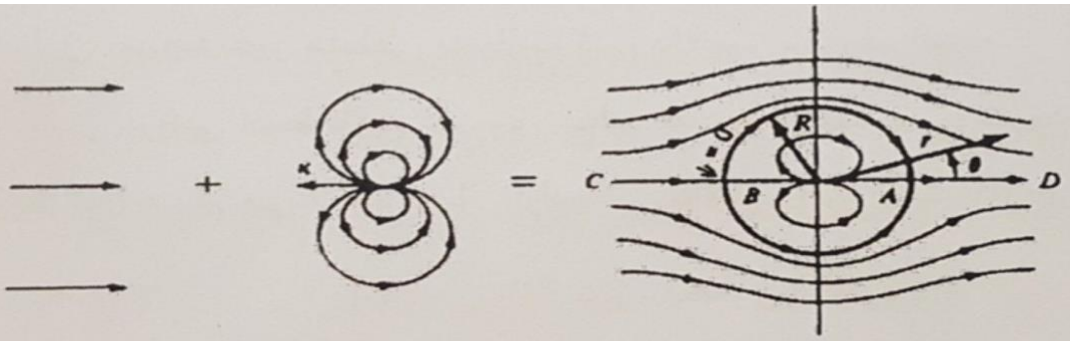
شکل(10.3), جریان دوقلو

،جریان حول استوانه

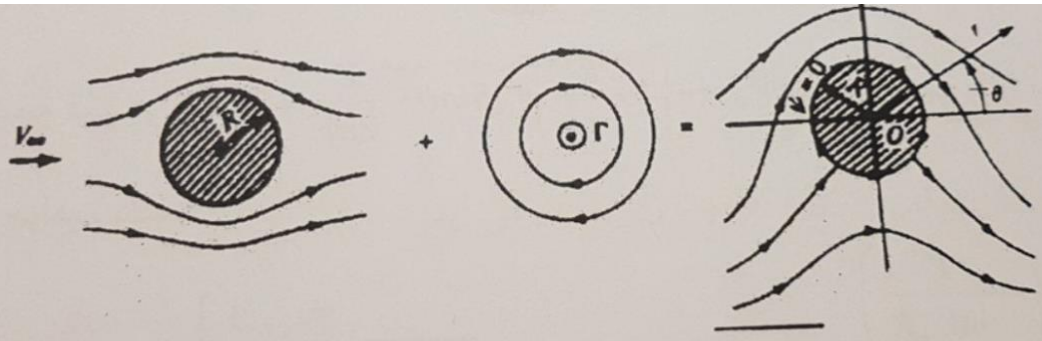
در حالتی که ما یک استوانه را در تونل باد قرار دهیم بدون چرخش و جریان از ان بگذرد به علت عدم وجود اختلاف فشار در سطح بالایی و پایینی هیچ گونه نیروی لیفتی تولید نمی شود

ولی اگر جریان لزج باشد و استوانه درون تونل باد با سرعت زاویه ای بچرخد با توجه به لزج بودن جریان لایه مرزی بوجود آمده و در سطح بالای سرعت افزایش و فشار کاهش و زمانی که سیال با حرکت به سطح پایینی سرعتش کاهش و فشار افزایش میابد که این اختلاف فشار باعث شده تا لایه جریان در نقطه سکون جدا شده و گردابه بوجود بیاید و در نتیجه نیروی لیفت تولید شود که به این قضیه کوتا -جوفسکی میگویند که از فرمول زیر تبعیت میکند.

$L=\rho V\Gamma$



شکل(۱۱,۳),شبه سازی جریان بدون برآ پیرامون استوانه



شکل(۱۳,۳), شبیه سازی جریان برآ زا پیرامون استوانه

تابع جریان بدون برآ پیرامون استوانه به شعاع

Γ تابع جریان گردابه ای به قدرت

$$\psi = \psi_1 + \psi_2$$

$$\psi = V_\infty r Sin\theta \left(1 - \frac{R^2}{r^2}\right) + \frac{\Gamma}{2\pi} \ln \frac{r}{R}$$

$$V_r = V_\infty Cos\theta\left(1-\frac{R^2}{r^2}\right)$$

$$V_\theta = -\left(1+\frac{R^2}{r^2}\right)V_\infty Sin\theta - \frac{\Gamma}{2\pi r}$$

$$Cp = 1-\left[4\sin^2\theta + \frac{r\Gamma\sin\theta}{\pi R V_\infty} + \left(\frac{\Gamma}{r\pi R V_\infty}\right)^2\right]$$

$$\theta = \sin^{-1}\left(-\frac{\Gamma}{4\pi V_\infty R}\right)$$

$$\delta = \frac{5.2l}{\sqrt{RN_l}}$$

$$C_{f_l} = \frac{0.664}{\sqrt{RN_l}}$$

$$C_f = \frac{1.328}{\sqrt{RN}}$$

قانون اصطکاک بلاسیوس

ضخامت لایه مرزی آرام و قانون اصطحکاک بلاسیوسدر صورتی که برای ضخامت عدد مخرج را به ۰.۳۷۱ تغییر داده و عدد رینلدز مخرج را بتوان ۰.۲ برسانیم ضخامت لایه مرزی آشفته بدست میاید.

اتمسفر:

اتمسفر زمین از ۲۱ درصد اکسیژن ۷۸ درصد نیتروژن و ۱ درصد گاز دیگر تشکیل شده است

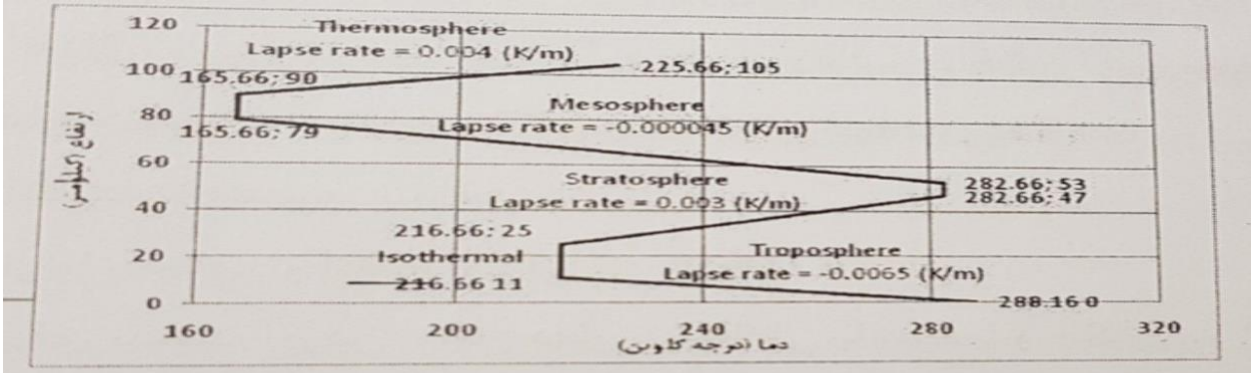
از پارامتر های مهم اتمفسفر فشار و دما و چگالی است که روابط آن به شکل زیر است .

P=ρRT

هر چه ارتفال بیشتر شود با توجه به کم شدن غلظت هوا فشار و چگالی کاهش یافته و پارامتر ها در اتمسفر و تغییرات دما به شکل زیر میباشد.

جدول 1-1) پارامترهای اتمسفر در سطح دریا

$P_0 = 2116.22\ (PSF) = 760(mmHg) = 29/92(inHg) = 1/01325 \times 10^5 \left(\frac{N}{m^2}\right)$
$T_0 = 518/67\ (^oR) = 288/15\ (^oK) = 59\ (^oF) = 15\ (^oC)$
$\rho_0 = 1/225\ \left(\frac{kg}{m^3}\right) = 0/002378\ \left(\frac{slug}{ft^3}\right)$



شکل 0-2) نمودار تغییرات دما با ارتفاع

و با توجه به اینکه زمین هم کاملا گرد نیست فلذا شتاب گرانشی در همه جای زمین برابر با ۹.۸ نمیباشد و از رابطه زیر بدست می آید .

$$g=g_0(r/h_a)^2$$

و همچنین خود ارتفاع نیز سه نوع میباشد ارتفاع مطلق که ارتفاع هواگرد از مرکز زمین بوده و ارتفاع هندسی که ارتفاع هواگرد از سطح زمین بوده و ارتفاع دیگری داریم تحت عنوان ژئو پتانسیل که به شکل زیر بدست می آید .

$$h=(r/(r+h_h)h_h$$

حال تغییرات فشار و چگالی در ناحیه دما ثابت و در ادامه گرادیان دما به شکل زیر میباشد.

$$dP = -\rho g_0 dh \,, P = \rho RT \xrightarrow{\text{تقسیم دو معادله بر یکدیگر}} \frac{dP}{P} = -\frac{g_0}{RT} dh \Rightarrow \int_{P_1}^{P} \frac{dP}{P} =$$

$$\int_{h_1}^{h} -\frac{g_0}{RT} dh \Longrightarrow$$

$$Ln\left(\frac{P}{P_1}\right) = -\frac{g_0}{RT}(h - h_1) \Longrightarrow \delta = \frac{P}{P_1} = e^{-\frac{g_0}{RT}(h-h_1)}$$

$$P = \rho RT \,, P_1 = \rho_1 RT \xrightarrow{\text{تقسیم دو معادله بر یکدیگر}} \frac{P}{P_1} = \frac{\rho}{\rho_1} \xrightarrow{\frac{P}{P_1} = e^{-\frac{g_0}{RT}(h-h_1)}} \delta = \frac{P}{P_1} = \sigma =$$

$$\frac{\rho}{\rho_1} = e^{-\frac{g_0}{RT}(h-h_1)}$$

پس در مجموع در یک ناحیه دما ثابت $\theta = 1$ و $\delta = \sigma = e^{-\frac{g_0}{RT}(h-h_1)}$ است.

$$dP = -\rho g_0 dh \,,\ P = \rho RT \xrightarrow{\text{تقسیم دو معادله بر یکدیگر}} \frac{dP}{P} = -\frac{g_0}{RT}dh \Rightarrow \int_{P_1}^{P}\frac{dP}{P} =$$

$$\int_{h_1}^{h} -\frac{g_0}{RT}dh \xrightarrow{a=\frac{dT}{dh}\to dh=\frac{dT}{a}}$$

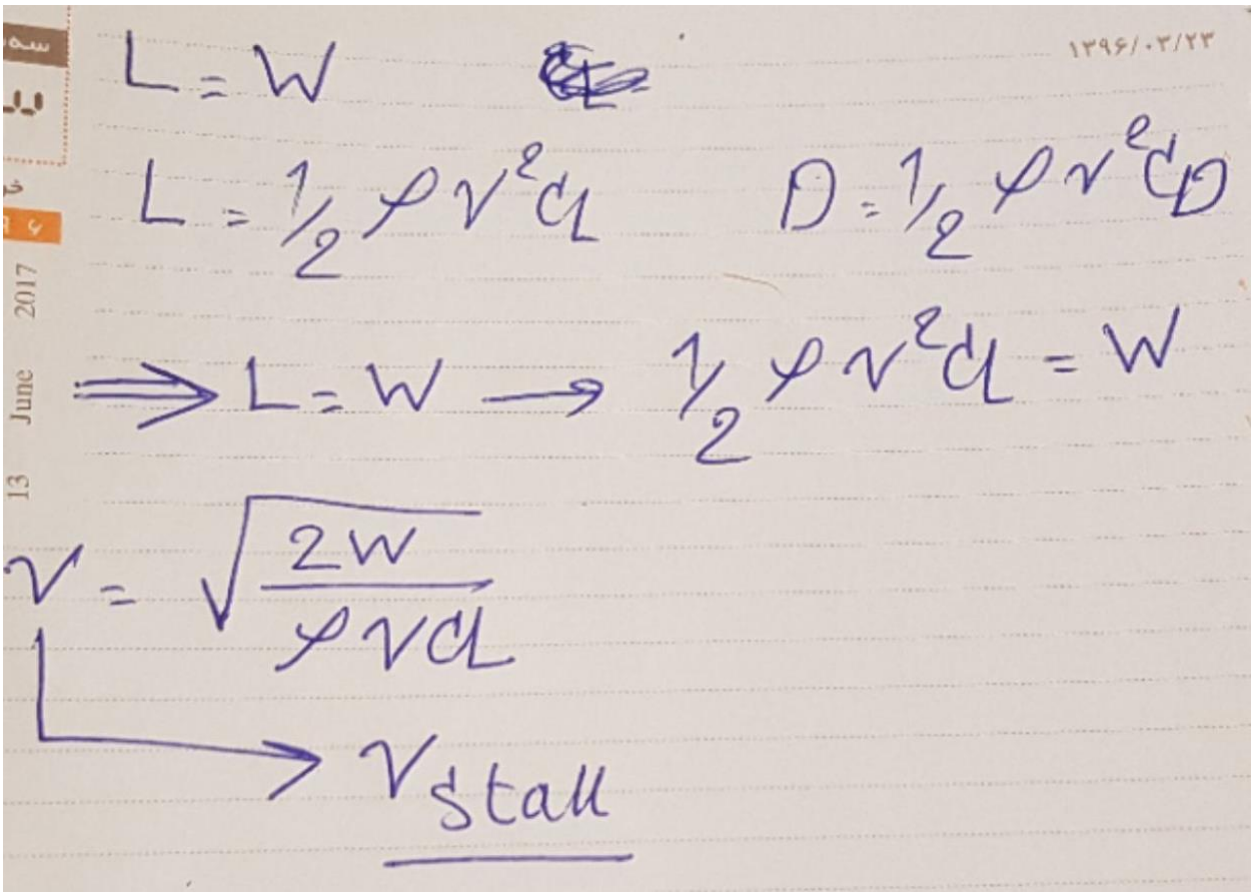
$$\int_{P_1}^{P}\frac{dP}{P} = \int_{h_1}^{h} -\frac{g_0}{aRT}dT \Rightarrow Ln\left(\frac{P}{P_1}\right) = -\frac{g_0}{aR}Ln\left(\frac{T}{T_1}\right) \Rightarrow \delta = \frac{P}{P_1} = \left(\frac{T}{T_1}\right)^{-\frac{g_0}{aR}}$$

$$P = \rho RT \,,\ P_1 = \rho_1 RT_1 \xrightarrow{\text{تقسیم دو معادله بر یکدیگر}} \frac{P}{P_1} = \frac{\rho T}{\rho_1 T_1} \Rightarrow \frac{\rho}{\rho_1} = \frac{P}{P_1}\left(\frac{T}{T_1}\right)^{-1}$$

$$\xrightarrow{\frac{P}{P_1}=\left(\frac{T}{T_1}\right)^{-\frac{g_0}{aR}}} \sigma = \frac{\rho}{\rho_1} = \left(\frac{T}{T_1}\right)^{-\left(\frac{g_0}{aR}+1\right)}$$

پس در مجموع در یک ناحیه گرادیان دما $\theta = 1 + \frac{a}{T_1}(h - h_1)$، و $\delta = \theta^{-\frac{g_0}{aR}}$

$\sigma = \theta^{-\left(\frac{g_0}{aR}+1\right)}$ است.



سرعت استال یا زاویه استال به زاویه یا سرعتی میگویند که در ان لایه مرزی جدا شده و لیفت به شکل قابل توجهی کاهش یافته و درگ افزایش میابد

استال دارای دون دینامیکی و استاتیکی است که در حالت استاتیکی با کاهش سرعت به طور کلی استال و اسپین کرده ولی در دینامیکی به یک حالت حرکت ارتعاشی در حالت استال کوچک قرار گرفته و باز میگردد.

اثبات فرمول سرعت استال

در رابطه با ارتفاع هم ،با افزایش ارتفاع چون فشار هوا کم شده و اختلاف فشار که عامل اصلی تولید لیفت است ،کاهش یافته ، بنابراین نیروی لیفت و به طبع ضریب لیفت ماکزیمم کاهش یافته و سرعت استال افزایش میابد.

و با توجه به فرمولی که برای صریب لیفت ماکسیمم در قسمت درگ قطبی داشتیم پی سرعت در ضریب لیعت ماکسیمم که در این حالت نیاز به توان یا تراست حداقل است .

$$W = L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L \Longrightarrow V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} \xrightarrow{T_{R_{min}} \Rightarrow \left(C_L/C_D\right)_{max} \Rightarrow C_{D_0} = C_{D_i} \Rightarrow C_L = \sqrt{\pi e A C_{D_0}}} V_{@T_{R_{min}}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\pi e A C_{D_0}}}}$$

$$T_R = D = \bar{q} S \left(C_{D_0} + C_{D_i}\right) \xrightarrow{T_{R_{min}} \Rightarrow \left(C_L/C_D\right)_{max} \Rightarrow C_{D_0} = C_{D_i}} T_{R_{min}} = 2\bar{q} S C_{D_0}$$

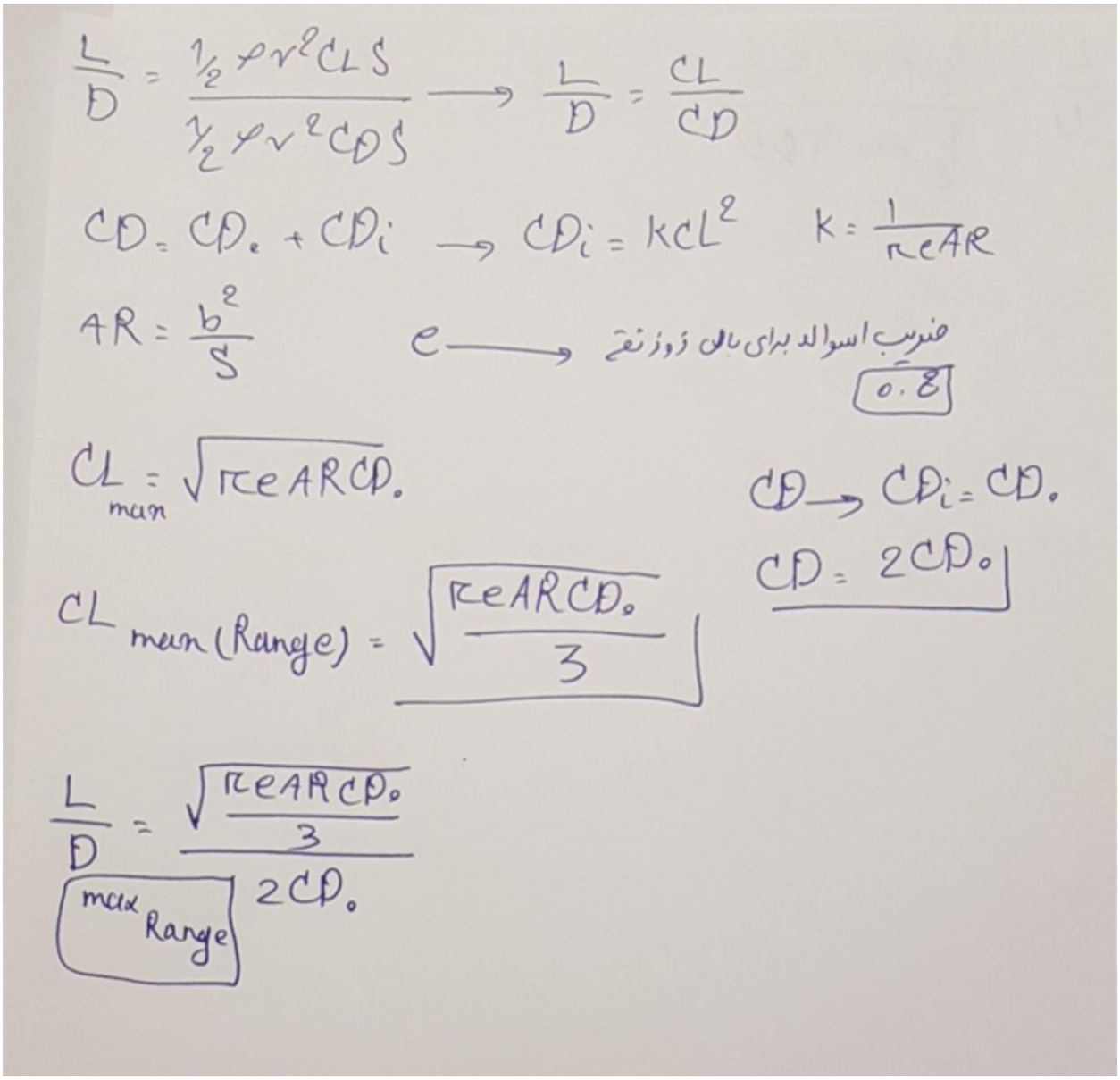
حال ضریب لیفت ماکسیمم مناسب برای برد مشابه همان است که در در بخش درگ قطبی نشان دادیم فقط باید عبارت زیر رادیکال تقسیم بر ۳ شود.

فلذا سرعت مناسب برای ارضای ضریب لیفت ماکسیمم مناسب برای برد بیشتر به شرح زیر است.

$$W = L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L \Longrightarrow V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} \xrightarrow{\left(\frac{C_L^{\frac{1}{2}}}{C_D}\right)_{max} \Rightarrow C_{D_0} = 3C_{D_i} \Rightarrow C_L = \sqrt{\frac{\pi e A C_{D_0}}{3}}} V_{@\left.\frac{C_L^{\frac{1}{2}}}{C_D}\right|_{max}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\frac{\pi e A C_{D_0}}{3}}}}$$

حال ما با بحثی روبه رو هستیم به اسم بازده آیرودینامیکی که این در اصل همان نسبت لیفت به درگ میباشد که برای رسیدن به برد و مداومت پروازی حداکثر میبایستی به بیشترین میزان لیفت به درگ برسیم.

فرمول



برد و مداومت پروازی

برد به مسافتی که با یکبار سوختگیری هواگرد می پیماید را میگویند برد

مداومت پروازی به زمانی میگدیند که هواگرد با یکبار سوخت گیری هوایی میتواند پرواز کند.

مرور روابط برد و مداومت پروازی موتورهای جت و ملخی		
نوع موتور هواپیما	جت	ملخی
مداومت پروازی	$E = \frac{1}{C_t}\frac{C_L}{C_D} ln\left(\frac{W_0}{W_1}\right)$ $E_{max} \Longrightarrow \left.\frac{C_L}{C_D}\right\|_{max} \Longrightarrow C_{D_0} = C_{D_i}$ $\Longrightarrow \begin{cases} C_D = 2C_{D_0} \\ C_L = \sqrt{\pi e A C_{D_0}} \end{cases}, V_{@\left.\frac{C_L}{C_D}\right\|_{max}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S\sqrt{\pi e A C_{D_0}}}}$	$E = \frac{\eta}{C_p}\frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D}\sqrt{\frac{\rho S}{2}}\left(W_1^{-\frac{1}{2}} - W_0^{-\frac{1}{2}}\right)$ $E_{max} \Longrightarrow \left.\frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D}\right\|_{max} \Longrightarrow C_{D_0} = \frac{1}{3}C_{D_i}$ $\Longrightarrow \begin{cases} C_D = 4C_{D_0} \\ C_L = \sqrt{3\pi e A C_{D_0}} \end{cases}, V_{@\left.\frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D}\right\|_{max}} = \sqrt{\frac{\frac{2}{3}\sqrt{3}W}{\rho S\sqrt{\pi e A C_{D_0}}}}$
برد پروازی (معادله برد برگوئیت)	$R = \frac{2\sqrt{\frac{2}{\rho S}}}{C_t}\frac{C_L^{\frac{1}{2}}}{C_D}\left(W_0^{\frac{1}{2}} - W_1^{\frac{1}{2}}\right)$ $R_{max} \Longrightarrow \left.\frac{C_L^{\frac{1}{2}}}{C_D}\right\|_{max} \Longrightarrow C_{D_0} = 3C_{D_i}$ $\Longrightarrow \begin{cases} C_D = \frac{4}{3}C_{D_0} \\ C_L = \sqrt{\frac{\pi e A C_{D_0}}{3}} \end{cases}, V_{@\left.\frac{C_L^{\frac{1}{2}}}{C_D}\right\|_{max}} = \sqrt{\frac{2\sqrt{3}W}{\rho S\sqrt{\pi e A C_{D_0}}}}$	$R = \frac{\eta}{C_p}\frac{C_L}{C_D} Ln\left(\frac{W_0}{W_1}\right)$ $R_{max} \Longrightarrow \left.\frac{C_L}{C_D}\right\|_{max} \Longrightarrow C_{D_0} = C_{D_i}$ $\Longrightarrow \begin{cases} C_D = 2C_{D_0} \\ C_L = \sqrt{\pi e A C_{D_0}} \end{cases}, V_{@\left.\frac{C_L}{C_D}\right\|_{max}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S\sqrt{\pi e A C_{D_0}}}}$
توجه: در رابطه برد برگوئیت برای محاسبه برد پروازی 1- ضریب برآ، 2- سرعت و 3- ارتفاع پروازی ثابت هستند.		

$$Roc = \frac{V(T-D)}{W} \times 60 = ft/min$$ نرخ صعود

$$R_{max} = h\left.\frac{C_L}{C_D}\right|_{max}$$ برد پرواز کلاید (بدون سوخت)

فاز نشست و برخواست

فاز برخاست یا take off هواپیما یک حرکت شتابدار است که در وحله اول هواپیما از سرعت صفر شروع به حرکت میکند تا به سرعت واماندگی برسد

و با توجه به اینکه طبق قانون دوم نیوتن نیروی لیفت برای هواپیما شتاب مورد نیاز برای کنترل است(این مسئله برای تراست هم صدق میکند) حال به سرعتی میرسد که میتواند هواپینا را بر روز زمین کنترل کند

و تا مرحله بعد به سرعتی میرسد که با از دست دادن یک موتور میتواند به کنترل سفقی خود را حفظ کند

در وحله بعد هواپیما به سرعتی میرسد که به این سرعت سرعت تصمیم گیری میگویند که در اصل همان سرعتی است که میتواند با از دست رفتن یک موتور تصمیم بگیرد که هواپیما را بلند کرده یا متوقف سازد

در مرحله بعدی سرعت هواپیما به حدی میرسد که میتواند با elevator هواپیما را در جهت یاو کنترل کند و در وحله بعدی با افزایش سرعت به سرعتی میرسد که نیروی لیفت برای ببند کردن هواپیما از زمین کافی است و در ادامه به سرعت ۱.۲ سرعت استال که سرعت برخاست است میرسد و سرعت نشست حدود ۱.۱ سرعت استال است.

مسافت برخاست

$$S_{L.O} = \frac{1.44 W^2}{g \rho S C_{L\max} \{T - (D + \mu r(W-L))\}}$$

مسافت نشست

$$S_L = \frac{1,69 W^2}{g \rho S C_{L\max} \{D + \mu r(W-L)\}}$$

شتاب برای برخاست

$$a = \frac{T - (D + \mu r(W-L))}{m}$$

انواع بال

بال در اصل برای افزایش لیفت طراحی شده است و منبع اصلی لیفت است .

زاویه نصب بال:

به زاویه وتره بال باخط خود بدنه هواپیما می‌گویند که با افزایش آن تا حد خاصی باعث افزایش برا می شود و ضریب لیفت به درگ بهتری خواهیم داشت در این بین جنگنده f8 نیروی دریایی ایالات متحده میتوانست زاویه نصب بال را تغییر دهد که باعث به تاخیر افتادن جدایش لایه مرزی و بالا رفتن ضریب لیفت ماکسیمم میشود و در نتیجه سرعت استال کاهش یافته پس برای نشست روی ناو هواپیما بر سرعت مناسب میشود.

AR(aspect ratio)= b^2/S

در بالاتر به پارامتری تحت عنوان aspect ratio یا نسبت منظری اشاره کردیم این پارامتر از توان دوم اندازه دهانه بال تقسیم بر مساحت بال بدست میاید که هر چه بیشتر باشد درگ القایی کاهش به علت اینکه گردابه نوک بال کاهش میابد ولی درگ اصطحکاکی افزایش میابد پس هر چه نسبت منظری بیشتر باشد سرعت کمتر بوده ولی برد بیشتر بوده و هرچه نسبت منظری کمتر بوده درگ القایی بیشتر و اصطحکاکی کمتر یعنی برد کمتر و سرعت بیشتر

اثر زمین :پدیده اثر زمین از جمله پدیده ای است که در زمان فرود و برخاست هواپیما و درست زمانی که هواپیما در فاصله نزدیک به زمین قرار دارد به وجود می آید در این حالت به دلیل برخی فعل و انفعالات آیرودینامیکی گردابه های نوک بال به حداقل رسیده لذا پسا کاهش می یابد و در عوض نیروی برا به شدت افزایش یافته از ویژگی های این پدیده باعث متمایل شدن دماعه به سمت پایین و آلات دقیق هم سرعت بالاتری را نشان میدهند

محل نصب بال

بال بالا : در این نوع باعث افزایش پایداری و پسا و لیفت بیشتر می شود ولی باعث کاهش اثر زمین و خاصیت سراشیبی بیشتر میشود برای حالت landing بهتر است

بال پایین: این نوع وزن کمتری داشته و خاصیت سراشیبی کمتری دارد ولی خاصیت اثر زمین آن بیشتر است و برخاستن از روی زمین با آن آسان تر است

بال وسط این نوع به علت اتصالات وزن بالایی دارد ولی دارای خاصیت آیرودینامیکی بهتری است

انواع بال

بال عقب گرد زمانی که بال به سمت عقب میرود اصطحکاک کاهش یافته به دنبال آن پسا اصطحکاکی کاهش میابد و راحت تر به سرعتهای بالا بر میرسد ولی چون باعث کاهش نسبت منطری شده به طبع باعث افزایش درگ القایی و جریان گردابه ای نوک بال و کاهش ضریب لیفت ماکسیمم و افزایش سرعت استال میشود

بال به سمت جلو:این نوع برای پایداری کم و مانور پذیری بالا استفاده میشود چون جریان هوا بجای اینکه به سمت بیرون متمایل شود بسمت داخل متمایل شده و باعث افزایش لیفت میشود و زمانی که ریشه بال استال کند نوک بال استال نمیکند پس شهپر ها همچنان تحت کنترل هستند و هواپیما تحت کنترل و مانور است و در ادامه هم چون این بال ها نیروی لیفت بالایی تولید میکنند دارای مانورپدیری بالایی هستند.

بال بیضی: با توجه به اینکه نیروی برا به صورت بیضی زیر بال پخش میشود این بهترین نوع بال خواهد بود

بال ذوزنقه ای: با توجه به اینکه نیروی برا به صورت بیضی در زیر بال توزیع می شود و ساختن بال های بیضی شکل سخت است بنابراین ذوزنقه ای شکل می سازند که بیشترین تطبیق را با بیضی دارد و لیفت بالایی تولید میکند ولی چون دارای نسبت منطری پایین بوده دارای درگ اصطحکاکی کم و مانور پدیری و درگ القایی بالا است.

بال دلتا: این نوع بال به علت پسا کم سرعت بالایی دارد ولی بارگذاری زیر آن کم است و کنترل زاویه حمله سخت و مانور پذیری در ارتفاع پایین کم است(این بال نوعی بال پسگرا است که گفته شد دارای نسبت منطری کم درگ اصطحکاکی کم و درگ القایی بالا

و صریب لیفت ماکسیمم پایین و سرعت استال بالا و بخاطر پس گرا بودن چون مرکز آیرودینامیکی ان عقب رفته و جریان گردابه ای بیشتر میشود هواپیما ناپایدار و مانورپذیر است.

بال دلتا دارای محاسن و معایب خودش است بال دلتا اولین با توسط نازی ها ابداع شد و در ادامه هم هواپیمایی در آلمان با بال های دلتا ساخته نشد و در ادامه در آمریکا شرکت کانویر پرنده آزمایشی XF92 و جنگنده های F102 و F106 و بمبر هاستلر را با همین بال ساختند

زاویه هفتی:این نوع بال برای پایداری در جهت رول بیشتر استفاده میشود

پیچش بال:پیچش بال باعث بهتر توزیع شدن نیروی لیفت در زیر بال میشود که در استال هواگرد رفتار بهتری داشته باشد در صورتی که پیچش در قسمت بیرونی بال باشه به آن wash in و در صورتی که در قسمت بیرونی بال باشد به آن wash out میگویند.

بال متحرک

هواپیما تامکت را در نظر بگیرید این هواپیما دارای بالهای متحرک است تا با جمع شدن بال پسگرایی و نسبت منطری کم به همان دلایل ذکر شده دارای مانورپذیری و سرعت بالا باشد و برای فرود هم بال ها باز شده تا صریب لیفت ماکسیمم افزایش و در نتیجه سرعت استال کاهش یابد و راحتتر روی ناو بنشیند .

پایداری و ناپایداری:

پایداری و ناپایداری دو نوع استاتیکی و دینامیکی دارد .

پایداری به حالتی میگویند که زمانی که هواپیما یا هر هواگردی تحت یک نیروی آیرودینامیکی یا گشتاور قرار گرفت به حالت اولیه خود بازگردد به این حالت پایداری استاتیکی و بر خلاف این اگر هواپیما یا هواگرد تمایل به بازگشت به حالت اولیه خود نداشته باشد به این حالت ناپایداری استاتیکی میگویند و اگر حرکت بطور نوسانی مانند حرکت dutch roll باشد که یک ناپیداری دینامیکی در در جهت yaw و roll میباشد اصطلاحا میگویند ناپایداری (یا در خلاف آن پایداری) دینامیکی .

هواپیما دارای سه محور X که در جهت دماغه و Y در جهت بال راست و Z در جهت پایین میباشد .

جهت pitch دماغه به سمت بالا و پایین را مشخص میسازد

جهت Yaw دماغه به سمت چپ و راست را مشخص میسازد

جهت Roll هم چرخش حول محور X میباشد.

پایداری و ناپایداری و کنترل در جهت pitch :

در کل بال در پشت مرکز ثقل هواپیما قرار میگیرد پس بال که نیروی لیفت به سمت بالا تولید میکند پس گشتاور حاصله باعث میشود که دماغه هواپیما به سمت پایین یا همان حرکت pitch متمایل شود و در ادامه مرکز آیرودینامیکی در پشت مرکز ثقل قرار میگیرد که دوباره باعث میشود دماغه به سمت پایین متمایل شود در اینجا برای پایداری در همین جهت از سکان افقی استفاده میکنند که سکان افقی یا ایک ایفویل قرار گرفته به شکل وارونه یا یک ایرفویل قرار گرفته در زاویه حمله منفی میباشد که با ایجاد یک نیروی لیفت منفی در پشت مرکز ثقل باعث میشود دماغه با بالا برگشته و nose up کند و پایداری حاصل شود .در ادامه بجای

سکان افقی میتوان از کانارد استفاده کرد که کانارد یک بالچه در جلوی مرکز ثقل است که نیروی لیفت مثبت تولید میکند که باعث میشود گشتاور حاصله در جلوی مرکز ثقل پایداری را ایجاد کند و خود کانارد از دوع نوع کنترلی و پایداری است که کنترلی تنها برای ایجاد پایداری بکار رفته و کنترلی که نوعی کانارد متحرک با قابلیت تغییر زاویه میباشد که با تغییر دادن زاویه حمله میزان نیروی لیفت تولیدی برای کنترلی و مانور را تامین میکند

حال خود سکان افقی دارای یک بالچه متحرکت به اسم elevator است که این سکان افقی در صورتی که به سمت پایین متمایل شود نیروی لیفت منفی را افزایش داده و فشار ورودی بادم یک گشتاور ایجد میکند که باعث میشود دماغه هواپیما به سمت بالا متمایل شود

و در عکس قضیه در صورتی که elevator به سمت بالا متمایل شود باعث میشود نیروی لیفت منفی تولیدی سکان افقی کاهش یافته و نیروی وارد شده توسط خود جریان هوا هم باعث میشود که دماغه هواپیما به سمت پایین متمایل شود

در جنگنده ها معمولا چیزی بنام elevator وجود ندارد و سکان افقی بطور کامل متحرک بوده یعنی یک ایفویل متقارت بوده که با قرار گیری در زاویه حمله منفی لیفت منفی تولید میکند و یا با قرار گرفتن در زاویه حمله مقبت لیفت مثبت تولید میکند و هواپیما کنترل میشود .

همچنین برای کنترل و پایداری در جهت پیتچ از lex هم استفاده میکنند که این در اصل یک نوع کشیدگی در جلوی بال میباشد که با تولید نیروی لیفت در جلوی مرکز ثقل تقریبا همان کار کانارد را انجام میدهد .

حال ممکن است این سوال پیش بیاید که چرا کانارد و سکان افقی از خود بال کوچکتر است؟

چون پا در برای گشتاور فرمول ضربدر نیرو را داریم و در اینجا سکان افقی و یا کانارد بسیار دورتر از مرکز ثقل نسبت به بال بوده لذا بازو بزرگتر بوده و نیاز است که نیروی کمتری تولید کنند پس همواره کوچکتر از بال هستند.

حال به پایداری و نایداری و کنترل در جهت Yaw می پردازیم

جریان های گردابه ای نوک بال با ایجاد نیروی در جهت یاو باعث گشتاور میشوند همچنین موتور های هواپیما هم با از دست رفتن یکی از آنها نوعی تراست نامتقارن بوجود میاید که این باعث ایجاد نوعی ناپایداری در جهت یاو میشود حال برای پایداری در این در جهت یاو از سکان عمودی استفاده میشود که سکان عمودی دارای یک نوع ایرفویل متقارن لست که در جهت یاو و همچنین رول پایداری ایجاد میکند و همچنین دارای یک بالچه متحرکت به است رادر rudder است که در صورتی که این رادر به هر سمت متمایل شود نیروی لیفت ایجاد کرده و در نتیجه گشتاور ایجاد میکند و در ادامه هم نیروی وارد شده توسط جریان هوا هم گشتاور خور را ایجاد کرده در نتیجه در جهت یاو کنترل پذیری هواپیما انجام میشود.

خود سکان عمودی هم یا از نوع V شکل که یا همزمان کار سکان افقی و عمودی را با هم انجام میدهد

و یا از نوع Y شکاگل مانند آنچه در جنگنده فانتوم میبینیم هستش خود خود V را گفتیم چگونه است و در ادامه هم یه سکان عمودی اضافه دارد برای پایداری در جهت yaw .

سکان H شکل هم بای این طراحی شده تا از بدنه دور باشد و تحت تاثیر جریان آشفته بدنه نباشد و در ادامه کوتاه تر بوده تا راحتتر در آشیانه جای گیرد و همچنین یک سپر برای گرفتن حرارت خروجی موتور برای دیدهنشد توسط جستجو گر های حرارتی موشک های دوش پرتاب باشد

سکان افقی در ادامه از نوع تکی و دوتایی هم دارد که دوتایی برای این است که در زاویه حمله بالا تحت تاثیر جریان مغشوش کارای خود را حفظ کند .

ناپایداری هواپیما هم در جهت رول بدین شکل میباشد چون نیروی لیفت تولیدی توسط بال ها بطور نامتوازن نسبت به مرکز ثقل پخش شده پس گشتاور تولید باعث میشود که هواپیما در جهت رول ناپیدار شود و در ادامه هم ناپایداری درجهت رول ناشی از گشتاور ایجاد شده توسط ملخ های موتور های پیستونی یا توربوپراپ هم میباشد .

در اینجا برای پایداری بال را با زاویه هفتی طراحی میکنند که باعث پایداری میشود و زاویه هشتی باعث ناپایداری میشود و زاویه هفتی را هم با نماد ⅂نشان میدهند.

برای کنترل در جهت رول هم نوعی بالچه در بال به عنوان شهپر یا همان aileron وجود دارد که این بالچه ها با توجه به فرمول گشتاور یعنی نیرو ضردبدر بازو در فاصله بیشتری از بدنه یا مرکز ثقل هستند و اگر شهپر سمت راست بالا و سمت چپ پایین متمایل شود هواپیما در جهت رول در جهت ساعتگرد متمایل میشود دلیل فیزیکی آن عم این است که شهپر در اصل باعث عدم تعادل لیفت و در ادامه گشتاور در بال میشود و اسپویلر ها هم با کاهش لیفت(مشابه ترمز هوایی که باعث کاهش لیفت و تولید درگ میشوند) به کمک شهپر های میایند و خود فلپ ها هم که بالچه ای در لبه فرار است باعث به تاخیر انداختن جدایش لایه مرزی و در ادامه هم برای این منظور از پمپ های خلا هم استفاده میشودو این فلپ با فزایش ضریب لیفت ماکسیمم باعث اعث کاهش سرعت استال شده لذا برای فرآیند نشست و برخاست حیاتی است انواع فلپ از نوع تک شکافه و دو شکافه و فلپ دوگانه و در ادامه هم چند نوع دیگر داریم نوعی دیگر از فلپ به عنوان فلپ لبه حمله و یا است وجود دارد که با کاهش فشار در لبه حمله باعث میشود جریان عبوری از سطح بالایی ایرفویل دارای فشار کمتر باشد و در لبه فرار اختلاف فشار بیشتر بوده و در نتیجه بال نیروی لیفت بیشتری تولید میکند.

هر چه ناپایداری هواپیما بیشتر باشد مانورپذیری آن هم بیشتر است و هرچه نیروی لیفت و پیش رانش (که خود پیش رانش فقط به معنای نیروی تولیدی موتور نیست بلکه به همان مکش جریان نوک بال هم بیشتر باشد خود باعث تولید نیروی پیشرانش است مانند انچه در بال پرندگان در طبیعت شاهد آن هستیم.)بیشتر باشد با توجه شتاب لازم برای مانور پذیری را فراهم میکند.

برای مانور Pull up

شعاع چرخش و سرعت زاویه ای چرخش بشکل زیر میباشد .

$$R=V^2/(g(n+1))$$

$$\omega=g(n-1)/V$$

برای مانور pull dawn

$$R=V^2/g(n+1)$$

$$\omega=g(n+1)/V$$

برای مانور در level turn

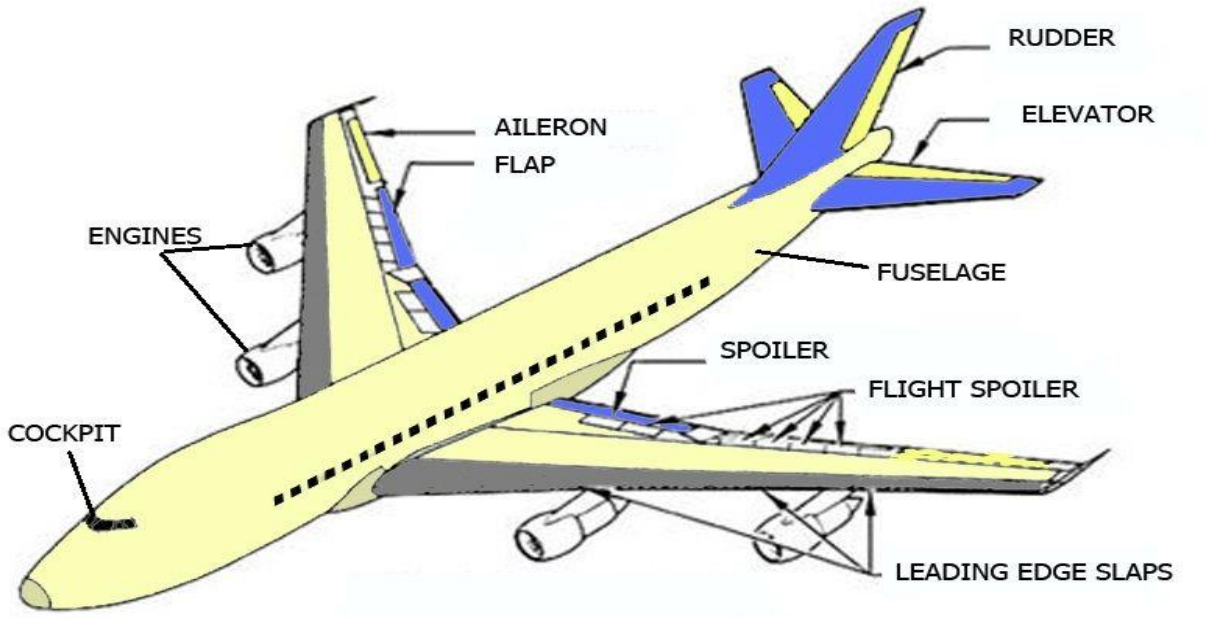
$$\omega=g(\sqrt{(n^2-1)})/V$$

$$R=V^2/g(\sqrt{(n^2-1)})$$

سرعت مانور

$V_m=\sqrt{((2n(w/s))/(\rho C_l max))}$

$n=L\div W$



حال به طراحی این هواپیما بویینگ 727 دقت کنیم میبینیم که دارای سکان عمودی از نوع T شکل از است اولا با توجه به اینکه در این نوع یکان در اصل افقی بر بروی عمودی قرار گرفته که این باعث میشود که سازه سکان عمودی سنگین تر شده و مرکز ثقل عقبتر آمده و هواپیما پایدار تر شود و به علاوه با توجه به اینکه ۷۲۷ با این دید طراحی شده بود که از باند های کوتاه نشست و برخاست کند لذا موتور ها در زیر بال قرار نگرفته تا بال نیروی لیفت بیشتری تولید کند و در نتیجه سرعت استال پایین آمده و خواسته طرحی ارضا شود که این قضیه که موتور خود در انتها بدنه قرار گرفته این قضیه هم خود باعث عقبتر آمدن مرکز ثقل در نتیجه پایدار تر شدن هواپیما است و خود این سکان T شکل مشکلی که دارد این است که بعد از استال و گذشتن از زادیه حمله استال چون سکان در معرض جریان آشفته جداشده از بال قرار میگیرد دچار استال عمیق میشود ولی سکان های از نوع + شکل این مشکل را ندارند.

نکته:معمولا در نوک بال هواپیما های امروزی وینگلت بکار میرود اما وینگلت به چه کار میاید ؟

گفتیم به علت اخلاف فشار زیر و بالای بال جریان گردابه ای از نوک بال خارج شده و باعث درگ میشود حال برای کاهش این درگ القایی در نوک بال وینگلت به کار میرود که این جریان گردابه ای را به سمت بالا هدایت کرده در نتیجه نیروی لیفت تولید میشود.

حال ممکن است سوال پیش بیاید که چرا هواپیما های جنگنده فاقد کانارد هستند؟

چون جریان گردابه ای باعث ناپایداری میشود در نتیجه باعث چالاکی میشود فلذا جنگنده که مانورپذیری از فاکتور های مهم طراحی جنگنده است ،باید حتما حفظ شده پس جنگنده باید فاقد کانارد باشد

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \qquad A = \frac{b^2}{S} = \frac{2b}{c_r(1+\lambda)} \qquad S = \frac{bc_r}{2}(1+\lambda)$$

$$\bar{c} = \frac{2}{3}c_r\frac{(1+\lambda+\lambda^2)}{(1+\lambda)} \qquad \sigma = \frac{1}{4}A(1+\lambda)\tan\Lambda_{LE} \qquad \frac{x_{centroid}}{c_r} = \frac{1}{3}\left(\lambda+\sigma+\frac{1+\lambda\sigma}{1+\lambda}\right)$$

$$\frac{y_{mac}}{\frac{b}{2}} = \frac{1-\frac{\bar{c}}{c_r}}{1-\lambda} = \frac{1}{3}\left(\frac{1+2\lambda}{1+\lambda}\right) \qquad \tan\Lambda_n = \tan\Lambda_m - \frac{4}{A}\left[(n-m)\frac{1-\lambda}{1+\lambda}\right]$$

یک سری روابط برای بال :

A نسبت منظری

B دهانه بال

لاندا پیچش بال

CT کورد نوک بال

CR کورد ریشه بال

S مساحت

Λ میزان پسگرایی بال

در موشک هایی که در خارج از اتمسفر پرواز میکنند چون فشار و چگالی هوا صفر است بنابراین در خارج از جو نیرو های آیرودینامیکی وجود ندارد فلذا برای کنترل فضا پیما ها و راکت ها از قابلیت تغییر بردار رانش استفاده میشود و یا از تراستر های کمکی استفاده میشود مثلا در شاتل فضایی از ۴۴ تراستر کمکی استفاده شده که در اصل همان موتور های راکتی سوخت مایع است .

برای موشک هایی که در جو پرواز میکنند هم پایداری و ناپایداری به همان شکل است که گفتیم مثلا در موشک مرکز فشار در جلوی مرکز ثقل و مرکز آیرودینامیکی در پشت مرکز ثقل قرار میگیرد که باعث میشود دماغه به سمت پایین متمایل شود حال با یک سکان افقی پایداری حفظ میشود و یا با کانارد هم پایداری حفظ میشود ولی چون کانارد خود یک پدیده ناپایدار کننده است فلذا نیاز به سکان افقی هم هست ولی کانارد در زاویه حمله بالا دچار استال شده و جریان مغشوش کارایی سکان افقی را هم تحت تاثیر قرار میدهد پس کانارد برای کنرل در زاویه حمله کم و سکان برای کنترل در زاویه حمل بالا است بعضی موشک هامانند پیتون ۵ اسراییلی هم برای کنترل پذیری بهتر دارای دو کانارد پشت سر هم هستند و یا گاهی هم دارای موشک ها دارای کانارد هایی با زاویه حمله متغییر برای کنترل در زوایای حمله مختلف میباشندو برای موشک های دوربرد مانند فینیکس هم بال بکار میبرند که با تولید نیروی لیفت باعث افزایش برد شود.

نیرو های وارد بر هواپیما و معادلات :

تمامی نیرو های وارد بر هواپیما از قانون دوم نیوتن

$$F=ma$$

$$F=m(dv/dt)$$

$$F=m(d^2x/dt^2)$$

تبعیت میکنند.

نیرو و گشناور های آیرودینامیکی:

$$F_a$$

$$M_a$$

نیرو و گشتاور های رانشی:

F_t

M_t

نیرو های وارد بر هواپیما در یک نگاه:

$$m(dV_p/dt)=m\vec{g}+\vec{F}_a+\vec{F}_t$$

ممان های وارد بر هواپیما:

$$t\int \vec{r}'\times\rho_a(d\vec{r}/dt)dV=\vec{M}_a+\vec{M}_t\partial/\partial$$

رابطه زیر برای انتقال بردار ها از دستگاه ثابت اینرسی به دستگاه چرخان بدنی استفاده میشود.

$$dA/dt=\partial a/\partial t+\omega\times\vec{A}$$

نیرو های وارد بر هواپیما با نرخ تغییرات اندازه حرکت خطی :

$$m(\dot{\vec{V}}+\vec{\omega}\times\vec{V}_p)=m\vec{g}+\vec{F}_a+\vec{F}_t$$

با مشتق گرفتن از گشتاور زاویه ای سرعت زاویه ای بدست می آید.

ممان حول محور X را با L نشان میدهند

ممان حول محور Y را با M نشان میدهند

ممان حول محور Z را با N نشان میدهند

سرعت زاویه ای حول محور X را با P نشان داده .

سرعت زاویه ای حول محور Y را با Q نشان میدهند .

سرعت زاویه ای حول محور Z را با R نشان میدهند.

زاویه پیتچ با نماد اختصاری Θنمایش داده میشود.

زاویه یاو با نماد اختصاری Ψنمایش داده میشود.

زاویه رول با نماد اختصاری Φنشان داده میشود.

تعریف اجزای بردار معادلات :

بردار مکان

$$\vec{r}=x\hat{i}+y\hat{j}+z\hat{k}$$

بردار شتاب گرانشی

$$\vec{g}=g_x\hat{i}+gy\hat{j}+gz\hat{k}$$

بردار نیرو

$$F=Fx\hat{i}+Fy\hat{j}+Fz\hat{k}$$

بردار گشتاور

$$M=Mx\hat{i}+My\hat{j}+Mz\hat{k}$$

بردار سرعت زاویه ای

$$\vec{\omega}=P\hat{i}+Q\hat{j}+R\hat{k}$$

بردار سرعت خطی

$$\vec{V}=u\hat{i}+v\hat{j}+w\hat{k}$$

تعریف ممان اینرسی ها

$$I_{xx}=\int(y^2+z^2)\rho d_a dv$$

$$Iyy=\int(x^2+z^2)\rho_a dv$$

$$Izz=\int(x^2+y^2)\rho_a dv$$

$$Ixy=\int xy\rho_a dv$$

$$Ixz=\int xz\rho_a dv$$

$$Iyz=\int yz\rho_a dv$$

معمولا برای هواپیما صفحه xz محور تقارن است فلذا

$$Ixy=Iyz=0$$

با توجه به مطالب گفته شده مجموعا ۶ معادله اسکالر بشکل زیر بدست می آید.

معادلات خطی هواپیمای صلب در دستگاه بدنی در راستای محور X بدنی

$$m(\dot{U} - VR + WQ) = -mg\sin\Theta + F_{A_X} + F_{T_X}$$

معادلات خطی هواپیمای صلب در دستگاه بدنی در راستای محور Y بدنی

$$m(\dot{V} + UR - WP) = mg\sin\Phi\cos\Theta + F_{A_Y} + F_{T_Y}$$

معادلات خطی هواپیمای صلب در دستگاه بدنی در راستای محور Z بدنی

$$m(\dot{W} - UQ + VP) = mg\cos\Phi\cos\Theta + F_{A_Z} + F_{T_Z}$$

معادلات زاویه‌ای هواپیمای صلب در دستگاه بدنی حول محور X بدنی

$$I_{XX}\dot{P} - I_{XZ}\dot{R} - I_{XZ}PQ + (I_{ZZ} - I_{YY})RQ = L_A + L_T$$

معادلات زاویه‌ای هواپیمای صلب در دستگاه بدنی حول محور Y بدنی

$$I_{YY}\dot{Q} + I_{XZ}(P^2 - R^2) + (I_{XX} - I_{ZZ})PR = M_A + M_T$$

معادلات زاویه‌ای هواپیمای صلب در دستگاه بدنی حول محور Z بدنی

$$I_{ZZ}\dot{R} - I_{XZ}\dot{P} + I_{XZ}QR + (I_{YY} - I_{XX})RQ = N_A + N_T$$

$$\begin{bmatrix}\dot{x}\\ \dot{y}\\ \dot{z}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}\cos\Psi & -\sin\Psi & 0\\ \sin\Psi & \cos\Psi & 0\\ 0 & 0 & 1\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\cos\Theta & 0 & \sin\Theta\\ 0 & 1 & 0\\ -\sin\Theta & 0 & \cos\Theta\end{bmatrix}\begin{bmatrix}1 & 0 & 0\\ 0 & \cos\Phi & -\sin\Phi\\ 0 & \sin\Phi & \cos\Phi\end{bmatrix}\begin{bmatrix}u\\ v\\ w\end{bmatrix}$$

برای پرواز پایدار...

برای پرواز پایدار

پروازی که در آن متغیرهای حرکتی نسبت به زمان در دستگاه بدنی ثابتند ($\vec{V}_p , \vec{\omega} = 0$) را پرواز حالت پایدار گویند.

با توجه به تعریف پرواز حالت پایدار معادلات 9گانه را می‌توان به صورت زیر ساده کرد.

معادلات خطی هواپیمای صلب در دستگاه بدنی در راستای محور X بدنی در پرواز حالت پایدار

$$m(W_1Q_1 - V_1R_1) = -mg\sin\Theta_1 + F_{A_{X_1}} + F_{T_{X_1}}$$

معادلات خطی هواپیمای صلب در دستگاه بدنی در راستای محور Y بدنی در پرواز حالت پایدار

$$m(U_1R_1 - W_1P_1) = mg\sin\Phi_1\cos\Theta_1 + F_{A_{Y_1}} + F_{T_{Y_1}}$$

معادلات خطی هواپیمای صلب در دستگاه بدنی در راستای محور Z بدنی در پرواز حالت پایدار

$$m(V_1P_1 - U_1Q_1) = mg\cos\Phi_1\cos\Theta_1 + F_{A_{Z_1}} + F_{T_{Z_1}}$$

معادلات زاویه‌ای هواپیمای صلب در دستگاه بدنی حول محور X بدنی در پرواز حالت پایدار

$$(I_{ZZ} - I_{YY})R_1Q_1 - I_{XZ}P_1Q_1 = L_{A_1} + L_{T_1}$$

معادلات زاویه‌ای هواپیمای صلب در دستگاه بدنی حول محور Y بدنی در پرواز حالت پایدار

$$I_{XZ}\left(P_1^{\,2} - R_1^{\,2}\right) + (I_{XX} - I_{ZZ})P_1R_1 = M_{A_1} + M_{T_1}$$

معادلات زاویه‌ای هواپیمای صلب در دستگاه بدنی حول محور Z بدنی در پرواز حالت پایدار

$$I_{XZ}Q_1R_1 + (I_{YY} - I_{XX})RQ = N_{A_1} + N_{T_1}$$

رابطه سرعت زاویه‌ای هواپیمای صلب با زوایای اویلر حول محور X بدنی در پرواز حالت پایدار

$$P_1 = \dot{\Phi}_1 - \dot{\Psi}_1\sin\Theta_1$$

رابطه سرعت زاویه‌ای هواپیمای صلب با زوایای اویلر حول محور Y بدنی در پرواز حالت پایدار

$$Q_1 = \dot{\Theta}_1\cos\Phi_1 + \dot{\Psi}_1\cos\Theta_1\sin\Phi_1$$

رابطه سرعت زاویه‌ای هواپیمای صلب با زوایای اویلر حول محور Z بدنی در پرواز حالت پایدار

$$R_1 = \dot{\Psi}_1\cos\Theta_1\cos\Phi_1 - \dot{\Theta}_1\sin\Phi_1$$

در ادامه با سه نوع پرواز حالت پایدار آشنا

برای پرواز اغتشاشی

برای پرواز اغتشاشی

معادلات خطی هواپیمای صلب در دستگاه بدنی در راستای محور Y بدنی در پرواز حالت اغتشاشی

$$m(\dot{v} + R_1 u + U_1 r - P_1 w - W_1 p) =$$
$$-mg\theta \sin\Phi_1 \sin\Theta_1 + mg\phi \cos\Phi_1 \cos\Theta_1 + f_{A_y} + f_{T_y}$$

معادلات خطی هواپیمای صلب در دستگاه بدنی در راستای محور Z بدنی در پرواز حالت اغتشاشی

$$m(\dot{w} + V_1 p + P_1 v - U_1 q - Q_1 u) =$$
$$-mg\theta \cos\Phi_1 \sin\Theta_1 - mg\phi \sin\Phi_1 \cos\Theta_1 + f_{A_z} + f_{T_z}$$

معادلات زاویه‌ای هواپیمای صلب در دستگاه بدنی حول محور X بدنی در پرواز حالت اغتشاشی

$$I_{xx}\dot{p} - I_{xz}\dot{r} - I_{xz}(P_1 q + Q_1 p) + (I_{zz} - I_{yy})(R_1 q + Q_1 r) = l_A + l_T$$

معادلات زاویه‌ای هواپیمای صلب در دستگاه بدنی حول محور Y بدنی در پرواز حالت اغتشاشی

$$I_{yy}\dot{q} + 2I_{xz}(P_1 p - R_1 r) + (I_{xx} - I_{zz})(R_1 r + R_1 p) = m_A + m_T$$

معادلات زاویه‌ای هواپیمای صلب در دستگاه بدنی حول محور Z بدنی در پرواز حالت اغتشاشی

$$I_{zz}\dot{r} - I_{xz}\dot{p} + I_{xz}(Q_1 r + R_1 q) + (I_{yy} - I_{xx})(P_1 q + Q_1 p) = n_A + n_T$$

رابطه سرعت زاویه‌ای هواپیمای صلب با زوایای اویلر حول محور X بدنی در پرواز حالت اغتشاشی

$$p = \dot{\phi} - \dot{\Psi}_1 \theta \cos\Theta_1 - \dot{\psi} \sin\Theta_1$$

رابطه سرعت زاویه‌ای هواپیمای صلب با زوایای اویلر حول محور Y بدنی در پرواز حالت اغتشاشی

$$q = -\dot{\Theta}_1 \phi \sin\Phi_1 + \dot{\theta} \cos\Phi_1 + \dot{\Psi}_1 \phi \cos\Theta_1 \cos\Phi_1 - \dot{\Psi}_1 \theta \cos\Theta_1 \sin\Phi_1 +$$
$$\dot{\psi} \cos\Theta_1 \sin\Phi_1$$

رابطه سرعت زاویه‌ای هواپیمای صلب با زوایای اویلر حول محور Z بدنی در پرواز حالت اغتشاشی

$$r = -\dot{\Psi}_1 \cos\Theta_1 \sin\Phi_1 - \dot{\Psi}_1 \theta \sin\Theta_1 \cos\Phi_1 + \dot{\psi} \cos\Theta_1 \cos\Phi_1 -$$
$$\dot{\Theta}_1 \cos\Phi_1 - \dot{\theta} \sin\Phi_1$$

معادلات بدست آمده معادلات خطی‌اند زیرا تمام متغیرهای حالت پایدار، همگی عددند و دیگر متغیر تیستند.

β زاویه سرش $\quad \theta = \beta = \tan^{-1}\left(\frac{W}{U}\right) \quad \alpha = \sin^{-1}\left(\frac{V}{V_1}\right)$

α زاویه حمله

γ زاویه صعود $\rightarrow \gamma = \theta \text{ و } \alpha$

$$V = u\vec{i} + v\vec{j} + w\vec{k} \qquad V_1 = \sqrt{U^2 + V^2 + W^2}$$

$$C_D = \underbrace{C_{D_0}}_{\text{اصطکاکی}} + \underbrace{C_{D_\alpha} \cdot \alpha}_{\text{زاویه حمله}} + \underbrace{C_{D_{iH}} \cdot iH}_{\text{سکان افقی}} + \underbrace{C_{D_{\delta_E}} \cdot \delta_E}_{\text{اغلاف elevator}}$$

رابطه ضریب پسا.

$$C_{D_{\delta_E}} = \frac{\partial D}{\partial \delta_E} \qquad C_{D_\alpha} = \frac{\partial D}{\partial \alpha} \qquad C_{D_{iH}} = \frac{\partial D}{\partial iH}$$

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \cdot \alpha + C_{L_{iH}} \cdot iH + C_{L_{\delta_E}} \cdot \delta_E$$

$$C_{L_\alpha} = \frac{\partial L}{\partial \alpha} \qquad C_{L_{\delta_E}} = \frac{\partial L}{\partial \delta_E} \quad / \quad C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \cdot \alpha + C_{m_{iH}} \cdot iH + C_{m_{\delta_E}} \cdot \delta_E$$

(ضریب گشتاور)

$$C_{l_{\beta_V}} = -C_{L_{\alpha_V}}\left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta}\right)\eta_V \frac{S_V}{S} \frac{Z_{VS}}{b}$$

سهم دم افقی (تولید همان غلتش)

$$C_{y_{\beta_V}} = -\eta_V \frac{S_V}{S} C_{L_{\alpha_V}}\left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta}\right)$$

سهم دم عمودی (تولید نیروی عرضی)

$$C_{n_{\beta_V}} = \eta_V \frac{S_V X_{VS}}{Sb} C_{L_{\alpha_V}}\left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta}\right)$$

تولید همان گردشی مثبت

خصول روش کرامر

$$\alpha_1 = \frac{\begin{vmatrix} \frac{W-(\dot{W}t)}{\bar{q}_1 S} - C_{L_0} & C_{L_{\delta E}} \\ -C_{m_0} & C_{m_{\delta E}} \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} C_{L_\alpha} & C_{L_{\delta E}} \\ C_{m_\alpha} & C_{m_{\delta E}} \end{vmatrix}}$$

میزان تغییرات زاویه انحراف elevator و میزان زاویه حمله.

$$\delta_E = \frac{\begin{vmatrix} C_{L_\alpha} & \frac{W-(\dot{W}t)}{\bar{q}_1 S} - C_{L_0} \\ C_{m_\alpha} & -C_{m_0} \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} C_{L_\alpha} & C_{L_{\delta E}} \\ C_{m_\alpha} & C_{m_{\delta E}} \end{vmatrix}}$$

خصول روش کرامر

میزان انحراف شهپر

$$\delta_{A_1} = \frac{\begin{vmatrix} -C_{l_\beta} B_1 & C_{l_{\delta R}} \\ -\left(\frac{NT_1}{\bar{q}_1 S b} + C_{n_\beta} B_1\right) & C_{n_{\delta R}} \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} C_{l_{\delta A}} & C_{l_{\delta R}} \\ C_{n_{\delta A}} & C_{n_{\delta R}} \end{vmatrix}}$$

میزان انحراف Rudder

$$\delta_{R_1} = \frac{\begin{vmatrix} C_{l_{\delta A}} & -C_{l_\beta} B_1 \\ C_{n_{\delta A}} & -\left(\frac{NT_1}{\bar{q}_1 S b} + C_{n_\beta} B_1\right) \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} C_{l_{\delta A}} & C_{l_{\delta R}} \\ C_{n_{\delta A}} & C_{n_{\delta R}} \end{vmatrix}}$$

تخمین وزن :

از روی ماموریت میتوان وزن برخاست یا همان Wto را حدس زد

وزن Wto به شرح زیر است.

. Wto=Wpayload+Wfuel+Woperational empty

وزن بار یا همان payload به ازای هر نفر بطور میانگین ۹۰ کیلوگرم در نظر گرفته میشود و اما خود این وزن ها به چند دسته تقسیم میشوند

Wfuel=W fuel used+ W reserved

وزن سوخت برابر است با وزن سوخت قابل استفاده و وزن سوخت رزرو شده

Wpayload=Wpassanger+Wcargo

وزن بار و محموله برابر است با مجموع وزن مسافر ها و بار .

Woperational empty= W empty +W crew +W trapped fuel

وزن عملیات خالی برابر است با مجموع وزن خالی هواپیما و خدمه و وزن سوخت و روغن گیر کرده در لوله ها

در نتیجه وزن تیک آف بشکل زیر خواهد بود .

.Wto=We+Wcrew+Wtfo+Wfu+Wfr+Wpl

وزن سوخت گیر کرده در لوله ها حدود ۰.۵ درصد وزن برخاست است...

تخمین مهندسی وزن برخاست بصورت یک چرخه انجام میشود با حدس یک وزن برخاست هواپیما از روی نمودار تکنولوژی (نمودار WTO برخاست و WE برای یک کلاس خاص از هواپیما)کار خود را آغاز میکنیم .از روی این وزن برخاست و به کمک خواسته های مشتری و MISSION PROFILE وزن خالی را محاسبه و با عدد حاصل از نمودار تکنولوژی مقایسه میکنیم .

وزن برخاست شامل وزن خالی عملیاتی هواپیما وزن بار و وزن سوخت است .

وزن بار همان طور که اشاره کردیم وزن بار و مسافرین است که در اینجا وزن بمب ها و موشک در نظر گرفته میشود وزن خالی هم شامل سازه خشک روغن های گیر کرده در لوله ها و خدمه است .

کار را با حدس یک وزن برخاست WTO از روی هواپیما های هم رده آغاز میکنیم وزن خدمه را میتوان از روابط حاکم بدست آورد وزن سوخت و روغن اضافی در لوله ها هم ۰.۰۰۵WTO میباشد

وزن سوخت نیز مستقیما از روی MISSION PROFILE بدست میاید به نحوی که بخش های مختلف را اعلام میکنیم.

با مقایسه با نمودار تکنولوژی وزن به شکل زیر خواهد بود

WTO=WE+W CREW+ WTFO+WFU+WFR+WPL

WE=WTO=WTFO+WFU+WFR+WPL-WCREW

WE=WTO-0.005WTO-WF-(WPL+W CREW)

در معادله فوق با حدس اولیه WTO که ۸۵۰۰۰ پوند است وزن خالی و سوخت را میتوان حدس زد

WTO:

وزن در ابتدا برخاست

W1

وزن بعد از WARM UP

W2

وزن بعد از تاکسی

W3

وزن بعد از تیک آف

W4

وزن بعد از CLIMB اوج گیری

W5

وزن بعد از کروز

W6

وزن بعد از C.A.P

W7

وزن بعد از درگیری هوایی

W8

وزن بعد از DECENT

W9

وزن بعد از لندینگ

W fuel used =WTO-W8=WTO(1-W8/WTO)

WTO(1-W1/WTO.W2/W1.W3/W2.W4/W3.W5/W4.WB/W5.W6/WB.W7/W6.W8/W7)=WTO(1-Mff)=

پارامتر MFF را MISSION LEG FUEL FRACTION نسبت سوخت مراحل پروازی می نامند

WF=(1-MFF)WTO+A(1-MFF)WTO=(1+A)(1-MFF)WTO

پارامتر A:درصد سوخت رزرو میباشد که بین ۰.۰۵ تا ۰.۰۲۵ است

WE=(1-0.005-(1+A)(1-MFF)WTO-(WPL+WCREW))

نمودار تکنولوژی یک نمودار تجربی است که در آن log(Wto) بر حسب log WE رسم میشود

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

logWTO=A+BlogWE

که در رابطه بالا A و B اعداد ثابت هستند

روش بدست آوردن MFF

راسکم به جز نسبت سوخت فاز های کروز و لویتر اعداد کسری مدنظر باقی مانده را به ما می دهد .وزن بمب هم توسط مشتری تعیین میشود پس تنها مجهول ها W6/WB و W5/W4 میباشند .

Mission Phase No.(See Fig.2.1) Airplane Type:	Engine Start, Warm-up 1	Taxi 2	Take-off 3	Climb 4	Descent 7	Landing Taxi, Shutdown 8
1. Homebuilt	0.998	0.998	0.998	0.995	0.995	0.995
2. Single Engine	0.995	0.997	0.998	0.992	0.993	0.993
3. Twin Engine	0.992	0.996	0.996	0.990	0.992	0.992
4. Agricultural	0.996	0.995	0.996	0.998	0.999	0.998
5. Business Jets	0.990	0.995	0.995	0.980	0.990	0.992
6. Regional TBP's	0.990	0.995	0.995	0.985	0.985	0.995
7. Transport Jets	0.990	0.990	0.995	0.980	0.990	0.992
8. Military Trainers	0.990	0.990	0.990	0.980	0.990	0.995
9. Fighters	0.990	0.990	0.990	0.96-0.90	0.990	0.995
10. Mil.Patrol, Bomb, Transport	0.990	0.990	0.995	0.980	0.990	0.992
11. Flying Boats, Amphibious, Float Airplanes	0.992	0.990	0.996	0.985	0.990	0.990
12. Supersonic Cruise	0.990	0.995	0.995	0.92-0.87	0.985	0.992

حساسیت سنجی

بعد از مرحله تصمیم گیری نوبت به آنالیز حساسیت می رسد یعنی بررسی این که تغییر پارلمتر چقدر روی سایز پارامتر ها تاثیر میگذارد

حساسیت کم بهتر است و فرآیند طراحی را ساده میکند ولی این امر همیشه ممکن نیست چون همه پارامتر ها به نوعی با هم در ارتباط اند .

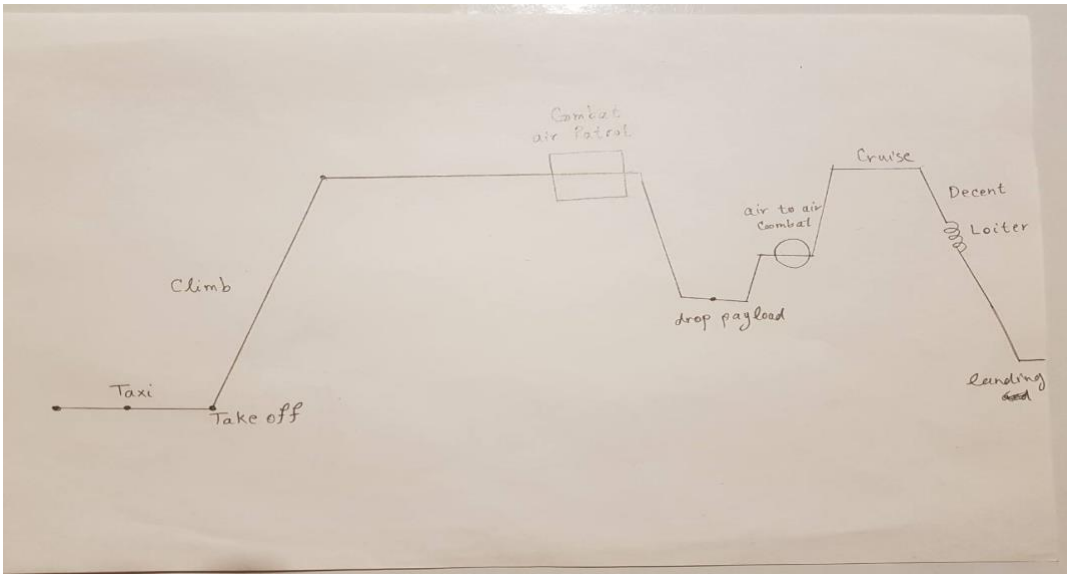
از نمودار تکنولوژی داریم

$$\log WTO = A + B \log(WE)$$

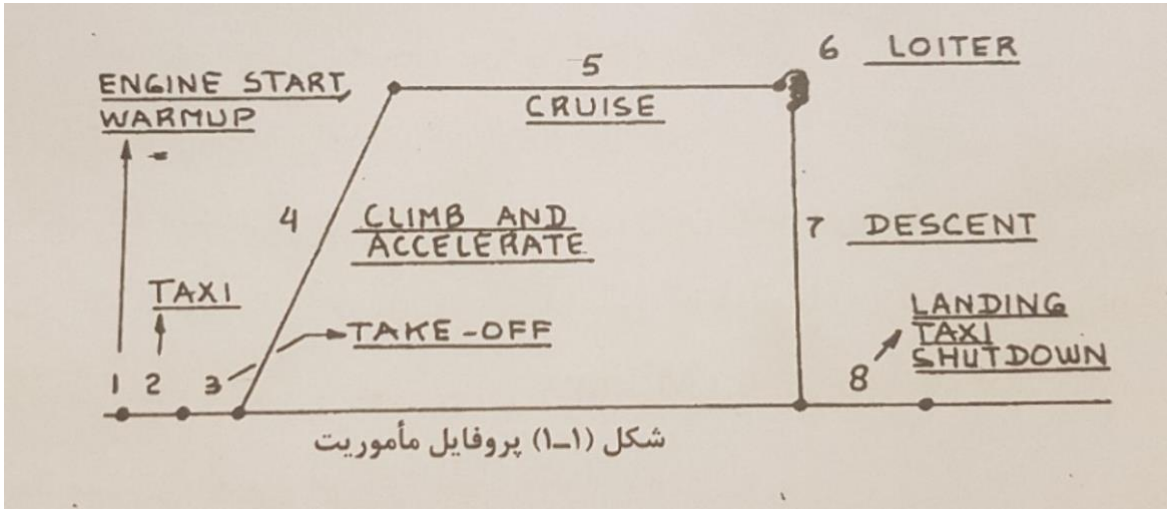
در صورتی که هواپیما های همرده دقیق انتخاب شده باشند میتوانیم از مشتقات A و B نسبت به WE صرفنظر کنیم

پس داریم

مشتق وزن ماکسیمم برخاست نسبت به مشتق وزن خالی یعنی تغییرات وزن خالی نسبت به وزن ماکسیمم برخاست



پروفایل پروازی برای یک جنگنده برتری هوایی و چند منظوره به شکل زیر میباشد وحله اول push back است که در این مرحله جنگنده از آشیانه خارج میشود مرحله بعد warm up میباشد که در اینجا موتور استارت زده میشود مرحله سوم taxi است که جنگنده از آشیانه تا اول باند میخزد و مرحله چهارم take off میباشد که جنگنده تیک آف کرده و تا ارتفاع ۵۰ فوتی میرسد و خلبان اعلام میکند I'm airborne مرحله پنجم climb میباشد که هواپیما تا ارتفاع خاصی اوج میگیرد ،مرحله ششم کروز تا منطقه مورد نظر میباشد مرحله بعدی جنگنده دست به یک گشت C.A.P یا همان COMBAT AIR PATROL میزند که یک گشت هوایی میباشد در وحله بعدی مسافتی را کروز کرده و بمب های خود مشابه بمب های هدایت ماهواره ای JDAM(JOINT DIRECT ATTACK MUNATION) را پرتاب میکند در مرحله بعدی یک درگیری هوایی چه از نوع خارج از میدان دید چه داگفایت انجام خواهد داد و تا پایگاه مادر کروز کرده ارتفاع را کم میکند (DECENT) و بعد از اعلام حضور به برج مراقبت منتظر اجازه فرود میماند (LOITER) البته جا دارد اشاره کنیم که جنگنده های پنهان کار نسل پنجم دارای لنز های لونبرگ هستند که در این مرحله با افزایش RCS در رادار



شکل (۱ـ۱) پروفایل مأموریت

پروفایل پروازی.

از لحاظ نشست و برخاست دو نوع متعارف و عمود پرواز وجود دارد که امروزه تنها F35B عمود پرواز در حال تولید است و نکته مثبت عمود پرواز این است که نیازی به باند ندارد و اگر باند بمباران شد ، هواپیما بتواند براحتی همانند هلیکوپتر از زمین بلند شود.

برای مثال : مکانیزم پرواز عمود F35B بدین شکل است که خروجی موتور توربوفن F-135PW600 به سمت پایین چرخیده و یک فن در پشت کابین خلبان وجود دارد که نیروی مکانیکی توربین توسط یک گیربکس به آن فن منتقل شدهو در مجموع همان فن و خروجی متمایل به سمت پایین باعث پرواز عمود هواپیما میشود.

یکی از مهمترین و اولین مرحله برای طراحی یک هواپیما تعریف ماموریت و تخمین وزن هواپیماست.

ماموریت هواپیما از خارج شدن هواپیما از آشیانه شروع میشود تا دوباره وارد شدن آن به آشیانه تمام میشود و به هر کدام از این بخش ها leg مبگویند .

مراحل مختلف : اول push back که در این مرحله هواپیما از آشیانه خارج میشود .دوم warm up است که شامل روشن کردن موتور ها میشود .مرحله سوم taxi است که شامل خزیدن هواپیما تا باند میشود مرحله چهارم take off است که شامل برخاستن هواپیما میشود و تا رسیدن به ارتفاع ۳۵۰۰۰ پایی برای هواپیما غیر نظامی و ۵۰۰۰۰ پایی برای هواپیمای نظامی میشود و زمانی که خلبان به این ارتفاع میرسد اعلام میدارد که I'm airborne سرعت تیک آف حدود ۱.۲ سرعت استال است و مرحله پنجم climb است که شامل صعود هواپیما به بیشتر از ادتفاف گفته شده است و مرحله ششم مرحله Cruise است که شامل پرواز یکنواخت هواپیما میشود .مرحله هفتم military mission است که شامل ماموریت هواپیما نظامی از جمله شکاری رهگیر شکاری برتری هواپیی تهاجمی و شناسایی و.....است و مرحله هشتم loiter است که شامل گشت زدن هواپیما تا دریافت اجازه فرود است مرحله نهم descend یا کاهش ارتفاع است و مرحله آخر Landing است که شامل نشستن میشود و سرعت نشست حدود ۱.۳ سرعت استال است .

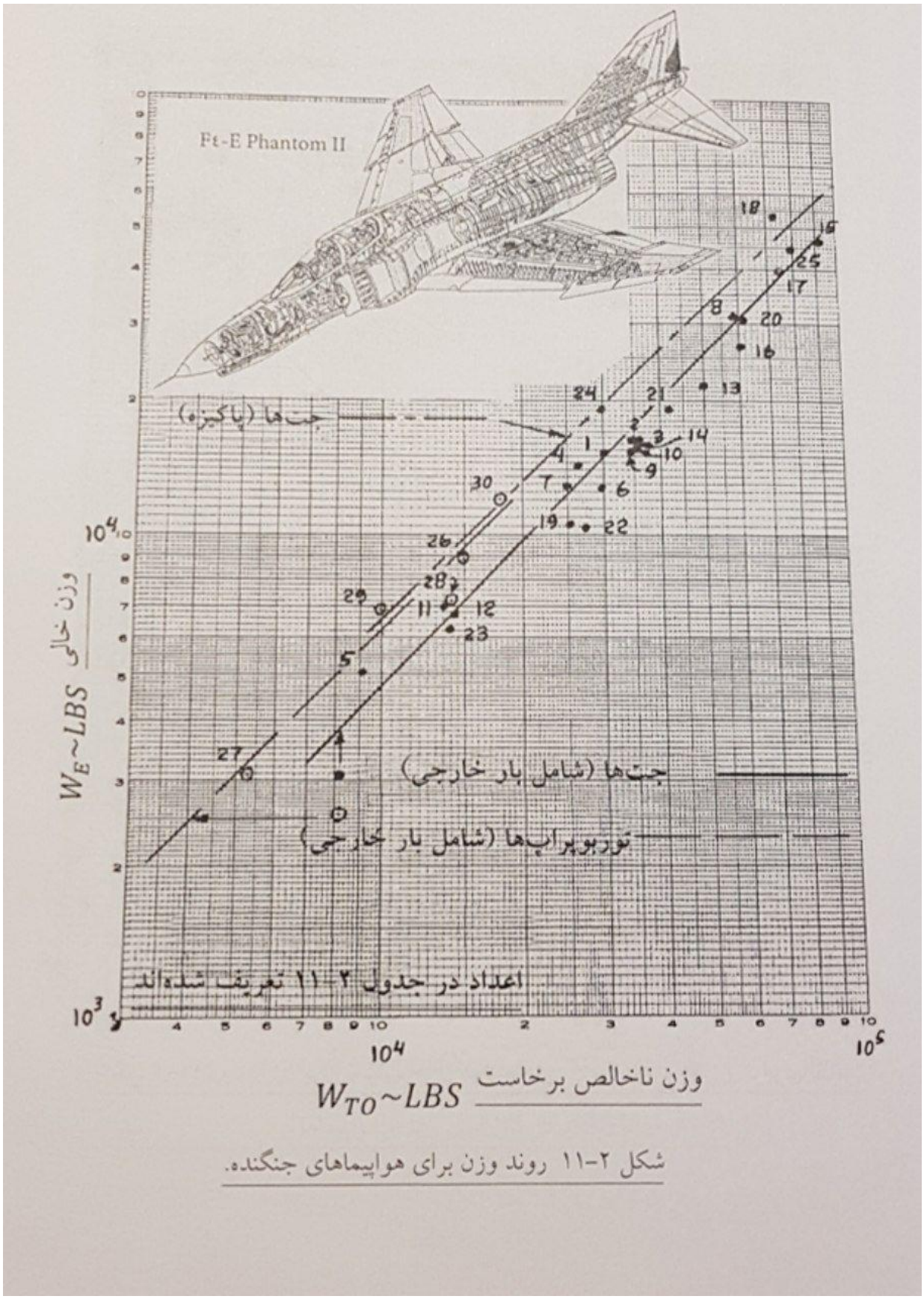
نکته:

برای هواپیما نظامی بجای برد از شعاع عملیاتی استفاده میشود.

برای امنیت بیشتر به اندازه ۵ تا ۲۵ درصد برد سوخت رزرو خواهد شد تا در صورت بروز مشکل از آن استفاده شود

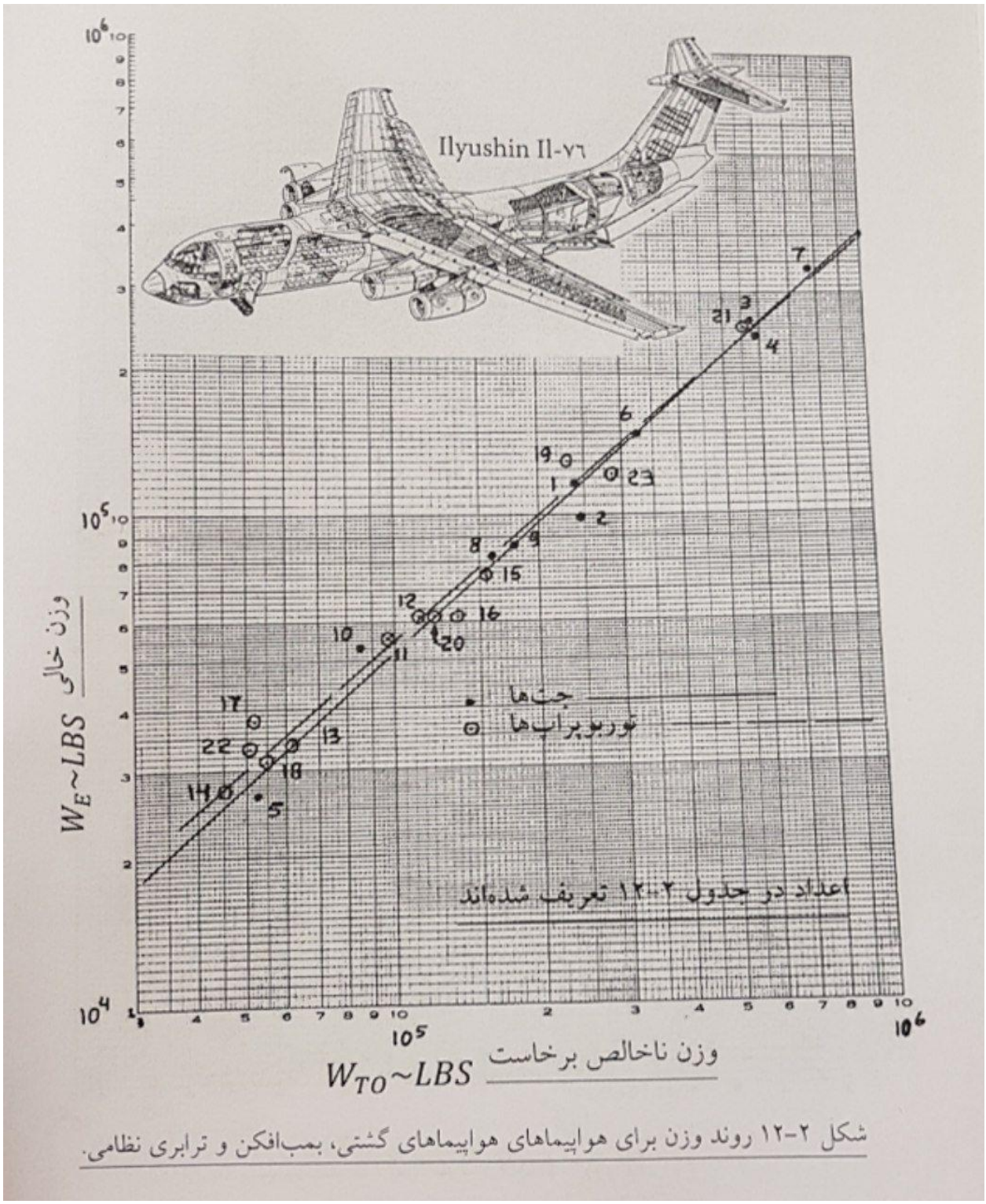
مرحله climb میتواند یک یا دو مرحله باشد .

نمودار روند وزن برای یک جنگنده



شکل ۲-۱۱ روند وزن برای هواپیماهای جنگنده.

F-4E PHANTOM II



شکل ۲-۱۲ روند وزن برای هواپیماهای هواپیماهای گشتی، بمب‌افکن و ترابری نظامی.

نمودار روند وزن برای یک هواپیمای ترابری ایلیشیون ۷۶

فرمول های تخمین وزن در کل همه با هم به شکل زیر است.

فرمول های تخمین وزن:

$\frac{W_4}{W_3}$ صعود $\quad \frac{W_1}{W_{TO}}$ روشن کردن موتور

$\frac{W_5}{W_4}$ سیر $\quad \frac{W_2}{W_1}$ جزئی $\quad \frac{W_3}{W_2}$ برخاست

$\log_{10} S_{wet} = c + d \log_{10} W_{TO}$

مداومت پروازی برای جت $E = \left(\frac{1}{c_j}\right)\left(\frac{L}{D}\right) \ln\left(\frac{W_5}{W_6}\right)$

برد برای جت $R = \left(\frac{V}{c_j}\right)\left(\frac{L}{D}\right) \ln\left(\frac{W_4}{W_5}\right)$

مداومت پروازی برای ملخی $E = 375\left(\frac{n_p}{c_p}\right)\left(\frac{L}{D}\right) \ln\left(\frac{W_5}{W_6}\right)$

برد برای ملخی $R = 375\left(\frac{n_p}{c_p}\right)\left(\frac{L}{D}\right) \ln\left(\frac{W_4}{W_5}\right)$

$W_{TO} = W_{OE} + W_F + W_{PL}$, $W_{OE} = W_E + W_{tfo} + W_{crew}$

$W_E = W_{FEQ} + W_{ME}$, $W_{OE} = W_{TO} - W_F - W_{PL}$, $W_E = W_{OE} - W_{tfo} - W_{crew}$

$W_F = W_{Fuse} + W_{Fres}$, $M_{ff} = \left(\frac{W_1}{W_{TO}}\right) \sum_{i=1}^{i=7} \left(\frac{W_{i+1}}{W_i}\right)$

$M_{ff} = \left(\frac{W_7}{W_6} \frac{W_6}{W_5} \frac{W_5}{W_4} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_2}{W_1} \frac{W_1}{W_{TO}}\right)$

$W_{fuse} = (1 - M_{ff}) W_{TO}$, $W_F = (1 - M_{ff}) W_{TO} + W_{fres}$

$W_E = \text{inv}\log_{10}\left[(\log_{10} W_{TO} - A)/B\right]$ $\quad W_{tfo} = 0.005\, W_{TO}$

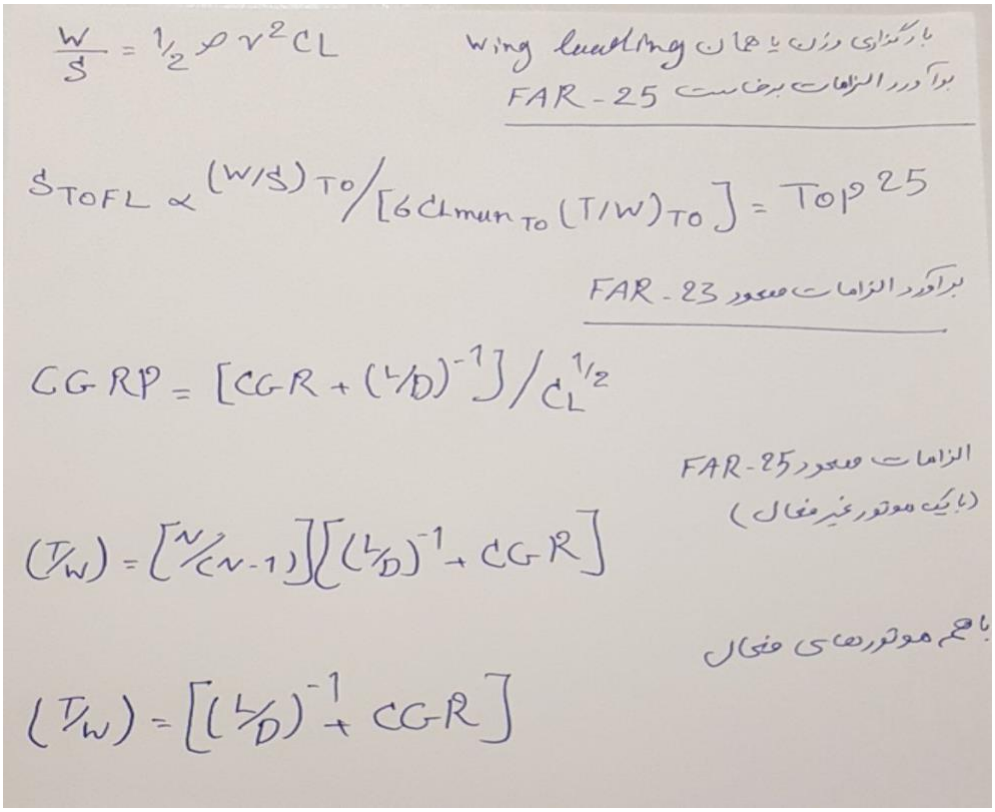
$W_E = W_{TO} - W_F - W_{PL} - W_{tfo} - W_{crew}$, $W_{Fres} = M_{res}(1 - M_{ff}) W_{TO}$

$C = [1 - (1 + M_{res})(1 - M_{ff}) - W_{tfo})$, $D = W_{PL} + W_{crew}$

$\frac{\partial W_{TO}}{W_{PL}} = \frac{B\, W_{TO}}{[B - C(1-B) W_{TO}]^{-1}}$ $\quad \partial W_{TO} = F_{cp}(375\, n_p L/D)^{-1}$

$F = -B(W_{TO})^2 [C(1 - B W_{TO} - D]^{-1} (1 + M_{res}) M_{ff}$

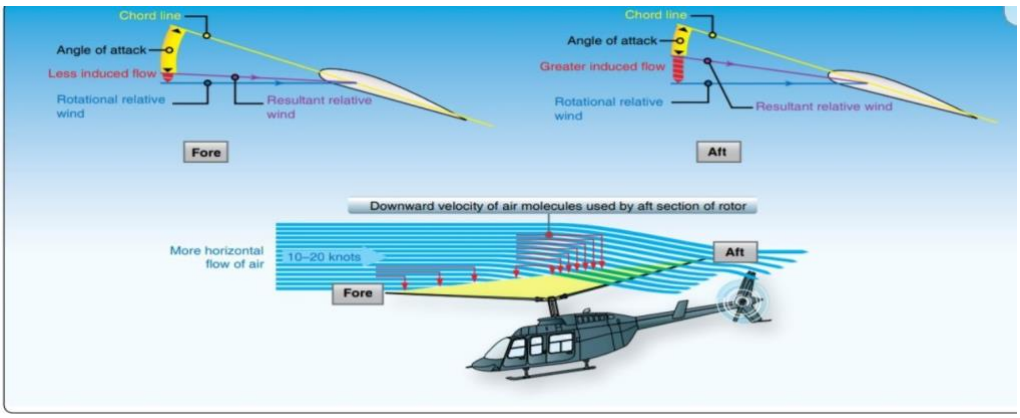
و اما پارامتر های W/S و الزامات صعود و برخاست بر پایه قوانین هوانوردی FAR23 و FAR25

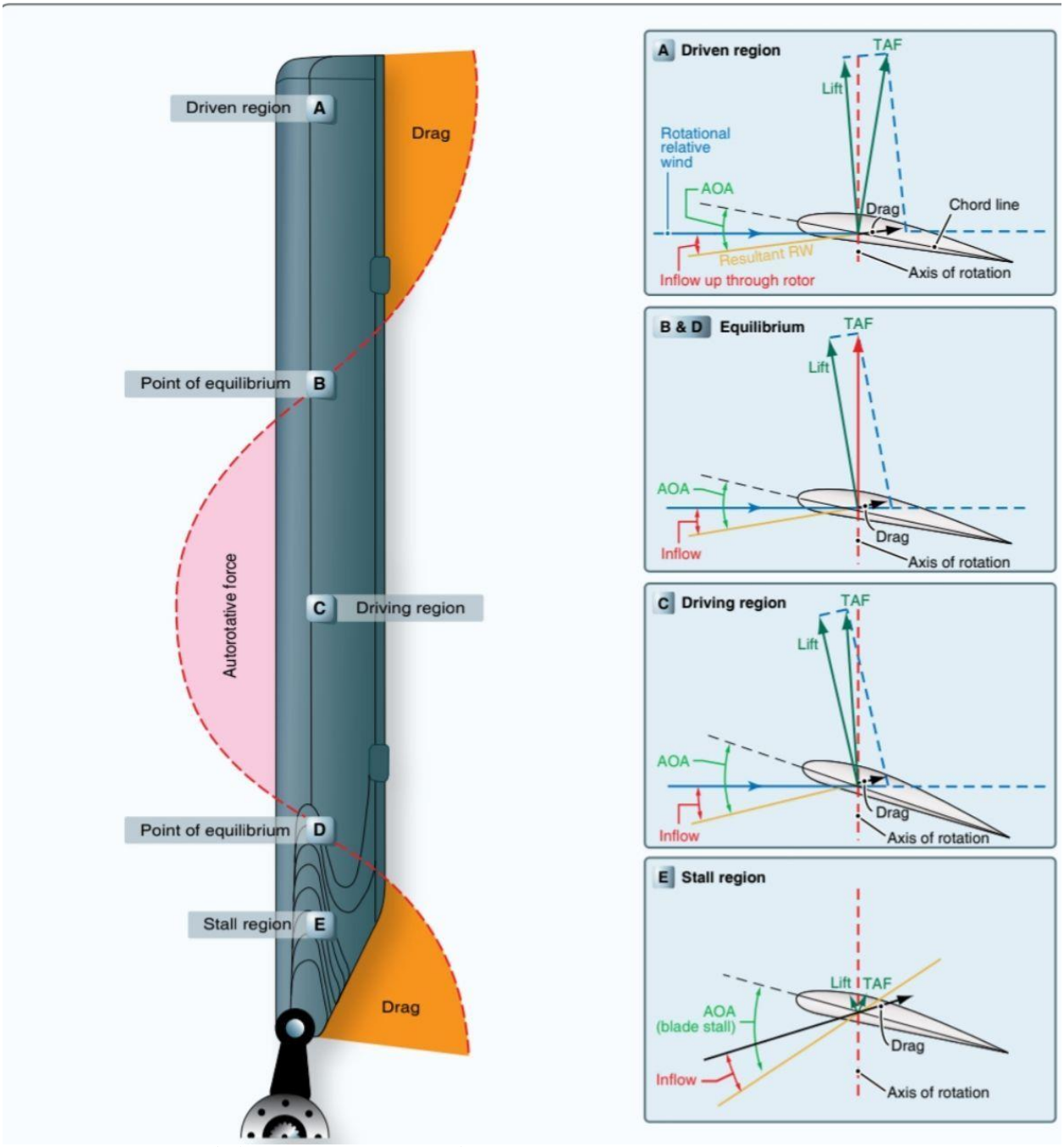


نگاهی به آیرودینامیک هلیکوپتر

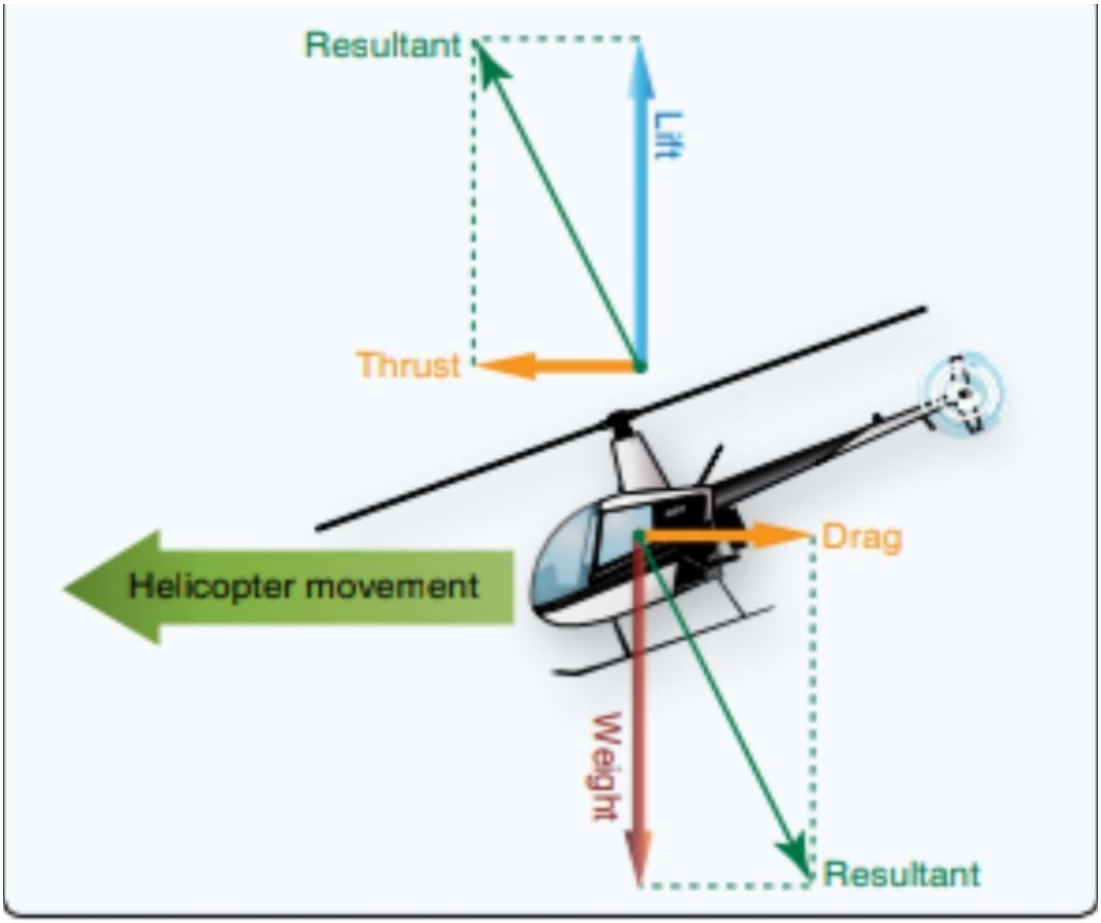
ایرفویل :در بالاتر در همین مقاله با ایرفویل آشنا شدیم حال دوباره مرور کوتاهی بر ایرفویل داریم

ایرفویل یا همان ماهی واره عامل اصلی نیروی لیفت است و در دو نوع متقان و نا متقارن است مدل نا متقارن بدون گرفتن زاویه حمله نیروی لیفت تولید میکند ولی مدل متقارن حتما باید زاویه حمله داشته باسد تا نیروی لیفت تولید کند و ضریب لیفت ماکسیمم که خود تابعی از عدد رینولدز است در ایرفویل نامتقارن بالاتر از متقارن است.





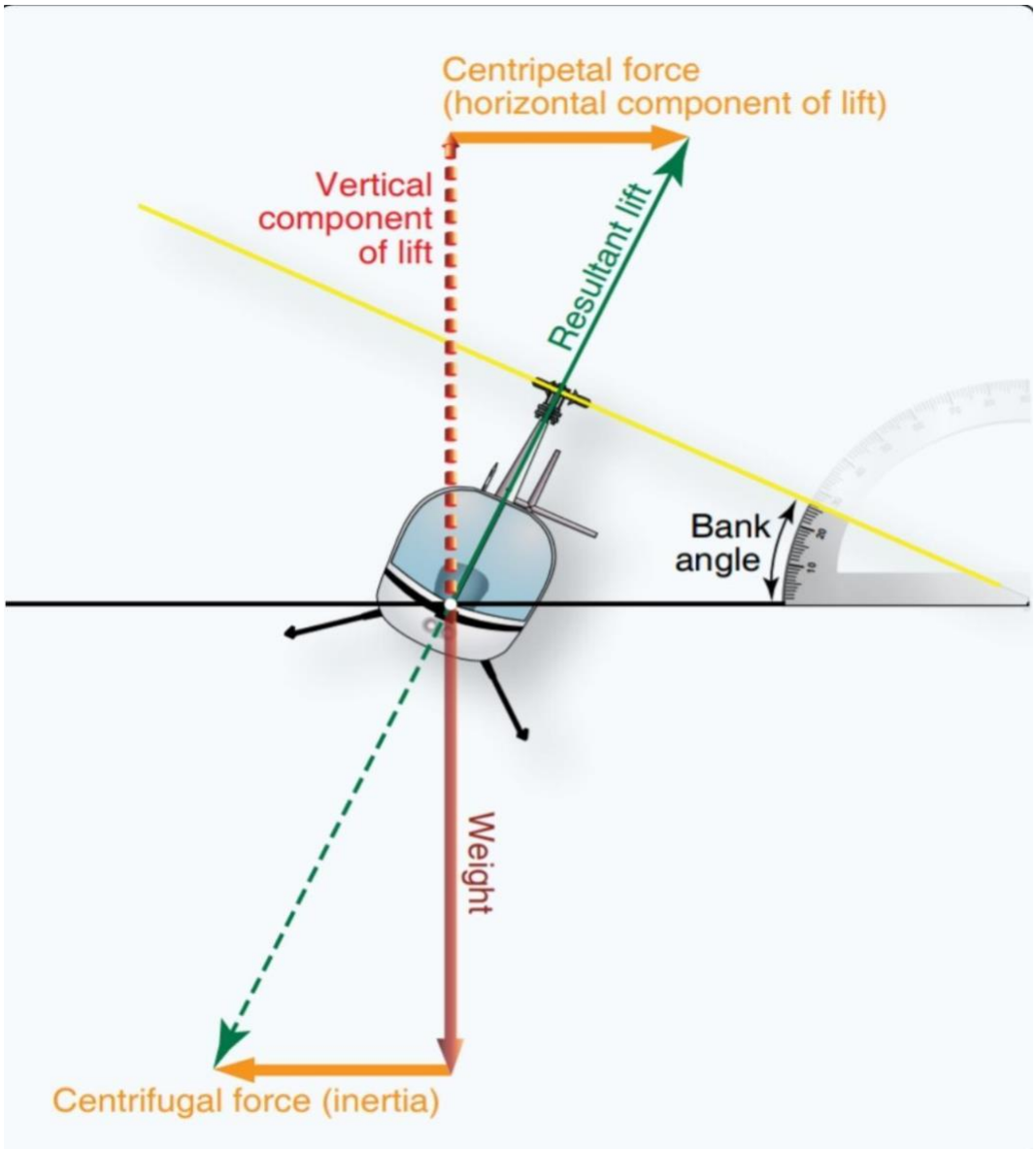
ملخ های هلیکوپتر همانند بال هواپیما دارای شکل دوکی شکل یا همان ایرفویل است که با چرخیدن و گرفتن زاویه حمله ای نیروی لیفت تولید میکند و از ریشه تا نوک ملخ ها از ایرفویل های ضخیم تر تا نازک تر در نوک بال تشکیل شده است تا اگر نوک ملخ استال کرد ریشه آن استال نکند.



برای حرکت به سمت جلو ملخ ها به سمت جلو زاویه میگیرند و نیدوی لیفت همچنان رو به بالا است ولی نیروی تراست به سمت روبه رو که نیرویی که از برآیند این دو تشکیل شده هلیکوپتر را به سمت جلو میراند و برای ارتفاع گرفتن میزان چرخش بیشتر شده و لیفت افزایش میابد و بر عکس همین برای کاهش ارتفاع

پایداری

با توجه به اینکه ملخ ها میچرخند در خلاف جهت آنها گشتاوری اعمال سده و هلیکوپتر شروع به چرخیدن میکند و به همین دلیل ملخی در انتهای دم نصب شده تا آن هم با تولید نیرو گشتاور را خنثی کند در مدل دیگری از طراحی مثل هلیکوپتر های کاموف(بجز ۶۰ و ۶۲) دو ملخ در بالا و پایین یکدیگر میچرخند و گشتاور خنثی میشود و دیگر نیازی به ملخ دم نیست.



همانطور که در شکل مشخص است برای دور زدن به سمت راست هم از زاویه گرفتن ملخ ها استفاده میشود و برای چرخیدن میزان گشتاور میان ملخ اصلی و دم تنظیم میشود.

کاموف ۵۰

شهپر ها تا نوک بالهای F35 کشیده نشده اند چون جریان که در نوک بال به میرسن باعث میشن که نوک بال اختلاف فشار و در نتیجه لیفت نداشته باشد.

همانطور که در عکس ها مشخص است در هواپیما های حامل شاتل مثل an225 و boeing 747 دو سکان عمودی در انتهای سکان افقی اضافه شده است

دلیل این نوع طراحی این است چون جریان گردابه ای بدنه شاتل باعث اختلال در عملکرد سکان عمودی میشود بنابراین در انتهای سکان افقی یک سکان عمودی برای کنترل در جهت yaw استفاده میشود

و همانطور که قبلا اشاره شد به همین دلیل سکان افقی متحرک و بال دقیقا در یک راستا قرار نمی گیرند

حال طراحی چند هواپیما را بررسی میکنیم.

حال طرح XB70 را بررسی میکنیم .

بمب افکن XB70 یک بمبر استراتژیک است که برای این ساخته شده بود تا با سرعت ۳ ماخ و ارتفاع پروازی ۲۱ کیلومتری زمین برابر با ۷۰۰۰۰ پایی پرواز کند .

بدنه این هواپیما همانطور که در عکس مشخص است از نوع سمی منوکوک است که این بدنه از حلقه های دایره ای شکل که به یکدیگر متصل شده و PRESSURIZED شده است .

برای اینکه این هواپیما به سرعت های بالا (۳ ماخ) برسد از بال دلتا بهره میبرد تا با حالت swept که دارد باعث کاهش درگ اصطحکاکی میشود حال که این هواپیما فاقد سکان افقی است و طبق معمول هم مرکز آیرودینامیکی در پشت مرکز ثقل است هواپیما ناپایدار شده است که دماغه رو به پایین متمایل است حال طراح یک کانارد برای هواپیما قرار داده تا با تولید لیفت در جلوی مرکز ثقل پایداری حفظ شود البته کانارد های این هواپیما خود دارای فلم برای افزایش لیفت است تا در سرعت های بالا که مرکز آیرودینامیکی عقبتر رفته و هواپیما ناپایدار تر شده ،کانارد با تولید لیفت بیشتر به لطف همین فلپ های کانارد. .

در تصویر مشخص است که نوک بال به سمت پایین متمایل میشود .

با افزایش سرعت مرکز آیرودینامیکی به سمت عقبتر متمایل میشود و باعث افزایش فاصله مرکز ثقل و آیرودینامیکی میشود که دماغه روبه پایین متمایل میشود حال با متمایل شدن نوک بال رو به پایین مرکز آیرودینامیکی به عقبتر متمایل نشده و هواپیما پایدار میشود .

قضیه به همینجا ختم نمی شود و متمایل شدن نوک بال به پایین باعث تولید نیروی لیفت متراکم یعنی نیروی لیفت استخراج شده از موج شوک هم میشود

با توجه به گوه هایی در زیر بدنه وجود دارد باعث میشود موج شوک ایجاد شده و جریان پرفشار تر در زیر بال ایجاد شود که همین اختلاف فشار بیشتر باعث تولید لیفت بیشتر میشود و در ادامه جریان چون نوک بال به سمت پایین است نمی تواند از نوک بال عبور کرده و جریان گروابه ای به وجود بیاید لذا از انتها ایرفویل حرکت کرده وباعث افزایش لیفت میشود .

این عامل باعث افزایش لیفت تا ۵ درصد میشود.

طرح بعدی لاکهید SR71 میباشد

این هواپیما در دوران جنگ سرد برای عملیات جاسوسی طراحی شده و قابلیت رسیدن به سرعت ۳.۳ ماخ در ارتفاع ۸۵۰۰۰ پایی یا ۲۴ کیلومتری سطح زمین رادارد حال به بررسی طراحی آن میپردازیم.

هواپیما مذکور به علت مافوق صوت بودن و برای ملاحظات موج شوک دارای دماغه نوک تیز است که در بخش آیرودینامیک و موج شوک کامل بدان پرداختیم در ادامه در بدنه هواپیما تغییرات مساحت بدنه بطور ملایم و پیوسته بوده تا لایه مرزی جدا نشده و در ادامه درگ افزایش نیابد.

هواپیما همانند همان XB70 دارای بدنه سمی مونوکوک است و دارای بال دلتا برای کاهش درگ اصطحکاکی استکه خود همین بال دلتا چون پسگرا بوده پس دارای نسبت منظری پایین است که درگ اصطحکاکی کاهش ولی القایی به علت افزایش جریان گردابه ای افزایش یافته و همین افزایش جریان گردابه ای و عقبتر رفتن مرکز آیرودینامیکی باعث ناپایداری بیشتر هواپیما شده است که همانطور که اشاره شده به علت نبود سکان افقی هواپیما ناپایدار است لذا در جلوی بدنه بجای کانارد از طراحی CHINE بهره برده که همین باعث میشود از بالا SR71 همانند یک مار کبری دیدیه شود این طراحی CHINE نیروی لیفت تولید میکند که علاوه بر اینکه ۲۰ درصد نیروی لیفت را تولید میکند و به عنوان یک کانارد هم عمل میکند و باعث پایداری هواپیما در محور PITCH میشود

با توجه به اینکه بال دلتا است بنابراین ضریب لیفت ماکسیمم پایین است لذا سرعت استال افزایش یافته که هواپیما با سرعت بالایی فرود بیاید که در نوع خود خطرناک است(دلیل ضریب لیفت پایین در اصل نسبت منظری پایین است نسبت منظری بالهای SR71 دقیقا ۱.۷ است) ولی با طراحی CHINE ضریب لیفت افزایش یافته و سرعت استال و فرود (۱.۳ سرعت استال) تنظیم میشود.

در انتهای بال هواپیما دارای ELEVON است که این بالچه هم کار ELEVATOR و هم AILERON را انجام میدهد یعنی هم در جهت پیتچ و هم در جهت رول حرکت کند یعنی اگر elevon سمت راست به سمت بالا و چپ به سمت پایین متمایل شود با توجه به هم خوردن توازن لیفت هواپیما در جهت رول می چرخد و اگر هر دو به سمت پایین متمایل شود لیفت بال بیشتر ازchine شده و دماغه و سمت پایین متمایل میود و اگر هر دو به سمت بالا متمایل شده لیفت بال کاهش یافته و کمتر از لیفت chine میشود پس دماغه به سمت بالا متمایل میشود.

حال بالچه دیگه ای هم به عنوان FLAPRON هم دارین که این یکی چیزی بین FLAP و AILERON یعنی هم براافزا است و هم در جهت رول حرکت میکند.

در طرح xb70 از ۶ موتور توربوجت YJ93 استفاده شده بود ولی در لاکهید SR71 برای دزگ کمتر موتور در ریشه بال قرار دارد و رسیدن به سرعت های بالا مانند ۳ ماخ باید از موتور رمجت استفاده شود ولی همانطور که گفته شد این موتور از حالت سکون قابل استفاده نیست لذا از موتور توزبورمجت بهره میبرد که اول تروبوجت بوده و در سرعت های بالد تغییر کاربری داده و کارایی رمجت به خود میگیرد.

حال به طرح RQ4 گلوبال هاوک میپردازیم چون در طراحی این هواپیما سرعت پایین با مداومت و برد پروازی بالا در نظر گرفته شده پس بال هایی با نسبت منظری بالا در نظر میگیریم که باعث افزایش درگ اصطحکاکی میشود که برای سرعت پایین مناسب است و دارای ضریب لیفت ماکسیمم بالا بوده که باعث میشود نسبت لیفت به درگ ماکسیمم داشته باشم که باعث میشود به برد و مداومت پروازی بالا برسیم.

همچنین که در تصویر مشخص است هواپیما فاقد سکان افقی است در نتیجه ناپایدار است لذا طراح موتور را در انتهای بدنه قرار داده و باعث میشود مرکز ثقل عقبتر بیاید و هواپیما پایدار شود و به علاوه استفاده از سکان عمودی V شکل.

و از ایرفویل های ضخیم تر و نا متقارن در بال استفاده شده است و موتور هم در انتها بدنه قرار گرفته تا مرکز ثقل عقبتر آمده و هواپیما پایدار تر شود.

میگ۲۱ های نیروی هوایی جمهوری دموکراتیک آلمان شرقی

اف ۱۰۴ های نیروی هوایی جمهوری فدرال آلمان غربی

جنگنده های F104 و mig 21 هر دو برای رسیدن به سرعت بالا ساخته شده اند (اف ۱۰۴ اولین جنگنده عملیاتی سرعت ۲ ماخ بود)

اف ۱۰۴ دارای بالهای کوچک است و میگ ۲۱ دارای بال دلتا است که هر دوی این بال ها دارای نسبت منظری پایین و در نتیجه ضریب لیفت پایین هستند لذا سرعت استال افزایش یافته و با سرعت بالایی هواپیما فرود میامد که خطرناک است و به همین دلیل اف ۱۰۴ در نیروی هوایی آلمان غربی حدود ۲۰۰ سانحه داشت

اف ۱۰۴ دارای سکان افقی در بالای سکان عمودی است که باعث شده سکان عمودی مستحکم تر شده و وزنش بالا برود و مرکز ثقل عقبتر بیاید و همچنین سکان افقی و بال دقیقا در یک راستا نباشند

اگر به فیشبد هم دقت کنید بال و سکان دقیقا در یک راستا نیستند.

بالهای کانبرا از نوع بیضی هستند

اگر بخواهیم از لحاظ اثبات ریاضی بال را در نظر بگیریم با توجه به فرمول درگ قطبی در خود پارامتر k یک پارامتر e در مخرج وجود دارد که این e بین صفر تا ۱ است و برای e این عدد ۱ است یعنی ماکسیمم ، واین باعث میشود که ضریب درگ کل کاهش داشته باشد و از لحاظ فیزیکی هم چون نیروی لیفت بطور بیضی زیر بال پخش میشود بنابراین بیضی میتواند یک بال خوب باشد

ولی امروزه با بالهای ذوذنقه ای شکل هم بیشترین تطبیق را با بیضی دارد و هم با نسبت منظری کم باعث سرعت و چالاکی بالا میشود.

تامکت ها مشهور ترین هواپیمای بال پرنده هستند تامکت با استفاده از اهرم داخل کابین یا کامپیوتر مرکزی CADC بال ها را در سه حالت از ۱۴ درج تا ۶۸ درجه تنظیم میکند.

هواپیما تامکت را در نظر بگیرید این هواپیما دارای بالهای متحرک است تا با جمع شدن بال پسگرایی و نسبت منطری کم به همان دلایل ذکر شده دارای مانورپذیری و سرعت بالا باشد و برای فرود هم بال ها باز شده تا صریب لیفت ماکسیمم افزایش و در نتیجه سرعت استال کاهش یابد و راحتتر روی ناو بنشیند .

با عقب رفتن بالها مرکز آیرودینامیکی هم عقب رفته که باعث ناپایداری هواپیما میشود و در سرعت های ۱.۴ ماخ به بالا پایدار کننده ها با تولید لیفت همان کار کانارد را انجام میدهند .

در ادامه برای فرود بالها صاف شده تا نسبت منظری افزایش یابد و در ادامه ضریب ماکسیمم لیفت افزایش و سرعت استال کاهش یافته تا با سرعت مطمئن فرود بیاید.

Tu-22 blinder

Tu-22M3

در توپولف ۲۲ بلایندر هم مشکل سرعت استال و فرود وجود داشت که به لطف بالهای متحرک در نسخه M3 این مشکل حل شد

بویینگ ۷۴۷ یک هواپیمای مسافربری پهن پیکر با سرعت ۰.۸ ماخ است که عملا در ناحیه گذر صوتی قرار میگیرد لذا از ایرفویل های فوق بحرانی برای مواجه با مشکل ماخ بحرانی بهره میبرد و دارای طراحی بال کمی به سمت عقب و بال پایین است که این باعث میشود وزن سازه بال کمتر شده اثر زمین بیشتر شده و پایداری و درگ هم کاهش یابد و در ادامه برد افزایش یابد.

سامانه های هواپیما :

سیستم استارت موتور:

در سیستم استارت موتور استارتر باید یک نیروی مکانیکی تولید کند، تا آن نیروی مکانیکی توسط گیربکس به شفت اصلی کمپرسور منتقل شده ،باعث چرخیدن کمپرسور شود زمانی که دور موتور به ۱۵ درصد رسید اتاقک احتراق روشن میشود و زمانی که دور موتور به ۳۵ درصد رسید، کلا استارتر خاموش میشود استارتر ها دارای چند نوع مختلف هستند .

استارتر موتور الکتریکی :این نوع استارتر در اصل یک موتور الکتریکی است که نیروی الکتریکی را به نیروی مکانیکی تبدیل میکند چیزی شبیه به آرمیچر ،حال این نیروی مکانیکی تولید شده توسط این استارتر توسط گیربکس به محور اصلی کمپرسور منتقل شده و آن را میچرخاند.

استارتر نوع سوخت جامد: این نوع استارتر از نوع سوخت جامد است که سوخت جامد در اتاقک احتراق قرار گرفته و با شروع به سوختن سوخت ، صورت گرفتن احتراق گاز داغ حاصله به سمت یک توربین حرکت میکند و توربین انرژی گرمایی گاز را به انرژی مکانیکی تبدیل کرده و این انرژی مکانیکی توسط گیربکس به شفت اصلی کمپرسور منتقل شده و آن را میچرخاند .

استارتر سوخت مایع:این نوع استارتر کارکردی مشابه سوخت جامد دارد که توضیح داده شد فقط فرقش این است که با سوخت مایع کار میکند.

سیستم APU:

کلمه APU مخفف AUXALARY POWER UNIT

میباشد که این نوع استارتر یک نوع موتور توربوشفت بوده که در محلی در زیر سکان عمودی هواپیما قرار میگیرد این APU هوا را در کمپرسور خود فشرده کرده ، سپس این هوا را به توربین استارتر اعمال میکند ، باعث چرخیدن توربین میشود که این نیروی مکانیکی از طریق یک گیربکس به شفت اصلی کمپرسور اعمال شده و آن را میچرخاند . Apu میتواند از پمپ های هیدرولیک سیستم های الکترونیکی و سیستم تهویه هوا پشتیبانی کند.

استارتر GPU

استارتر GROUND POWER UNIT

که به آن GPU گفته میشود در اصل همان APU است ولی در هواپیما نیست و سیستمی جداگانه از هواپیما بر روی زمین است که این هم خود یک موتور توربوشفت است که هوای فشرده در کمپرسور خود را به توربین استارتر اعمال میکند و باعث چرخیدن توربین میشود و این نیروی مکانیکی حاصله توسط گیربکس به شفت اصلی کمپرسور منتقل شده و باعث چرخیدن آن میشود .

استارتر نوع توربین هیدرولیکی :

در این نوع، استارتر تنها یک توربین است که توسط سیال هیدرولیک به چرخش در میآید و این نیروی مکانیکی توسط گیربگس به شفت اصلی محور کمپرسور منتقل شده و آن رد میچرخاند.

استارتر از نوع توربین گازی :

این نوع در اصل یک موتور توربوشفت بوده که که نیروی مکانیکی حاصله آن توسط گیربکس به شفت کمپرسور منتقل شده و باعث چرخیدن آن میشود

جرقه شمع :

در اتاقک های احتراق دو شمع وجود دارد شمع انرژی الکتریسیته خود را از آلترناتور یا ژنراتور دریافت کرده که یک جریان برق ۱۱۵ ولتی AC است که با آن در اتاقک احتراق جرقه میزند.

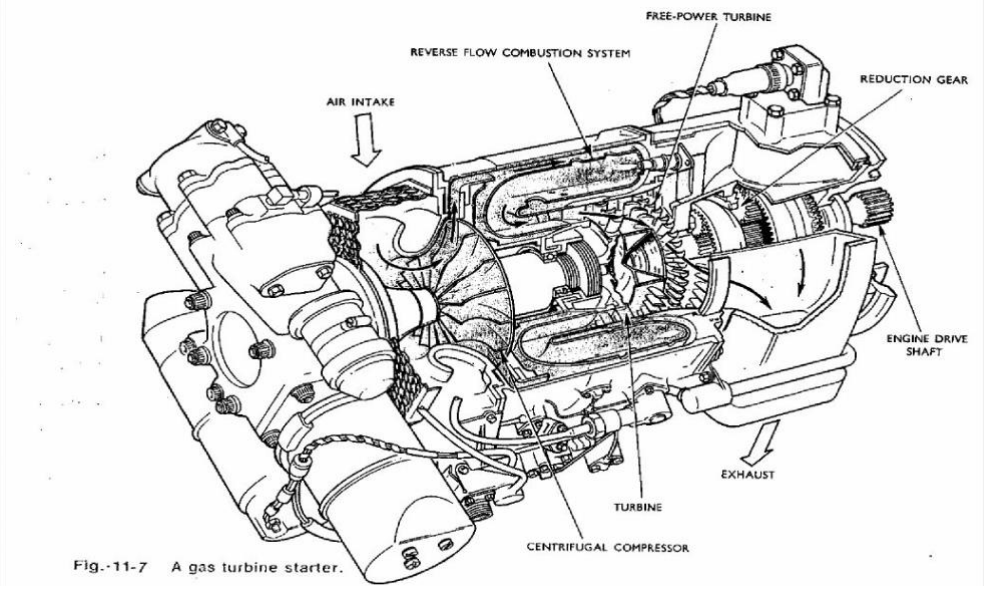


Fig.-11-7 A gas turbine starter.

نمایی از استارتر توربین گازی

گیربکس :

گیربکس یک جعبه یا باکسی است که درون آن چندین چرخ دنده متصل به یکدیگر قرار دارند و این چرخدنده ها کاملا با یکدیگر هماهنگ بوده گیربکس اصلی در روی موتور قرار میگیرد و دو گیربکس فرعی در پایین و کناره های موتور قرار میگیرند کار اصلی گیربکس انتقال قدرت است مثلا انتقال نیرو از استارتر به شفت کمپرسور یا انتقال نیرو از موتور به پمپ ها هیدرولیک و روغن و یا انتقال قدرت از موتور به ژنراتور ها و مهیا کردن انرژی مکانیکی ژنراتور ها .

سیستم روغن کاری :

بعضی از قطعات که بیشتر در تماس هستند برای جلوگیری از اصطحکاک و خوردگی باید روغن کاری شوند مثلا مثل قطعاتی همچون برینگ ها و شفت کمپرسور موتور و چرخدنده های گیربکس .مخزن روغن در روی موتور قرار میگیرد و پمپ روغن که از نوع چرخنده ای است که با چرخیدن چرخدنده ها باعث مکیدن روغن میشود و روغن بعد از بیرون آمدن از مخزن توسط سوخت خنک شده و از فیلتر ها میگذرد و دما و فشار آن اندازه گیری میشود و سپس قطعات روغن کاری شده و در نهایت توسط پمپ روغن به دوباره به داخل مخزن کشیده میشود .

سیستم سوخت رسانی :

در هواپیما های مسافربری معمولا مخزن های سوخت درون بال ها قرار میگیرند، دلیل اینکه مخزن ها در بال قرار میگیرند این است که فضای درون بدنه استفاده نمیشود بنابراین میشود مسافر یا بار بیشتری حمل کرد، از جهتی دیگر چون بال ها وظیفه تولید نیروی لیفت را بر عهده دارند با تولید نیروی لیفت خود بال به سمت بالا خم مشود که وقتی مخزن سوخت درون بال باشد باعث سنگین تر شدن بال میشود در نتیجه باعث میشود بال خیلی به سمت بالا متمایل نشود

مخزن سوخت ها در کل به سه نوع تقسیم میشوند .

نوع BUILT UP TANK :

این نوع مخزنی آلومینیومی است و قابل جدا شدن است.

نوع INTEGER TANK :

نوعی آلومینیومی که در هواپیما های مسافربری کاربردی است .

نوع FUEL CELL TANK :

نوعی که در هواپیما های کوچک و سبک به کار میرود .

حال بخواهیم به طور کلی به مخزن ها نگاه کنیم مخزن سوخت ها به سه دسته تقسیم میشوند نوع اول آلومینیومی قابل جدا شدن که میشود آن را جدا کرد و شست ، نوع دوم آلومینیومی غیر قابل جدا شدن و نوع سوم از جنس موادی مشابه لاستیک هستند ،که انعطاف پذیر اند و این مدل معمولا در جنگنده ها بکار میرود که در مقابل مانور های شدید با توجه به انعطاف پذیری که دارد مشکلی برایش پیش نمی آید .

در درون مخزن سوخت صفحاتی مانند توری بکار رفته است که باعث میشود در مانور های شدید سوخت ثابت بماند و همچنین مخزن سوخت از راه کانالی با هوای بیرون در تماس است، که به این سیستم VENT میگویند این سیستم برای تنظیم فشار سوخت بکار میروند .

سیستم سوخت رسانی برای کشیدن سوخت به بیرون از پمپ های پر فشار و هم پمپ های کم فشار استفاده میکند که این پمپ ها با نیروی الکتریسیته کار میکنند .بعد از اینکه سوخت توسط پمپ از مخزن بیرون کشیده شد ،سیستم روغن کاری را خنک میکند و از فیلتر میگذرد و توسط مبدل های حرارتی دمایش تنظیم میشود و فشار سنج ها فشار سوخت را اندازه گیری میکنندو در این مسیر شیر ها VALVE جریان سوخت را هدایت میکنند مثل شیر های انتخاب و انتقال و شیر قطع کننده جریان و بعد از تمامی این مراحل سوخت وارد سیستم FCU یا همان FUEL CONTROL UNIT

میشود، که این سیستم وظیفه اش این است که میزان سوخت ورودی به اتاقک احتراق را کنترل کند مثلا زمانی که خلبان دسته گاز تراتل را به سمت جلو فشار میدهد FCU میزان سوخت بیشتری را روانه اتاقک احتراق میکند که باعث افزایش رانش میشود .در کل سیستم های FCU دو نوع هستند نوع اول مدل مدار باز که تنها به فرامین ارسالی از کابین که همان حرکت دسته گاز است کنترل میشوند و نوع دوم نوع مدار بسته است که علاوه بر فرامین ارسالی از کابین یا همان حرکت دسته گاز با توجه به پارامتر های دیگری همچون میزان هوای ورودی به موتور و دور موتور کار میکنند و جریان سوخت را کنترل میکنند .سیستم های FCU کلا به سه صورت هیدرولیکی مکانیکی و الکتریکی کار میکنند .

قطعات FCU :

سیستم FCU دارای قطعاتی حساس به دور موتور و هوای ورودی است که با بدست آوردن این پارامتر ها جریان سوخت را کنترل میکند و همچنین دارای شیر های قطع کننده جریان و شیر های تخلیه است و همچنین سیستم FCU دارای سامانه محدود کننده جریان سوخت است تا اگر در شرایطی رانش از ماکزیمم بیشتر شد این سامانه محدود کننده میزان سوخت ورودی به اتاقک احتراق را کاهش دهد و در نهایت سوخت بعد از عبور از فیلتر ها وانژکتور بصورت پودر به درون اتاقک پاشیده میشود تا به سرعت تبخیر شده و با هوای درون اتاقک مخلوط شود و بلافاصله بعد از جرقه شمع بطور کامل بسوزد .

سیستم تزریق آب :

اگر شرایط جوی طوری باشد که باعث شود موتور به ماکزیمم رانش نرسد در این شرایط سیستم تزریق آب محلول آب و الکل را به موتور تزریق میکند که این باعث افزایش حجم airflow و افزایش فشار سیال میشود که نتیجه افزایش رانش است.

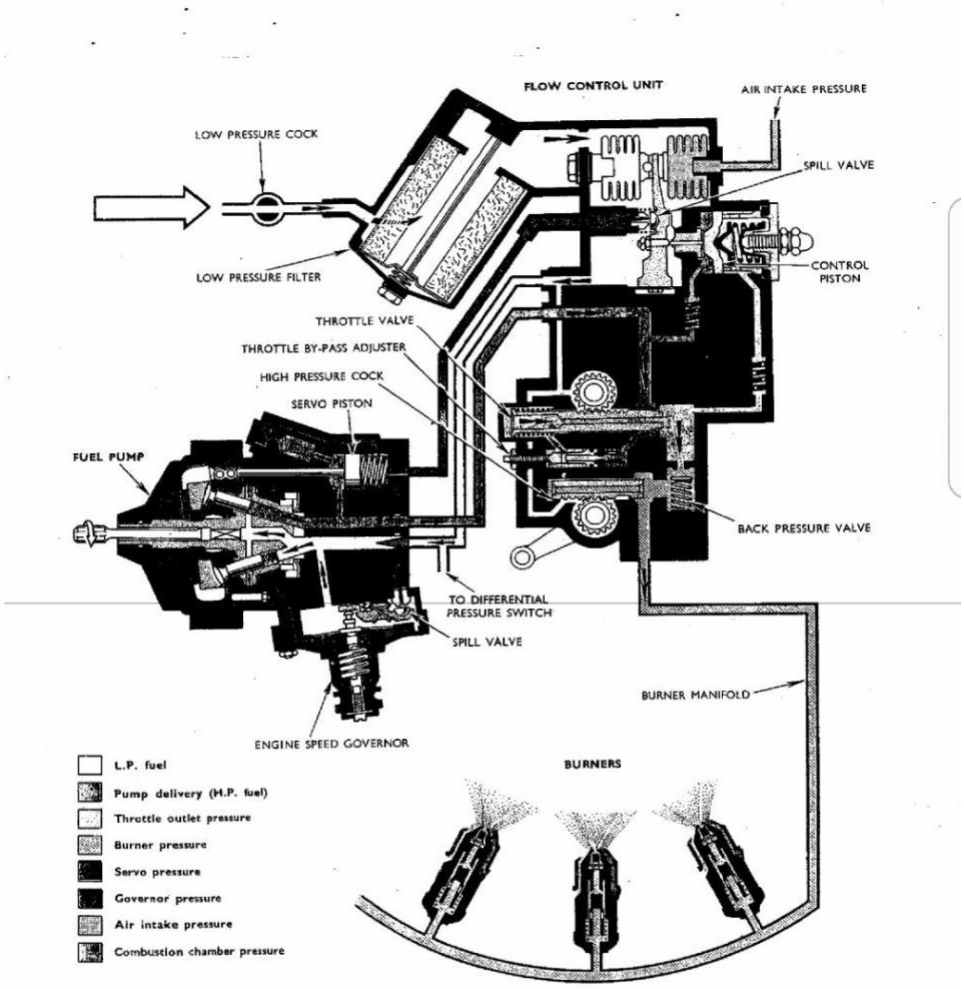


Figure 10-4 A pressure control system (turbo-propeller engine)

سیستم تهویه هوا :

هر چقدر که ارتفاع زیاد تر میشود فشار هوا نیز کاهش میابد و مثلا زمانی که یک هواپیما در حال پرواز در ارتفاع ۳۰۰۰۰ پایی است ،در این ارتفاع فشار هوا برای سرنشینان هواپیما مناسب نخواهد بود، بنابراین باید هواپیما طوری ساخته شود که زمانی که در حال پرواز در ارتفاع بالا است فشار و هوای کابین چه از لحاظ دما چه از لحاظ فشار برای سرنشینان مناسب باشد با توجه به این مسئله هواپیما دارای سیستم تهویه پیچیده ای است موتور تامین کننده اصلی هوای درون کابین است هوای درون هواپیما از کمپرسور موتور گرفته میشود و راهی کمپرسور دیگری برای افزایش فشار میشود و با عبور از این کمپرسور به PRIMARY HEAT EXCHANGER

میرسد که در اینجا دمایش تنظیم میشود و بعد از این مرحله وارد کمپرسور دیگری برای افزایش مجدد فشار میشود و بعد از این مرحله وارد SECONDARY HEAT EXCHANGER

میشود ،که در اینجا دوباره دمای هوا تنظیم شده و در نهایت هوا وارد کابین میشود .

دما یکی از نکات بسیار مهم در سیستم تهویه هوا است برای سرد کردن هوا از گاز فرون استفاده میشود که هوای دریافتی از کمپرسور موتور در صورت تماس با گاز فرون خنک میشود چون گاز فرون با بخار شدن دمای هوا را میگیرد و همچنین این هوای خنک گاهی برای خنک سازی سیستم های اویونیکی درون دماغه هم بکار میرود و برای گرم کردن هوا هم گاهی از مبدل های

حرارتی و گاهی هم از اتاقک احتراق جداگانه ای بهره میبرند و این هوای گرم برای یخ زدایی و همچنین برای خشک کردن شیشه های WINGSHIELD کابین بکا میرود.

برای تهیه هوای ماسک اکسیژن اضطراری هوای دریافتی از کمپرسور مستقیم وارد یک رگلاتور فشار شده و پس از تنظیم فشار توسط این سیستم وارد ماسک میشود .

علاوه بر اینکه هواپیما دارای سیستم های تهویه هوای پیچیده و پیشرفته ایت در کنار این بدنه هم طوری ساخته شده که در مقابل اختلاف فشار هوای درون و بیرون کابین مقاوم باشد برای مثال شیشه های هواپیمای مسافربری سه لایه است تا در نقابل این اختلاف فشار مقاوم باشد به علاوه شیشه های هواپیمای مسافربری دارای سوراخ هایی برای تنظیم فشار هم میباشد .

سیستم هیدرولیک

سیال هیدرولیک در هواپیما وظیفه انتقال فشار و قدرت را بر عهده دارد سیال هیدرولیک در هواپیما از سه نوع مختلف است نوع اول از جنس روغن های گیاهی نوع دوم از جنس مواد های نفتی نوع سوم از جنس فسفات استر که هواپیما های امروزی از نوع فسفات استر استفاده میکنند یک نوع سیال هیدرولیکی که امروزه در هواپیما ها استفاده میشود SKYDROL میباشد که این مایع بنفش رنگ است خدمه فنی در حال کار با سیال هیدرولیک حتما باید نکات فنی ایمنی را در نظر بگیرند و رعایت کنند مثلا نباید به سیال هیدرولیک دست بزنند و سیال هیدرولیک مخصوص آن هواپیما را بدان تزریق کنند یا سعی کنند آشغال با سیال هیدرولیک مخلوط نشود .

توضیح قسمت های مختلف سیستم هیدرولیک :

سیستم هیدرولیک در اصل سیستم انتقال قدرت و کنترل پرواز است مثلا برای بکار انداختن ارابه فرود و فلپ ها و شهپر ها و رادر ها و الویتور ها به سیستم هیدرولیک نیاز است یکی از اجزا سیستم هیدرولیک مخزن آن است که سیال در آن جمع میشود و سیال هیدرولیک میتواند دارای چند نوع پمپ باشد که انواع آن بدین شرح است پمپ پیستونی ، پمپ جی روتور ،پمپ ملخی ،پمپ چرخدنده ای ، پمپ چند سیلندری که این نوع در هواپیما های مسافربری امروزی کاربرد دارد پمپ کارش ایجاد جریان در سیال است و پمپ ها با موتور خود هواپیما کار میکنند یعنی اگر موتور هواپیما از کار افتاد پمپ های هیدرولیک دیگر کار نمی کنند . سیستم هیدرولیک دارای فیلتر هایی برای از صافی گذراندن سیال و مبدل های حرارتی برای تنظیم دمای سیال هستند و همچنین سیستم هیدرولیک دارای سوئیچ های فشار مختلف برای تنظقم فشار و شیر های VALVE مختلف برای کنترل جریان سیال هستند دو تا از اجزا مهم سیستم هیدرولیک اکومولاتور و رگلاتور فشار هستند زمانی که هواپیما در حالت کروز در حالت پرواز است در این حالت تمامی فشار کار بر روی پمپ است که در حال ایجاد فشار در سیستم است ولی اکومولاتور ویا رگلاتور فشار ،این فشار را بر روی سیال اعمال میکنند و این باعث میشود که بار کاری بر روی دوش پمپ کمتر شود در نهایت سیال هیدرولیک از طرفی به سیلندر عملگر فشار میارود و نیروی هیدرولیکی آن به نیروی مکانیکی تبدیل میشود و باعث انجام کار مثل باز کردن ارابه فرود میشود.

سیستم نیوماتیکی:

سیستم نیوماتیکی نوعی سیستم هیدرولیکی است که در این سیستم بجای سیال مایع از هوای فشرده شده استفاده میشود که تراکم پذیر است سیستم نیوماتیکی برای زیرسیستم ها و در حالت اضطراری بکار میرود .

قطعات ارابه فرود

تجهیزات ارابه فرود از قطعات مختلفی ساخته شده اند که وظیفه آن ثبات و پایداری در کارکرد ارابه فرود است .

Turnnion

این قطعه وظیفه اتصال ارابه فرود به بدنه را داراست و این اتصال ها توسط بیرینگ ها انجام میگیرد

بدنه ستون مانند ارابه فرود را strut می نامند .

متشکل از سیلندر و پیستون که در داخل مخلوطی از هوا و روغن تزریق شده تا باعث محدودیت در حرکت پیستون و باعث نرم شدن حرکت پیستون شود و ضربه های ناشی از برخورد ارابه فرود به زمین در حالت لندینگ را همانند یک بالش میگیرد .جهت وصل کردن strut به بدنه هواپیما از قطعه ای به نام turnnion استفاده میشود که عضوی جدا ناشدنی از strut است .

Strut

وظیفه strut جذب و دفع ضدبه ناشی از لندینگ و تاکسی است نخستین شوک ناشی از برخور هواپیما در عمل لندینگ توسط روغن داخل سیلندر بالشت میشود حرکت آهسته روغن باعث حرکت آهسته نرم پیستون میشود و هوای فشرده در strut باعث نرم تر شدن حرکت پیستون میشود و به حالت ضربه گیری کمک خواهد کرد که البته هوای فشرده شده در اصل همان نیتروژن فشرده شده و دارای فشار ۱۶۰۰ psi است که از طریق یک شیر به داخل پیستون تزریق میشود و چرخ های جلو هواپیما دارای سیستمی هستند که در حین فرود و تیک آف باید ثابت باشند و منحرف نشوند لذا دارای سیستگ های دامپر مخصوص به خود میباشند.

طوقه اتصال دهنده ها

به عبارتی وظیفه این قطعه این است که که زمانی که هواپیما از روی زمین بلند میشود پیستون از سیلندر بیرون آمده و کاملا باز میشود که با وجود این قطعه میزان باز شدن strut محدود میشود تا قطعه strut شکلی موزون و قابل کنترل به خود بگیرد و در ادامه از برخورد شدید پیستون به انتهای سیلندر جلوگیری کند و با یک بازو به میله piston متصل میشود و دو سر دیگر آن با پیچ و واشر به یکدیگر پیوند داده شده اند .

Truck

در هواپیما های سنگین چرخ ها معمولا دو به دو یا حتی چهار به چهار به یکدیگر جفت شده اند در اینجا وظیفه تراک این است که چرخ ها را به بدنه ارابه وصل نماید .

تراک میتواند به جلو و عقب انعطاف داشته باشد و پیستون را در حالت عمودی حفظ نماید و هنگام نشست و برخاست چرخ ها انعطاف پذیری خود را حفظ کند هواپیمایی که دارای ارابه فرود های اصلی دو یا چهار چرخی میباشند هنگام لندینگ یا تاکسی دو یا چهار چرخ fix نیستند که باعث صدمه خوردن به strut می شود لذا وجود این قطعه باعث میشود قطعات بر روی همدیگر بازی کنند

Drag link

این قطعه جهت ثابت نگه داشتن سیستم ارابه فرود در حالت طولی تعبیه شده هنگام باز یا بسته شدن ارابه فرود بازو های این قطعه کمک میکنند تا حرکت اضافی یا لرزش در ارابه فرود به وجود نیاید .

ستون های ارتباط فرعی

وظیفه این بازوی کمک پایداری و ثبات ارابه فرود های در حالت افقی است

چرخ هایی که به پهلو جمع میشوند هنگام باز و بسته شدن دچار لرزش های ناخواسته میشوند که side brace ها از این حرکت جلوگیری میکنند .

در هواپیما های بزرگ که دارای ارابه فرود های اصلی چند چرخه هستند بکار میرود و دارای عملگر های هیدرولیک است که از یک طرف side strut و از طرف دیگر به strut اصلی وصل میشود .

زانویی متحرک

این قطعه فلزی اجازه حرکت مایع هیدرولیک را در پیچ ها و شیار های کوچک و تند را میسر میکند مثل اتصالات قابل انعطاف که ارابه های فرود در زاویه های تند یا شیار با زاویه کم دارند برای گذر لوله هیدرولیک مانع ایجاد میشود این قطعه باعث حرکت راحت روغن هیدرولیک به قسمت های مورد نظر مثل عملگر های ترمز میشود .

این قطعه از داخل دارای شیار های گرد و جداگانه است که از طریق packing از هم جدا میشوند و مسیر رفت و برگشت سیال را جدا میکنند .

مهار کننده یا دامپر

چرخ های جلوی هواپیما در حین حرکت دارای تنش و لرزش های مزاحم هستند که سیستم دامپر این لرزش هارا دفع میکند این دامپر ها دارای عملگر های هیدرولیکی هستند که به راحتی ارزش هارا دفع میکند

دامپر ها دو نوع هستند یا از نوع ضربه گیر یا از نوع vane

پیستونی

عملگر های سیلندر هیدرولیکی که در خود piston و piston rod را تشکیل داده اند روغن هیدرولیک دو درون سیلندر تزریق شده که حرکت piston rod محدود و تحت کنترل باشد و پیستون دارای روزنه ای است که باعث میشود سرعت روغن کم بشود و همین باعث کنترل پذیر تر شدن حرکت پیستون میشود

سر دیگر piston rod به چرخ جلو وصل بوده و لرزه های آن را دفع میکند و لرزه های چرخ جلو به پیستون دامپر منتقل میشود و این سیستم در مقابل این لرزه ها مقاومت نشان میدهد هرچه تعداد نوسانات بیشتر باشد مقاومت نیز بیشتر است .

Vane Damper

این نوع دامپر ها دارای بدنه فلزی که پره های ثابت و متحرک درون آن است و پره های اصلی به شفت اصلی متصل بوده و شفت تا بیرون بدنه دمپر ادامه دارد و به قسمت چرخ جلو متصل است

بدنه اصلی دمپر به چرخ جلو ثابت و محکم شده و وقتی شفت در اثر حرکت چرخ به چپ و راست حرکت میکند باعث حرکت پره های متحرک شده و روزنه های بین پره های ثابت و پتحرک تغییر دضعیت میدهند و جهت جریان روغن تغییر میکند و روغن از محفظه پشت به محفظه جلو حرکت میکند و جلو لرزه را میگیرد .

کنترل هواپیما بر روی زمین

نوع مکانیکی

مکانیزم این نوع کنترل کننده بسیار ساده است که هواپیما های کوچک از آن استفاده میکنند که نیاز به مکانیزم الکتریکی و هیدرولیکی ندارد .

نوع هیدرولیکی

در هواپیما ها با وزن متوسط که دارای چرخ های جمع شونده هستند این نوع steering که از استرات چرخ جلو انرژی

هیدرولیکی خود را دریافت میکند

سیستم steering دارای انرژی هیدرولیکی شده و با چرخ جلو درگیر میشود و باعث کنترل چرخ جلو با پدال میشود و زمانی که چرخ جلو بسته میشود ROD از NWS جدا شده درگیری بین steering وNWS نخواهد بود و در این هنگام فشردن پدال باعث حرکت رادر میشود و هواپیما به سمت چپ یا راست هدایت خواهد شد .

اغلب هواپیما های شکاری از NWS روی چرخ جلو مستقر بوده و انرژی هیدرولیکی خود را از پمپ سمت چپ دریافت میکند و وقتی چرخ هواپیما روی زمین قرار میگیرد NWS همانند یک دامپر عمل میکند .

سیستم چرخ عقب

هواپیما های قدیمی که دارای پرخ عقب بودند از این سیستم استفاده میکردند چرخ عقب میتواند ثابت یا متحرک باشد که میتواند باعث تحرک پذیری بهتر هویما بر روی زمین باشد

گلایدر ها دارای چرخ عقب ثابت هستند که امکان تاکسی برای آنها مقدور نیست در صورت متحرک بودن چرخ عقب با پدال میتوان آنرا کنترل کرد و در ابن صورت تاکسی امکان پذیر است .

سیستم قدرت فرمان زمینی

این سیستم برای هواپیما های بزرگ طراحی و ساخته شده که نیاز به قدرت بیشتری جهت کنترل هواپیما بر روی زمین دارند که توسط رادر پدال های داخل کابین قابل کنترل است بدین صورت با حرکت داردن پدال ها که باعث عمل کردن عمل.ر هدی هیدرولیک میشود و باعث حرکت کردن های چرخ جلو میشود سیستمی که خواسته خلبان توسط پدال یا SW تصمیم به گردش کند سریعا حرکت توسط این مکانیزم به عملگر ها منتقل و عکس العمل نشان میدهد در هواپیما های مسافربری مانند ارباس ها هم همانند جنگنده با همین پدال ها هواپیما بر روی زمین حرکت میکند وقتی پدال را حرکت میدهیم جهت حرکت روغن هیدرولیک تغییر کرده و از شیر ها عبور کرده و آن ها را فعال میکند این شیر فشار روغن را به یک طرف سیلندر معطوف میدارد و فشار را از عملگر رها میسازد در نتیجه چرخ به طرفی که خلبان خواسته می چرخد

ارابه های فرود برای اینکه درگ زیادی ایجاد میکنند لذا برای کاهش درگ نیاز است که جمع شوند و مکانیزم جمع شدن آنها بصورت مکانیکی الکتریکی و هیدرولیکی است که در این بین مکانیکی و الکتریکی برای هواپیما های کوچک است لذا بران نمی پردازیم

هیدرولیکی

در این نوع سیستم که برای هواپیما های سنگین مانند خانواده ارباس بکار میرود

در این نوع سیستم فشار هیدرولیک باعث حرکت چرخ ها به سمت بالا جهت جمع شدن آنها و همچنین باز شدن آنها بکار میرود که این فشار هیدرولیکی توسط پمپ هیدرولیک که وابسته به موتور هواپیما هستند ایجاد میشود فشار هیدرولیک پس از فرآیند های مختلف در نهایت به سیلندر عملگر فشار آورده و نیروی هیدرولیکی به مکانیکی تبدیل شده و در ادامه باعث جمع یا باز شدن ارابه میشود

باز کردن چرخ ها در حالت اضطراری

در صورت از دست دادن نیروی هیدرولیک دو روش زیر برای باز کردن چرخ ها متداول است

روش مکانیکی که با سیستم های مکانیکی شامل کابل ها و .... چرخ باز شده یا چرخ رها شده تا با وزن خود پایین بیاید یا با استفاده از سیستم پنیوماتیکی که مشابه هیدرولیک است ولی بجای روغن از هوای فشرده استفاده میشود بهره میبرد یا سیستم هیدرولیک کمکی .

بخش های مختلف ارابه فرود

1 ضربه گیر

2 چرخ

3 ترمز

4 رابط بین ضربه گیر و بدنه هواپیما

5 بازوی حمایتی

6 بازوی طوقی شبیه قیچی

7 سیلندر عمل کننده

8 قفل بالا و پایین

9 سیستم اضطراری

ارابه فرود هواپیمای مسافربری

اکثر هواپیما های جت از جمله هواپیما های مسافربری دارای ارابه فرود های یکسانی هستند

هواپیما های سنگین دارای ارابه فرود های سه محوره هستند یعنی تمامی مکانیزم کاملا هیدرولیک و اتوماتیک است و محور جلو جرخ کاملا دوبل و مکانیکی است و چرخ های عقب هم دو جفت هستند و سیستم کنترل هم بصورت dual یعنی دوتایی میباشد

در بعضی از هواپیما های فوق سنگین که دارای چرخ های چهارگانه است چرخ ها توسط تراک به یکدیگر متصل میشوند و در این بین سیستم های هیدرولیک با استفاده از پمپ و رگلاتور و اکومولاتور و شیر و سیلندر های عملگر مکانیزم را کامل انجام میدهد .

در هواپیما های بزرگ برای چرخ های اصلی دو دریچه وجود دارد بنام out board و in board

که در این بین داخلی از خارجی بزرگتر است به شکل کاملا مربع میباصد و حین بسته شدن کاملا با بدنه تطبیق میشود

قسمت وسط این دریچه لانه زنبوری میباشد که باعث استقامت بیشتر این دریچه در برابر فشار خواهد بود و پس از جمع شدن کاملا قفل میشود

درب های چرخ جلو

ممکن است مکانیکی یا هیدرولیکی باشد در حالت مکانیکی درب به خودstrut متصل است و با آن باز و بسته میشود

نوع هیدرولیکی دارای سوئیچ ترتیبی میباشد که باز و بسته شدن چرخ ها ترتیب خاص خود را انجام میدهد

چرخ جلو غالبا از دو چرخ تشکیل شده و قابلیت کنترل به طرفین را دارد strut آن نیز با روغن هیرولیک به بالا و پایین بازی میکند و غالبا به طرف جلو جمع میشود و داخل بدنه قرار میگیرد.

در هواپیما های بزرگ مانند خانواده ارباس از ترمز های ریسکی استفاده میشود

ترمز های چند دیسکه که از اجزا زیر تشکیل شده اند

1 حداقل ۵ دیسک گرداننده

2 حداقل چهار دیسک ثابت

3 یک carrier

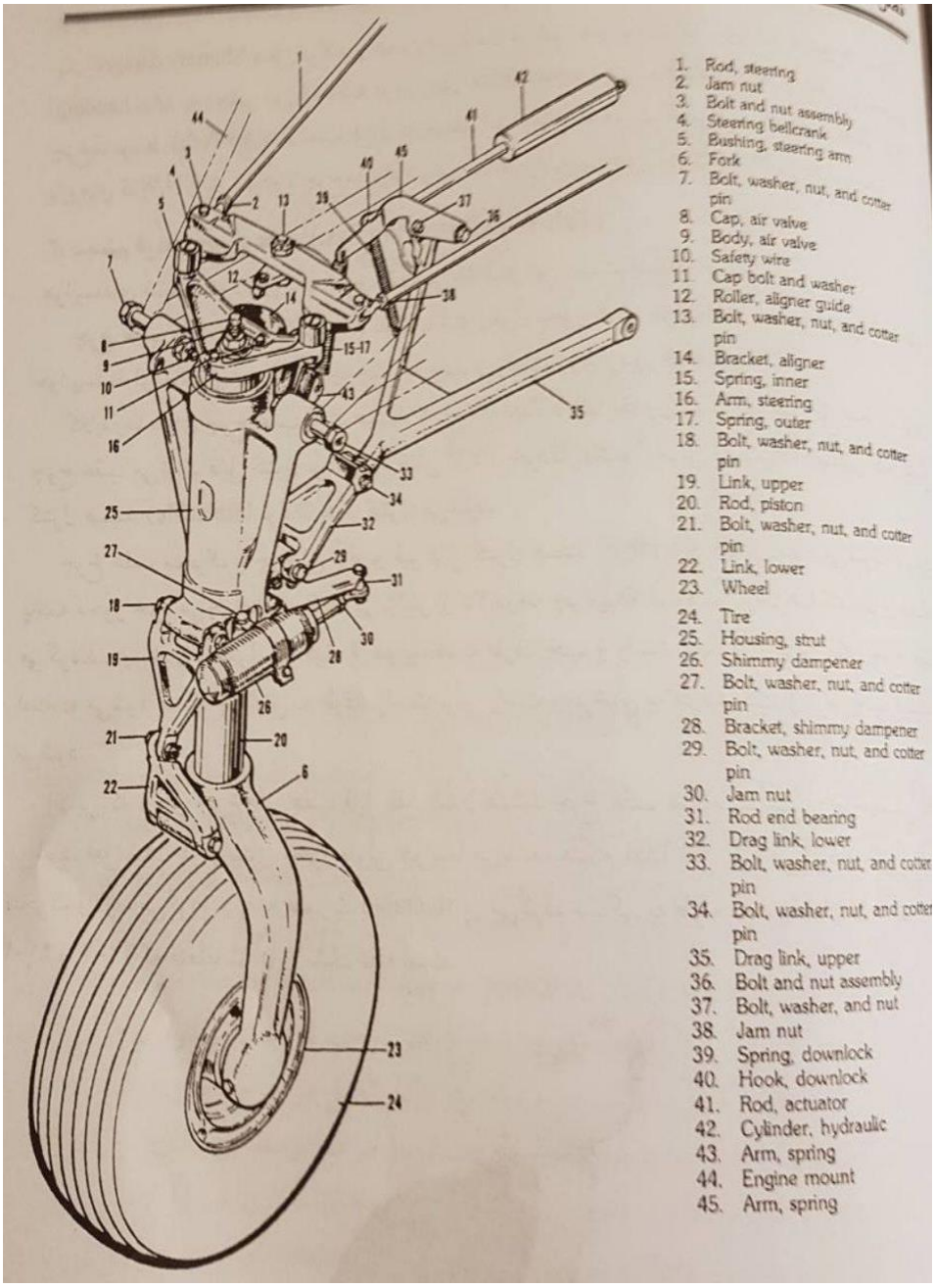
4 صفحه انتهایی که دیسک ها در آن جای میگیرند

5 صفحه ابتدایی که ریسک ها بر روی آن سوار میشوند

6دیسک های ثابت در خود درگیر

با توجه به اینکه هواپیما های خانواده بویینگ و ارباس بزرگ هستند سیستم در نظر گرفته برای این کلاس هیدرولیک میباشد که با فشار هیدرولیک دیسک هارا به جلو رانده و به صفحه می چسباند و باعث اصطحکاک و در ادامه ایستادن هواپیما میشود

هر پیستون با یک عایق جداکننده حرارت فیت شده از انتقال حرارت جلوگیری می کند زمانی که پدال رها میشود روغن هیدرولیک در پشت دیسک آزاد میشود و چرخ ها به راحتی به حرکت در میایند ساییدگی و فرسایش دیسک خاصی ندارد بلکه اینگونه دیسک ها ساخته و طراحی شده اند و با یک مسیله میزان کوتاه تر شدن و در نهایت نیاز به تعویض شدن آنها مشخص میشود.



لباس خلبانی و g suit :

قبل از توضیح درباره صندلی های پرتاب شونده بهتر است کمی به شتاب g بپردازیم. زمانی خلبان هواپیما جنگنده ای مستقیما در حال ارتفاع گرفتن است در این حالت دارد خلاف جهت طبیعی طبیعت عمل میکند، بنابراین فشار g بالا میرود، یک خلبان میتواند تا ۹ جی را نهایتا تحمل کند، بعد از این خون به مغزش نرسیده و چشمش سیاهی میرود، در نتیجه بی هوش میشود ،به این حالت بلک اوت میگویند ، در هر حالت عکس فوق زمانی که خلبان جنگنده مستقیم به سمت پایین با سرعت بالا در حال کاهش ارتفاع یا سقوط به پایین است، در این حالت دارد در جهت طبیعت با سرعت خیلی بالاتر عمل میکند که این باعث میشود g منفی شود ، هر خلبانی تا 3- را میتواند تحمل کند ،در پایین تر از این عدد خون در سر خلبان جمع شده و چشم خلبان همه جا را قرمز میبیند و بیهوش میشود که به این حالت red out میگویند.

حال لباس خلبانی یا همان g suit هم در مقابل فشار g مقاوم است در لباس خلبانی لایه ای وجود دارد که حالا با یک سیال مایع یا گاز پر میشود که خلبان در مقابل فشار g بیشتر مقاوم باشد

در هواپیما هایی مثل SR71 که تا ارتفاعات بسیار بالا مثل ۸۵۰۰۰ پایی پرواز می کنند علاوه بر اینکه کابین تحت فشار است خلبان نیز لباسی مشابه لباس فضانوردی میپوشد تا فشار بدنش تنظیم شود.

Ejection seat

معروف ترین کمپانی سازنده صندلی پرتاب شونده در جهان شرکت مارتین بیکلر انگلستان میباشد صندلی پران یکی از پیچیده ترین قطعات هواپیما است و صندلی پران برای آسایش خلبان نیست بلکه برای زنده ماندن اوست اغلب اوقات خلبان بعد از ایجکت دچار مشکلاتی مربوط به کمر و ستون فقرات میشود .

صندلی پران از چهار قسمت تشکیل شده پراتب کننده، موتور های راکتی ، مهار و بند ، چتر

خلبان با کشیدن طنابی در بالای سر خود اقدام به ایجت میکند و زمانی که طناب مذکور را به جلوی صورت خود میکشد در همین زمان پوششی جلوی صورت اورا میگیرد تا در مقابلی فشار هوا دچار جراهات نشود و سپس پرتابگر صندلی را به اول ریل میآورد و سپس کاتریج اقدام به پرتاب کانوپی میکند ولی در بعضی جنگنده ها همانند هاریر کانوبی با استفاده از خرج خرد میشود و سپس موتور های راکتی در زیر صندلی پرتاب شده و خلبان و صندلی را به سمت بیرون پرتاب میکند این فرآیند بسیار پیچیده که سیستم ها باید طوری طراحی شوند که بعد از پرتاب کانوپی صندلی شلیک شود و اگر اول صندلی شلیک شود باعث مرگ خلبان میشود و همچنین باید صندلی طوری پرتاب شود که به سکان عمودی جنگنده هم بر خورد نکند.

در زیر صندلی پرتاب شونده بسته ای قرار دارد که به بقا و زنده ماندن خلبان بعد از ایجکت کمک می کند این بسته شامل یک قایق بادی و یک پودری که اگر خلبان در داخل آب افتاد آن پودر را درون آب بریزد و با توجه به اینکه کوسه ها از این پودر متنفرن پراکنده میشوند و یک چاقو بسیار تیز که سیم مفتول را هم میشود باهاش برید و جعبه کمک های اولیه قلاب ماهیگیری منور و آینه برای علامت دادن و چند وسیله دیگر .....

سوخت گیری هوایی:

سوختگیری هوایی به سه شکل حفره و بوم ، میله و لنگر چتری و جنگنده به جنگنده است .

حفره و بوم : در این روش اپراتور سوخترسان، بوم که همانند میله ای است، را با استفاده از میدان مغناطیسی ایجاد شده توسط آهنربا، در حفره جنگنده قرار داده و سوخت را بدان تزریق میکند .

سوختگیری هوایی حفره و بوم محاسن و معایب خود را دارد که در اینجا بدان میپردازیم:

محاسن: در این نوع سوختگیری،چون سرعت تزریق سوخت بالاست، لذا سریع تر سوخت به هواپیما تزریق میشود لذا این روش برای سوختگیری به بمب افکن ها و هواپیما های ترابری بزرگ مناسب تر است ، دوم اینکه این روش امن تر بوده و در آب و هوای بد هم عملی است ،

معایب:

در این روش تنها بطور همزمان به یک هواپیما میتوان سوخت رساند، و در این روش سوخترسانی به هلیکوپتر ناممکن است .

روش میله و لنگر چتری :

در این روش هواپیمای سوخت رسان توسط یک بسکت یا همان چتر (سبد) را به میله refueling probe ، نصب کرده و فرآیند سوخت گیری انجام میشود.

محاسن:

در این روش به هلیکوپتر و همزمان چند هواپیما میتوان سوخت رسانی کرد ،ولی این روش خطرش بیشتر بوده و در شرایط آب و هوای بد غیر ممکن است ،همچنین فشار تزریق سوخت به هواپیما هم کمتر است.

جنگنده به جنگنده:

این روش ویگر نیازی به یک سوخت رسان غول پیکر نیست در این روش با استفاده از غلاف سوخترسانی مانند UPAZ که بر روی سوخو ۲۴ نصب است میتوان جنگنده به جنگنده سوخت رسانی کند.

سیستم موشک و راکت:

شمای کلی مسیر ارتباطی موتور را،شمای پنوماتیک -هیدرولیک مینامیم .اما از نظر فنی این عبارت کامل نیست و باید بدان پیشوند الکترو یا هیدرو اضافه کرد .المام های کنترلی موشک از جمله موتور ، کاملا الکتریکی است و برای استارت موتور و قطع سوخت و اکسید کننده و برای اجرای بسیاری از فرمان های یکبار مصرف ،از نوع انفجاری استفاده میشود .

شبکه های کابل الکتریکی خط اصلی ارتباطی موشک به مجموعه باتری های متصل شده میباشد که این مجموعه به ترتیب ،فرمان های استارت ،باز و بسته شدن شیر ها را برای تنظیم شارژ فشرده شده و ارسال و سوخت و اکسید کننده انجام میدهد .علاوه بر آن کابل های الکتریکی وظیفه تغذیه سیستم های انتقال قدرت الکتریکی را به عهده دارند .از سوخت های انفجاری به عنوان چشمه انرژی یکبار مصرف استفاده شونده برای تغییر وضعیت شیر ها از حالتی به حالت دیگر استفاده میشود .سیستم پنوماتیک وظیفه

کمکی شارژ مخزن ها، تزریق سوخت و اکسید کننده را در حالتی به علت عدم توان کم سروالکتریک ها درست کار نمی کنند را بر عهده دارند .

در نهایت جریان سوخت و اکسید کننده اصلی به محفظه احتراق و مولد گازی وارد میشود .

سیستم پنوماتیک المان های کنترل مخازن فشار بالا به وسیله رداکتور تغذیه میشود.

ژیروسکوپ و سنسور اینرسال

علوم ژیروسکوپی یکی از حوضه های وسیع و گسترده تکنیک جدید است که نتنها شامل تئوری عمومی مرتبط با آنالیز ظریف ترین خطای ابزاری است و در عین حال تکنولوژی بسیار بالایی می خواهد .

به طور کلی ژیروسکوپ عبارت است از یک چرخ طیار بالانس شده که با سرعت زاویه ای بالا می چرخد .معمولا این چرخ طیار را روتور مینامند و منظور از ژیروسکوپ در واقع واژه نامه فنی دستگاهی است که شامل روتور و سیستم نگه دارنده آن میشود .ویژگی ژیروسکوپ در اینکه می تواند جهت محور روتور خود را در فضای اینرسی حفظ کند ،خلاصه نمی شود.بلکه ژیروسکوپ در برابر تلاش برای تغییر جهت آن نیز یک عدم مطابقت غیر عادی از خود نشان میدهد .این غیر عادی بودن تنها یک ماهیت خارجی ظاهری و خارجی دارد و ژیروسکوپ مانند هر جسم صلب دیگر از قوانین فیزیکی تبعیت می کند .

تئوری ژیروسکوپ به عنوان یک بخش خاص از تئوری حرکت یک جسم با یک نقطه ساکن به حساب میاید .برای چنین جسمی میتوان حرکت اویلر را بکار برد .گرچه این معادلات بصورت کلی قابل حل نیستند،اما این امکان را نیدهند که به بسیاری از سوالات فرعی پاسخ داده شود .به عنوان مثال در حرکت زاویه ای سرعت بالای یک دیسک سنگین متقارن که نماینده حرکت ژیروسکوپی است معادلات مذکور کار گشا است.

فرض کنید که روتور با سرعت زاویه ای بسیار بالا نسب به محور خود میچرخد و فرض میکنیم که این محور z باشد .دو محور متعامد دیگر یعنی x و y را وارد بحث میکنیم این دو محور با حرکت دورانی روتور که با سرعت(امگا) صورت میپذیرد ، شرکت نمی کند و اگر به دلیلی محور z وضعیت خود را به آرامی تغییر دهد در هر صورت عمود بر آن خواهد بود .

کلاهک

در وحله اول موشک های اولیه و بیشتر موشک ها مانند V2 مجهز به یک کلاهک هستند کلاهک این موشک ها یا از نوع متعارف یا از نوع نا متعارف است در نوع نا متعارف مانند اتمی و شیمیایی و بیولوژیکی

در نوع شیمیایی میتوان چهار نوع مواد شمیایی مختلف در قالب گاز مانند انواع عصبی خونی تنفسی تاول زا هستند را در کلاهک جای داد(منظور هر کدام به تنهایی است) مثلا موشک بالستیک اسکاد یا راکت فراگ را میتوان به کلاهک های شیمیایی مجهز کرد نوع دیگر نامتعارف بیولوژیکی(میکروبی) و اتمی هستند که طبق قوانین بین الملل استفاده از آنها ممنوع است و اما در نوع متعارف کلاهک موشک حاوی مواد منفجره است در کلاهک یا همان سرجنگی یک فیوز قرار میگیرد که یا از نوع ضربتی یا از نوع مجاورتی میباشد و این فیوز چاشنی را تحریک میکند و چاشنی منفجر میشود چاشنی مثلا از نوع نیترو گلیسیرین است و اندازه اش کوچک است ولی حساسیت بالایی دارد و با ترکیدن چاشنی مقدار زیادی از tnt یا مواد منفجره دیگر منفجر شده و با انفجار tnt مقدار زیادی مواد منفجره با قدرت تخریب بسیار بالا مثل نیترات آمونیوم منفجر میشود و بدین گونه است که کلاهک همانند یک دومینو بصورت پله ای و مرحله به مرحله عمل میکند .

و اما در بعضی موشک ها مانند پرشینگ ۲ خود کلاهک مجهز به بالچه هایی است برای اینکه در جهت رول پیتچ و یاو کنترل و پایداری صورت پذیرد و در نتیجه دقت بالاتر رود امروزه در موشک هایی مثل اسکندر روسی در کلاهک یک دوربین اپتیکی جایگزاری شده و در فاز آخر هدایت از نوع اپتیکی است که باعث بالاتر رفتن دقت میشود .

کلاهک های MIRV یا چند گانه

اولین بار این نوع کلاهک ها در سال ۱۹۷۰ در موشک مینوتمن ۳ بکار رفت که این موشک دارای سه کلاهک چندگانه اتمی داشت این نوع موشک ها برای عبور از سیستم های دفاع موشکی و همزمان هدف قرار دادن چند هدف استفاده میشوند و امروزه موشک RS28 سرمات حتی میتواند به کلاهک های چند گانه هایپرسونیک مجهز شود که میتواند با آن از سپر های دفاع موشکی عبور کند .

در نوع MIRV راکت پس از جدایش مراحل به جو رسیده و سپس کلاهک جدا شده که خود کلاهک هم دارای سیستم های خودش است حال در این نوع با چند کلاهک روبه رو هستم که از کامپوزیت های مقاوم بخاطر مقاومت در مقابل حرارت های سرعت بالا استفاده شده و این کلاهک ها دارای بالچه کنترلی مواد منفجره یا امتی و شیمیایی سیستم های هدایت اینرسی و کامپیوتر های پردازنده و تراستر های کمکی و پرتاب کننده چف و اخلالگر های الکترونیکی هستند.

کلاهک های MRV یا خوشه ای

در این نوع کلاهک همانند بمب های خوشه ای ریز مهمات موجود است مثلا در موشک ایرانی زلزال بارشی کلاهک مجهز به ۱۷ ریز مهمات ۳۰ کیلوگرمی است ولی بر خلاف کلاهک های MIRV کلاهک های MRV فاقد سیستم هدایت و تنها برای هدف قرار دادن یک هدف مانند یک فرودگاه بکار میرود ولی در موشک MGM140 اتاکامز آمریکایی در نسخه C کلاهک موشک مجهز به ریز مهمات های هدایت لیزری GBU 44 BAT بودند که این نسخه برنامه اش لغو شد .

کلاهک های دیگری هم مانند انفجار شدید، ترکش شونده ،خرج گود و انرژی جنبشی نیز وجود دارد که انرژی جنبشی مانند کلاهک موشک تاد با نیروی جنبشی و برخورد با هدف نه انفجار،هدف را نابود میسازد .

خرج گود بیشتر ضد زره است و در درون کلاهک یک مخروط فلزی وجود دارد که با انفجار موشک مخروط ذوب شده و با سرعت صوت به هدف برخورد میکند .

تجهیزات اتصال و جدایش

موشک ها بدلیل کمتر کردن وزن و در ادامه رسیدن به یرعت های بالا و در نتیجه برد بیشتر به راکت های چند مرحله ای تقسیم میشوند .

تجهیزات اتصال و جدایش

یکی از مهم ترین مسائل در طراحی موشک های بالستیک و ماهواره بر چند مرحله ای فرآیند جدایش آنهاست در مورد موشک های چند مرحله ای در زمان به پایان رسیدن کار هر کدام از مراحل و شروع به کار مرحله بعدی،جدا شدن قسمتی را که زمان عملیاتی و مفید آن پایان یافته است،جدایش می نامند .جدایش مطمئن و قابل اعتماد بدون اینکه تهدیدی متوجه مرحله بعد موشک باشد در طراحی موشک بسیار مهم است .برای موشک هایی با شمای سری دو طرح عمده جدایش جریان سرد و گرم وجود دارد و برای موشک هایی با ساختار های موازی،جدایش طولی نیز دیده میشود .

جدایش سرد

در این روش بعد از اینکه مرحله کار خود را انجام داد و کاملا جدا شد موتور مرحله بعدی روشن میشود در واقع بعد از اتمام جدایش موتور مرحله بعدی روشن میشود در جداسازی سرد گام های عملیاتی بشکل زیر میباشد .

۱-قطع اتصالات بعد از مرحله کار کرده از مرحله بعد

۲-دور کردن مرحله کارکرد از مرحله بعدی

۳-روشن شدن مرحله بعدی

از مزایای این روش

۱-جداسازی سرد به همراه اعمال نیرو های نسبتا کم صورت میگیرد و در واقع فرآیند جدایش پایدار است و به همین علت مشخصه های سینماتیکی مرحله بعد اختلالات کمتری ایجاد میکند .

۲-عملکرد جدایش ساده است و تنها شامل بستن و قطع اتصال میشود بنابراین تجهیزات مکانیکی متداولی به کار گرفته میشوند و لذا قابلیت اطمینان آنها در حد خوب است و جرم تجهیزات جداسازی کمتر است .

معایب

۱-افت سرعت خواهیم داشت

۲-زمان جدایش طولانی است

۳-روشن شدن موتور مرحله بعد دارای ملاحظات زیاد است .

جدایش گرم

در جدایش گرم قبل از خاموش شدن مرحله اول مرحله بعدی روشن میشود در جرایش گرم موتور اصلی مرحله بعد موشک با قطع اتصالات مکانیکی روشن میشود از این رو لازم است که اقداماتی روی سازه انجام بگیرد(خر پا) .از جمله نکات مهمی که در این روش باید رعایت کرد این است که در جدایش گرم قفسه میانی که بین دو مرحله قرار میگیرد باید طوری باشد که امکان خروج گاز های خروجی از موتور مرحله بعد را فراهم کند به این منظور از پوسته استوانه ای که دارای چندین سوراخ است استفاده میشود یا قاب های خرپایی استفاده شود بنابراین سیستم جدایش گرم باید این الزامات را فراهم سازد

۱-تامین فاصله لازم از خروجی نازل موتور مرحله بعد تا قسمت فوقانی بلوک موشکی طبقه جداشونده

۲-تعبیه ساختار مناسب به منظور دورسازی جت خروجی موتور ابزار شعله پخش کن به اطراف از طریف سازه خرپایی .

.مزایا

زمان جدایش کوتاه و در پی آن افت سرعت در طی جدایش کم است.

معایب

جرم سازه مابین دو بلوک به علت لزوم استفاده از مکانیزم های ویژه افزایش یابد

جدایش طولی

طی اتصال موازی طبقات در موشک های چند مرحله ای قاعدتا فرآیند جدایش سختتر میشود طی فرآیند جدایش باید برش اتصالات فوقانی و تحتانی بین بلوک ها صورت گرفته و سپس چرخش بلوک موشکی جداشونده نسبت به باقیمانده ای از یک اتصال به اندازه زاویه ایمن صورت گیرد سپس آزاد شدن سایر اتصالات و نهایتا دور کردن بلوک هاب جانبی از بلوک های مرکزی صورت گیرد در عین حال سیستم جدایش باید مطالبت مربوط به ایجاد حداقل اغتشاشات در پاراپتر های حرکت مرحله بعد با حداقل افت سرعت بر آورده سازد .

جدایش محموله

فرآیند جدایش کلاهک تقریبا همانند فرآیند جدایش مراحل است جدایش مراحل میتواند بصورت عوامل زیر صورت بگیرد.

ترمز بلوک موشکی جداشونده به کمک موتور های سوخت جامد یا نازل های ترمزی مخصوص نصب شده روی آن ها که با استفاده از گاز فشار مخزن کار میکند .

استفاده از سیستم های فنری پنیوماتیکی باروتی پرتاب کننده

ایجاد شتاب اضافی به کمک موتور های راکتی سوخت جامد .

تجهیزات اتصال و جدایش

کیفیت فرآیند جدایش تاثیر قابل توجهی در کنترل و دقت موشک دارد در طراحی و ساخت مکانیزم جدایش لازم است نیرو ها و ممان های آیرودینامیکی وارد بر موشک در فاز جدایش محاسبه شود

از وظایف و نیازمندی های تجهیزات اتصال جدایش بین دو مرحله ای این است که

تضمین قابلیت اتصال بین دو بدنه

تضمین قابلیت اطمینان جدایش بین دو مرحله

تضمین یک سرعت جدایش مشخص

سه نوع وسایل برای جدایش مرحله ها وجود دارد

وسایل انفجاری و غیر انفجاری و مکانیزم های فاصله دهنده

مزیت های وسایل انفجاری

در این روش هیچ گونه قطعه اضافی لازم نیست

به اجزای محوری بار کمتری وارد میشود

دارای محدودیت های طراحی برای بار های محوری گوناگون نیستند.

وسایل غیر انفجاری

یکی از ابزار های جدایش اتصال غیر انفجاری وسایل پارافینی است که در این نوع مکانیزم نیروی محرکه مکانیکی به وسیله تغییر حالت پارافین از جامد به مایع تبدیل میشود در این تغییر حالت حجم پارافین ۱۵ درصد افزایش یافته برای ذوب کردن پارافین جامد از یک مقاومت حرارتی استفاده میشود پارافین ذوب شده فشار هیدرولیکی قابل توجهی ایجاد میکند .که میتواند پیستون مکانیزم را به جلو براند این مکانیزم برای آزاد کردن فنر های فشرده یا اتصالات پیش بار داده شده استفاده میشود.

مکانیزم فاصله دهنده

هل دهنده انفجاری،هل دهنده پنوماتیکی ، موتور سوخت جامد و مایع ،نازل های گازی،نوع ترکیبی ،ترمز های آیرودینامیکی،هل دهنده های فنری،برگشت دهنده تراست سوخت جامد.

سیکر

سیکر میتواند فاصله ی هدف زاویه سمت و زاویه ارتفاع آن را به کامپیوتر بدهد اما برای تخیص وضعیت خود موشک از ژایرو ها شتتب سنج ها استفاده میکنند سیکر هاب رادیویی و اپتیکی موارد استفاده متفاوتی دارند سیکر رادیویی برد بالایی دارد و در آب و هوای بد کارایی خود را از دست نمی دهد ولی در مقابل جنگ الکترونیک صدمه پذیر است اما سیکر های اپتیکی از روی تصویر و دوربین های حرارتی هدف را جست و جو می کنند سیکر های رادیویی با امواج رادیویی و سیکر های اپتیکی با امواج نوری کار میکنند ،جنس دماغه طراحی شده برای سیکر های حرارتی باید شفاف باشد و در مقابل حرارت از خود حساسیت نشان ندهد به همین دلیل معمولا در سیکر هوی حرارتی از خنک کننده استفاده می کنند اما گمراه کردن سیکر های حرارتی مشکل تر است

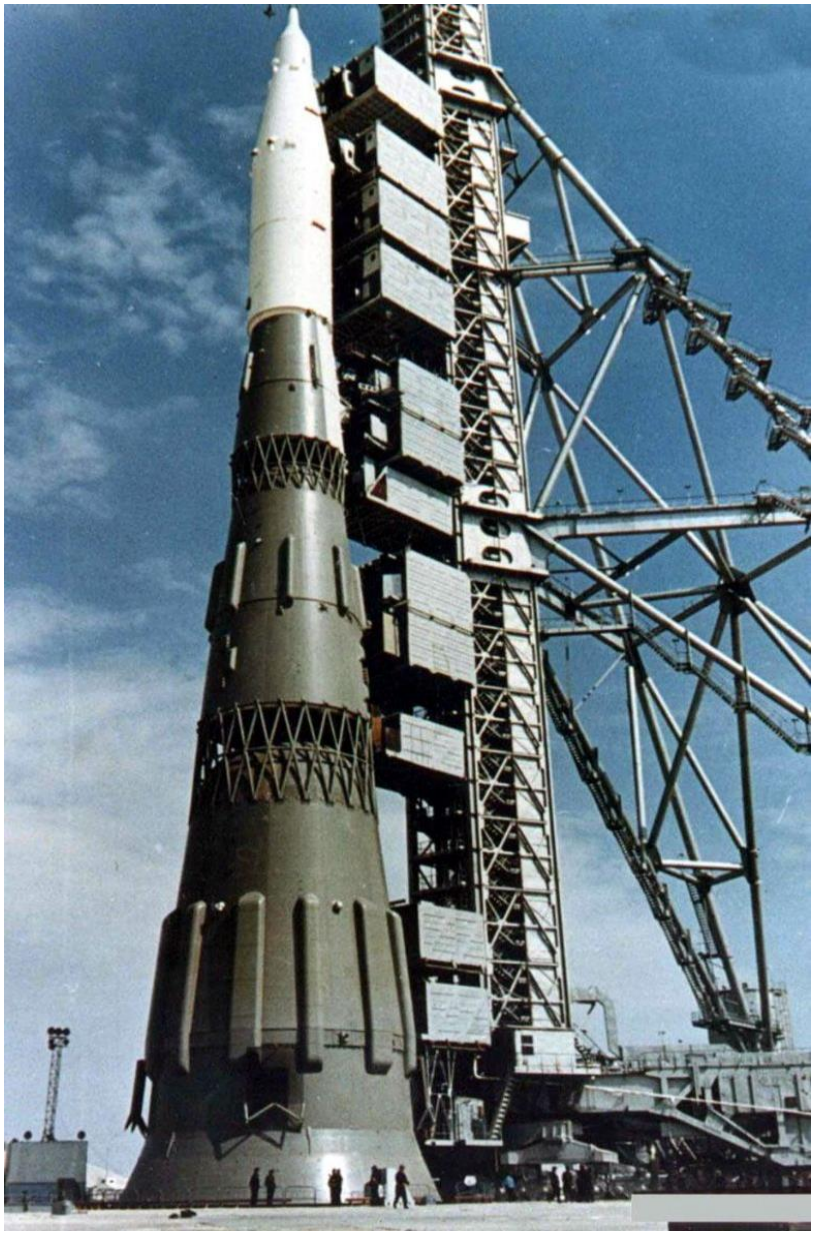
سیکر های اپتیکی از دو نوع TV و IR هستند این سیکر ها با نور و اشعه مادون قرمز کار میکنند برای جیمینگ های سیکر های IR از اخلالگر های فروسرخ و لیزری بهره میبرند .

انواع سیکر

فعال،نیه فعال و غیر فعال

برای تامین نیروی الکتریکی موشک برای کارکرد کامپیوتر از باطری استفاده میشود

ولی بعضی از موشک های کروز که دارای موتور توربوفن هستند چون در توربین موتور نیروی مکانیکی تولید میشود ،این نیرو به ژنراتور منتقل شده و ژنراتور نیروی مکانیکی را به برق تبدیل میکند تا برای موشک قابل استفاده باشد.



راکت N1 و جدایش گرم و مقطع های خرپایی....

اویونیک:

باند های مختلف

باند HF از ۰ تا ۳۰ مگا هرتز میباشد که معمولا برای ارتباط صوتی هواپیما ها استفاده میشود

باند VHF از ۳۰ تا ۳۰۰ مگا هرتز را شامل میشود که این باند با توجه به اینکه هر چه طول باند بیشتر دقت آن بالا تر و برد آن کمتر و برعکس این مطلب هم نتیجه معکوس دارد فلذا این باند برای رادار های بلد برد افق نگر با آنتن های بزرگ مناسب است و برای ارتباط صوتی هواپیما های غیر نظامی هم بکار میرود .

باند UHF این باند هم از ۳۰۰ مگاهرتز تا ۱ گیگا هرتز را شامل میشود که برای رادار های افق نگر و ارتباط صوتی هواپیما های نظامی مناسب است.

باند L از ۱ تا ۲ گیگاهرتز است که برای رادار هایی با برد ۲۵۰ مایل دریایی مناسب است

باند S از ۲ تا ۴ گیگاهرتز است که نسبت به L دارای برد کمتر و دقت بیشتر است

باند C از ۴ تا ۸ گیگاهرتز را شامل میشود که به علت سایز مناسب آنتن و افق نگری مناسب برای موشک های پدافندی مناسب بوده و ارتباط هواپیما با ماهواره در همین فرکانس و باند است.

باند X از ۸ تا ۱۲ گیگاهرتز را شامل میشود که معمولا رادار جنگنده بر روی همین فرکانس کار میکند چون این باند برای هدایت موشک و نقشه برداری مناسب است.

باند K از ۱۲ تا ۴۰ گیگاهرتز است که دارای دقت بسیار بالا و برد کم است.

اویونیک :کلمه اویونیک از دو کلمه electronic و aviation تشکیل شده و به معنای الکترونیک هوایی است .برقی که هواپیما استفاده میکند کلا به دو نوع تفسیم میشود، نوع اول جریان برق مستقیم ۲۸ ولتی است، برای مثال میتوان گفت استارتر های از نوع ژنراتوری با این نوع برق کار میکنند، بعد از استارت موتور این ژنراتور خود وظیفه تولید برق را بر عهده میگیرد .

نوع دیگر جریان برق در هواپیما جریان متناوب ۱۱۵ ولتی با فرکانس ۴۰۰ مگاهرتز است .

مولد های جریان برق در هواپیما به صورت زیر میباشد.

ژنراتور و آلترناتور ها،این دو مولد جریان برق در هواپیما هستند ،کارشان تبدیل نیروی مکانیکی به الکتریکی است و ژنراتور ها و آلترناتور ها نیروی مکانیکی خود را از موتور دریافت میکنند، یعنی اینکه ژنراتور ها و آلترناتور ها توسط موتور پشتیبانی میشوند نیروی مکانیکی از موتور به واسطه گیربکس به آلترناتور و ژنراتور های میرسد، توسط این دو نیروی مکانیکی به نیروی برق تبدیل میشود و با توجه به تغییر مقدار نیروی مکانیکی منتقل شده توسط گیربکس که باعث تغییر فرکانس جریان برق تولیدی میشود بنابراین سیستمی تحت عنوان CSD نیروی مکانیکی منتقل شده از گیربکس را ثابت نگه میدارد. منبع دیگر جریان برق باتری های هواپیما هستند ،باتری های هواپیما از نوع آب اسیدی و نیکل کادمیوم هستند که جریان برق ۲۴ ولتی را برای سیستم ها فراهم میکنند و توسط APU یا منبع خارجی شارژ میشوند خود سیستم APU که د واقع یک موتور توربوشفت است که در زیر سکان عمودی قرار میگیرد خود توانایی استارت زدن موتور ، پشتیبانی از ژنراتور ها، آلترناتور ها، پمپ های هیدرولیکی و سیستم تهویه هوا را داراست در سیستم هم اینونتور ها وظیفه تبدیل جریان برق از متناوب به مستقیم یا برعکس را بر عهده دارند .

سیستم FLY BY WIRE :

در این سیستم بجای اینکه فرامین خلبان توسط سیستم های مکانیکی مانند میل۶ های متحرک یا کابل ها یا بصورت سیستم های هیدرولیک به بالچه ها منتقل شود در سیستم FBW فرامیل خلبان توسط کامپیوتر به سیگنال تبدیل شده و توسط سیم به کنترلر ها میرسد و باعث کنترل هواپیما میشود چون در سیستم FBW بجای سیستم های هیدرولیکی و مکانیکی از سیم و سیستم دیجیتال استفاده شده بنابراین وزن هواپیما کاهش چشم گیری پیدا میکند و از محاسن این سیستم میتوان به پایداری بیشتر هواپیما اشاره

کرد، با سیستم FBW هدایت هواپیما نیز هوشمند میشود برای مثال اگر خلبان بخواهد زاویه حمله را بیش از حد افزایش دهد سیستم FBW این اجازه را نخواهد داد.

جعبه سیاه :

جعبه سیاه بر خلاف اسمش به رنگ نارنجی با نوار های سفید است تا در صورت سانحه راحتتر در اعماق دریا یا جای دیگر پیدا شود،و در زیر سکان عمودی قرار میگیرد تا در صورت سانحه صدمه کمتری ببیند جعبه سیاه از دو قسمت FDR و CVR تشکیل شده

قسمت CVR که COCKPIT VOICE RECORDER

است وظیفه ضبط صدای خلبان و خدمه را بر عهده دارد این سیستم با استفاده از میکروفن های درون کابین یا خود میکروفن خلبان و کمک خلبان صدای خلبان و کمک خلبان را ضبط میکند، همچنین با میکروفن های دیگر صدای مهماندار هارا ضبط میکندو در حافظه ذخیره میکند .

قسمت دیگر جعبه سیاه FDR یا FLIGHT DATA RECORDER

است و این قسمت وظیفه ضبط کردن وضعیت سیستم ها همچون وضعیت سیستم هیدرولیک و موتور و.... و دیگر پارامتر ها همچون فشار و ... و را بر عهده دارد .

در صورت سانحه اگر هواپیما درون دریا سقوط کند سیستم UBL جعبه سیاه اقدام به فرستادن سیگنال با برد ۲ مایل در فرکانس VHF میکند تا جعبه سیاه راحتتر کشف شود .

سیستم ELT یا EMERGENCY LOCATOR TRANSMITER

سیستم ELT در زیر سکان عمودی قرار میگیرد تا در صورت سانحه آسیب کمتری ببیند و وظیفه ارسال سیگنال اخطار در صورت سانحه هواپیما را بر عهده دارد تا در صورت سانحه بسرعت موقعیت سقوط هواپیما کشف شده و عملیات امداد و نجات بدون فوت وقت انجام گیرد سیستم ELT چند نوع مختلف دارد در یک نوع در صورت افتادن در آب شیرین بعد از ۵ دقیقه و در صورت افتادن در آب شور بعد از ۵ ثانیه اقدام به فرستادن سیگنال میکند و سیگنال ارسالی هم بر روی فرکانس VHF است این نوع ELT مناسب برای هواپیما هایی است که بیشتر بر روی آب پرواز میکنند و نوع دیگر ELT در صورتی شروع به ارسال سیگنال میکند تا فشار ۵ الی ۷ جی در جهت محور طولی هواپیما وارد شود و این نوع بیشتر برای هواپیما هایی مناسب است که بر روی خشکی بیشتر پرواز میکنند . نوع جدید ELT میتواند سیگنالی ارسال کند که توسط ماهواره ردیابی شود و بدین شکل کشف موقعیت سقوط بسیار راحتتر است .

سیستم ارتباطی رادیویی :

این سیستم دارای نوع های مختلف است و برای هواپیما های مسافربری غیر نظامی بر روی باند VHF است. برای هواپیما های نظامی ارتباط بر روی باند UHF است ،برای فواصل دور از نوع HF و نوع دیگر ارتباط ماهواره ای است

سیستم ارتباط رادیویی از آنتن گیرنده و فرستنده و پنل کنترل تشکیل شده و در سیستم ارتباط رادیویی در دو حالت گیرندگی و فرستندگی کار میکند، در صورت فشار پنل PTT در حالت فرستندگی برای ارسال پیام صوتی قرار میگیرد .

در حالت گیرندگی گیرنده سیگنال را دریافت کرده ،سیگنال صوتی را از فرکانس کریر حامل آن جدا کرده و تقویت میکند، سپس بصورت صوتی در کابین پخش میکند که میزان ولوم آن از داخل کابین قابل تنظیم است و در حالت فرستندگی هم سگنال صوتی بر روی فرکانس کریر حامل سوار شده و تقویت میشود و توسط آنتن در فضا پخش میشود .

همانطور که گفته شد برای هواپیما های غیر نظامی مسافربری از فرکانس ۱۱۸ تا ۱۳۶ مگاهرتز در باند VHF استفاده میشود و برای هواپیما های نظامی از باند UHF استفاده میشود و از نوع HF با توجه به اینکه باند HF در صورت برخورد با لایه یونیسفر به زمین بازمیگردد بنابراین از این نوع برای ارتباط در فواصل دور استفاده میشود، ارتباط از نوع ماهواره ای برای ارتباط در فواصل بسیار دور میان قاره ای استفاده میشود .

سیستم SELCAL :

با توجه به اینکه امروزه پرواز های هوایی افزایش یافته و در صورت ارسال پیام رادیویی بر روی باند خاصی تمامی هواپیما ها و برج مراقبت که بر روی همان فرکانس کار میکنند پیام را دریافت میکنند که این امر بسیار خسته کننده و غیر ضروری است، بنابراین سیستم سلکال بر روی سیستم های ارتباطی هواپیما نصب شده است و تمامی هواپیما ها دارای چهار کد منحصر بفرد هستند و زمانی که پیام رادیویی ارسال میشود کد بر روی فرکانس قرار میگیرد و زمانی که هواپیما این فرکانس را دریافت میکند، سیستم SELCAL سیگنال را چک میکند و در صورتی که کد سیگنال با کد هواپیما همخوانی داشت پیام در کابین منتشر میشود و اگر پیام همخوانی نداشت منتشر نمیشود .

سیستم ACARS :

این سیستم برای فرستادن پیام های کوتاه آن هم بصورت دیتا استفاده میشود این سیستم با سنسور هایی که در قسمت های مختلف هواپیما مثل ارابه فرود ها قرار دارد وضعیت هواپیما مثل حالت تیک آف یا لندینگ یا پیاده کردن مسافران را برای برج مراقبت بصورت دیتا ارسال میکند و یا مسیر یا مقصد و میزان سوخت را برای برج بصورت دیتا ارسال میکند و یا وضعیت موتور توسط همین سیستم به صورت دیتا به آشیانه فنی ارسال میشود .

سیستم ATC یا AIR TRAFFIC CONTROL (سیستم کنترل ترافیک)

این سیستم یک خط ارتباطی بین هواپیما و رادار زمینی است که این سیستم دارای یک آنتن در بالای هولپیما و یک آنتن در پایین هواپیما و یک پنل کنترل است هر پرواز دارای چهار کد است، که خلبان آن را در پنل کابین وارد میکند که باعث میشود رادار زمینی با این کد هواپیما را بشناسد که این نوع که تنها چهار کد را داراست MODE A میگویند . نوع بعدی علاوه بر چهار کد ارتفاع هواپیما را هم به رادار ارسال میکند که به این نوع MODE C میگویند. نوع دیگر که پیشرفته ترین است علاوه بر چهار کد و ارتفاع چهار کد ۲۴ بایتی را هم به رادار زمینی اعلام میکند که به این نوع MODE S میگویند .

سیستم TCSA:

این سیستم برای جلوگیری از برخورد هواپیما ها با یکدیگر است که این سیستم مکمل سیستم ATC از نوع MODE S است که این سیستم هم دارای دو آنتن و پنل کنترل مشترک با سیستم ATC است و بصورت مکمل با این سیستم کار میکند .

سیستم GPWS :

این سیستم برای جلوگیری از برخورد هواپیما به زمین کوه ها یا عوارض و ناهمواری های زمین است که در صورتی که هواپیما بصورت شدیدی کاهش ارتفاع دهد این سیستم GPWS هشدار pull up! رو اعلام میکند،در صورتی که ارتفاع هواپیما پایین باشد ولی ارابه های فرود باز نباشد یا فلپ ها به سمت پایین نباشد سیستم GPWS اقدام به هشدار میکند .

نوع جدید تر GPWS نسخه EGPWS است که این نوع همانند سیستم ترکام در حافظه خود نقشه ناهمواری ها و کوه ها را ذخیره کرده و با ماهواره هم ارتباط برقرار میکند تا موقعیت هواپیما مشخص شود.

ارتفاع سنج رادیویی:

ارتفاع سنج رادیویی نسبت به ارتفاع سنجی که با فشار کار میکند دقت بسیار بالاتری دارد در صورتی که ارتفاع سنج فشاری ارتفاع را نسبت به دریا نشان میدهد ولی ارتفاع سنج رادیویی اختلاف ارتفاع را نسبت به کوه ها و ناهمواری ها را هم میتواند نشان دهد .

ارتفاع سنج رادیویی با ارسال امواج رادیویی VHF به زمین و دیافت و تجزیه و تحلیل آن ارتفاع را محاسبه میکند .

سیستم RAAS:

این یک سیستم هدایت ماهواره ای برای دریافت اطلاعات باند و خزشگاه ها است .

سیستم پرواز خودکار Auto Pilot

این سیستم یکی از پیچیده ترین سامانه های هواپیماست امروزه در جدید ترین نسخه های حتی قابلیت این را دارد تا هواپیما را از مبدا به مقصد رسانده و فرود خدکار انجام دهد این سیستم دارای یک کامپیوتر مرکزی است که نقش مغز سیستم را دارد و با توجه

به ژیروسکوب ها و سنسور هایی که در قسمت های مختلف هواپیما قرار گرفته اطلاعت برای کامپیوتر مرکزی ارسال شده و کامپیوتر مرکزی سروموتور ها را راه انداخت

ه و هواپیما را هدایت میکند و امروزه با کمک سیستم ILS که با امواج دریافتی از فرودگاه کار میکند،میتواند هواپیما را بصورت امن فرود آوردو سیستم AUTO THROTTLE هم برای کنترل خودکار قدرت موتور بکار میرود و در نوع جدید موتور های مجهز به سیستم کنترل دیجیتال THRUST BY WIRE هم شده اند و سیستم پرواز خودکار از انواع دو کاناله یعنی سیستم دارای دو کامپیوتر پردازنده و دو سیستم سروموتور و مجموعه ژیروسکوب ها هستند و گاهی اوقات سیستم های چهار کاناله بر روی هواپیما به کار میروند .

سیستم ناوبری:

ناوبری هواپیما با توجه به دو آلات دقیق COMPASS که یک قطب نمای مغناطیسی است و آلات دقیق افق نما که موقیعت افقی هواپیما را مشخص میکند انجام میگیرد .

نوع دیگر ناوبری از نوع اینرسی است یعنی با کمک شتاب سنج ها و ژیروسکوب ها ناوبری انجام میگیرد ژیروسکوب یک قطعه ای است شبیه به چرخ که حول محور دواری میپرخد و بیشتر وزن آن روی رینگش است که این قطعه نشان میدهد که هواپیما چقدر از مسیر منحرف شده تا دوباره و با سیستم های کنترل به مسیر بازگردد .

نوع دیگر سیستم ناوبری رادیویی است که با امواج دریافتی از ایستگاه های زمینی جهت ایستگاه و در نتیجه جهت ایستگاه و جهت ناوبری مشخص میشود و نوع دیگری تحت انواع VOR مستقیما امواج رادیویی را از فرودگاه دریافت میکند که جهت ناوبری را با همین امواج مشخص میکند و با کمک همین سیستم VOR سیستم ILS فرود خودکار هم کار میکند و مسافت تا فرودگاه هم اندازه گیری میشود.

نوع دیگر ناوبری با کمک ماهواره یا GPS است.

نمایشگر سر بالا ،HUD:

نمایشگر سربالا برای زمانی به کار میرود که خلبان زمانی که به روبه روی خود نگاه میکند همزمان اطلاعات پروازی را بر روی HUD ببیند این سیستم از یک پرژکتور پردازنده و شیشه منعکس کننده اطلاعات تشکیل شده در نمونه های جدید اطلاعات بجای HUD بر روی هلمت کلاه خلبان به نمایش در می آیند.

هشدار دهنده ها :

هشدار دهنده های راداری یا RWR:

هشدار دهنده های راداری یا RWR شامل یک آنتن گیرنده فرستنده و پردازشگر و دیسپلی است که این سامانه با تغییر فرکانس نشان میدهد که هواپیما کشف شده یا قفل راداری بر روی آن صورت گرفته یا به سمت آن موشک شلیک شده است .

هشدار دهنده های نزدیک شونده موشک یا MAW:

این نوع هشدار دهنده ها نزدیک شدن موشک را هشدار میدهند و به سه نوع فروسرخ فرابنفش و داپلر است.

هشدار دهنده های لیزری

این نوع هشدار دهنده ها قفل لیزری بر روی هواپیما را هشدار میدهند .

جاسوسی الکترونیکی ELINT

در این نوع جاسوسی امواج راداری دشمن توسط آنتن هادریافت شده و توسط پردازشگر پردازش شده و سپس مشخص میکند که رادار دشمن از چه فرکانسی استفاده میکند و در کجا پوشش قوی و در کجا پوشش ضعیف دارد و قدرت جنگ الکترونیک آن چقدر است.

جنگ الکترونیک:

اخلالگر های الکترونیکی در دو حالت دفاعی و تهاجمی استفاده میشود و در حالت تدافعی برای فریب دادن موشک های مهاجم استفاده میشود که موشک مهاجم در داخل کره ای نمیتواند هواپیما را پیدا کند یا ارتباط موشک با رادار قطع شده و منحرف میشود.

نوع دیگر تهاجم الکترونیکی است که در این حالت اخلالگر که یا بصورت غلاف یا سیستم بر روی هواپیما نصب میشود امواج راداری دشمن را دریافت کرده و با تولید همان امواج آن را به سمت رادار دشمن منعکس میکند که در این شرایط رادار با امواج های زیاد کاذبی روبه رو میشود و دچار اخلال میشود به عمل جنگ الکترونیک اصطلاحا ECM و ضد جنگ الکترونیک ECCM و پشتیبانی الکترونیکی ESM میگویند .

اخلالگر لیزری

اخلالگر لیزری با منعکس کردن پرتو لیزری باعث اخلال بر روی کاونده فروسرخ موشک مهاجم میشود و آن را کور میکند.

رادار :

رادار همان چشمان هواپیما است در هواپیما های مسافربری رادار ها برای ناوبری و کشف ابر های حاوی قطعات یخ و خطرناک به کار میرود ولی در قسمت نظامی کاربرد های دیگری مانند کشف و رهگیر و قفل بر روی هاداف را دارند رادار ها از دهه ۱۹۵۰ بر روی جنگنده ها نصب شدند و نسخه های اولیه تنها قابلیت مسافت یابی داشتند و نسل بعدی رادار ها از سیستم لامپ خلا استفاده میکردند لامپ خلا یک یکسو کننده جریان برق است که محفظه ای بزرگ حاوی خلا است که با سرعت بالا الکترون هارا از کاتد به آند هدایت کند لامپ خلا از یک جهت جریان برق را هدایت میکند و از یک جهت تقویت میکند و اجازه برگشت از همان جهت را نمی دهد بنابراین در صنایع الکترونیک کاربرد دارد نسل بعدی رادار ها بجای لامپ خلا از قطعات نیمه هادی بهره میبردند که به این رادار ها نوع پالس میگویند و نوع جدیدتر رادار های پالس داپلر هستند که بر اساس فرمول داپلر کار میکنند و کار این نوع رادار ها بر اساس ارسال و دریافت پالس های راداری و تجزیه و تحلیل آن است و این نوع رادار ها از ترانزیستور استفاده میکنند و قابلیت تفکیک بالایی نسبت به رادار های پالس دارند و امروزه رادار های آرایه فازی ابداع شده اند که این نوع رادار ها از چندین و چند ماژول یا گیرنده و فرستنده تشکیل شده اند که هر کدام امواج را میفرستند و دریافت میکنند و هر کدام کار یک رادار را انجام میدهند و هر کدام زیر یک ثانیه چند میلیون بتر تغییر فاز میدهند و هرگز از یک نوع الگو تابش استفاده نمی کند بنابراین این نوع رادار پنهان کار بوده و اخلال بر روی آن سخت تر است و رادار های آرایه فازی از دو نوع فعال و غیر فعال نوع فعال تمامی ماژول ها از منبع مخصوص خودشان تغزیه میشود و میتوان تعیین کرد چند ماژول آسمان و چند ماژول زمین را اسکن کنند ولی در غیر فعال تمامی ماژول ها به یک منبع متصل هستند و ماژول ها قابل تنظیم نیستند.

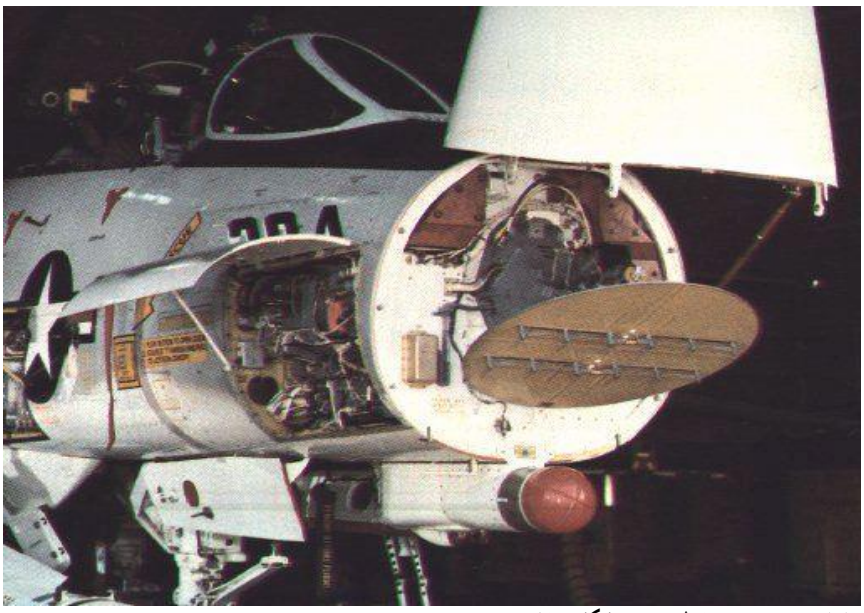
IFF

سیستم IFF یا همان identification friend or foe system

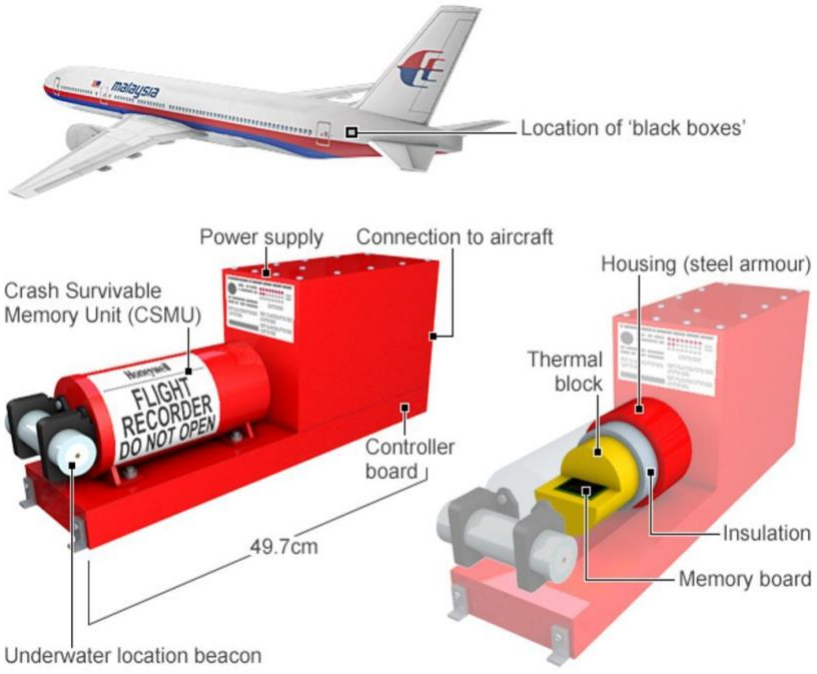
یک سیستم برای تشخیص دوست از دشمن است کار این سیستم بدین شکل است که سگنالی را برای iff هواپیما یا هلیکوپتر مقابل می فرستد و اگر هواپیما مقابل سیگنالی مشابه یا همان سیگنال فرستاده شده را بفرست یعنی دوست است و در غیر این صورت دشمن است

رادار های پالس داپلر به رادار هایی میگویند که بر اساس اثر داپلر کار میکنند اثر داپلر در فیزیک دبیرستان هم تدریس میشود مثلا آمبولانسی را در نظر بگیرید که به شما نزدیک میشود به طبع صدای آن هم بلند تر به گوش شما میرسد ولی زمانی که آمبولانس در حال دور شدن است صدای آن هم آرام تر به گوش میرسد و همچنین در رادار های پالس امواج بازگشتی از زمین باعث نویز میشد ولی در رادار های پالس داپلر امواج های بازگشتی از زمین فیلتر شده و تنها اجسامی که از سرعت خاصی به بالا حرکت میکنند نمایش داده میشود و رادار های پالس داپلر هم معمولا دارای توانایی رصد اهداف زمینی را هم هستند.

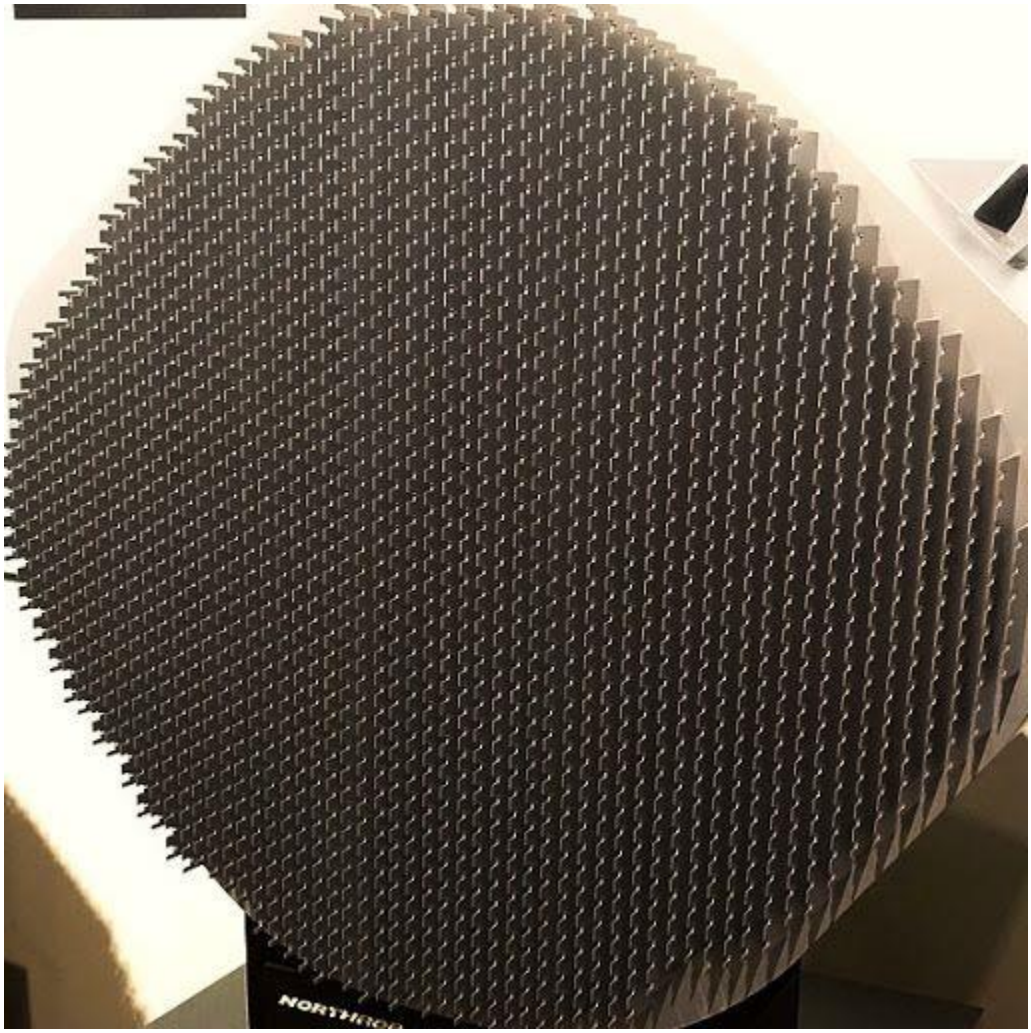
الکترو اپتیک :سایت های الکترواپتیک که بر روی هواگرد ها نصب میشود برای کشف های غیر فعال و نشان گذاری لیزری بکار میروند و این سیستم از یک دوربین حرارتی که دارای طیف گسترده ای از نسل اول تا سوم دارد و در ادامه یک دوربین تلوزیونی و یک مسافت یاب یا نشان گذار لیزری استفاده میکند.



رادار AWG9 متعلق به جنگنده تامکت



جعبه سیاه



رادار آرایفازی فعال AN/APG-77 برای جنگنده F22

نکته:درباره ارتباط ناوبری رادیویی که صحبت شد ، VOR برای هواپیمای غیر نظامی بود و هواگرد های نظانی دارای آنتن TACAN هستند و هواپیما های ترابری راهبردی تلفیقی از هر دو نوع.

بحث ESM هم که گفتیم که پشتیبانی الکترونیکی است شامل شنود و ELINT و هشدارد دهنده ها میشود

سیستم های SIGINT هم برای دریافت و تجزیه تحلیل سیگنال های رادیویی هستند.

آلات دقیق :

آلات دقیق در کل به ۳ قسمت تقسیم میشوند.

آلات دقیقی که وضعیت موتور را نشان میدهند آلات دقیق که وضعیت سیستم ناوبری و پرواز را نشان میدهند و آلات دقیقی که وضعیت سیستم های دیگر همانند سیستم هیدرولیک را نشان میدهند آلات دقیق به چهار نوع مختلف کار میکنند الکتریکی فشاری، ژیروسکوپی ومکانیکی .

برای اندازه گیری فشار های بالا از لوله بوردون استفاده میشود که این لوله از یک جهت به یک سری سیستم ها همانند یک فنر از برنج متصل است، و از یک طرف به سیالی که فشارش را باید اندازه گرفت و آن سیال با فشاری که به فنر اعمال میکند، باعث تغییر حرکت گیج و اندازه گیری فشار میشود و این سیستم بیشتر برای فشار بالا بکار میرود نوع دیگر از نوع دیافگرام است. این فشار سنج از دو صفحه چین خورده متحد المرکز تشکیل شده است که در داخل آن با گاز خاصی آب بندی شده زمانی و زمانی که گاز از لوله pitot گرفته شده و وارد دیافگرام میشود با توجه به میزان انبساطی که دیافگرام خواهد داشت فشار اندازه گیری میشود. یکی از آلات دقیق که کاملا با فشار هوا کار میکند altimeter همان ارتفاع سنج است همانطور که قبلا گفتیم هر چه ارتفاع بیشتر شود فشار کاهش میابد ،و اینجا این فشار معیاری برای اندازه گیری فشار است که با هوای وارد شده از لوله pitot و سپس ورود هود به دیافگرام فشارش اندازه گیری میشود و ارتفاع مشخص میشود ارتفاع سنج را میشود به چنو نوع تنظیم کرد نوع QNH که بر حسب فشار سطح دریا است. یعنی در این حالت اگر هواپیما بر روی زمین بالاتر از سطح دریا باشد ارتفاعی بالا تر از صفر را نشان میدهد.نوع دیگر تنظیم QNE است که بر حسب فشار استاندارد است، فرض کنید هواپیمایی بر روی فرودگاهی قرار دارد و ارتفاع سنجش را نشان میدهد. بعد از تیک آف و پرواز دمای هوا تغییر می کند با توجه به اینکه دما تغییر کرده پس فشار هوا هم تغییر کرده پس در صورت لندینگ دوباره هواپیما ،ارتفاع سنج ارتفاع ۰ را دوباره نشان نخواهد داد و باید تنظیم شود در آلتیمیتر بزرگترین عقربه هر ۱۰۰ پا را نشان میدهد و عقربه کوچکتر ۱۰۰۰ پایی و کوچکترین عقربه ۱۰۰۰۰ پایی را نشان میدهد.

از جمله دیگر آلات دقیق که با فشار هوا کار میکند AIR SPEED است که همان سرعت سنج میباشد که با توجه به هوای ورودی از لوله پایتوت سرعت را مشخص میند و همچنین آلات دقیق MACH NUMBER هم برای اندازه گیری سرعت بکار میرود ولی در سرعت های فراصوتی.

آلات دقیق MAINFOIL PRESSURE برای اندازه گیری فشار مخلوط سوخت و هوا بکار میرود .

آلات دقیق FUEL INDICATOR برای اندازی گیری میزان سوخت بکار میرود که نوع جدیدش با خازن کار میکند

و آلات دقیق OIL PRESSURE برای اندازه گیری فشار روغن و FUEL PRESSURE و FUEL TEMP به ترتیب برای اندازه گیری فشار سوخت و دمای سوخت

تراست سنج یا THRUST METER آلات دقیقی است که برای اندازه گیری رانش به کار میرود در لوله اگزور یا همان JET PIPE یک فشار سنج کار گذاشته شده که فشار را اندازه گیری میکند و هر چه فشار بیشر باشد THRUST بیشتر است.

آلات ENGINE PRESSURE RATIO

هم با فشار کار میکند کارکرد این آلات به گونه ای است که یک فشار سنج در لوله اگزوز به کار گرفته شده که فشار هوا را نسبت به فشار هوای ورودی اندازه میگیرد بنابراین فشار موتور را بدست میآورد .

در هواپیما های ترابری یک آلات وجود دارد بنام TORQUE METER که گشتاور پره ها را حساب میکند.

آلات ACCELEROMETER آلاتی است که با آن فشار G را اندازه میگیرند

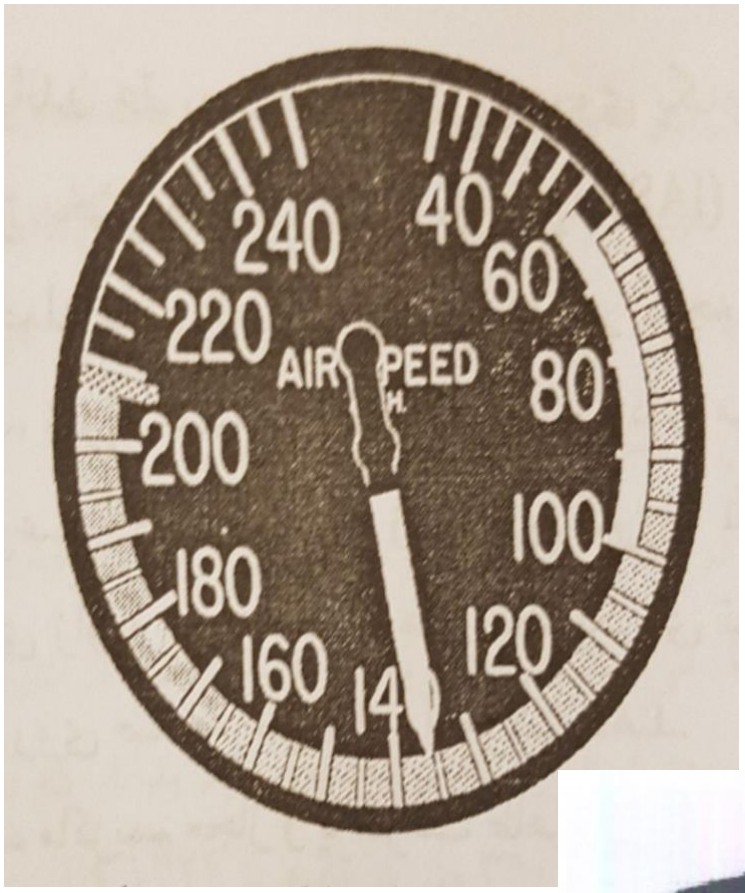
آلات TURN AND BANK RATIO میزان گردش را اندازه گیری میکند

ساعت هم از آلات مهم در کابین است

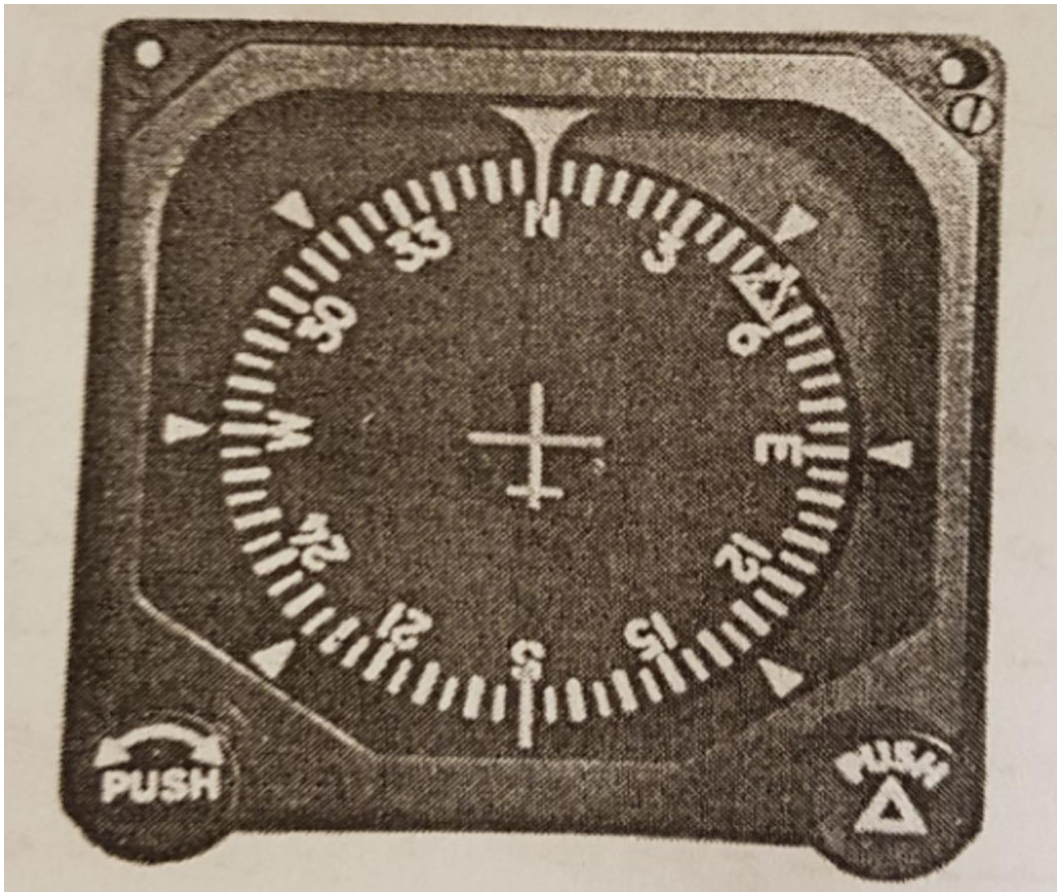
از آلات دیگر میتوان به افق سنج اشاره کرد که با ژیروسکوپ کار میکند و جهت نما هم یا از نوع قطب نما الکترومغناطیسی است و یا ژیروسکوپی ،ژیروسکوپ یک قطعه مشابه چزخ است که حول محور دواری میچرخد و بیشتر وزنش بر روی رینگ آن است و نشان میدهد که چقدر از مسیر منحرف شدید و ژیروسکوپ در خلا کار میکند .

آلات SUCTION برای نشان دادن میزان خلا برای کارکرد درست ژیروسکوپ ها است.

آلات RPM که دور در دقیقه را نشان میدهد دو دو نوع مکانیکی و الکتریکی است.

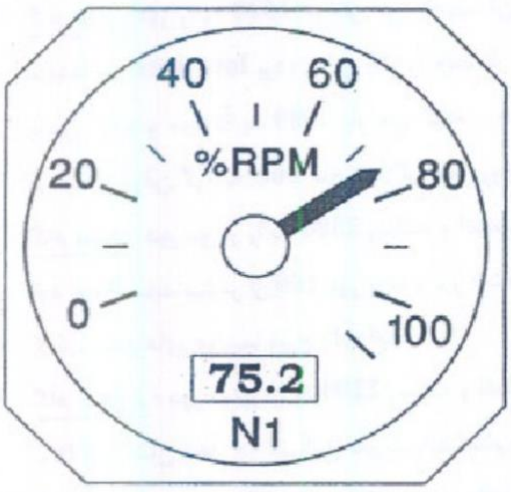


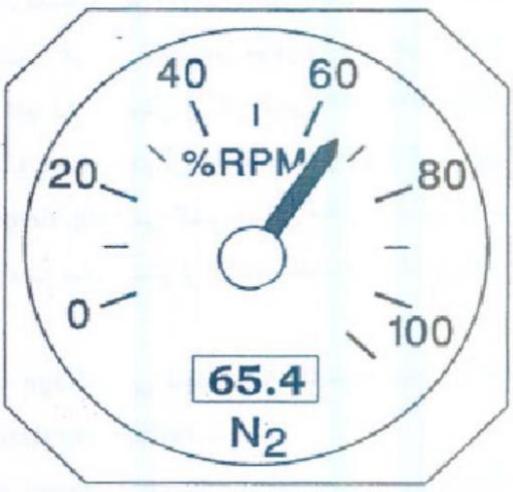
Manifold Pressure Gage

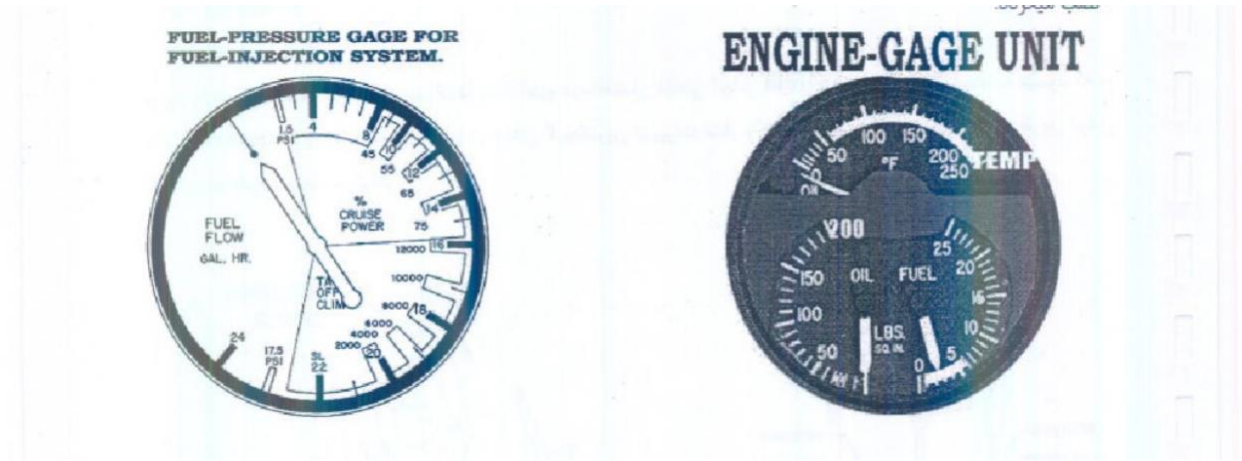


جهت نما

شکل ۵-۴۴: افق نمای قدیمی







بدنه

بدنه هواپیما از قسمت های اصلی آن است که در آن سیستم های الکترونیکی و هیدرولیکی است و در دماغه رادار قرار دارد و بال ها و سکان های پایداری بدان متصل است

امروزه بدنه هواپیما ها طوری طراحی میشود که کمترین درگ را تولید کند چون بدنه بیشترین درگ را تولید میکند لذا طراحان بدنه را هم به شکل آیرودینامیکی طراحی میکنند .به بدنه C17 و C5 دقت کنید تقریبا مشابه یک جسم آیرودینامیکی یا همان ایرفویل است.

حال طرح وجود دارد تحت عنوان بال پرنده که در این طرح بدنه که خود تولید کننده درگ بود حذف شده و هواپیما بطور یک شکل بال است تا راندمان آیرودینامیکی بیشتر شود

بال پرنده

ساختمان بدنه و بال.

بدنه هواپیما قسمت اصلی هواپیما میباشد که بال ها و سکان های عمودی و افقی بدان وصل شده اند.

ساختمان بدنه و بال هواپیما

بدنه هواپیما از سه نوع مختلف میباشد تراس مونکوک و سمی مونکوک

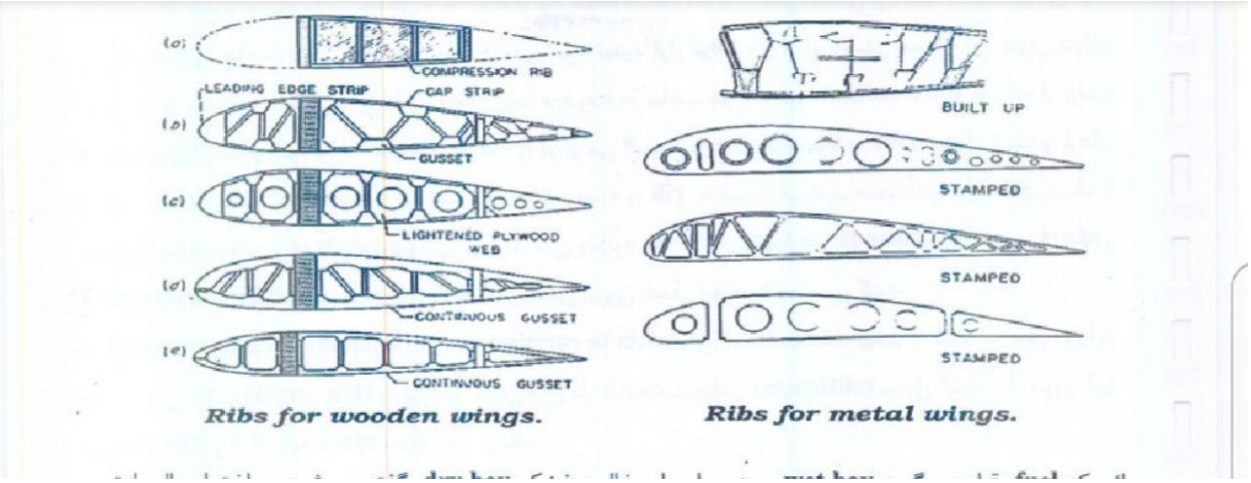
تراس به نوعی از بدنه هواپیما میگویند که از به هم متصل شدن چند میله و پوشاندن آن با پوسته خاصی شکل میگیرد بدنه تراس به دو نوع تقسیم میشود پرت تراس و وارن تراس که در پرت تراس میله ها هم بصورت عمودی و افقی و مورب به یکدیگر متصل اند ولی در نوع وارن تراس میله ها به صورت مورب و افقی به یکدیگر متصل شده اند و نوع دیگر بدنه هواپیما مونکوک است که این نوع بدنه از به هم پیوستن حلقه های دایره ای شکل تشکیل شده و نوع دیگر بدنه ها سمی مونکوک است که این نوع از دایره های حلقه ای شکل متصل به یکدیگر تشکیل شده و PRESSURIZED شده و در مقابل اختلاف فشار هوا هم مقاوم هستند این نوع بدنه ها در هداپیما های مسافربری امروزی کاربرد دارند.

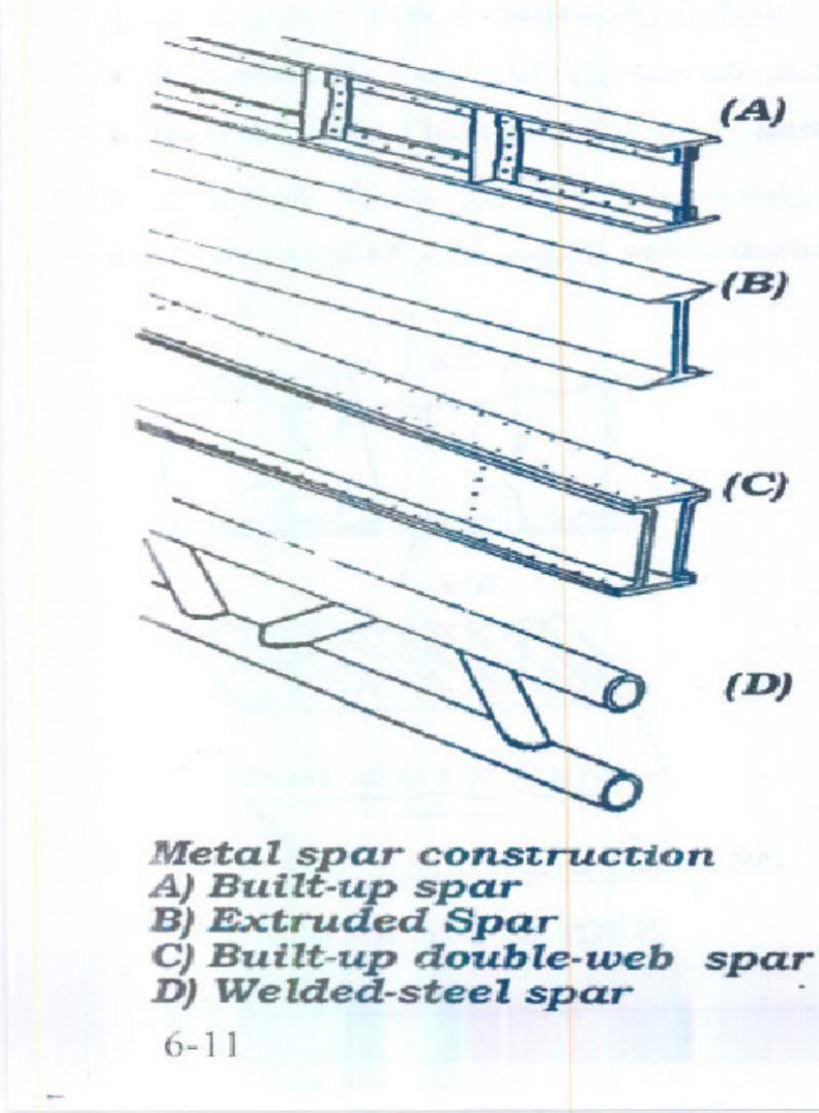
ساختمان بدنه :

بدنه هواپیما از یک دیواره مرزی و ستون های مستحکم کننده اصلی و فرعی تشکیل شده و در یک قالب شکل گرفته که آن قالب با استفاده از یک پوسته پوشانده شده است هرچقدر پوسته ضخیم تر و هر چه میله ها به یکدیگر نزدیک تر باشند بدنه لرزش کمتری خواهد داشت .

ساختمان بال هواپیما:

ساختمان بال هواپیما کلا از دو جز ریب و SPAR تشکیل شده که RIBS همان دنده های عرضی هستند که از لبه حمله تا لبه فرار بال کشیده شده اند و باعث ایجاد یک شکل دوکی شکل در سطح مقطع بال شده اند و همچنین به بال یک حالت ایرفویلی داده اند و همچنین بال دارای مستحکم کننده ها هم هست همانند استینگر ها که به پوسته متصل میشوند و باعث میشوند پوسته در مقبال تنش ها مقاوم باشد و در مقابل فشار هوا سر نخورد و جز دیگر بال SPAR یا همان تیرک اصلی بال است که RIB ها را به یکدیگر متصل کرده و مستحکم کننده اصلی بال است .





مواد کاربردی و سازه ، تونل باد

آلیاژ های فلزی

آلیاژ های فلزی که امروزه در صنعت هوایی بیشترین کاربرد را دارند عبارتند از آلیاژ فولاد آلومینیوم و تیتانیوم

پر کاربرد ترین آلیاژ استفاده شده در صنعت هوایی ،آلیاژ سبک آلومینیومی میباشد.جنگندههای کنونوی از دو نوع آلیاژ آلومینیوم ساخته شده اند از جمله آلیاژ سری US2000 که دارای مشخصه معم تحمل ضربه بوده و مقاومت نسبتا خوبی در مقابل خستگی از خود نشان میدهد و رشد ترک در آن پایین است و آلیاژ دیگر سری US7000 که دارای استحکام زیاد بویژ۶ استحکام فشاری بالا میباشد در نقاطی از سارگزه که استحکام کششی بالا و ضریب انعطاف پذیری پایین در واحد حجم مورد نیاز میباشد از آلیاژ های فولاد ساخته میشود اما بدلیل چگالی بالاب فولاد روند کنونی در جهت استفاده از فلز تیتانیوم بیشتر میشود .

آلومینیوم پرکارد برد ترین فلز برای ساخت هواپیما میباشد آلیاژ های آلومینیوم کم هزینه و سبک بوده و مقاومت خوبی در برابر خورندگی و قابلیت انطباق عالی بر روش های ساخت دارند این فلز کاملا شناخته شده میباشد و روش ساخت آن کاملا بروز میباشد نارسایی های آلومینیوم پایین بودن حد درجه حرارت فلزی(۲۵۰ درجه فارنهایت) و ویژگی پایین بودن سختی آن میباشد کاربرد رو

به افزایش آلومینیوم در مسائل مختلف مهندسی در تگاثر بدست آمدن آلیاژ الومینیوم در ترکیبات مختلف با ویژگی های مکانیکی گوناگون حاصل شده .در کلیه ترکیبات مخلوط درصد سیلیسیوم کمتر از ۶ درصد است بجز ترکیبات ۴۰۳۲ که در آن درصد مذکور ۱۲.۵ درصد میباشد .

آلیاژ ۲۰۲۴ (،شامل ۴.۴ درصد مس و ۱.۵ درصد منزیوم و ۰.۶ درصد منگنز)نامیده دورالمومین میشود

یعنی آلومینیوم سخت این آلیاژ را میتوان تا استحکام کشش نهایی ۶۵ ksi که بسیار مناسب است مورد عملیات حرارتی قرار داد همچنین انرژی شکست و مقاومت آن در برابر خستگی عالی میباشد .آلیاژ های گروه xxx7 دارای بالاترین استحکام در بین آلیاژ های آلومینیوم میباشد .

صنعت هوایی بزرگترین مشتری آلیاژ های حرارتی است که با نماد T نشان داده میشوند

نسخه T4 بصورت محلولی عملیات حرارتی داده شده و سپس تا دمای محیط خنک و بطور طبیعی پیرسازی میگردد

نسخه T5 پس از فرآیند شکل دهی مثل اکستروژن سرد شده و سپس پیر سازی مصنوعی میشود

نسخه T6 عملیات حرارتی محلولی و سپس خنک و پیر سازی مصنوعی میشود .

خواص:

کاربرد در مقاومت های کشش بالا

بهترین استحکام شکست و رشد ترک پایین

عمر خستگی خوب

نسخه T42 دارای استحکام پایین تری نسبت به T3 دارد

آلیاژ آلومینیوم لیتیوم دارای خواص مکانیکی بهتری بهتری نسبت به دیگر آلیاژها دارد و سبک تر از بقیه آلیاژ ها نیز میباشد

فولاد

فولاد آلیاژی از آهن و کربن است اگرچه چندین عنصر دیگر نیز بدان اضافه می شوند و یا بطور ناخالصی در آن وجود دارند ویژگی اصلی فولاد را درصد کربن آن تعیین میکند و بیشتر فولاد ها در دسته بندی تجاری دارای درصد کربن بین ۰.۰۸ درصد تا ۱.۲ درصد دارند .

آلیاژ های فولاد در کاربرد هایی که در آن ها ویژگی استحکام بسیار بالا مورد نیاز است مقام اول را دارند این آلیاژ ها در نواحی دارای بارگزاری بحرانی ، مانند مکانیزم فرود و متعلقات بال بکار میروند

استحکام و سختی فولاد تقریبا با تیتانیوم برابر است اما هزینه کمتر و مقاومت بهتری در برابر خستگی دارد که این مسئله باعث شده این آلیاژ را به تیتانیوم ترجیه دهند .

آلیاژ های فولاد ضریب انعطاف کم و استحکام کششی بالاتر دارند اما چگالی آنها بالاست در سازه عموما از فولاد آبدیده استفاده میکنند بطور کلی امروزه در نقاطی از سازه که استحکام کششی بالا و ضریب انعطاف پایین در واحد حجم مورد نظر باشد از این آلیاژ استفاده میشود

تیتانیوم

تیتانیوم ویژگی های برجسته ای دارد و گران است و چگالی آن حدود ۶۰ درصد فولاد است و دارای استحکام کششی بیش از ۲۰۰۰۰۰ psi است و مقاومت آن در برابر خوردگی بالا است و از این نظر بهتر از آلیاژ فولاد و آلومینیوم است

تیتانیوم ماده بسیار بسیار مناسب از لحاظ درجه حرارتی میباشد و حد درجه حرارت آن برابر ۸۰۰ فارنهایت و تقریبا برابر با فولاد است

فرم دادن نهایی تیتانیوم مشکل است و دارای استحکام تسلیم و نسبت استحکام تسلیم به استحکام نهایی بالایی میباشد

اگرچه آلیاژ تیتانیوم در مقایسه با آلیاژ آلومینیوم ۱.۷ بار سنگین تر است ولس دوره خستگی آن طولانی تر است و مهم تر اینک۶ تحت درجه حرارت بالا نسبت استحکام به وزن آن بسیار بالاتر و قابل قبول تر است و همچنین تحت شرایط عادی نرخ خوردگی این آلیاژ بسیار کم تر از آلومینیوم است اما این آلیاژ ۱۰ تا ۲۰ برابر پرهزینه تر از ومینیوم بوده و کار صنعتی با آن مشکل تر است.

نقزه ذوب بالای این تیتانیوم که ۱۶۷۰ درجه سانتی گراد است یک مشخصه قوی برای آن در مقابل خزش در محدوده وسیعی از افزایش دما مطرح میباشد

ویژگی های آلیاژ تیتانیوم

***مقاومت به خوردگی آن بالاتر از فولاد و آلومینیوم است**

***نسبت استحکام به وزن آن بالاتر از فولاد و آلومبنبوم است .**

***حفظ نمودن خواص مکانیکی تا حدود ۶۲۱ درجه سانتی گراد با همان ویژگی دمای متعارف**

***استحکام بالا و چقرمگی بالا**

معایب تیتانیوم

***کاهش عمر ابزار**

***تمایل تراشه ها برای چسبین به لبه تیغه برش به ویژه پس از گرم شدن ابزار**

***نیروی برش بالا جهت ماشین کاری که احتمال بروز اعوجاج در قطعه کار خواهد شد**

مواد بکار رفته در اجزاری هواپیما

بدنه

در طراحی و ساخت بدنه هواپیما استفاده از آلیاژ آلومینیوم و فولاد ضد زنگ پیش بینی میشود .

فریم های اصلی

جنس مواد فریم های اصلی بدنه معمولا از آلیاژ آلومینیوم با ضخامت ۳۰ تا ۳۵ میلی متر میباشد بزرگترین قطعه در این قسمت معمولا دارای ابعد تقریبی ۲۰۰۰ میلی متر است و عرض ۱۵۰۰ میلی متر تخمین میشود

قسمت جلویی بدنه

جنس پوسته های روی فریم های قسمت دماغه معمولا از ورص آلومینیوم با ضخامت ۳ میلی متر و پوسته بالایی و پایینی حدود ۱۶۰۰ میلی متر و عرض ۴۵۰ میلی متر پیش بینی می گردد

کانال های ورودی هوا

این دریچه ها در کنار بدنه قرار دارند جنس کانال های حرارتی از ورق فولادی ضد زنگ با ضخامت دو میلی متر است

قسمت انتهایی بدنه

فلپ ها

پوسته ها

فریم ها

استینگر ها

فلپ خود شامل قسمت های زیر میباشند

پوسته ها ،لانه زنبوری ،تیغه ها ، دیافراگم

بال

بالها خود شامل سه قسمت

قسمت بالایی

بال میانی

فلپ ها

جنس پوسته این نهایی از آلیاژ آلومینیوم با ضخامت ث میلی متر و دیافراگم از همین جنس با ضخامت ۸ میلی متر و و تیغه ها هم از جنس فولاد با ضخامت ۸ میلی متر میباشند

پلاستیک ها

پلاستیک ها معمولا به دو گروه تقسیم بندی میشوند ،ترموپلاستیک و ترموست ها

بیشتر اپوکسی ها بکار رفته در قالب گیری درصد انقباض بسیار کوچکی داشته و هرگونه جزئیات با دقت بالا قالب گیری میشود رزین های پرکننده سیلیکا و رزین های پرنشده ی قابل انعطاف به عنوان پوشش برای کلیه قطعات الکتریکی بکار میروند .پرکننده سیلیکا در رزین ،ایجاد انقباض پایین ،و مقاومت در قبال حرارت و خواص الکتریکی عالی می نمایند ،از رزین قابل انعطاف در

قطعات بسیار ظریف بکار میروند ،سیستم های رزین مایع هم برای ایجاد لایه ها با مقاومت بالا و دیگر سازه های مسلح شده با الیاف بکار میروند.

کامپوزیت

استفاده از کامپوزیت موجب جلوگیری از افزایش وزن هواپیما میشود استحکام نسبت به دزن و صلبیت نسبت به وزن بالا ی موجود در کانپوزیت پیشرفته میتواند وزن سازه را میزان قابل توجهی کاهش دهد مخلوط کردن الیاف دارای استحکام بالا مانند گرافیت و بورون و کیولار ۴۹و شیشه در زمینه اپوکسی پولی‌امید یا زمینه های فلزی امکانات جدید را برای مهندس سازه خلاق در ساختن ماده ی مورد نظر خود در طرح های سازه مبتکرانه ای فراهم می آورد .

کامپوزیت های پیشرفته با مدول الاستیسیته و استحکام بالا و چگالی پایین بصورت ترکیبی از الیاف پوستهدر ماتریس های پلیمری میگردند .

از مزایای این مواد میتوان به صرفه جویی از لحاظ وزن و آسان بودن منتاژ آن اشاره کرد

اجزای اصلی یک سازه کامپوزیتی شامل الیاف و ماتریس میباشد که در سازه های ساندویچی یک هسته بدان اظافه میشود بیشتر این کامپوزیت ها از شکل گیری الیاف در ماتریس های ترموست به دست می آیند و تعداد کمی از آنها نیز در ماتریس های پلیمری ترموپلاستیک میباشند

برای مثال مواد بکار رفته در بدنه هواپیمای جاسوسی با سرعت ۳ ماخSR71 را بررسی میکنیم.

۹۳ درصد از کل وزن ساختار SR71 را آلیاژ تیتانیوم تشکیل میداد و زمانی که هنوز ساخت و ساز با تیتانیوم معمول نشده بود مهندسان کمپانی لاکهید در این زمینه پیش گام شدند و تکنیک های جدیدی در کنترل کیفیت و ساختار ابداع کردند

مهندسان لاکهید متوجه شدند که سخت بودن ماشین کاری تیتانیوم باعث بالا رفتن قیمت پروژه شده است و به این دلیل کمپانی لاکهید روش های زیادی برای ماشین کاری این فلز ابداع کرد تا قیمت تمام شده پایین تر بیاید

در بخش های لبه حمله و لبه فرار و سکان عمودی و chine و ورودی هوا از پلاستیک و چدن فرانتی و سیلیکان استفاده شده بود که این باعث کاهش سطح مقطع راداری میشد.

و به این علت به این پرنده بلک برد میگویند چون کاملا به رنگ سیاه است که این باعث میشود گرما را جذب کند و دفع نکند و در نتیجه توسط سنسور های فروسرخ دیر تر کشف شود .

و اما تیتانیوم هایی که در بدنه بلک برد به کار رفته است متفاوت است در اول تیتانیوم A110AT بکار رفته که ۵ درصد آلومینیوم و ۲.۵ درصد قلع در آن بکار رفته و دومی نوع B120VCA است که حدود ۱۳ درصد وانادیوم و ۱۳ درصد کروم و سه درصد آلومینیوم بکار رفته و آخرین نوع C120AV است که این نوع دارای ۶ درصد آلومینیوم و ۴ درصد وانادیوم است و بیشتر پوسته بلک برد را از ضخامت ۰.۰۲۰ اینچ تا ۰.۰۴۰ اینچ تیتانیوم از نوع B120VCA تشکیل داده است

همچنین در بعضی قسمت های بلک برد از آلیاژ ۶A12 استفاده شده است که یک فولاد ضد زنگ و ضد خوردگی است که از ۱۵ درصد کروم و ۲۶ درصد نیکل و دو درصد تیتانیوم یک درصد ملیبدن استفاده شده است این آلیاژ تا دمای ۱۲۰۰ درجه فارنهایت را تحمل میکند.

و قسمت هایی از هواپیما مثل ورودی هوا که بسیار داغ میشوند در اینجا از دو نوع فلز نیکل استفاده شده که یکی آلیاژ RENE41 است که کریم و ملیبدن و آهن و کبالت و تیتانیوم بر پایه نیکل مخلوط هستند که میتواند تا دمای ۱۶۰۰ درجه فارنهایت را تحمل کند و نوع دیگر HASTLLOY X است که این نوع تا ۲۲۰۰ درجه فارنهایت را تحمل میکند

چکن تیتانیوم موادی بود که ماشین کاری آن سخت بود در دهه ۶۰ این تاتینیوم بصورت فیلت ها و تسمه هایی در آمد و در A12 بکار رفت

تیتانیوم بکار رفته در بلک برد با تاسیس شرکت های سوری توسط سیا و خریدن تیتانیوم از خود شوروی توسط این واسطه ها تامین شد یعنی روس ها فریب خوردند و در ساخت بلک برد به آمریکا کمک کردند

الیاف

بطور کلی نقش الیاف در سازه های کامپوزیتی تحمل بار وارده بر سازه کامپوزیتی است به همین دلیل الیاف از اصلی ترین اجزا مواد کامپوزیتی بشمار میرود و بیشترین درصد حجمی را درمیان اجزای کامپوزیت داراست بیشتر خواص کامپوزیت از جمله استحکام کششی،استحکام فشاری،،مدول کششی ، جرم مخصوص ،خواص الکتریکی و حرارتی تحت تاثیر مستقیم نوع الیاف چگونگی آرایش آن در مواد کامپوزیت است .

الیاف عمدتت به چهار دسته تقسیم میشوند

الیاف مدنی

الیاف آلی

الیاف طبیعی

الیاف فلزی

الیاف شیشه

الیاف شیشه عمده ترین نوع الیاف معدنی مورد استفاده در کامپوزیت ها میباشند و بالاترین حجم مصرف را نسبت به سایر الیاف دارند

ویژگی الیاف شیشه

***نسبت استحکام به وزن بالا**

***استحکام خوردگی و مقاومت عالی**

***نگه داشتن ۵۰ درصد خصوصیات کششی در دمای ۶۰۰ درجه فارنهایت**

***قیمت پایین**

محدودیت ها:

***مقاومت خستگی نسبتا پایین**

***ایتحکام فشاری پایین**

***مدول الاستیسیته نسبتا پایین**

***حساسیت نسبت به سایش**

***افزایش دما اثر معکوس در استحکتم الیاف**

این الیاف شامل ۲ نوع S و E میباشد الیاف نوع E عایق الکتریکی بوده و قیمت پایین تری نسبت به نوع S دارد .

ویژگی های الیاف S نسبت به E

حدود ۲۵ درصد مقاومت بالاتر

حدود ۴۰ درصد مقاومت کششی بالاتر

۲۰درصد مدول بالاتر

۴۰ درصد چگالی پایین تر

ویژگی های الیاف آرامید

مقاومت کششی بالا

مقاومت فشاری در حدود ۲۰ درصد بار کششی نهایی

مقاومت ضربه ای بالا

جرم مخصوص پایین

مقاومت در مقابل شکست ناشی از خزش بسیار عالی

پایداری حرارتی بالا

مقاومت در برابر پدیده فلاتر

محدودیت ها

پایین بودن مقاومت فشاری و برشی،

حساسیت در برابر نور ماورا بنفش

چسبندگی ضعیف با رزین

موارد استفاده ازالیاف کولار ۴۹

لبه حمله

کف بند های کابین مسافربری

رادوم ها

اجزا ثانویه هواپیما

ویژگی های الیاف کربن

استحکام کششی و مدول کششی بالا

استحکام خستگی بالا

وزن مخصوص و ضریب حرارتی پایین

محدودیت ها

مقاومت ضربه ای پایین

هدایت الکتریکی بالا

کرنش خیلی کم در هنگام نشست

قیمت بالا .

تونل باد یکی مهم ترین ابزار آزمایشی در زمینه هوافضا است که برای یک مدل شرایط (سرعت ، چگالی ،عدد رینولدز) را شبیه سازی میکند و برای اهداف زیر استفاده میشود .

***کاهش هزینه های ساخت هواپیما موشک یا ابزار هوافضایی**

***آزمون عملکرد و کیفیت قطعات مختلف آیرودینامیکی**

***انجام کار های آکادمیک و نوین در زمینه آیرودینامیک**

***راستی آزمایی تحلیلی و عددی**

تعدادی از انواع مختلف تونل باد

بر اساس سیکل

بر اساس ابعاد و شکل

بر اساس گردش سیکل جریان

بر اساس رژیم پروازی

بر اساس نحوه و شکل قرار گرفتن موتور

بر اساس سطح بهره برداری

بر اساس مدت زمان کارکرد

بر اساس سیکل سیال

در تونل های مدار باز هوا را از اتمسفر مکیده شده و از ورودی تونل باد که انقباض کننده نام دارد وارد مدار تونل گردیده و از میان مقطع آزمون ،دیفیوزر و فن عبور کرده و با استفاده از کانال خروجی از سیکل تونل باد خارج شده و در محیط تخلیه گردد برای این تونل باد ها مقطع آزمون میتواند بصورت باز و بسته یا شکاف دار باشد در یک تونل باد مدار باز با مقطع آزمون باز به یک مقطع آزمون باز به یک محیط بسته اطراف مقطع آزمون نیاز میباشد تا مانع از آن شود که ورودی جریان به مقطع آزمون بیشتر از جریان ورودی در ابتدای سیکل تونل باد گردد.

مزایای تونل باد مدار باز

هزینه ساخت معمولا کمتر است.

برای آزمون های پیشرانه و آشکار سازی با دود مناسب تر است .

معایب تونل مدار باز

جریانات اتمسفری روی عملکرد تونل باد تاثیر زیادی دارد

انرژی بیشتری نسبت به تونل های مدار بسته برای بهره برداری در یک ابعاد نیاز است .

میزان سر و صدا در محیط اطراف به مراتب بیشتر است

تونل مدار بسته

در تونل باد مدار بسته جریان هوا در هنگام کار تونل باد در داخل مدار تونل باد همواره در حال گردش است در تونل باد های مدار بسته کانال به یک شکل مسیر بسته است و هوا در آن اجبارا در حال گردش است در تونل های مدار بسته معمولا از یک فن محوری و یا کمپرسور های محوری چند طبقه استفاده می گردد تونل های مدار بسته خود به دو دسته برگشتی و دو برگشتی تقسیم میشوند در تونل باد های مدار بسته یک برگشتی تنها یک مسیر برگشت برای جریان هوا در نظر گرفته میشود ،در تونل مدار بسته دو برگشتی دو مسیر جداگانه برای برگشت هوا تعبیه شده است و مسیر رفت آن تابع مقطع آزمون و نیز به موازات این دو مسیر در بین اینها قرار میگیرد در تونل باد های مدار بسته یک برگشتی و دو برگستی از گوشه های ۹۰ درجه استفاده میشود برای چرخش جریان در گوشه ها از تیغه های هدایت جریان استفاده میشود تا از افت چرخش جریان در گوشه ها از تیغه هدایت جریان استفاده می گردد تا از افت جریان جلوگیری گردد میزان اغتشاش جریان نیز کاهش میابد تونل های مدار بسته دارای جریان یکنواخت تر هستند

مزایای تونل مدار بسته

***کیفیت جریان با استفاده از تیغه های هدایت کننده جریان و توری قابل کنترل است .**

***شرایط اتمسفر تاثیر کمتری بر روی تونل باد دارد**

***انرژی کمتری نسبت به تونل مدار باز نیاز است**

***سر و صدای کمتری در محیط ایجاد می کند .**

معایب توکل مدار بسته

***دارای هزینه ساخت بیشتری میباشند**

***برای آزمون های پیشرانش و آشکار سازی با دود مناسب نیستند**

***برای بهره برداری در زمان های طولانی مناسب نیستند .**

یکسو کننده جریان :این بخش جریان آشفته بزرگ هوای بیرون را دفع میکنند و جریان را یکدست و یکسو می کنند .

ورودی:در این بخش توری هایی برای جلوگیری و حذف آشفتگی های ریز جریان تعبیه شده است و با کاهش سطح مقطع تونل سرعت هوا نیز بیشتر میشود

بخش آزمایش: در این بخش قطعه مورد آزمایش و سنسور ها قرار دارند و در این بخش جریان یکدست و بدون آشفتگی قرار دارد .

دیفیوزر و یا پخش کننده: این بخش جریان پایین دست را به سمت موتور ها هدایت میکند و معمولا طول این بخش به اندازه ای است که اغتشاشات فن روی محفظه آزمایش تاثیر نمی گزارد .

فن:این بخش با ایجاد اختلاف فشار نیروی لازم برای ایجاد جریان درون تونل را ایجاد میکند .

دو تونل باد فشار دینامیکی و استاتیکی هر نقطه سرعت موضعی و دما در هر لحظه از پارامتر های مهم اندازه گیری میباشد .

تونل های باد بر اساس سیکل گردش جریان

تونل های مکنده :در این تونل جریان از محیط اطراف گرفته شده و توسط خروجی در محیط تخلیه میشود در این تونل های باد یک فن محوری و یا دمنده سانترفیوژ در پایین دست مقطع آزمون نصب گردد .

تونل های دمنده

در تونل های باد دمنده یک دمنده در بالادست مقطع آزمون نصب میگردد تونل هاب باد دمنده نسبت به تونل های باد مکنده نسبت به شرایط ورودی کم تر حساس میباشند هر دو دست این تونل های میتواند از نوع مدار باز یا مدار بسته باشد

بر اساس شکل هندسی

تونل های باد با مقطع آزمون بزرگ

تونل های باد با مقطع آزمون متوسط

تونل های باد با مقطع آزمون کوچک

بر اسا سرعت جریان

تونل های مادون صوت با جریان تراکم ناپذیر (سرعت کوچکتر از ۰.۳ ماخ)

تونل های باد مادون صوت با جریان تراکم پذیر (بین ۰.۳ماخ تا ۰.۷)

تونل های با گذر صوتی (،بین ۰.۸ ماخ تا ۱.۲ ماخ)

تونل های مافوق صوت (۱.۲ ماخ تا ۵ ماخ)

تونل باد ابرصوتی(بالای ۵ ماخ)

از لحاظ نحوه نصب تونل باد ، به دو دسته عمودی و افقی تقسیم میشود

از لحاظ سطح بهره برداری ،به دو دسته هوانوردی و غیر هوانوردی تقسیم میشوو

و بر اساس زمان کارکرد به دو دسته کلی جریان پیوسته و لحظه ای تقسیم میشوند

تسلیحات هواپایه:

هوا به هوا : سلاح اصلی هوا به هوا جنگنده ها موشک است که به دو شکل حرارتی و راداری هدایت میشود .

هدایت راداری در اول کارد خود ،از نوع هدایت موج سوار راداری بود بدین شکل که رادار جنگنده مادر یک پرتو از امواج به هدف میتاباند و موشک بر روی آن پرتو به سمت هدف حرکت میکرد، که این نوع هدایت دارای نقص بود وبا یک مانور کوچک جنگنده دشمن موشک فریب میخورد مثل موشک AA1 .

هدایت نیمه فعال راداری :این نوع هدایت بدین شکل است که جنگنده روی هدف قفل میکند و موشک را شلیک میکند و تا آخرین لحظ باید روی هدف قفل باشد تا کاونده امواج راداری موشک امواج رادار مادر را دریافت کرده و به هدف نزدیک شود اگه چه این روش از موج سواری راداری بهتر بود ولی دارای نقص های خودش بود زیرا باید تا لحظه آخر روی هدف قفل باشد و اگر در این روش به هر دلیلی قفل بشکند موشک به هدف برخورد نخواهد کرد و گمراه خواهد شد برای مثال موشک AIM7 اسپارو .

فعال راداری :

فعال راداری خود موشک دارای رادار است.بدین شکل هدایت میشود که جنگنده مادر روی هدف قفل کرده و چند ثانیه ای موشک توسط رادار مادر هدایت میشود و بعد از چند ثانیه مسیر خود را بطور اینرسی و خلبان خودکار طی کرده و در فاز نهایی با رادار خود روی هدف قفل کرده و بدان حمله ور میشود در این روش چون موشک از رادار جنگنده مستقل است و خود رادار دارد به همین دلیل دست و پای جنگنده مادر بسته نیست و موشک چون با رادار جنگنده هدایت نمی شود احتمال برخورد آن با هدف بالا تر بوده و در مقابل جنگ الکترونیک مقاوم تر است اولین موشک فعال راداری فونیکس بوده که فقط بر روی جنگنده تامکت نصب موشک امروزه موشک امرام را میتوان در صورت پیدا نکردن هدف مختصات دوباره به آن داد و یا بطور نیمه فعال و خودکار آن را شلیک کرد و در فاز نهایی بطور حرارتی هدایت شود و امروزه با استفاده از سیستم شبکه محور در امرام نسخه دی اگر موشک هدف را پیدا نکند میتواند مختصات هدف را از آواکس یا جنگنده دیگر دریافت کند.

گرمایاب و حرارتی:

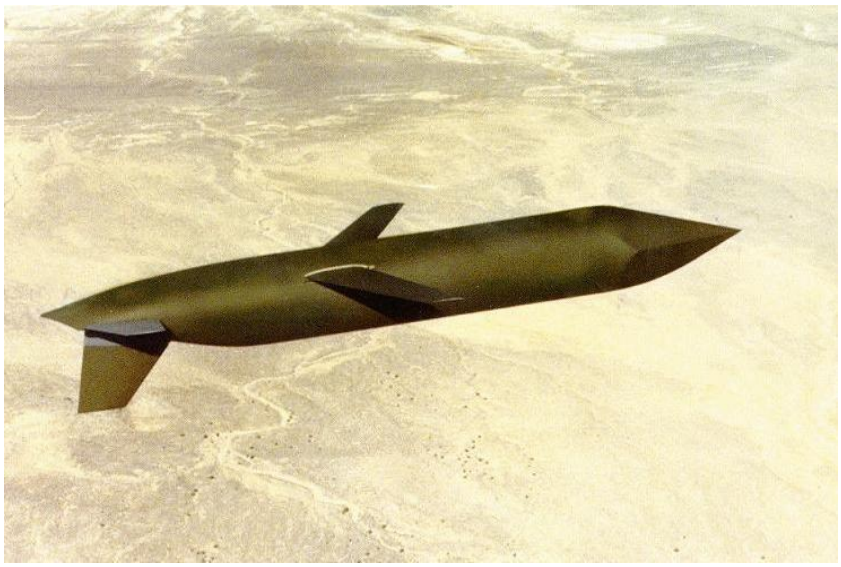
این نسخه از موشک های هوا به هوا دارای کاونده فروسرخ هستند و همواره بدنبال حرارت هدف هستند ،در گذشته موشک های حرارتی که معمولا کوتاه برد هستند در داگ فایت استفاده میشدند چون حتما باید جنگنده در پشت جنگنده دشمن قرار میگرفت تا موشک حرارت هدف را ببیند و بدان حمله ور شود و در ادامه با تقویت کاونده از جهات دیگر هم میشد شلیک کرد ،ولی امروزه موشک های تصوی ساز حرارتی مثل AIM-9X از نوع تصویر ساز حرارتی هستند .یعنی به کوچکترین حرارت هم حساس هستند و حتی میتوانند از روبه رو به هدف حمله ور شود.

مدل AIM-9X دارای قابلبت تغییر بردار رانش هم میباشد یعنی با تغییر جهت نیرو و در نتیجه تغییر برار نیرو بافث واکنش شدید و مانور پذیری بیشتر هواگرد میشود.

AIM-54 PHOENIX

فونیکس به عنوا یک موشک هوا به هوا بلند برد دارای سکان و بال است

سایدویندر و بالچه پایداری و کانارد



موشک کروز AGM-129 که هم مجهز به بالچه پایداری افقی و عمودی بوده و در ادامه مجهز به بالهای رو به جلو که به علت اینکه جریان هوا را به داخل بال بجای بیرون هدایت میکند دارای لیفت بالایی میباشد.

معمولا موشک های کروز سرعت ۰.۸ ماخ از موتور توربوجت یا توربوفن استفاده میکنند و موشک های کروز بالای ۲.۵ ماخ از رمجت

غلاف ها و تسلیحات هوا به زمین:

غلاف ها به های دسته ناوبری و شناسایی و هدف گیری و جنگ الکترونیک تقسیم میشوند.

ناوبری،دارای یک رادار تعقیب عوارض زمین است که به هواپیما اجازه پرواز در ارتفاع پایین را میدهد مثل AAQ13 و نوع دیگر غلاف شناسایی است که مجهز به چند دوربین برای عکسبرداری است مثل SHARP و TARPS و نوع دیگر غلاف ها نشان گزاری است که این غلاف ها برای نشان گزاری لیزری برای هدایت بمب های هدایت لیزری بکار میروند و همچنین بدست آوردن مختصات ماهواره ای برای هدایت بمب های هدایت ماهواره ای از این نوع غلاف ها میتوان به AAQ14 و یا اسنایپر نام برد .نوع دیگر غلاف ها از نوع جنگ الکترونیک است مثل غلاف اخلالگر NEXT GENERATION.

تسلیحات هوا به زمین :(تسلیحات ضد کشتی مانند هارپون هدایت راداری است و در نوع جدید از نوع اینرسی ماهواره ای و در فاز آخر هدایت حرارتی و میلی موجی است.

در کل تسلیحات هوا به زمین به دو دسته هدایت شونده و غیر هدایت شونده تقسیم میشود.

انواع غیر هدایت شوند مثل بمب های ۲۲۵ و ۹۰۰ کیلوگرمی مارک ۸۲ و ۸۴ هدایت ناپذیر بوده و در صورت مجهز شدن به پره های SNAKE EYE با ایجاد درگ میتواند مسافت کمتری را پیموده و سقوط کند ،بمب های خوشه ای هم دارای چندین ریز مهمات هستند .

تسلیحات هوا به زمین برای هواپیما به سه دسته هدایت لیزری ، هدایت اپتیکی و هدایت ماهواره ای تقسیم میشود .

تسلیحات هدایت اپتیکی مثل موشک ماوریک ،دارای یک دوربین در دماغه است که از طریق ارتباط رادیویی تصاویر دوربین در کابین نمایش داده شده است و دارای یک علامت + است که با آن هدف گیری انجام شده و موشک شلیک شده یا بمب پرتاب میشود و این گونه سلاح از نوع شلیک کن و فراموشک کن است .

تسلیحات هدایت لیزری ،برای این گونه سلاح ها غلاف نشان گزاری لیزری را انجام داه و بمب یا موشک هدایت لیزری پرتاب شده و در جهت لیزر میرود اولین بار این تسلیحات در ویتنام بکار رفتند اولین بمب هدایت لیزری یک بمب غیر هدایت شونده M117 وزن ۳۴۰ کیلوگرمی بود که مجهز به ی کیت شامل کاونده و کامپیوتر و بالچه شد و از فانتوم ها پرتاب شد معروف ترین بمب های هدایت لیزری بمب های سری PAVEWAY هستند این سلاح ها از نوع هدایت نمیمه فعال بوده یعنی تا لحظه آخر بر خور باید روی قفل قفل لیزری میبود .و نوع دیگر تسلیحات هدایت ماهواره ای هستند در این نوع با استفاده از GPS مختصات ماهواره ای بدست آمده و بمب به شکل هدایت ماهواره ای هدایت میشود و نوع دیگری از هدایت ماهواره ای تحت عنوان هوشمند وجود دارد که در فاز نهایی به شکل راداری میلی موجی هدایت میشود این نوع از بمب های هرایت ماهواره ای حتی ضد اهداف متحرک هم استفاده میشود در حالی که هدایت ماهواره ای معمولی ضد اهداف متحرک استفاده نمی شود از بمب های هدایت ماهواره ای میتوان به JDAM و SDB نام برد .

موشک های کروز هم از نوع اینرسی و GPS هدایت میشوند .

نوع دیگر تسلیحات هوا به زمین موشک های هدایت رادیویی مثل AGM-12 بولپاپ است که با تعقیب شعله انتهای موشک و ارتباط رادیویی هدایت میشد .

تسلیحات ضد تانک :

این نوع تسلیحات به صورت لیزری هدایت میلی موجی و سیمی و رادیویی هدایت میشوند

موشک های ضد زره سیمی(هدایت و انتقال فرامین توسط سیم) و رادیویی به دو شکل نیمه خودکار و دستی هدایت میشوند که نوع دستی باید موشک را تا لحظه آخر همانند یک هواپیمای بدون سرنشین هدایت کرد که روش سختی است و روش نیمه تودکار، فقط علامت + هدفگیر را روی هدف نگه داشته و خود موشک به سمت آن حمله ور میشود مثل موشک تاو.

هدایت لیزری :درباره این نوع بالا تر توضیح دادیم.

هدایت میلی موجی :این نوع همان هدایت راداری شلیک کن و فراموشک کن است.

Paveway

بمب خوشه ای و ریز مهمات آن

JDAM

موشک های ضد رادار:این گونه موشک ها دارای یک کاونده غیر فعال بوده امواج راداری را دنبال کرده و به سمت رادار دشمن حمله ور میشود مثل AGM-88 هارم این گونه تسلیحات بر روی هواگرد های سرکوب گر پدافند مثل F-4G و F-16CJ بکار میرود.

سنسور های جنگنده نسل پنجم

F35

اگر به زیر دماغه جنگنده نسل پنجمی f35 توجه کنید ،چیزی مشابه الماس یا یاقوت توجهتان را جلب میکند .به آن غلاف EOTS میگویند که میشود چند نوع سنسور یا پاد درون آن قرار داد یکی از غلاف هایی که درون آن میتوان قرار میگیرد غلاف -AAQ 28 لایتنینگ ساخت اسراییل است که دارای یک مسافت یاب لیزری و دوربین دید حرارتی است این غلاف میتواند از ۸۰ کیلومتری پنجره یک ساختمان را تشخیص دهد. برد نهایی اش به ۱۵۰ کیلومتر میرسد ، این غلاف برای هدفگیری اهداف زمینی بکار میرود این غلاف با تاباندن پرتو لیزر راه را برای استفاده از بمب های هدایت لیزری میسر میکند و همچنین با دادن مختصات ماهواره ای برای هدفگیری بمب های هدایت ماهواره ای بکار میرود .

از ویژگی های جنگنده های نسل پنجم سنسور های آنهاست که با آنها از محیط اطراف اطلاعات جمع آوری میکنند جنگنده F35 دارای یک سنسور های بسیار پیشرفته و هماهنگ و فوق العاده است که با استفاده از همین سنسور ها نیازی نیست خلبان هدفگیری فیزیکی کند، به شکل اتوماتیک این سنسور ها اهداف را رهگیری میکنند جنگنده F35 دارای شش سنسور فروسرخ فوق پیشرفته AAQ37 است که این شش سنسور فروسرخ مجموعا یکی دید ۳۶۰ درجه ای به خلبان میدهند یعنی هر گاه خلبان اراده کند میتواند با استفاده از همین سنسور ها تصاویری از هر جهتی از بیرون کابین خود را بر روی هلمت پیشرفته ی خود ببیند ، این سنسور ها به عنوان هشدار دهنده نزدیک شونده موشک هم بکار میروند و میتوانند به طور اتوماتیک بدون دخالت خلبان هدف را رهگیری کنند و این قابلیت است که به خلبان اجازه میدهد بدون هدفگیری فیزیکی هدف را رهگیری کند و همچنین این سنسور ها از ۱۲۰ کیلومتری یک جنگنده و از حدود ۱۲۰۰ کیلومتری یک موشک بالستیک را کشف کنند و همچنین این سنسور ها میتوانند با رادار آی پی جی ۸۱ جنگنده هماهنگ شده و اطلاعات دقیق تری بدست آورند .

همچنین جنگنده F35 مجهز به سیستم ECM مدل ASQ239 باراکودا است که ساخته شرکت بی آی ایی سیستم بریتانیا بوده و حتی از AN/ALR94 جنگنده F22 هم پیشرفته تر است، این سیستم جنگ الکترونیک ASQ239 باراکودا هم قابلیت تهاجم الکتریکی و هم قابلیت محافظت و دفاع از جنگنده را دارد و هم به عنوان هشدار دهنده راداری استفاده میشود و هم قابلیت جاسوسی الکترونیکی ELINT را هم به جنگنده میدهد یعنی با آنتن هایی که دارد امواج راداری دشمن را جذب کرده و با تجزیه تحلیل آن در ابر کامپیوتر مرکزی اطلاعات راداری دشمن را بدست می آورد که رادار دشمن از چه فرکانسی استفاده میکند ،و قدرت جنگ الکترونیک آن چقدر است و در کجا پوشش قوی و در کجا پوشش ضعیف دارد و جنگنده F35 بعد از بدست آوردن این اطلاعات همانند یک جنگنده جاسوسی عمل کرده و میتوان این اطلاعات را با سیستم لینک ۱۶ در اختیار دیگر جنگنده ها قرار دهد که در اینجا حکم یک پست فرماندهی را داشته باشد.

از ابتدا تاریخ هوانوردی بجز دوره کوتاهی توپ سلاح اصلی هواپیما بوده است .

بعد ها توپ جای خود را به گاتلینگ که نرخ شلیک بالاتری داشت ،داد.

امروزه معروفترین گاتلینگی که بر روی جنگنده نصب است گاتلینگ M61 است که این گاتلینگ از نوع ۶ لول ۲۰ میلی متری با نرخ آتش ۶۰۰۰ دور دقیقه بود.این گاتیلینگ بر روی جنگنده های F15,,F14,F16,F22,F/A18 ، F105، F104 ، F4 نصب شده است.

قدرتمندترین گاتلینگی که در جهان موجود است گاتلینگ GAU-8A AVENGER است که این گاتلینگ بر روی جنگنده A10 (و البته سامانه GOAL KEEPERهلندی) نصب شده است .

این گاتلینگ ۶ متر بوده و وزن آن ۱.۸ تن باشد و با جرثقیل بلند میشود و با یک موتور الکتریکی کار میکند و گاتلینگ از نوع ۷ لول ۳۰ میلی متری بوده که گلوله های کالیبر ۳۰×۱۷۳ تغذیه میشود و گلوله های PBU-13/14/15 که منفجر شونده هستند ،را تغذیه میکند ،گاتلینگ دارای ۴ خشاب ۱۱۲۴ گلوله ای است که مجموعا گاتلینگ ۴۲۰۰ گلوله دارد ونرخ آتش آن توسط خلبان ۲۱۰۰ گلوله و یا ۴۲۰۰ گلوله در دقیقه شلیک میکند .

این گاتلینگ از ۱ کیلومتری ۳۸ میلی متر و از ۵۰۰ متری ۶۹ میلی متر در زره نفوذ میکند .

این گاتلینگ به زره خودرو های زرهی و تانک T55 کار آمد است.

در دهه ۶۰ میلادی زمانی که جنگنده های نسل سوم با رادار های جدید و موشک های نیمه فعال راداری میان برد مثل اسپارو که بر روی جنگنده فانتوم نصب میشو پا له عرصه گذاشتند. تئورسین های نظامی به این نتیجه رسیدند که با توجه به سلاح جدید از فاصله دور روی هدف قفل کرده و مدشک را روانه میکنند لذا داگفایت دیگر معنایی ندارد لذا گاتلینگ از روی یک سری جنگنده ها مثل فانتوم حذف شده بود .ولی با ورود آمریکا به جنگ ویتنام وقتی دیدند که موشک های اسپارو و رادار های جدید هنوز در اول کار هستند و آن قدر که باید و شاید اطمینان پذیر نیستند لذا دوباره گاتلینگ هارا بر روی جنگنده ها نصب کردند.

Avenger

قسمت ویژه:

راکتور اتمی پرنده

آزمایشگاه اتمی پرنده

Tu-95LAL

توپولف ۹۵ ال ای ال یک فروند توپولف ۹۵ تغییر یافته برای آزمایشات اتمی بود که مشابه طرح NB-36H آمریکایی بود

این پرنده برای آزمایشاتی برای بررسی نتایج نصب کردن یک راکتور اتمی برای تهیه سوخت اتمی هواپیما و همچنین در زمینه عایق کاری راکتور در بدنه هواپیما از سال ۱۹۶۱ تا ۱۹۶۵ پرواز میکرد.

در طول جنگ سرد اتحاد شوروی طرح های آزمایشی برای نصب یک راکتور بر روی هواپیما را دنبال میکرد از مزایای این طرح این بود که برد هواپیما با تغزیه از راکتور اتمی عملا نامحدود میشد .

در اوت ۱۹۵۶ دولت اتحاد جماهیر سوسیالیستی شوروی درخواست یک هواپیما با سیستم سوخت راکتور اتمی را اعلام کرد، ولادیمیر میاشویچ و آندره توپولف مسئول سرپرستی تیم طراحی و نیکولای کوزنتسوو و آرخیب لیلکا مسئول طراحی موتور شدند و تصمیم بر این شد که در سیستم موتور اتمی از همان سیکل موتور جت و توربوپراپ استفاده شود .

سرپرست کل پروژه شرکت توپولف بود و با تحقیقاتی که درباره این پروژه انجام شد مسئولان شرکت توپولف اعلام کردند که با تکنولوژی موجود در آن زمان عملیاتی کردن چنین هواپیمایی دست کم ۲ دهه طول خواهد کشید و عملا هواپیمای اتمی تا اواخر دهه ۷۰ یا اوایل دهه ۸۰ آماده نخواهد شد هرچند به تیم دستور داده شد تا هرچه سریع تر پروژه را آماده کنند و در نهایت تصمیم گرفته شد که یک راکتور اتمی کوچک در یک توپولف ۹۵ جایگزاری شود که منجر به ساخت tu-95LAL شد ،راکتوری که در هواپیما استفاده شد راکتور VVRL-IOO بود.

از سال ۱۹۶۱ تا ۱۹۶۹ هواپیمای Tu-95LAL بیش از ۴۰ پرواز آزمایشی انجام داد و بیشتر این پرواز ها در حالتی بود که راکتور اتمی خاموش بود یکی از نگرانی هایی که برای پروژه وجود داشت تهیه کردن یک عایق مناسب برای عایق بندی راکتور و جلوگیری از درز کردن تشعشعات اتمی به فضای بیرون بود ، از سدیوم مایع برلیم اکسید کادمیم و فولاد برای عایق بندی راکتور بکار رفت و در ادامه پروژه طرح Tu-119 استارت خورد .

در ایالات متحده طرح های بمب افکن های اتمی با توجه به هزینه بالا و نگرانی های زیست محیطی به نفع موشک های بالستیک قاره پیمای اتمی کنار گذاشته شد.

در ادامه طرح در شوروی قرار شد پرنده ای تحت عنوان Tu-119 ساخته شود که یک توپولف ۹۵ تغییر یافته با یک راکتور اتمی به علاوه دو موتور اتمی NK-14 و دو موتور فن پراپ NK-12 بود که این طرح به علت هزینه بالا و نگرانی های زیست محیطی کنار گذاشته شد.

طرح دیگر هواپیمای اتمی که در شوروی دنبال میشد طرح M60 بود که در سال ۱۹۵۵ از شرکت میاشویچ در خواست شده بود و این طرح مشابه M50 بود که در نهایت این طرح هم بجایی نرسید.

NB-36H

Tu-95LAL

راکتور

قبل از شوروی در آمریکا هم طرح هایی برای ساخت هواپیما هایی با تغزیه از راکتور اتمی هم ارائه شده بود مثل طرح NB-36H کمپانی کانویر که CRUSADER نامیده میشد

طرح هواپیمای اتمی اولین بار در سال ۱۹۴۶ در آمریکا مطرح شد و در سال ۱۹۴۷ مبلغ ۱۰ میلیون دلار برای این پروژه اختصاص یافت در آمریکا دو نوع موتور اتمی ارائه شد یکی موتوری بود که از سیکل هوای مستقیم استفاده میکرد که طرح متعلق به جنرال دلکتریک بود و طرح دیگر که برای پرت اندویتنی بود موتوری با سیکل هوای غیر مستقیم بود در نهایت تحقیقات منجر به طرح X-6 شرکت کانویر شد در سال ۱۹۵۲ در پایگاه هوایی کاراسول در ایالات تگزاس طوفانی رخ داد که تعدادی از هوامیما ها صدمه دیدند یکی از هواپیما هایی که صدمه دید یک فروند بمب افکن B-36 بود که کانویر پیشنهاد داد که از این پرنده به عنوان بستر آزمایشی طرح X6 استفاده کند نیروی هوایی با این پیشنهاد موافقت کرد و مبلغ مورد نیاز برای اورهال هواپیما را پرداخت کرد و قرار شد بر روی این پرنده از موتور های اتمینصب شود ولی قرار نبود در اول برنامه این پرنده از موتور های اتمی استفاده کند .کابین و محفظه خدمه هواپیما عوض شد و یک کابین و محفظه ۱۱ تنی برای خدمه هواپیما در نظر گرفته شد و خدمه ها شامل خلبان و کمک خلبان و مهندس پرواز و دو مهندس اتمی میشد حتی شیشه های کابین تا ۳۰ سانتی متر ضخامت داشتند .

هواپیما مجهز به یک راکتور اتمی یک مگاواتی مجهز شد که با هوا خنک میشد و وزن راکتور به ۱۶ تن میرسید در نهایت هواپیمای تغییر یافته NB-36H نام گرفت این هواپیما ۴۷ پرواز انجام داد و ۲۱۵ ساعت پرواز کرد که در این بین ۸۹ ساعت آن

راکتور فعال بود و بین سالهای ۱۹۵۵ تا ۱۹۵۷ این پرنده در نیومکزیکو و تگزاس پرواز میکرد و همچنین محفظه راکتور عایق بندی شده بود تا تشعشعات اتمی به بیرون درز نکند و در سال ۱۹۵۷ با اتمام ماموریت پرنده مذکور اوراق شد .

با بالا گرفتن تنش ها در اواخر دهه ۵۰ میلادی نیروی هوایی آمریکا خواهان یک بمب افکن سنگین با موتور های جت شد ولی طرح بمب افکن اتمی مورد قبول واقع نشد و هواپیما های مافوق صوت و موشک های بالستیک قاره پیما به بمب افکن های اتمی ترجیه داده شدند در نهایت در سال ۱۹۶۱ پرزیدنت کندی طرح بمب افکن های اتمی را لغو کرد و بعد از هزینه ۱ میلیرد دلار و ۱۵ سال زمان پروژه ناکام ماند X6 هرگز ساخته نشد و NB-36H هم تنها یک فروند از آن ساخته شد که آن هم تنها برای آزمایش بود دلیل کنار گزاشتن این برنامه نگرانی های زیست محیطی و هزینه بالا بود.

WS-125

طرح WS-125 یک طرح هواپیمای بمب افکن استراتژیت مجهز به پیشران اتمی بود که قرار بود با ورودش به خدمت B-72 نام بگیرد

در سال ۱۹۵۴ نیروی هوایی ایالات متحده آمریکا اعلام کرد که نیاز به یک بمب افکن استراتژیک که دارای پیشران اتمی باشد نیاز دارد شرکت جنرال الکتریک با کمک کانویر و شرکت پرتاندویتنی با کمک لاکهید کار را بر روی پروژه آغاز کردند

قرار بود طرح WS-125 از موتور های توربوفن J-87 ساخته جنرال الکتریک که از سوخت اتمی راکتور ها بهره میبرد استفاده کند ...

همانطور که بالاتر گفته شد با صرف هزینه ۱ میلیارد دلار در نهایت طرح بمب افکن های مجهز به پیشران اتمی در سال ۱۹۶۱ لغو شد

قرار بود دلیل اصلی لغو شدن برنامه نگرانی های زیست محیطی و هزینه بالا بود که در نهایت مقامات آمریکا و شوروی هر دو موشک های بالستیک را ترجیه دادند.

امروزه راکتور هایی که برای طرح WS-125 در نظر گرفته شد در آزمایشگاه اتمی ایالات IDAHO نگهداری میشوند ....

پیشران اتمی:

از همان سال ۱۹۴۵ که ایالات متحده به بمب اتم دست یافت ،از سال ۱۹۴۶ برنامه ای را استارت زد تا هواپیما ها و هواگرد های خود را مجهز به موتوری کند که با سوخت اتمی کار کند این پروژه NEPA نام گرفت و در سال ۱۹۵۱ به کمیته اتمی ایالات متحده متقل شد و در همین هنگام ایالات متحده خواهان دو پروژه شد یکی موتور اتمی که با سیکل مستقیم هوا کار میکن که به جنرال الکتریک سپرده شد و دیگری موتور اتمی که بطور غیر مستقیم با سیکل هوا کار میکرد که به جنرال الکتریک سپرده شد در نهایت این پروژه منجر به ساخت هواپیما X6 ساخته کانویر شد که در سال ۱۹۶۱ پروژه بعد از ۱ میلیارد دلار هزینه کنسل شد.

مدل موتور اتمی که مستقیما با سیال هوا کار میکرد مشابه همان موتور جت بود منتها فاقد اتاقک احتراق بود در این نسخه هوا که در کمپرسور موتور بطور کامل فشرده شد و بجای اتاقک احراق راهی قسمتی بنام plenum میشد که از همانجا مستقیما وارد راکتور اتمی میشد و زمانی که راکتور داغ میشد جریان هوا به plenum دیگری فرستاده میشد .

و سپس گاز داغ شده در plenum از توربین عبور کرده و توربین کمپرسور را می چرخاند و در ادامه با خروج گاز داغ رانش ایجاد میشود .طرح جنرال الکتریک که در اوهایو در حال اجرا بود به علت اینکه مشابه یک موتور جت معمولی بود که از توربین و کمپرسور بهره میبرد ،به همین علت انتخاب شد.

سیکل جریان هوای غیر مستقیم

در این روش هوای فشرده شده در کمپرسور به مبدل حرارتی فرستاده شده و در اینجا راکتور اتمی سیال یا آب داف و فشرده شده را به مبدل حرارتی می فرستد و در اینجا هوای داخل مبدل حرارتی توسط سیال داغ ذکر شده داغ شده و خود سیال خنک میشود،خود هوا هم از خروجی خارج شده که باعث ایجاد تراست میشود .

طراح کمپانی پرت اندویتنی در ایالت کانکتیکات در حال پیگیری بود که نسبتا مواد رادیو اکتیو بسیار کمتری را هم تولید میکرد

طرح های آزمایشی و پروژه ها

در ایالات متحده یک راکتور اتمی ۲.۵ مگا واتی ساخته شد تا برای موتور و نیروی محرکه هواپیما های بمب افکن استفاده شود

از مزایای اینگوه موتور ها این بود که هواپیما به لطف انرژی اتمی دارای برد نامحدود شده و تبدیل به یک سلاح استراتژیک میشد و این راکتور اتمی از سدیم کلراید ،زیرکونیم کلوراید و اورانیوم کلوراید به عنوان سوخت استفاده میکرد و راکتور توسط هلیوم خنک میشد و به قدرت ۲.۵ مگاوات میرسید

پروژه MX-1589

در نهایت به علت ساده تر بودن طرح جنرال الکتریک،این طرح انتخاب شد و در ادامه قرار داد ساخته هواپیما هم با شرکت کانویر بسته شد که کانویر یک هواپیما B-36H ساخت که این هواپیما دارای ۶ موتور پیستونی و چهار موتور جت J47 بود که با سوخت اتمی کار میکردند این موتور ها با سوخت روی هواپیما عملیاتی بودند ولی هرگز نیروی پحرکه ایجاد نکردند ،در نهایت ۴۷ بار این پرنده پرواز کرد که تنها هواپیمای سوخت اتمی آمریکا بود که پروژه در سال ۱۹۶۱ رها شد.

در نهایت به علت نگرانی های زیست محیطی و مورد هایی از مشکلات فنی این پروژه لغو شد

معرفی چند موشک و فضا پیما

Saturn V

ساترن پنج یک موشک فضایی سوخت مایع سه مرحله ای آمریکایی است که برای رساندن محموله های فوق سنگین به فضا استفاده میشد این موشک از سال ۱۹۶۷ تا ۱۹۷۳ توسط ناسا به خدمت گرفته شد و در پروژه آپولو و رساندن انسان و محموله به کره ماه و و رساندن ایستگاه فضایی skylab به فضا استفاده شد ساترن پنج ۱۳ بار از پایگاه kennedy space center در فلوریدا به فَا پرتاب شد و هرگز در لانچ ها سیستم یا کسی از دست نرفت و تا به امروز ساترن پنج بزرگترین و سنگین ترین و قدرتمندترین راکتی است که عملیاتی شده است و این راکت در قابلیت حمل محموله رکورد دار است و قابلیت حمل ۱۴۰ تن بار را به مدار لئو را داراست که خود یک رکورد است و طراح اصلی این موشک ورنر فون برون پدر موشکی جهان و آقای آرتور رادولف بودند که این راکت را در مرکز تحقیقات فضایی مارشال در آلاباما طراحی کردند و خود موشک توسط کمپانی های بویینگ نورث آمریکن و داگلاس و IBM ساخته شد ساترن پنج تنها راکتی است که انسان را به فراتر از مدار های پایینی زمین رسانده و ۱۵ فروند از آن ساخته شد که ۱۳ فروند از آن شلیک شد و سه فروند دیگر هم برای آزمایشات زمینی ساخته شد و در کل با این موشک ۲۴ فضانورد به فضا لانچ شدند و این موشک از سال ۱۹۶۷ تا ۱۹۷۳ در خدمت بود

تکنولوژی :

اندازه و میزان حمل بار راکت ساترن پنج از تمامی راکت هایی که در آن زمان با موفقیت لانچ شده بودند بیشر بود و با حپل فضاپیما آپولو در بالای راکت اندازه آن به ۱۱۱ متر میرسید و دارای قطر بدنه ۱۰ متر بود ساترن پنج با سوخت کامل ۲۹۵۰۰۰۰ کیلوگرم وزن دارد و میتواند تا ۱۱۸۰۰۰ کیلوگرم محموله را به مدار های پایینی زمین بفرستد و برای این ساخته شده بود که ۴۱ تن با را به کره ماه برساند و در طول پروژه آپولو راکت ساترن پنج ارتقا یافت و قابلیت حمل محموله بیشر را یافت این راکت قابلیت حمل ۱۴۰ تن بار را به مدار لئو و ۴۸۶۰۰ کیلوگرم محموله را به کره ماه دارا شد ساترن پنج با طول ۱۱۱ متر از مجسمه آزادی نیویورک ۱۸ متر بلند تر است و از بیگ بن لندن ۱۵ متر بلند تر است ساترن پنج توسط مرکز فضایی مارشال در ایالت آلباما طراحی شد و سیستم های زیاد دیگر توسط پیمان کاران دیگر ساخته شد این راکت از موتور های قدرتمند J2 و F1 استفاده میکرد زمانی که این موتور ها روشن میشدند شیشه ساختمان های اطراف را میشکستند طراحان به این فکر افتادند تا در این راکت از تکنولوژی راکت ساترن یک بهره ببرند بر همین اساس استیج یا مرحله S-IV-B 500 که استیج سوم راکت ساترن ۵ بود در اصل بر اساس S-IVB200 بود که استیج دوم راکت ساترن IB بود و ساترن ۵ دارای سیستم کنترلی مشابه سیستم کنترل ساترن IB بود

استیج و مراحل

ساترن پنج یک راکت سه استیج است که استیج اول را S-IC و استیج دوم را استیج S-II و استیج سوم را S-IVB مینامیدند و هر سه استیج از اکسیژن مایع به عنوان اکسید کننده استفاده میکردند استیج اول از PR-1 به عنوان سوخت استفاده میکرد و استیج دوم و سوم از هیدروژن مایع به عنوان سوخت استفاده میکردند هر چند در استیج های بالایی از بوستر های سوخت جامد هم برای جدایش بهره برده میشد

استیج اول S-IC

استیج اول توسط کمپانی بویینگ در کارخانه منتاژ میچاد در نیواورلان ساخته میشد همان جایی که مخزن سوخت شاتل فضایی توسط کمپانی لاکهید مارتین ساخته میشد بیشتر حجم این استیج اول را سوخت دربر میگرفت که PR-1 به عنوان سوخت و اکسیژن مایع به عنوان اکسید کننده بهره میبرد این استیج ۴۲ متر طول و ۱۰ متر قطر داشت و ۷۶۰۰۰۰۰ پوند رانش فراهم میکرد استیج اول دارای وزن خشک ۲۸۹۰۰۰ پوند بود و زمان که کاملا سوخت گیری میشد وزنش به ۵۱۰۰۰۰۰ پوند میرسید و استیج اول دارای ۵ موتور راکتی قدرتمند rocketdyne f1 بود و موتور ها با سیستم های هیدرولیک هم کنترل میشدند پنجمین موتور که در وسط قرار میگرفت ۲۶ ثانیه زودتر از بقیه موتور ها از کار می افتاد موتور های استیج اول برای ۱۶۸ ثانیه کار میکنند و راکت را به ارتفاع ۶۷ کیلومتری و سرعت ۲۳۰۰ متر بر ثانیه میرسانند

استیج دوم S-II

استیج دوم توسط کمپانی نورث آمریکن در کالیفرنیا ساخته شد و دارای پنج موتور رلکتی قدرتمند rocketdyne J2 بود که مشابه موتور های استیج اول بودند و استیج دوم دارای طول ۲۴.۸۷ متر و قطر بدنه ۱۰ متر بود و ۹۰ درصد استیج دوم را سوخت تشکیل میداد و سوخت و اکسیک کننده در مخزن های آلومینیومی نگهداری میشدند

استیج سوم S-IVB

استیج سوم راکت ساترن پنج توسط کمپانی داگلاس در کالیفرنیا ساخته شده بود این استیج سوم دارای طول ۱۷.۸۶ متر و قطر ۶.۶۰۴ متر بود استیج سوم دارای وزن خالی ۲۳۰۰۰ پوند و وزن با سوخت پر ۱۱۹۰۰۰ کیلوگرم است

سیستم کنترل

این سیستم که در بالای استیج سوم در نوک راکت قرار میگیرد توسط کمپانی IBM ساخته شده و دارای ژیروسکوپ ها و شتاب سنج هایی برای کنترل راکت است

معروف ترین ماموریت ساترن پنج در سال1969 بود که آپولو ۱۱ که حامل سه فضا نورد بود را به کره ماه رساند (یکی از سه فضا نورد در مدار زمین باقی ماند)

Saturn V

فضاپیمای آپولو

فضاپیمای آپولو کلا از سه بخش تشکیل شده بود کخ در جهت رسیدن به کره ماه و برگشت و فرود امن بر روی زمین در دهه ۶۰ میلادی استفاده شد .

قسمت یکبار مصرف فضاپیما از دو قسمت کنترل و فرماندهی فضاپیما (CSM) و قسمت مدار پیما ،(LM) تشکیل شده و دو بخش اضافی دیگر فضاپیما را کامل میکرد ،یکی از این بخش ها SLA بود که سپر آیرودینامیکی برای قسمت CSM بود و در حین لانچ توسط موشک ساترن ۵ و طی بازگشت اضطراری به زمین مورد استفاده قرار میگرفت.

این فضاپیما در اصل برای کره ماه طراحی شده بود

قسمتی که برای رسیدن به کره ماه طراحی شده بود دارای دو فضاپیما بود که یکی بر روی کره ماه مینشست و دیگری در مدار میماند .زمانی که قسمت LM جدا شد و بر روی کره ماه فرود آمد ،بخش CSM در مدار میماند .

بعد از گردش به دور مدار ,دو فضاپیما که در مدار گردش می کردند در مدار میمانند و قسمت CSM به زمین بازمی گردد بخش فرماندهی تنها قسمت آپولو بود که به زمین باز میگشت .

قسمت LES در زمانی که فضاپیما در حین لانچ است و به نقطه ای میرسد که دیگر نیازی به LES نیست، در همین زمان LES جدا میشود و SLA همچنان به قسمت بالای فضاپیما متصل است ،دو قسمت بدون سرنشین CSM و یک قسمت بدون سرنشین LM ،که تمامی این قسمت ها توسط موشک ساترن IB به سمن مدار پایینی زمین لانچ میشدند. موشک لانچ ساترن ۵ که بزرگتر از نسخه IB است، میتواند دو قسمت بدون سرنشین CSM را بطور آزمایشی به مدار های بالایی زمین برساند .بعد از تمام شدن پروژه آپولو با همین موشک ساترن ۵ و قسمت های CSM ایستگاه فضایی SKYLAB طی پروژه مشترک با روس ها که آپولو سایوز نام داشت ، به مدار زمین رسید

بخش فرماندهی:

قسمت فرمانهدهی آپولو یک قسمت سرنشین دار از این فضا پیما بود که تا ۳ نفر سرنشین داشت و در مدار میماند و توسط شرکت نورث آمریکن ساخته شده بود .

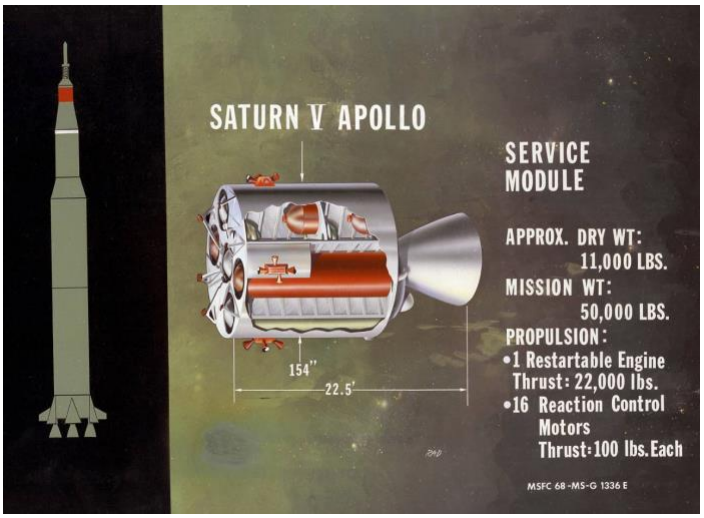
همان طور که اشاره شد این قسمت دارای سه نفر خدمه بود و این قسمت تمامی بخش های فضاپیمای آپولو را کنترل و هدایت می کرد.بخش فرماندهی و کنترل مجهز به سیستم ارتباط ناوبری PGNCS بود تا در زمانی که مشکلی در ارتباط فضاپیما با زمین بوجود آمد با همین سیستم که روی قسمت های دیگر آپولو هم نصب بود ،ارتباط برقرار کند همچنین قسمت فرماندهی مجهز به سیستم تهویه هوا و دارای کابین تحت فشار و مناسب برای خدمه بود و برای هدایت این بخش چون در جو اتمسفر وجود ندارد و فشار و چگالی هوا برابر صفر است لذا برای کنترل بخش فرماندهی از موتور های راکتی سوخت مایع استفاده شده بود ،دقیقا مشابه آنچه بر روی شاتل فضایی هم استفاده شده بود .

در ادامه بخش فرماندهی مجهز به ۵ پنجره بود و مجهز به چتر بود و تنها قسمتی از آپولو بود که به زمین بارمیگشت.

قسمت فرماندهی فضاپیمای آپولو

قسمت سرویس:

،این بخش فاقد کابین تحت فشار بود و دارای یک موتور راکتی سوخت مایع،که با سوخت هایپربولیک کار میکرد یعنی اینکه سوخت و اکسید کننده بلافاصله بعد از ورود به اتاقک همینکه بایکدیگر در تماس میشوند احتراق صورت میگیرد و با همین موتور راکتی و با استفاده از سیستم تغییر بردار رانش هدایت و تنظیم ارتفاع این بخش صورت میپذیرد و با همین موتور راکتی در مدار قرار گرفته و از آن خارج میشد و از سوخت های اکسیژن مایع و هیدروژن مایع بهره میبرد و دارای سیستم تامین آب و اکسیژن بودو مجهز به یک آنتن ارتباطی قدرتمند بود .



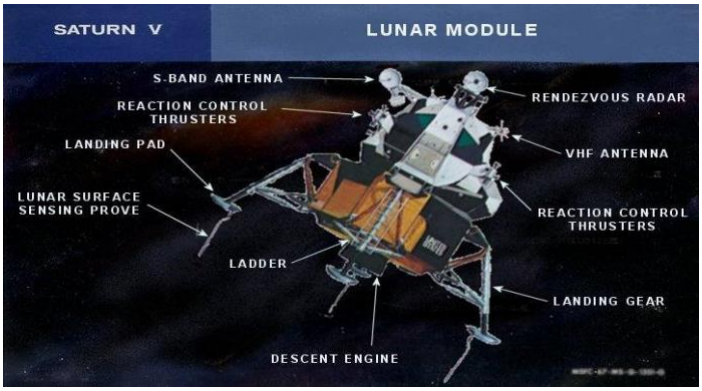
بخش سرویس....

Lunar module

قسمتی که بر روی سطح ماه فرود می آمد.

قسمت لونار قسمتی بود که بر روی کره ماه فرود آمده و سپس و به مدار بر میگشت و این قسمت اولین سفینه فضایی واقعی بود .

و این بخش قابلیت افزایش و کاهش ارتفاع را دارا بود و این بخش برای دو فضانورد به اندازه ۴ یا ۵ روز قابل استفاده بود و توسط شرکت گرومن ساخته شد قسمت فرود این بخش که قسمت پایینی آن بود دارای ۴ پایه و رادار هشدار دهنده برخورد با زمین بود و برای نشست بر روی کره ماه هم از موتور های راکتی بهره میبرد و این بخش مجهز به سیستم های ارتباط تلوزیونی بود و در داخل خود سفینه جعبه ابزار برای کار فضانوردان وجود داشت این قسمت هم مشابه بخش فرماندهی مجهز به سیستم ناوبری ارتباطی PGNCS بود و میتوانست با موتور راکتی ارتفاع گرفته و به مدار برگردد.



Lunar module

بخش SLA

قسمت SLA بخشی ساخته شده از تیتانیوم بود که توسط شرکت نورث امریکن ساخته شده بود و بخش SERVICE را به راکت ساترن IVB متصل مینمود این بخش از قسمت LM و نازل های موتور راکتی و لانچ کننده سیستم را در حین عبور از اتمسفر محافظت میکرد.

قسمت SLA دارای چهار پایه فیکس شده ۷ فوتی است که به راکت ساترن IVB نصب شده است

بخش SLA از ورقه های تیتانیومی با ضخامت ۴۳ میلی متر و دارای ساختار لانه زنبوری ساخته شده بود و همچنین با لایه ۵ میلی متری چوب پنبه ای پوشیده شده بود .

NORTH AMERICAN X-15

هواپیمایی که رکورد غیر رسمی سریع ترین سرعت و بلند پرواز ترین را دارد .

برنامه پرنده هایپرسونیک X-15 توسط ناسا با همکاری نورث آمریکن نیروی هوایی و نیروی دریایی آمریکا انجام گرفت پرنده X-15 ساخته شرکت نورث آمریکن ده سال پرواز کرد و رکورد غیر رسمی سریع ترین سرعت با سرعت ۶.۷ ماخ و بلند پرواز ترین با ارتفاع ۳۵۴۲۰۰ پایی را به ثبت رساند هرچند این رکورد غیر رسمی بوده و هیچگاه رسمیت نداشته و پرواز هایش برای تحقیقات در زمینه خلبانی در سرعت هایپرسونیک بوده(سرعت بالای ۵ ماخ) و از نتایج و اطلاعات و مطالعات بدست آمده از پرواز های آزمایشی برنامه موفق x-15 در ساخت و توسعه فضاپیما های آپولو شاتل و gemini استفاده شد پرنده x-15 از موتور راکتی بهره میبرد و ساخته شرکت نورث آمریکن بود و در کل ۱۹۹ بار پرواز کرد اولین پرواز این پرنده توسط خلبان آزمایشی کمپانی نورث آمریکن خلبان اسکات کراسفاید که یک پرواز در حالت گلاید بود در ۸ ژوئن ۱۹۵۹ انجام گرفت و خلبان ویلیام دانا آخرین پرواز را با x-15 در ۲۴ اکتبر ۱۹۶۸ انجام داد همه این پرواز ها تحت عنوان پروژه (high range) شناخته میشد که اغلب در پایگاه هوایی ادواردز در کالیفرنیا(شمال لس آنجلس) و پایگاه پرواز های آزمایشی ناسا انجام میگرفت در کل ۱۰ خلبان دیگر برای این پروژه x-15 پرواز کردند از ۱۲ خلبانی که با x-15 پرواز کردند ۵ خلبان برای ناسا ۵ خلبان برای نیروی هوایی ۱ خلبان برای نیروی دریایی و ۱ خلبان دیگر برای شرکت نورث آمریکن بود . در کل دو نوع پرواز با x-15 انجام میگرفت نوع اول که خلبان در ارتفاع ثابتی تا زمان فرود آمدن پرواز می کرد و نوع دیگر پرواز ،پرواز در ارتفاع بالا بود که در این نوع سرعت هواپیما را بالا برده و با سرعت بالا به ارتفاع بالا میرسد و سپس اقدام به کم کردن ارتفاع میکرد به علت مصرف سوخت بالای پرنده x-15 این پرنده از بمب افکن b-52 در ارتفاع ۴۵۰۰۰ پایی و سرعت بالای ۵۰۰ مایل بر ساعت پرتاب میشد و بستگی به نوع پرواز موتور راکتی پرنده x-15 از ۸۰ تا ۱۲۰ ثانیه روشن بود و باقی ۸ تا ۱۲ دقیقه پرواز بدون موتور و بصورت گلاید انجام میگفت تا در نهایت در حالت گلاید به سرعت ۲۰۰ مایل بر ساعت میرسید و اقدام به فرود میکرد و نکته دیگر این بود که به علت نوع ارابه فرود در x-15 این پرنده تنها قابلیت نشستن در باند های خشک را داشت و باند های پایگاه های ادواردز و پایگاه dryden برای فرود x-15 در نظر گرفته میشدند هر چنددر بین مسیر چندین باند برای فرود های اضطراری موجود بود .

طراحی:

هواپیمای x-15 جز اولین هواپیما های سری X بود که برای تحقیقات در زمینه رژیم های پروازی (سرعت) از مادون صوت تا ۳.۲ ماخ در نظر گرفته شده بودند .

در سال ۱۹۵۲ سازمان NACA تحقیقاتی را در زمینه پرواز به خارج از جو و حل مسائل و مشکلات مربوط به آن آغاز کرد و دو سال بعد سازمان ناکا اعلام کرد که برای ادامه تحقیقات در این زمینه به هواپیمای جدیدی نیاز دارد و در نهایت خواسته های سازمان ناکا منجر به ساخت هواپیمای X-15 شد که بعد ها به درخواست نیروی هوایی توسط کمپانی نورث آمریکن ساخته شد و

پروژه تحقیقات در زمینه پرواز خارج از جو دوباره از دسامبر ۱۹۵۴ توسط ناکا شروع شد و شرکت نورث آمریکن تا سپتامبر ۱۹۵۵ ۳ فروند از هواپیمای X-15 را آماده کرد و در کمپانی نورث آمریکن تیم طراحی به سرپرستی مهندس چارلز فلنتز X-15 را با کمک آزمایشگاه های سازمان ناکا طراحی کرد.

هواپیمای x-15 یک هواپیمای تک سرنشینه بال وسط برای بررسی مسائل آیرودینامیکی ،پایداری، کنترل ،پدیده های فیزیولوژی و حل مشکلات دیگر مربوط به پرواز هایپرسونیک(بالای ۵ ماخ) بود به علت وقفه در کار شرکت thiokol موتور های راکتی XLR-99 همچنان برای پرواز های اولیه آماده نبودند و در وحله اول X-15 با دو موتور های راکتی XLR-11 که ۱۶۳۸۰ پوند رانش فراهم میکردند پرواز کردند و بعدا موتور اصلی XLR-99 که نصب شدند که تراست ۵۷۰۰۰ پوند فراهم میکرد .

هواپیمای X-15 از بال ها و سکان های معمول برای پرواز در جو اتمسفر استفاده میکرد هواپیما دارای یک سکان عمودی در بالا و یک سکان عمودی دیگر در پایین برای پایداری در جهت YAW (انحراف دماغه به راست و چپ) استفاده میشد و دارای سکان عمودی های متحرک یا RUDDER برای کنترل در جهت YAW بود و دارای سکان افقی برای پایداری در جهت PITCH (انحراف دماغه به سمت بالا و پایین)بود با توجه به اینکه مرکز فشار در پشت مرکز ثقل هواپیما است بنابراین خود به خود دماغه هواپیما به سمت پایین منحرف میشود و در اینجا سکان افقی با ایجاد یک لیفت منفی گشتاور پیچشی ایجاد کرده و دماغه را سرجای حود بازمیگرداند و همچنین دارای سکان افقی متحرک یا همان ELEVATOR بود که برای کنترل در جهت پیتچ بکار میرفت و هواپیما

دارای بال در وسط بدنه بود بال در وسط بدنه نسبت به بال در بالا و پایین دارای خصوصیات آیرودینامیکی بهتر ولی به علت استحکامات بال به بدنه دارای وزن بیشتری است .

برای کنترل پرنده X-15 در خارج از اتمسفر از موتور های سوخت مایع هیدروژن پراکسید(کنترلر) استفاده میشود که با ایجاد یک تراست در جهت یاو و پیتچ در دماغه هواپیما باعث هدایت هواپیما در خارج از جو میشود پوسته خارجی بدنه X-15 از آلیاژ نیکل کروم ساخته شده تا زمانیکه پرنده X-15 در حال پرواز در اتمسفر است در مقابل دمای بالا مقاومت داشته باشد ولی کابین X-15 از آلومینیوم ساخته شده بود .

تاریخچه:

ناسا اولین x-15 را به منظور پرواز د ارتفاعات بالا در ماه های اولیه سال ۱۹۵۹ میلادی دریافت کرد و خلبان اسکات کراسفاید که خودش در طراحی پرنده x-15 کمک کرده بود اولین مرواز را با این هواپیما انجام داد و در طی تحقیقات هواپیما بطور غیر رسمی رکورد هایی بجا گذاشت که حتی از رکورد بلک برد هم بهتر بودند ولی مشکل اینجا بود که این رکورد ها رسمی نبودند مثلا x-15 توانست بصورت غیر رسمی به سرعت ۴۵۲۰ مایل بر ساعت یا به عبارت دیگر ۶.۷ ماخ برسد(سوم اکتبر ۱۹۶۷) و X-15 همچنین توانست رکورد ارتفاع را هم بشکند ولی باز هم بصورت غیر رسمی توانست به ارتفاع ۳۵۴۲۰۰ پایی برسد (۲۲ اوت ۱۹۶۳)و مهم تر از رکورد سرعت و ارتفاع نتایج بدست آمده از تحقیقات با این پرنده در زمینه پرواز و مسائل آیرودینامیکی و حرارت و پایداری و فیزیولوژی در سرعت های هایپرسونیک بود در طی این پرواز های آزمایشی ۷۶۵ گزارش علمی بدست آمد و همانطور که دانشمند پایگاه هوایی درایدن آقای کن ایلیف و همسرش ماری شیفر در آزمایشات یادداشت کرده اند :پرنده x-15 در زمینه های عملکرد در پرواز هایپرسونیک ،پایداری ،کنترل،مواد بکار رفته،موج های شوک صوتی ،توربوبالانس لایه مرزی ،انتقال حرارت ،گرمای آیرودینامیکی ،مواد بکار رفته در پوسته تست شد. (لایه مرزی به یک لایه هوا در نزدیکی بدنه هواپیما میگویند که در اثر اصطحکاک با بدنه پرنده سرعتش صفر و ساکن بوده ولی فشارش بالاست و دارای دمای بالا و چگالی بالا است به همین علت است که گاهی میعان رخ داده و بدنه پرنده خیس میشود)

و همچنین محقق و کارشناس هوافضا آقای جان بکر به ۲۵ نتیجه جدید در این پرواز ها رسید .

و همچنین از نتایج بدست آمده از آزمایشات x-15 در سیستم ناوبری و جنس پوسته بدنه موشک ساترن۵ بکار رفت که متعلق به پروژه آپولو بود و ۱۲ فضانورد از جمله نیل آرمسترانگ را به کره ماه برد و از مزایای پروژه x-15 این بود که دانشمندان توانستند فرق واقعیت با آنچه در ذهنشان بود متوجه شوند و پرنده x-15 کمک شایانی به تحقیقات در زمینه پرواز های هایپرسونیک کرد .

مشخصات :

از سه فروند X-15 ساخته شده در دو فروند از آن به X-15A2 تغییر کردند ایکس ۱۵ ۵۰ فوت طول داشت و طول بالهایش به ۲۲ فوت میرسید و سکان عمودی اش ۱۳ فوت طول داشت به علت اینکه سکان عمودی پایینی حین فرود آمدن و نشستن به زمین

برخورد میکرد سکان عمودی پایینی در فاز نهایی پرواز جدا شده و با یک چتر بازیابی میشد و ایکس ۱۵ از موتور ساخته شرکت thikol بهره میبرد که تحت عنوان XLR-99 شناخته میشد که یک موتور سوخت مایع بود که با آمونیوم بدون آب و اکسیژن مایع برای اکسید کننده کار میکرد و تراست نهایی ۵۷۰۰۰ پوند را فراهم میکرد و حداقل رانش آن ۲۸۰۰۰ پوند بود پرنده های تغییر یافته X-15A2 از لحاظ ظاهری هم متفاوت بودند این مدل دارای ویژگی های متفاوت و بدنه ۲۸ اینچ بزرگتر که هیدروژن مایع برای سوختن فراصوتی حمل کند که این نمونه تست نشد و همچنین این مدل دارای مخزن سوخت های خارجی برای حمل آمونیوم مایع و اکسیژن مایع بود و این مخزن سوخت های خارجی باعث میشدند که موتور ۶۰ ثانیه بیشتر کار کند تا سرعت هواپیما به ۶.۷ ماخ برسد

تعداد پرواز ها و خلبانانی که با هواپیمای x-15 پرواز کردند :

Scott Crossfield.north american aviation 14*

Josef Walker NASA 25*

Robert White USAF16*

Forrest Peterson US NAVY 5*

John McKay NASA 25*

Robert Rushworth USAF 34*

Niel Armstrong NASA 7*

JOE EAGLE USAF 18*

Milton Thompson NASA 14*

William Knight USAF 16*

William Dana NASA 16*

Michael Adams USAF 7*

در کل ۱۹۹ بار X-15 پرواز کرد

ایکس ۱۵ دارای یک نفر خدمه بود

در نهایت خلبان ولیام دانا آخرین پرواز را در ۲۴ اکتبر ۱۹۶۸ انجام داد.

SPACE SHUTTLE

در دهه ۱۹۵۰ و ۱۹۶۰ میلادی ناسا و وزارت دفاع ایالات متحده آمریکا برای رساندن محموله به فضا از موشک های بالستیک همانند اطلس و تایتان بهره میبرد که یکبار مصرف بودند ولی از سال ۱۹۶۹ ناسا بدنبال یک مدارپیمای چند بار مصرف بود در نهایت پروژه شاتل فضایی استارت زده شده و در دهه ۷۰ میلادی توسعه یافت و در نهایت در سال ۱۹۷۷ برای اولین با توانست از روی یک بویینگ ۷۴۷ جدا شده و پرواز کند و کل پروژه در سال ۲۰۱۰ حدود۲۱۰ میلیارد دلار هزینه داشت و در سال ۱۹۸۱ شاتل وارد خدمت ناسا شد و تا سال ۲۰۱۱ در خدمت بود کلا ۷ فروند از این مدار پیما ساخته شد که دو فروند اول برای آزمایش بودند شاتل یک مدار پیمای چند بار مصرف سوخت مایع بود که توسط آژانس فضایی آمریکا ناسا و وزارت دفاع آمریکا به خدمت گرفته شد و برای قرار دادن محموله هایی مانند ماهواره ها در مدار زمین و رساندن محموله به ایستگاه فضایی و برگرداندن محموله از آن استفاده میشد و برای تعمیر و نگهداری ایستگاه فضایی و ماهواره ها هم استفاده شد و مهمترین محموله ای شاتل حمل کرد تلسکوپ هابل بود شاتل چند لانچ محرمانه برای وزارت دفاع آمریکا داشت که معمولا محموله های محرمانه مانند ماهواره های نظامی که در زمینه جاسوسی عکسبرداری و جاسوسی الکترونیکی و شناسایی رادار و ارتباطات نظامی کارایی داشتند را به مدار زمین رساند .

شاتل فضایی با نام رسمی STS شناخته میشود که مخفف عبارت

SPACE TRANSPORT SYSTEM

میباشد.

شاتل ها همانطور که گفته شد ۷ فروند هستند که نام هایشان بصورت زیر است.

ENDVEAR ,ATLANTIS ,COLUMBIA,DISCOVERY,ENTERPRISE

,CHALLENGER,

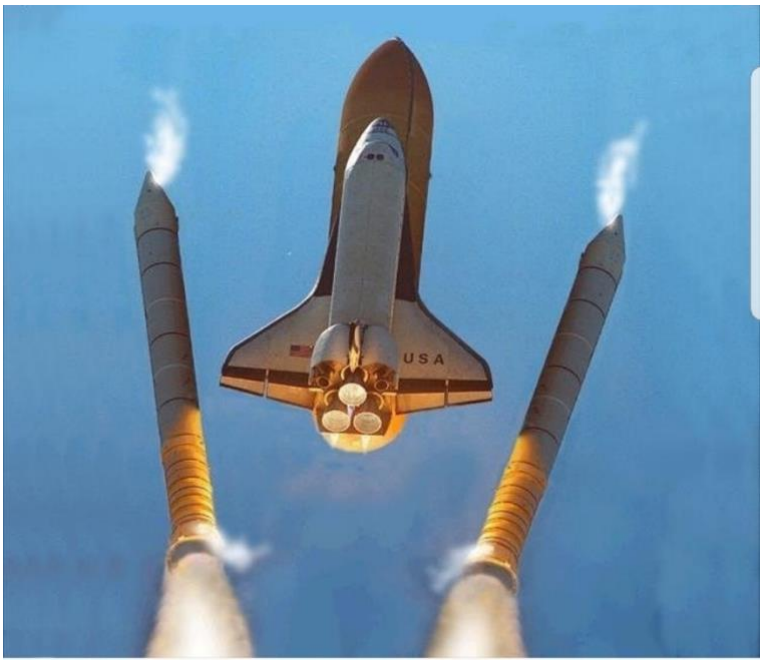
میباشد که دو فروند آزمایشی بودند که یکیش اینترپرایز بود که برای پرواز در جو اتمسفر استفاده میشد و شاتل دوبار سانحه داد که یکی در سال ۱۹۸۶ شاتل چلنجر در حین پرواز به جو منفجر شد و هر ۷ نفر سر نشین کشته شدند و سانحه دیگر در فوریه سال ۲۰۰۳ بود که شاتل دیسکاوری حین بازگشت به زمین منفجر شد و تمامی سرنشین آن کشته شدند .

شاتل با کمک دو بوستر سوخت جامد به فضا لانچ میشد و در مدار ماموریتش را انجام میداد و سپس بصورت گلاید به زمین بازمیگشت.

شاتل فضایی از چهار قسمت اصلی تشکیل شده ۱- مدار پیما که منظور خود شاتل است ۲-موتور های اصلی خود مدار پیما ۳- مخزن سوخت خارجی ۴-دو راکت سوخت جامد

خود مدار پیمای شاتل که توسط کمپانی rockwell international توسعه یافته به اندازه سایز یک هواپیمای مسافربری DC-9 میباشد مدار پیما دارای ۳۷ متر طول طول بال ۲۴ متر و وزن تقریبی ۷۷ تن خود مدار پیما بجز سیستم های الکترونیکی و موتور ها و سیستم های مکانیکی به دو بخش تقسیم میشود قسمت کابین و قسمت کارگو (محفظه بار) شاتل دارای ۷ نفر خدمه است و خود کابین به دو بخش تقسیم میشود که قسمت بالایی کابین اصلی است که برای کنترل شاتل استفاده میشود و دارای 10 نمایشگر است و در این کابین با استفاده از پنل ها فضانوردان شاتل را کنترل میکنند و کابین پایینی برای استراحت فضانوردان است که دارای توالت جای خواب و جا برای غذا خوردن است و جو و گاز های درون کابین مانند آنچه در سطح زمین است تشکیل میشود گاز جو درون کابین از ۸۰ درصد نیتروژن و ۲۰ درصد اکسیژن تشکیل شده و قسمت کارگو یا همان محفظه بار طول ۱۸ متر و عرض ۴.۵ متر است و در قسمت محفظه بار محموله ها مانند ماهواره و ... حمل میشود و شاتل تا ۳۰ تن را در حین لانچ و نصف همین مقدار را در زمان برگشت به زمین میتواند حمل کند و همچنین شاتل محفظه با اکسیژن قابل سکونت بیشتری هم میتواند حمل کند در سال ۱۹۷۳ قرار دادی بین ناسا و آژانس فضایی اروپا اجرا شد که قرار شد آژانس فضایی اروپا محفظه های قابل سکونت برای پرواز در فضا بسازد و در نهایت آژانس فضایی اروپا این محفظه را ساخت این محفظه که درون شاتل هم قرار میگیرد قابل سکونت است و بیشتر یک اتاق کار یا آزمایشگاه است و دارای طول ۳.۹ متر و عرض ۲.۷ متر است و این محفظه درون قسمت کارگو شاتل قرار میگیرد و در زمان تیک آف درون شاتل قرار میگیرد تا در حین پرواز در فضا مورد استفاده قرار گیرد و در صورت نیاز میشود دو تا از این محفظه ها درون شاتل قرار گیرد

سیستم قدرت نیروی محرکه : قدرت اصلی شاتل برای لانچ به فضا توسط دو بوستر سوخت جامد استفاده میشود که هر کدام دارای عرض ۴ متر و طول ۴۵.۵ متر میباشد و همانطور که گفته شد این دو بوستر از نوع سوخت جامد هستند که سوختش مخلوطی از پودر آلومینیوم و آمونیوم پر کلرات است و یک پلیمر خاصی هم به سوخت اضافه شده است و هر کدام از این بوستر های سوخت جامد میتواند تا ۲.۶ میلیون پوند رانش فراهم کند و تنها تا دو دقیقه بعد از شلیک بوستر های سوخو جامد کار میکنند و زمانی که بوستر های سوخت جامد بطور کامل کار خود را انجام میدهند شاتل به ارتفاع ۴۷ کیلومتری و فاصله ۴۵۲ کیلومتری از پایگاه میرسد و در نهایت بوستر های سوخت جامد جدا میشوند (منظور از فاصله در جهت محور زمین است مثلا فاصله دو شهر) و بوستر های سوخت جامد بعد از جداسازی توسط چتر در اقیانوس آرام فرود آمده و توسط کشی گرفته میشود و این راکت ها دوباره مورد استفاده قرار میگیرد این بوستر چند بار مصرف است و این بوستر های سوخت جامد ساخته شرکت thiokol است و خود مدار پیمای شاتل دارای سه موتور راکتی سوخت مایع است که با بازده سوختن ۹۹ درصد پربازده ترین موتور از این لحاظ در جهان است که با سوخت هیدروژن مایع و اکسید کننده اکسیژن مایع کار میکند و این سوخت های در یک مخزن سوخت خارجی که توسط شرکت مارتین ماریتا ساخته شده اند نگهداری شده و حین لانچ به فضا توسط لوله هایی به قطر ۴۳ سانتی متر به موتور های سوخت مایع تزریق میشود و هر کدام از موتور های سوخت مایع ۳۶۵۰۰۰ پوند رانش فراهم میکنند و هر کدام حدود ۵۲۲ ثانیه کار میکنند که در این مدت شاتل را به ارتفاع ۱۰۵ کیلومتری و فاصله ۱۴۲۶ کیلومتری میرساند و خود مخزن سوخت خارجی دارای عرض ۸.۴ متر و طول ۴۶.۲ متر است که سوخت درون آن در دمای پایین -۲۷۰ نگهداری میشود تا سوخت تبخیر نشود خود مخزن سوخت با عایقی از جنس فوم فشرده ساخته شده و بعد از استفاده کامل جدا شده و یکبار مصرف است و در نهایت شاتل با استفاده از دو موتور راکتی سوخت مایع کوچک که در غلافی در انتهای بدنه فضاپیمای شاتل نگهداری میشود به مدار میرسد و برای هدایت شاتل در خارج از جو از ۲ موتور راکتی کوچک در دماغه و چهار تا در غلاف oms شاتل در خارج از جو هدایت میشود یعنی موتور راکتی با ایجاد تراست در دماغه باعث انحراف در جهت پیتچ و یاو میشود و شاتل هدایت میشود و هدایت شاتل هم توسط ۵ کامپیوتر انجام میگیرد که چهار تای آن به یکدیگر لینک شده و هر کدام کار نکند و تصمیم گیری نکند دیگری وظیفه آن را انجام میدهد و اگر هر چها تا کار نکنند پنجمی کار میکند و شاتل دارای سه سیستم هیدرولیک کاملا مجزا از یکدیگر هستند که برای تکان دادن rudder ها و دیگر بالچه ها استفاده میشود و هر کدام از این سیستم های هیدرولیک از یکدیگر مجزا هستند و با خراب شدن یکی باعث اختلال در دیگری نمیشود همچنین شاتل دارای یک بازوی رباتیکی برای گرفتن ماهواره ها و محموله ها و قرار دادن آنها در مدار استفاده میشود و همچنین سکوی کار فضانوردان هم هست و قسمت سخت طراحی شاتل برای مهندسان قسمت وارد شدن دوباره شاتل به جو و کاهش ارتفاع آن بود که شاتل برای برگشت به طور کامل گلاید میکند و از موتور استفاده نمیکند و در حین برگشت دارای سرعت ۲۸۰۰۰ کیلومتر بر ساعت است که با در نظر گرفتن اصطحکاک هوا بدنه شاتل بسیار داغ میشود و دمای بدنه به ۱۶۵۰ درجه سانتیگراد میرسد که در اینجا نیاز به مواد مقاوم خاصی بود و بدنه شاتل از ۲۵۰۰۰ قطعه از کامپوزیت مقاوم پوشیده شده که هر کدام حدود طول ۱۵ سانتی متر و عرض ۱۲ سانتی متر را دارا هستند و قسمت هایی مانند دماغه و لبه حمله بال که داغ تر میشوند در این قسمت ها از موادی بنام کربن کربن ساخته شده که این مواد بسار مقاوم بوده و تشکیل شده از کربن و فیبر فشرده شده است و در نهایت شاتل فرود میاید که در حین فرود دارای سرعت بسیار بالایی است که به مسافت ۲.۵ کیلومتری باند برای نشستن نیاز دارد و در پایگاه هوایی ادواردز در کالیفرنیا فرود میامد و لانچ شاتل هم از پایگاه فضایی kennedy space center واقع در فلوریدا لانچ میشد اتحاد شوروی مدار پیمایی مشابه شاتل طراحی کرد که به آن بوران میگفتند و تنها یکبار در سال ۱۹۸۸ از پایگاه فضایی بیاکونور شلیک شد و سپس به علت مسائل اقتصادی پروژه بوران لغو شد و شاتل هم در سال ۲۰۱۱ از خدمت خارج شد و شاتل توسط بویینگ ۷۴۷ برای انتقال هم حمل میشد .



Soyuz

سایوز یک راکت فضایی سوخت مایع سه مرحله ای است که بر اساس موشک بالستیک R7 ساخته شده این راکت توسط کمپانی انرجیا در شهر samara شوروی ساخته شده و از سال ۱۹۶۶ تاکنون ۱۷۰۰ بار لانچ شده است که پر استفاده ترین راکت فضایی در جهان میباشد .

زمانی که در سال ۲۰۱۱ شاتل فضایی از خدمت خارج شد راکت سایوز تنها وسیله ای است که میتواند فضانوردان را به ایستگاه فضایی بین المللی برساند از راکت سایوز برای رساندن محموله هایی به فضا و ایستگاه فضایی استفاده میشود راکت فضایی سایوز فضاپیمای سایوز هم به فضا میرساند

تمامی راکت های سایوز سوخت مایع هستند از PR-1 به عنوان سوخت و دز اکسیژن مایع به عنوان اکسید کننده استفاده میکنند

سایوز در سال ۱۹۶۶ تولید شد و یک راکت مشتق شده از راکت های vostok بود که خود براساس موشک بالستیک قاره پیمای R7 ساخته شده بود و سایوز یک راکت سه مرحله ای است و بعد ها مدل molniya که راکتی چهار مرحله ای بود هم ساخته شد که میتوانست تا مدار molniya برسد و مدل جدید تر آن soyuz U بود که این مدل از چشم غرب پنهان نگه داشته شده بود که بعد ها غرب آنرا A2 نامید

در اوایل دهه ۸۰ میلادی سالانه ۶۰ راکت سایوز ساخته میشد و این راکت به پراستفاده ترین راکت فضایی جهان تبدیل شد که از سال ۱۹۶۶ تاکنون ۱۷۰۰ بار لانچ شده است که خیلی بیشتر از راکت های دیگر است

در دهه ۹۰ میلادی قرار بود استیج FREGAT با مرحله بالایی سایوز جایگزین شود که موتور های این مرحله توسط کمپانی NPO ساخته شده بود در نهایت این نسخه با تصمیم وزارت دفاع روسیه Soyuz 2 نام گرفت و نسخه Soyuz U میتواند تا ۱۳۵۰ کیلوگرم محموله را به مدارGTO برساند در آوریل سال ۱۹۹۷ قراردادی با آژانس فضایی اروپا بسته شد که طی این قرارداد میبایستی دو جفت از ماهواره های Cluster plusma توسط راکت های سایوز در مدار زمین قرار بگیرند در سالهای ۱۹۹۹ و ۲۰۰۰ راکت soyuz fregatتست های خود را انجام داد و در سال ۲۰۰۰ ماهواره cluster plusma را در مدار قرار داد .
ماموریت دیگر سایوز حمل کاوشگر مریخ به فضا بود که این ماموریت در سال ۲۰۰۳ از پایگاه فضایی بایکونور در قزاقستان انجام شد امروزه لانچ های soyuz fregat برای ماموریت های تجاری انجام میشود .در مدت زمانی بین فوریه ۲۰۰۳ تا ژوئیه

۲۰۰۵ که ناوگان شاتل فضایی زمین گیر بودند در این مدت تنها از سایوز برای رساندن محموله و فضانورد به ایستگاه فضایی استفاده میشد و از سال ۲۰۱۱ و بازنشسته شدن شاتل فضایی ناسا فضانوردان و محموله های خود را با استفاده از سایوز از پایگاه فضایی بایکونور به ایستگاه فضایی میرساند و ایالات متحده از سال ۲۰۱۹ پرواز های فضایی خود را از خاک آمریکا (پایگاه فضایی کندی در فلوریدا) شروع کرد .

سایوز سلسله عملیات های موفقیت آمیزی داشت تا اینکه در اکتبر سال ۲۰۰۲ یک سایوز حامل ماهواره پروتن ناموفق عمل کرد و منفجر شد و یک نفر از خدمه زمینی کشته شد و ۸ نفر صدمه دیدند

عملیات ناموفق بعدی سایوز در سال ۲۰۰۵ بود که در این ماموریت سایوز حامل ماهواره نظامی بود که در این ماموریت از نسخه چهار مرحله ای سایوز موسوم به MOLNIYA استفاده شد که در این ماموریت به علت نقص فنی در مرحله سوم راکت ۶ دقیقه بعد از لانچ راکت ناموفق عمل کرد و ماموریت ناموفق شد و در سال ۲۰۱۱ یک راکت سایوز بدون سرنشین که حامل محموله برای ایستگاه فضایی بین المللی بود در رسیدن به مدار ناکام ماند و ماموریت ناموفق بعدی در همان سال ۲۰۱۱ بود که در این ماموریت سایوز حامل ماهواره نظامی بود که این ماموریت هم با شکست مواجه شد

در سال ۲۰۱۸ سایوز حامل محموله ای برای ایستگاه فضایی بین المللی که از پایگاه بایکونور لانچ شد در رسیدن به مدار زمین ناکام ماند .

امروزه نسخه جدید سایوز تحت عنوان سایوز۲ با مدل های قبلی جایگزین شده است که این نسخه دارای سیستم هدایت دیجیتال جدید و مرحله سوم و موتور های راکتی با عملکرد بهتر است

اولین نسخه سایوز ۲ که سایوز ۲-۱ نامیده میشد دارای سیستم هدایت دیجیتال بود ولی از همان استیج و موتور قبلی بهره میبرد و این نسخه اولین لانچ خود را در سال ۲۰۰۴ انجام داد و در سال ۲۰۰۶ از پایگاه بایکونور ماهواره COROT را به فضا برد.

نسخه ها

Soyuz (1966-1975)

Soyuz L (1970-1971)

Soyuz M(1971-1976)

Soyuz U (1973-2017)

Soyuz U2(1982_1995)

Soyuz FG(2001 تاکنون)

Soyuz 2(2006 تاکنون)

مولنیا ام (۱۹۶۴ تا ۲۰۱۰) این نسخه چهار مرحله ای است)

راکت سایوز برخلاف ساترن ۵ بصورت افقی در مرکز ساخت ساخته میشود و بصورت افقی به بایکونور منتقل میشود و به حالت عمودی در آمده و لانچ میشود

اگر قرار بود این راکت به شکل عمودی منتاژ شود نیاز به یک آشیانه بسیار بزرگ بود که برای اتحاد شوروی توجیه اقتصادی نشد لذا راکت به حالت افقی منتاژ میشود.

سایوز برای عملیات های بدون سرنشین و عملیات های تجاری زیادی استفاده شده است و همچنین برای ماموریت های زیر استفاده میشود

سایوز برای عملیات های بدون سرنشین به مقصد ایستگاه فضایی بین المللی و میر استفاده میشود در این ماموریت ها از نسخه های U و FG و سایوز ۲ استفاده میشود برای این ماموریت ها از مخزن حامل محموله progress استفاده میشود

همچنین سایوز برای ماموریت های تجاری هم استفاده میشود در این ماموریت ها از محفظه تایپ A استفاده میشود

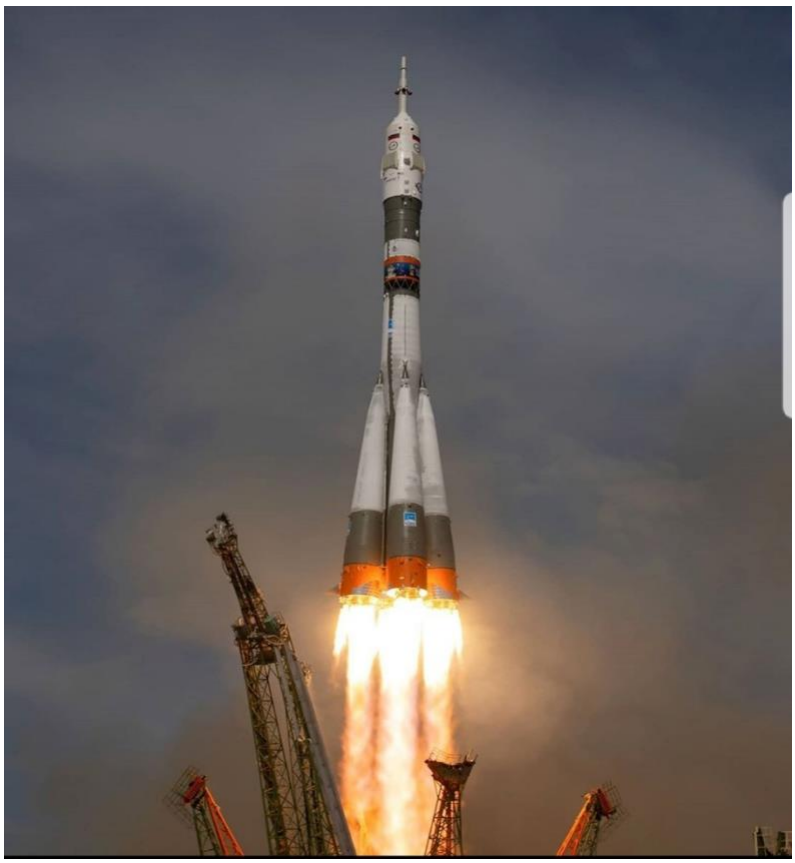
همچنین سایوز فضا پیما های galaxy 14 و GIOVE و کاوشگر مریخ و AMOS 2 و VENUS EXPRESS را در مرحله بالایی خود به فضا حمل کرده است و این محموله ها در محفظه تایپ S با قطر ۳.۷ متر و ارتفاع ۷.۷ حمل میشود

محفظه تیپ SL برای حمل محموله های ماهواره های تجاری استفاده میشود و این محفظه دارای قطر ۳.۷ متر و ارتفاع ۸.۴ متر است و از این محفظه برای حمل فضاپیما COROT استفاده میشود

محفظه تایپ ST هم برای حمل محموله های تجاری استفاده میشود و این محفظه دارای قطر ۴.۱ متر ارتفاع ۱۱.۴ متر است این محفظه تنها بر روی سایوز ۲ قابل نصب است چون سیستم های کنترل آنالوگ سایوز های قدیمی تر از پس ناپایداری آیرودینامیکی حاصل از این محفظه بر نمی آیند این محفظه از کربن پلاستیک ساخته شده است .

Vostok

راکت های خانواده Vostok ،راکت های فضایی بودمد که بر اساس موشک بالستیک قاره پیما ساخته شدند این راکت از نوع سوخت مایع سه مرحله ای است که در کنار مرحله اول دارای چهار بوستر راکتی کمکی است که طی پرواز بعد از مدتی از آن جدا میشوند راکت های vostok برای اولین بار فضاپیمای حامل انسان را به فضا حمل کردند که همان فضاپیمای vostok حامل یوری گاگارین بود و همچنین راکت vostok اولین ماهواره چهان یعنی اسپوتنیک را در مدار زمین قرار داد این راکت از سوخت نفت سفید و اکسید کننده اکسیژن مایع بهره میبرد این راکت اولین پرواز خود را در سال ۱۹۶۰ انجام داد و آخرین پرواز خود را در سال ۱۹۹۱ انجام داد.



Falcon 9

فالکن ۹ نام یک خانواده از راکت های متوسط فضایی است که سوخت مایع دو مرحله ای است و با ۹ موتور راکتی مرلین کار میکند این راکت های فالکن ۹ توسط کمپانی space x ساخته میشوند و مدل های مختلف آن شامل v1.0 که نسخه یکبار مصرف و نسخه v1.1 نسخه چند بار مصرف (بوستر به زمین بازمیگردد و چند بار قابل استفاده است) و نسخه فالکن v1.2 نسخه فول تراست است که در حال حاضر استفاده میشود فالکن ۹ از اکسیژن مایع به عنوان اکسیدکننده و از PR-1 به عنوان سوخت بهره میبرد .

نسخه فول تراست فالکن ۹ میتواند تا ۲۲۸۰۰ کیلوگرم محموله را به مدار های پایینی زمین برساند و تا ۸۳۰۰ کیلوگرم محموله را به مدار GTO میرساند و چند بار مصرف استاستیج دوم موشک بعد از جدایی در مدار GTO میتواند جدا شده و دوباره به طور اتوماتیک زمین برگردد و مورد استفاده قرار گیرد فالکن ۹ همچنین ارتقا یافته و در سال ۲۰۱۸ ماهواره TELSTAR با وزن ۷۰۷۵ کیلوگرم را به مدار GTO رساند در سال ۲۰۰۸ شرکت اسپیس ایکس قرار دادی با ناسا امضا کرد که طی آن با راکت های فالکن ۹ و کپسول دراگون محموله ها به ایستگاه فضایی ارسال شود و اولین پرواز این برنامه هم در سال ۲۰۱۲ بود و اسپیس ایکس در حال گرفتن سفارشی از ناسا برای فرستادن انسان فضانورد به فضا است فالکن ۹ در ورژن v1.0 از سال ۲۰۱۰ تا ۲۰۱۳ پنج بار لانچ شد و فالکن ۹ ورژن v1.1 از سال ۲۰۱۳ تا ۲۰۱۶ پانزده بار لانچ شد نسخه فول تراست فالکن ۹ تا دسامبر سال ۲۰۱۵ در خدمت بود و ارتقا هایی بر روی آن انجام شد آخرین مدل ورژن بلاک 5 است که در ماه مه سال ۲۰۱۸ وارد خدمت شده که این نسخه دارای موتور قدرتمند تر و پایه های قوی تر برای فرود و سیستم ریکاوری بهتری است و در نهایت فالکن هوی از روی فالکن ۹ ساخته شد .

فالکن ۹ یک راکت فضایی دو مرحله ای سوخت مایع است که از اکسیژن مایع به عنوان اکسید کننده و RP-1 به عنوان سوخت بهره میبرد و هر دو ایتیج از ۹ موتور راکتی مرلین بهره میبرند که یک موتور راکتی با توان هر کدام فراهم کردن رانش ۱۹۰۰۰۰ پوند رانش در ارتفاع سطح دریا و رانش ۲۰۵۰۰۰ پوند در خلا است استیج اولی برای پرواز در اتمسفر واستیج دوم برای پرواز در خلا استفاده میشود در استیج اول موتور ها طوری ساختمان بندی یا چیدمان شده اند که اسپیس ایکس به آن اکتاوب میگوید و همچنین چهار پایه برای فرود آمدن در کنار OCTAWEB ها متصل شده اند و این پایه ها برای فرود ایمت ساخته شده اند مخزن سوخت های راکت از آلیاژ لیتیوم آلومینیوم ساخته شده اند که با آخرین تکنولوژی ساخته شده اند و در استیج دوم مخزن سوخت مشابه همان استیج اول است و از همان مواد و تکنولوژی بهره مبرد ولی کمی کوچکتر است و دو استیج در راکت با یک استراکچر کربن فیبر به هم متصل شده اند و برای جدایش استیج ها از سیستم نیوماتیکی بهره میبرد (سیستم نیوماتیکی مشابه هیدرولیک است ولی از هوای فشرده به عنوان سیال بهره میبرد) و در فالکن ۹ دو استیج از ۱۲ ناحیه از هم جدا میشوند که این عدد در نسخه .V1۱ به ۳ رسیده و فالکن ۹ دارای یک دماغه یا محفظه برای حمل محموله و ماهواره است که دارای طول ۱۳ متر و قطر ۵.۲ متر است و از کربن فیبر ساخته شده که با یک لایه آلومینیوم پوشانده شده است که این محفظه توسط اسپیس ایکس در کالیفرنیا ساخته شده است و تست های این راکت در بهر سال ۲۰۱۳ در پایگاهی متعلق به ناسا صورت گرفت و راکت فالکن ۹ از کامپیوتر های پردازنده برای کنترل بهره میبرد و هر موتور مرلین با ۳ کامپیوتر که با زبان برنامه نویسی C++ نوشته شده اند کنترل میشود

مشخصات کلی

نوع:راکت فضایی

کمپانی سازنده :اسپیس ایکس

کشور خواستگاه:ایالات متحده آمریکا

هزینه هر لانچ :۵۰ میلیون دلار در سال ۲۰۱۸

ارتفاع

۷۰ متر

نسخه V1.1 طول ۶۸.۴ متر

نسخه V1.0 طول ۵۴.۹ متر

قطر ۳.۷ متر

وزن

نسخه V1.1 دارای وزن 505846کیلوگرم

نسخه V1.0 دارای وزن 333400کیلوگرم

دو مرحله ای

میزان توان حمل محموله تا مدار GTO

نسخه V1.1 میزان حمل ۴۸۵۰ کیلوگرم

نسخه V1.0 میزان حمل ۴۵۴۰ کیلوگرم

میزان حمل محموله به کره ماه ۴۰۲۰ کیلوگرم

تنها نسخه بلاک ۵ در خدمت است باقی از خدمت خارج شده اند

دارای ۹ موتور مرلین

قابلیت فراهم کردن رانش کلی در نسخه v1.1 حدود ۱۳۲۳۰۰۰ پوند

برای نسخه V1.0 حدود ۱۱۱۰۰۰۰ پوند رانش

زمان سوختن

در نسخه v1.1 حدود ۱۸۰ ثانیه

در نسخه v1.0 حدود ۱۷۰ ثانیه

سوخت RP-1

اکسید کننده اکسیژن مایع

در حال فرود و پایه ها

Falcon Heavy

فالکن هوی یک راکت فضایی فوق سنگین است که سوخت مایع بوده چند بار مصرف قابل بازیابی و از ترکیب شدن سه فالکن ۹ تشکیل شده که توسط کمپانی اسپیس ایکس ساخته شده فالکن هوی در حال حاضر قدرتمندترین راکت فضایی در جهان و در کل چهارمین راکت فضایی قدرتمند تاریخ بعد از ساترن ۵ و انرجیا و N1 است.

فالکن هوی اولین پرواز خود را در ۶ فوریه سال ۲۰۱۸ به تایم محلی 3:45 دقیقه بعد از ظهر در kennedy space center

انجام داد که ماشین تسلا رودستر آقای الان ماسک را به فضا برد و پرواز بعدی آن برای نوامبر سال ۲۰۱۸ در نظر گرفته شده فالکن هوی برای این ساخته شده بود که انسان را به مدار های بسیار بالاتر از مدار های نزدیک زمین برساند ولی تا فوریه سال ۲۰۱۸ برنامه ای با ناسا برای فرستادن فضانورد به فضا با فالکن هوی با کمپانی اسپیس ایکس بسته نشده فالکن هوی قرار است در اوایل دهه ۲۰۲۰ با راکت های BFR جایگزین شود .

فالکن هوی از فالکن ۹ مشتق شده و از سه فالکن ۹ تشکیل شده که وسطی هسته اصلی است و دوتای دیگر به آن اضافه شده اند فالکن هوی از تمامی راکت های فضایی عملیاتی جهان قابل حمل بار و محموله بیشتری را داراست فالکن هوی تا ۶۴ تن محمولخ را به مدار های پایینی زمین میرساند و ۱۶.۸ تن را تا نزدیکی کره مریخ میرساند راکت فالکن هوی برای این ساخته شده است تا فراتر از نیاز انسان ها باشد راکت در پرواز ۴۰ در صد از دیگر محموله ایمن تر است و ۲۵ درصد خود راکت ایمن تر از راکت های دیگر بوده فالکن هوی در لصل برای ماموریت های کره ماه و مریخ در نظر گرفته شده و قابل بازیابی و چند بار مصرف است استیج اول فالکن هوی با سه راکت فالکن ۹ کار میکند که هر کدام ۹ موتور راکتی مرلین دارند که در مجموع راکت فالکن هوی ۲۷ موتور راکتی دارد که حدود ۵۱۳۰۰۰۰ پوند رانش در ارتفاع سطح دریا و حدود ۵۵۴۹۰۰۰ پوند رانش در خلا فراهم میکند دو استیج راکت با استراکچر های فیبر کربن آلومینیوم کامپوزیت به هم متصل اند و با یک سیستم نیوماتیکی جدایش صورت میگیرد فالکن هوی دارای مخزن سوخت های ساخته شده از آلیاژ لیتینویم آلومینیوم است که همانطور که گفته شد از آخرین تکنولوژی بهره میبرند و استیج دوم هم مخزن سوخت مشابه ولی کوچکتر دارد همانطور که در اول مقاله هم گفته شد همانند فالکن هوی ساختار انتهای راکت فالکن هوی یعنی قسمت موتور ساختاری دارد که اسپیس ایکس به آن OCTAWEB میگوید که چهار پایه ساخته شده از فیبر کربن و آلومینیوم به آن متصل است که حین فرود به زمین با این پایه ها راکت فرودی امن داشته باشد .

فالکن هوی در حال حاضر قدرتمنترین راکت فضایی عملیاتی است که اولین پرواز خود را در فوریه ۲۰۱۸ انجام داده و در آینده ای نزدیک به طور کامل عملیاتی میشود .

Boeing CIM-10 bomarc

موشک بویینگ CIM-10 BOMARC یک موشک پدافندی دفاع هوایی فراصوتی دور برد بود که طی جنگ سرد برای دفاع از آمریکای شمالی در مقابل بمب افکن های شوروی استفاده میشد موشک BOMARC اولین موشک پدافندی بلند برد بود و تنها موشک پدافندی که نیروی هوایی آمریکا استفاده کرد.

در سال ۱۹۴۶ بویینگ تحقیقاتی در زمینه موشک زمین به هوا هدایت شونده تحت عنوان پروژه MX606 نیروی هوایی انجام میداد .تا سال ۱۹۵۰ بویینگ ۱۰۰ تست موشکی موفقیت آمیز انجام داد و به علت اینکه این آزمایشات امیدوار کننده بودند در سال ۱۹۴۹ نیروی هوایی قرار دادی برای توسعه رهگیر بدون سرنشین با بویینگ بست (رهگیر بدون سرنشین عنوانی بود که بعد ها نیروی هوایی به موشک های پدافندی زمین به هوا داده بود) و این پروژه تحت عنوان MX1599 دنبال میشد موشک MX1599 قرار بود موشکی با موتور رمجت دوربرد و فراصوتی با کلاهک اتمی باشد برای رویارویی با بمب افکن هایی که در ارتفاع بالا پرواز میکردند .مرکز تحقیقاتی هوافضایی میشیگان که به طور اختصار MARC شناخته میشد به پروژه موشکی بویینگ پیوست و نام موشک BOMARC شد (اسمش چیزی بین نامهای BOEING و MARC است)

در سال ۱۹۵۱ نیروی هوایی آمریکا بر روی این مسئله تاکید میکرد که موشک های دفاع هوایی در اصل همان جنگنده های بدون سرنشین هستند بنابراین موشک BOMARC حرف اول F که حرف اول FIGHTER است و برای جنگنده های آمریکایی استفاده میشود را گرفت و نامش شد F-99

پرواز های آزمایشی XF99 از سال ۱۹۵۲ آغاز شد و تا ۱۹۵۵ ادامه داشت و موشک از بوستر های سوخت مایع بهره میبرد تا سرعت موشک را به حدی برساند که موتور رمجت خود موشک قابل استفاده باشد ،موتور رمجت موتوری است که مانند لوله ونتوری میماند و فاقد توربین و کمپرسور و هر گونه قطعه چرخانی است و سیکل کاری آن بدین شکل است که هوا بعد از وارد شدن از ورودی واگرا که باعث میشد سرعت هوا کاهش یافته و فشارش افزایش یابد تا برای اتاقک احتراق مناسب باشد بلافاصله به اتاقک احتراق رفته و احتراق انجام گرفته و هوا از خروجی خارج میشود و باعث رانش میشود این موتور های رمجت از سرعت سکون قابل استفاده نیستند و حتما باید به سرعت خاصی رسید تا این موتور ها قابل استفاده باشند و موتور اصلی موشک XF99 موتور رمجت بود و برای رسیدن به سرعت نیاز برای کارکرد موتور رمجت موشک از بوستر سوخت مایع بهره میبرد.و در تست هایی که از سال ۱۹۵۲ تا ۱۹۵۵ انجام شد موشک مجهز به موتور رمجت بود ولی فاقد سیستم هدایت بود در سال ۱۹۵۵ نیروی هوایی آمریکا نام موشک را به YIM-99A تغییر داد و و در نهایت در سال ۱۹۵۵ نام IM-99 برای این موشک انتخاب شد (با تاکید بویینگ کد ۹۹ تغییر نکرد) در اواخر سال ۱۹۵۷ این موشک اولین پرواز خود را با سیستم هدایت خود انجام داد و در همین سال بویینگ قرار داد ساخت موشک IM99 را با نیروی هوایی بست و اولین اسکادران از این موشک رهگیر در سال ۱۹۵۹ عملیاتی شد

موشک IM-99A دارای برد ۳۲۰ کیلومتر بود و برای این ساخته شده بود که در سرعت ۲.۵ تا ۲.۸ ماخ پرواز کند و در ارتفاع ۶۰۰۰۰ پایی پرواز کند (۱۸۰۰۰ متری)

موشک دارای طول ۱۴.۲ متر و وزن ۷ تن بود و دارای کلاهک متعارف ۴۵۰ کیلوگرمی یا کلاهک اتمی W40 که این کلاهک اتمی ۱۰ کیلوتن قدرت داشت موشک دارای یک بوستر سوخت مایع بود تا سرعت موشک را به ۲ ماخ برساند تا شرایط برای موتور رمجت مهیا شود موشک دارای موتور رمجت RJ-43 است که قابلیت فراهم کردن ۱۲۰۰۰ پوند رانش را داراست و با سوخت ۸۰ اکتان گازولین کار میکند و بقیه پرواز از سرعت ۲ ماخ به بالا با این موتور انجام میگیرد این موتور رمجت در پهباد D21 هم بکار رفته است .

موشک های IM-99A در داخل آشیانه هایی بصورت افقی قرار میگرفتند و زمان لانچ در آشیانه باز میشد و موشک به صورت عمودی قرار میگرفت و بوستر های LR59-AJ13 موشک را شلیک میکردند و بعد از رسیدن به سرعت ۲ ماخ موتور رمجت موشک را به سرعت ۲.۸ ماخ و ارتفاع ۶۶۰۰۰ پایی میرساند

هدایت موشک به طور فعال راداری بود یعنی زمانی که موشک به فاصله ۱۶ کیلومتری هدف میرسید رادار خود موشک که AN/DPN-34 نام داشت و ساخته شرکت وستینگهاوس بود فعال شده و روی هدف قفل میکرد و موشک به سمت هدف هدایت میشد برد نهایی موشک ۴۰۰ کیلومتر بود و با کلاهک اتمی W40 به قدرت ۱۰ کیلوتن مجهز بود و تا زمانی که موشک به یرد موثر برای استفاده از رادار خود برسد توسط ایستگاه زمینی هدایت میشد (در سال ۱۹۵۸ قرارداد NORAD یک پیمان امنیتی دفاعی بود بین آمریکا و کانادا منعقد شد و این قرار داد برای محافظت آمریکای شمالی در مقابل هجوم شوروی بود)

و با توجه به همین قرارداد ۱۴ سایت موشک BOMARC در آمریکا و دو سایت در کانادا یکی در کپک و دیگری در شمال خلیج اونتاریو نصب شد

مشکل موشک بوستر سوخت مایع آن بود که قبل از لانچ دو دقیقه سوختگیری آن زمان میبرد و از سوخت هیدرازین و نیتریک اسید بهره می برد که این سوخت بسیار خطرناک بود و میتوانست به خدمه صدمه بزند و به همین دلیل موشک به یک بوستر سوخت جامد مجهز شد و مدل جدید موشک شد IM-99B BOMARC B

و از بوستر سوخت جامد XM51 بهره میبرد و همچنین در این مدل موتور رمجت RJ-43 هم ارتقا یافت اولین لانچ IM-99B در سال ۱۹۵۹ انجام گرفت ولی مشکلات مربوط به بوستز سوخت جامد باعث شد تا اولین پرواز موفقیت آمیز در سال ۱۹۶۰ باشد که یک پهباد فراصوتی را رهگیری کرد .

و در مدل IM-99B به علت بوستر جدید مدشک قابلیت حمل سوخت بیشتر برای موتور رمجت است که باعث شد برد در این نسخه به ۷۰۰ کیلومتر برسد و همچنین این نسخه از لحاظ الکترونیکی و هدایت هم پیشرفته تر است و مجهز به رادار جدید -AN/DPN 53 بود که این رادار اولین رادار پالس داپلر در جهان بود و تمامی BOMARC B ها به کلاهک اتمی W40 مجهز شدند و در سال ۱۹۶۱ این مدل IM-99B عملیاتی شد و به طور کامل جایگزین IM-99A شد و و در سال ۱۹۶۱ یک موشک کروز رگلاس ۲ را در ارتفاع ۱۰۰۰۰۰ پایی رهگیری کرد که بهترین رکورد رهگیری در آن زمان بود بویینگ ۵۷۰ موشک BOMARC را از سالهای ۱۹۵۷ تا ۱۹۶۴ تولید کرد ۲۶۹ فروند از نسخه A و ۳۰۱ فروند از نسخه B

موشک bomarc تنها در آمریکا و کانادا خدمت کرد و از سالهای ۱۹۵۹ تا ۱۹۷۲ عملیاتی بود

..

Lockheed SR-71 BLACKBIRD

GRUMMAN F-14A TOMCAT

APOLLO -SOYUZ MISSION 1975

مراجع و منابع:

کتاب تاریخ هوانوردی

کتاب موتور توربین گازی رولزرویس

کتاب پیشران هوایی

کتاب ترمودینامیک ون وایلن

کتاب آیرودینامیک جان اندرسون

کتاب طراحی و عملکرد هواپیما جان اندرسون

کتاب عملکرد هواپیما راسکم

کتاب سامانه های هواپیما ۱ و ۲ و اویونیک

کتاب مکانیک پرواز وارن اف فیلیپس

خوشحال میشوم انتقادات و پیشنهادات خود را با بنده در میان بگذارید.

www.javad.mohammad.1998@gmail.com