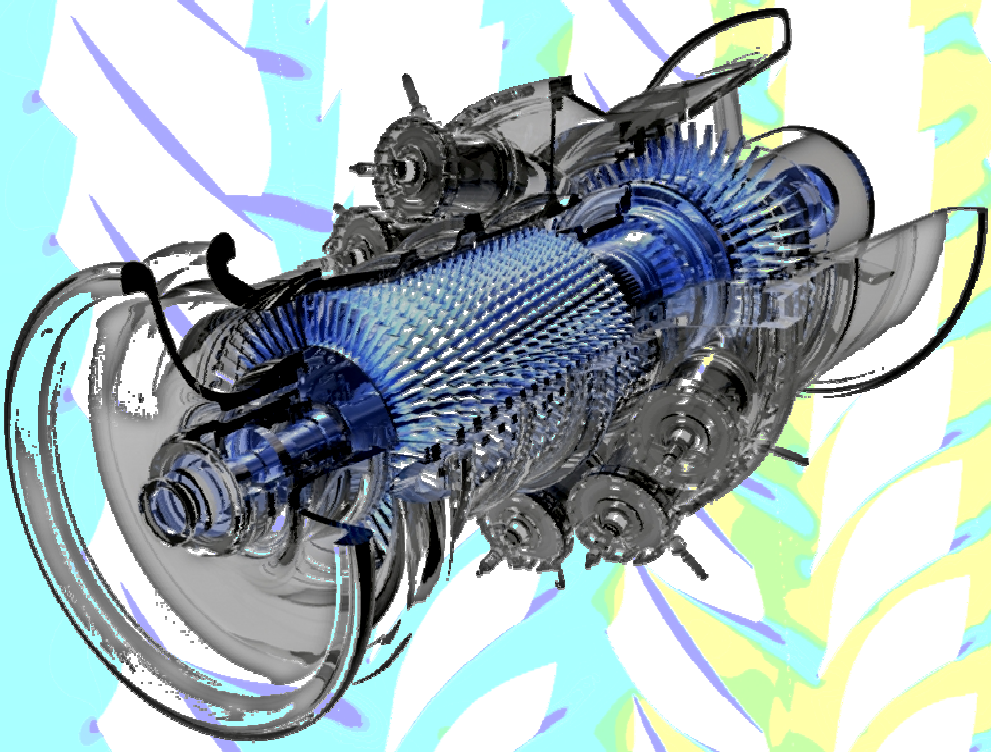
مرکز آموزش
گروه شرکت‌های توربو کمپرسور نفت

آموزش عمومی توربوماشین‌ها



تألیف: علی مرادی

مرکز آموزش
گروه شرکت‌های توربو کمپرسور نفت

آموزش عمومی توربوماشین‌ها

تألیف: علی مرادی

پائیز ۱۳۹۰

آموزش عمومی توربوماشین‌ها

مؤلف: علی مرادی

ناظر فنی: محمدجواد رضایی

ویراستار علمی: آرمیا خواجه

ویرایش و صفحه‌آرایی: حسین قاسمی

چاپ اول: دی ماه ۱۳۹۰

پیشگفتار:

نشر و ترویج دانش و مهارت همواره به عنوان یکی از ابزارهای اساسی توسعه و تعالی جوامع بشری مطرح بوده و در دین اسلام نیز از جایگاه به سزایی برخوردار است، بر این اساس مرکز آموزش گروه شرکت‌های توربوکمپرسورنفت با دعوت از اساتید و خبرگان صنعت توربوماشین‌ها و صنایع مرتبط، تلاش نموده است تا نسبت به مستندسازی دانش موجود و تدوین و تألیف منابع آموزشی در راستای گسترش فناوری و دانش طراحی توربوماشین‌ها در محیط‌های علمی و تخصصی جهت بهره‌برداری کارشناسان و علاقمندان این صنعت اقدام نماید.

کتاب توربوماشین‌ها به عنوان یکی از منابع آموزشی موردنیاز توسط آقای علی مرادی از اساتید خبره این حوزه تألیف و با حمایت شرکت OTC در راستای تحقق این آرمان به چاپ رسیده است. بدیهی است این مرکز در ابتدای این مسیر قرار دارد و این کتاب خالی از نقص نمی‌باشد، بنابراین امید است ما را از پیشنهادات، نظرات اصلاحی و رهنمودهای خویش بهره‌مند فرمایید.

محمدجواد رضایی

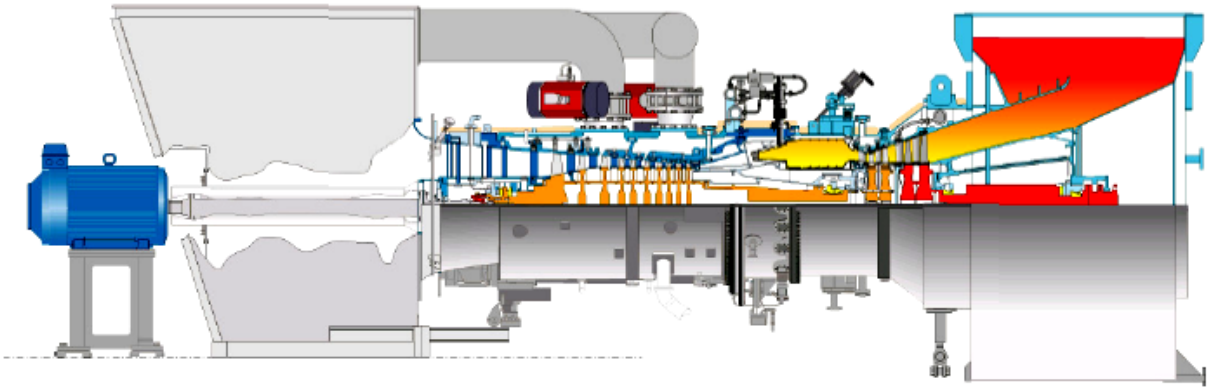
مدیر مرکز آموزش OTC

«فهرست مطالب»

عنوان	صفحه
مقدمه	۱
بخش اول: تاریخچه توربین	۲
بخش دوم: موتورهای توربین‌دار گازی (موتورهای جت)	۱۶
۲-۱- تاریخچه موتورهای جت	۱۷
۲-۲- موتورهای جت بدون قطعات چرخنده	۱۸
۲-۳- موتورهای جت با قطعات چرخنده	۲۲
۲-۴- موتور توربو رم جت	۳۴
۲-۵- موتور توربو راکت	۳۴
بخش سوم: مقایسه سیکل اتو و برایتون	۳۹
بخش چهارم: کمپرسور	۴۶
۴-۱- کمپرسور گریز از مرکز	۴۷
۴-۲- کمپرسور محوری	۵۰
۴-۳- مزایا و معایب کمپرسورهای محوری و گریز از مرکز	۵۵
بخش پنجم: واماندگی کمپرسور	۵۹
بخش ششم: محفظهٔ احتراق	۶۶
۶-۱- اصول کار	۶۷
۶-۲- انواع محفظهٔ احتراق	۶۸
۶-۳- سوخت‌پاش (انژکتور)	۷۳
۶-۴- عملکرد محفظهٔ احتراق	۷۵
۶-۵- جنس محفظهٔ احتراق	۷۵
بخش هفتم: انواع موتورهای جت (توربین‌دار)	۷۶
۷-۱- توربوجت	۷۷
۷-۲- توربوپراپ	۷۸
۷-۳- توربوفن	۷۸

«فهرست مطالب»

عنوان	صفحه
۷-۴- توربوشفت	۸۰
۷-۵- موتور پس‌سوز	۸۰
۷-۶- رانش معکوس	۸۱
بخش هشتم: توربین	**۸۴**
۸-۱- ساختمان توربین محوری	۸۵
۸-۲- توربین گریز از مرکز	۸۹
۸-۳- آشنایی با جعبه دنده‌ها	۹۲
بخش نهم: سیستم روغن‌کاری	**۹۵**
بخش دهم: خنک‌کاری و آب‌بندی توسط هوا	**۱۰**
	۶
بخش یازدهم: سیستم سوخت	**۱۱**
	۲
بخش دوازدهم: سیستم استارت	**۱۲**
	۳
بخش سیزدهم: سیستم جرقه	**۱۳۰**
بخش چهاردهم: سیستم آتش‌نشانی	**۱۳۵**



مقدمه: توربوماشین چیست؟

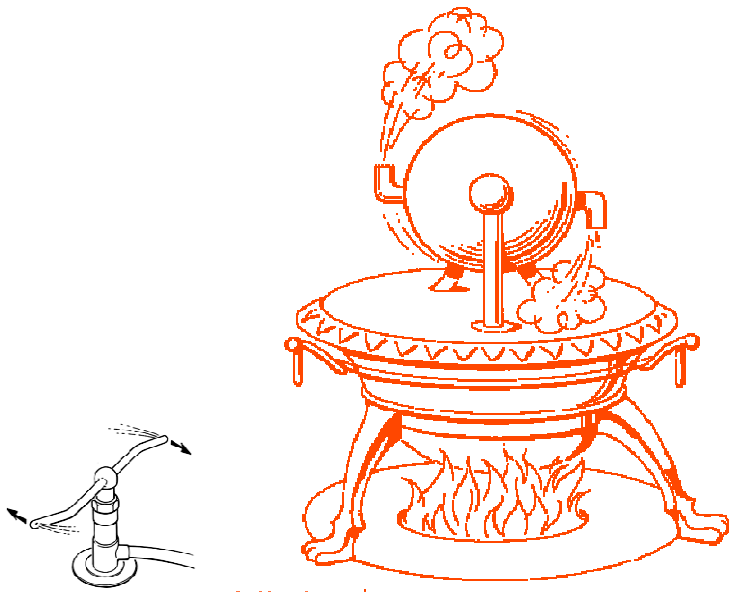
ماشین‌هایی که در ساختمان داخلی آنها از توربین استفاده می‌گردد، توربوماشین نام دارند. توربو ماشین‌ها، ماشین‌های دواری هستند که در صنایع امروزی از آنها استفاده فراوانی می‌شود.

تمامی موتورهای هواپیماها و هلی‌کوپترهای مدرن امروزی، توربوترن‌ها، تلمبه خانه‌های مدرن نفت، توربورکمپرسورهای گاز، هاورکرافت و سیستم انرژی‌زایی در صنایع برق (توربو ژنراتورها) کاربردهایی ازجمله توربوماشین‌ها هستند.

بخش اول کتاب را با بحث شیرین تاریخچه توربین گاز و بخش دوم کتاب را با بحث بسیار جذاب و شیرین موتورهای توربین‌دار گازی یا اصطلاحاً موتورهای جت آغاز می‌نمائیم.

بخش اول

تاریخچه توربین



مرکز آموزش OTC

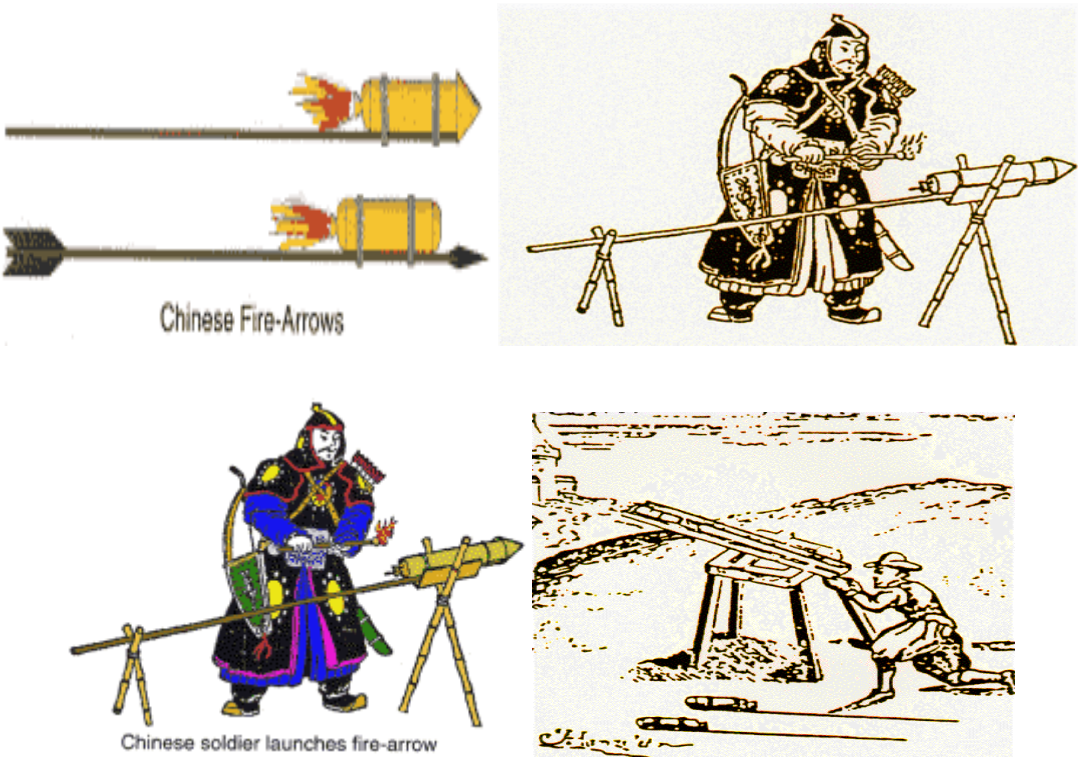
بنام آنکه جان را فکرت آموخت

بخش اول: تاریخچه توربین

حدود یکصد و پنجاه سال قبل از میلاد مسیح (150-300 BC) یک دانشمند مصری اهل اسکندریه بنام هیرو (Hero-Heron) اولین موتور جت را اختراع کرد. این دستگاه شامل یک ظرف آب، دو لوله تو خالی متصل به یک گوی و گوی با دو بازوی خمیده سوراخ‌دار بود هنگامیکه آب به جوش می‌آمد بخار از طریق دو لوله تو خالی داخل گوی شده و از سوراخ های دو بازوی گوی با شدت خارج می شد و طبق قانون کنش و واکنش گوی شروع به چرخیدن می‌نمود این وسیله ((گوی گردان یا فرفره)) Aeoliplie یا Aeolipile نامیده شد. هیرون میخواست با این وسیله در معبد را باز و بسته کند ولی عملاً این وسیله در حد یک اسباب بازی باقی ماند (شکل ۱-۱).

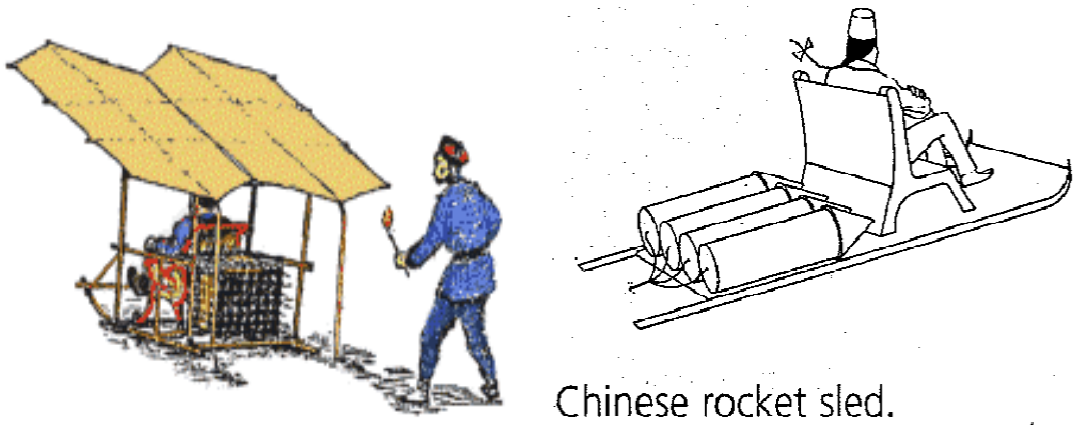
شکل ۱-۱: شمایی گوی گردان هیرون

در قرون بعد از میلاد چینی‌ها با پرکردن چوب نی بامبو با موادی مانند نیترات پتاسیم، گوگرد و خاکه ذغال و انداختن آنها در آتش در جشن‌های خود از این وسیله به عنوان آتش بازی و سرگرمی استفاده نمودند بعدها با مشاهده اینکه بعضی از این ترقه‌ها به بیرون پرتاب می شدند فکر ساختن اسلحه بوجود آمد. در ابتدا این ترقه‌ها را روی تیر بسته و با کمان رها می‌کردند تا دشمن را بترسانند بعدها تجربه کردند که با آتش زدن این ترقه‌ها تیر خود پرواز خواهد کرد بنابراین لوله پر از مواد منفجره را به تیر می‌بستند و با آتش زدن فیتیله آن، آنرا به سمت دشمن می‌فرستادند. این تجارب باعث شد که در سال ۱۲۳۲ اولین راکت های واقعی توسط چینی‌ها در جنگ با مغول‌ها استفاده شود (شکل ۱-۲). بعدها مغول‌ها این راکت را تکمیل و استفاده نمودند.



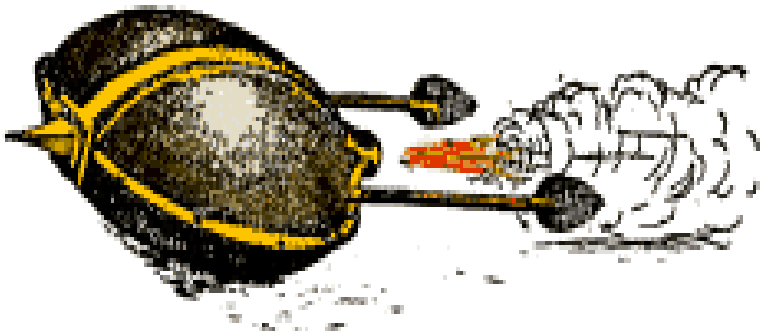
شکل ۱-۲: اولین کاربردهای نیروی پیشرانه راکت

اما اولین کسی که در دنیا با ایده گرفتن از پرتاب نیزه توسط راکت لوله ای با مواد منفجره به فکر پرواز افتاد یک پژوهشگر چینی بنام وان هو(Wan-Hu) بود که با نصب حدود پنجاه راکت به صندلی خود اقدام به پرواز کرد. او دستور داد که فیتیله راکت ها را آتش بزنند تا با نیروی جلو برنده آنها مانند یک تیر یا نیزه به پرواز در آید لیکن بعد از آتش زدن راکت‌ها و خروج گاز ها یک دود غلیظ ایجاد شد که بعد از اتمام دود او و صندلیش رفته بودند ولی از سرنوشت آنها کسی خبری نیاورد (شکل ۱-۳).



شکل ۱-۳: استفاده از راکت به عنوان وسیله پرواز انسان

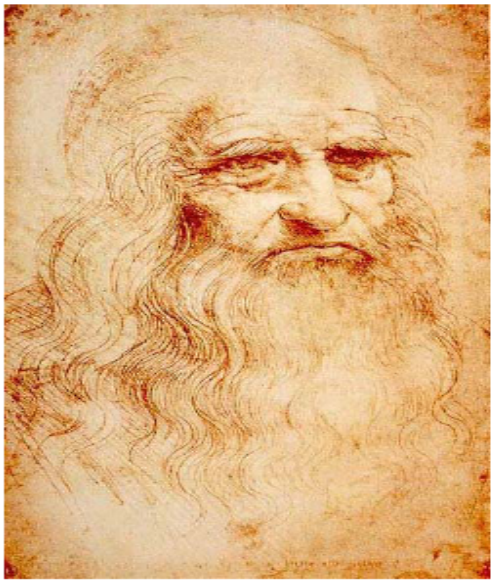
احتمال می‌رود که این اختراع در چین باعث نشر دانش ساخت راکت و تفنگ در اروپا شده باشد. در قرن‌های ۱۳ و۱۴ دانش ساخت راکت و تفنگ بر اساس این توربین یا موشک ساده رواج پیدا کرد و حتی نوعی اژدرافکن جهت هدف‌گیری کشتی‌ها توسط ایتالیایی‌ها (Fontana) ساخته شد (شکل ۱-۴).

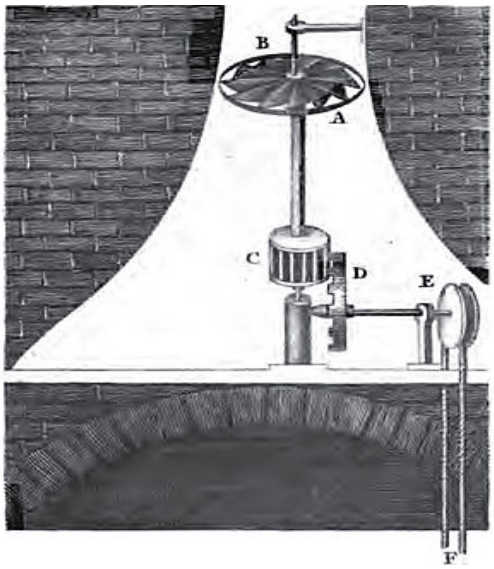


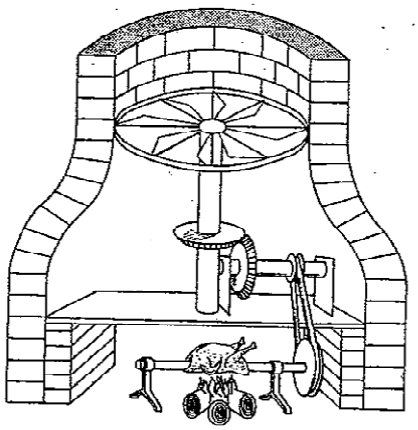
شکل ۱-۴: یک نمونه از اژدرافکن‌های اولیه

در قرن۱۶ آلمانی‌ها راکت چند طبقه را ساختند که بنای ساخت موشک‌ها و راکت‌های فضاپیما شد. در جنگ‌های ناپلئون و جنگ های ۱۸۱۲ این موشک‌ها مورد استفاده قرار گرفتند. آلمانی‌ها در جنگ جهانی دوم موشک‌های V2 را مورد استفاده قراردادند.

در سال ۱۵۰۰ نقاش و متفکر ایتالیایی لئوناردو داوینچی با بهره‌گیری از قوه تخیل خود در کنار دیگر طرح‌هایش مانند زیر دریایی و هواپیما طرحی از یک توربین گاز را ترسیم کرد که با خروج دود و هوای گرم اجاق از دودکش یک توربین گاز به چرخش در می‌آورد ولی این طرح ساخته نشد. این طرح اساس کار توربین گاز با جریان محوری می‌باشد (شکل ۱-۵).







Da Vinci's chimney jack.

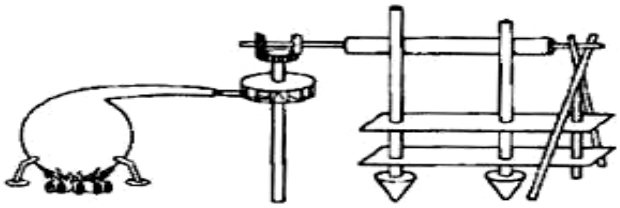
شکل ۱-۵: طراحی اولین توربین گاز با جریان محوری توسط لئونارد داوینچی

در سال ۱۵۵۱ یک دانشمند سوری بنام تقی الدین شامی با استفاده از توربین بخار یک سیخ گردان کباب ساخت که مورد استفاده قرار گرفت.

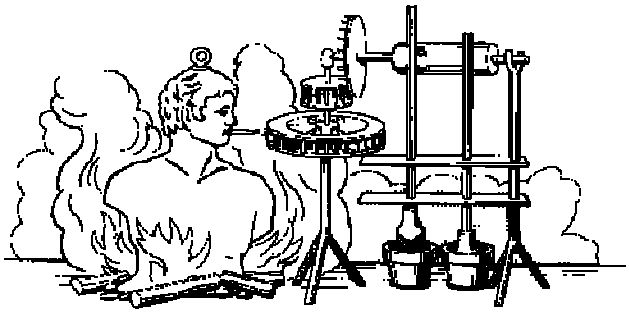
تقی الدین شامی با استفاده از توربین بخار
یک سیخ گردان کباب ساخت .

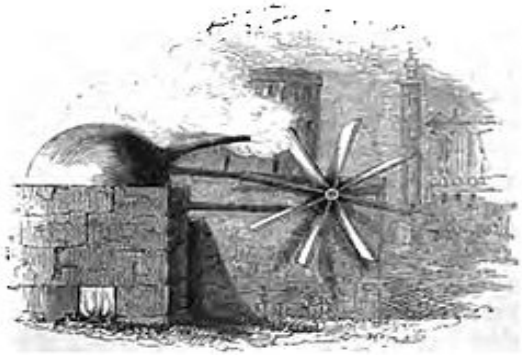
شکل ۱-۶: استفاده از توربین بخار به عنوان موتور سیخ گردان کباب

در سال ۱۶۲۹ یک دانشمند ایتالیایی بنام برونکا Giovanni Branca با استفاده از نیروی توربین بخار، آسیاب ساخت (شکل ۱-۷).



Branca's Jet Turbine





شکل ۱-۷: آسیاب بادی با نیروی محرکه توربین بخار توسط برونکای ایتالیایی

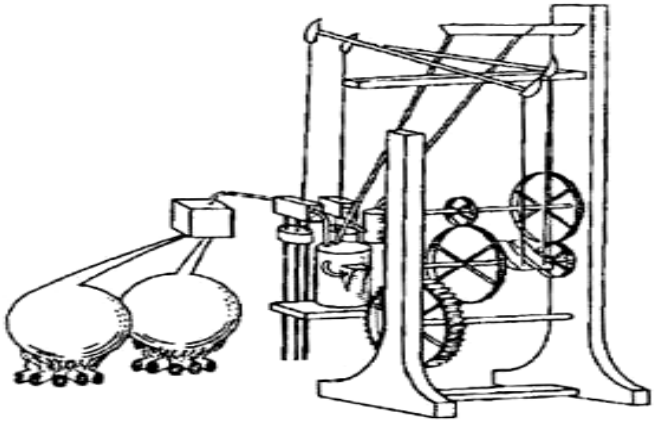
در سال ۱۶۷۸ یک مبلغ مذهبی فنلاندی-بلژیکی به نام وربست Ferdinand Verbiest که در چین به عنوان مأمور فعالیت می‌نمود، چندین وسیله که بعدها تکمیل شد در چین اختراع کرد که یکی از آنها کالسکه کوچکی بود که با نیروی توربین بخار حرکت می‌کرد و بیشتر برای سرگرمی امپراتور ساخته بود (شکل ۱-۸).

شکل ۱-۸: یک نمونه وسیله نقلیه ابتدایی با استفاده از توربین بخار

در سال ۱۶۸۷ نیوتن(Isaac Newton) انگلیسی با استفاده از فرمول خود واگن بخار را ساخت لیکن به علت قدرت پایین این واگن کار نکرد (شکل ۱-۹).

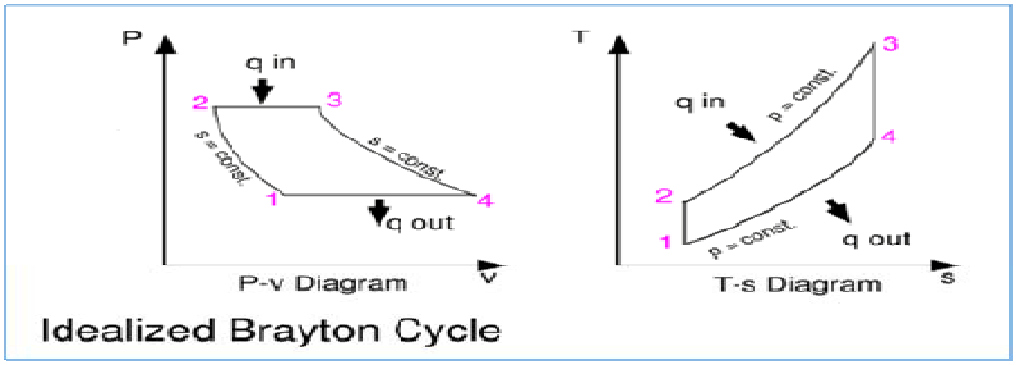
شکل ۱-۹: ساخت اولین واگن بخار توسط نیوتن

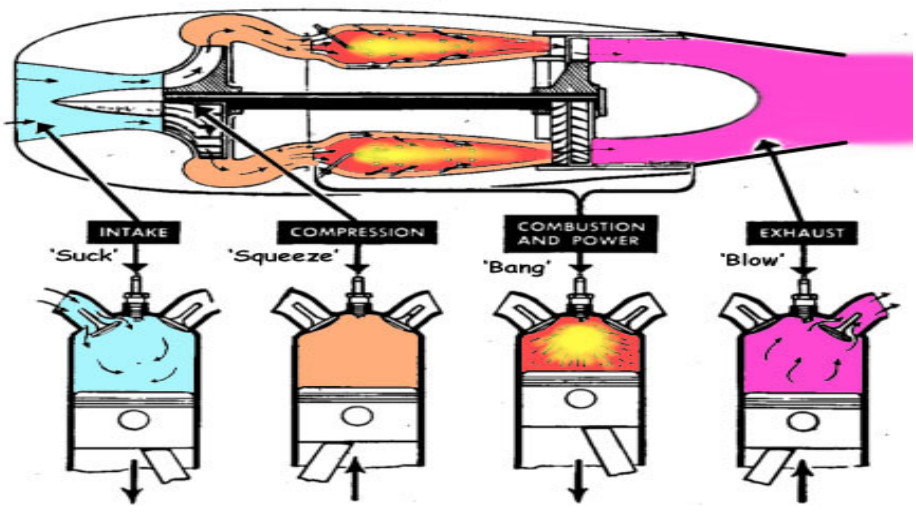
در سال ۱۷۹۱ باربر (John Barber) انگلیسی اولین طرح (Patent) خود را که توربین گاز براساس سیکل ترمودینامیکی بوده و دارای کمپرسور، محفظه احتراق و توربن بود به ثبت رساند (شکل ۱-۱۰).



شکل ۱-۱۰: اولین توربین گاز سیکل ترکیبی با استفاده از کمپرسور

در سال ۱۸۷۲ دکتر استولز (Dr.F.Stolze) آلمانی اولین توربین گاز را طراحی کرد ولی کار نکرد بعدها این طرح تکمیل و نمونه آن ساخته شد. در دهه ۱۸۷۰ جرج برایتون(George Brayton) آمریکایی موتور گازی خود را ساخت و سیکل برایتون را تعریف کرد.

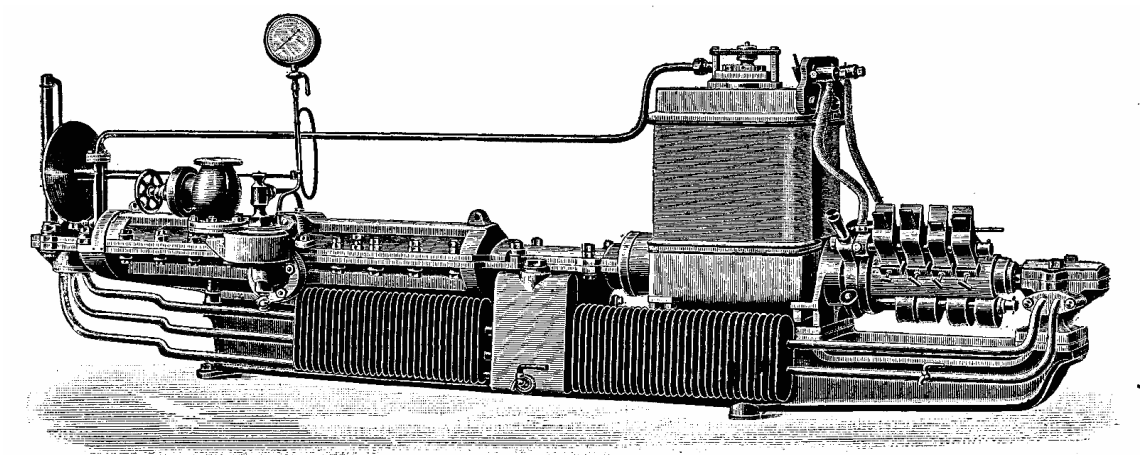




شکل ۱-۱۱: سیکل برایتون

در سال ۱۸۹۴ پارسون(Sir Charles Parsons) انگلیسی ایده خود را درخصوص استفاده از توربین بخار در کشتی به ثبت رساند و نیز اولین توربو ژنراتور هزار کیلو واتی خود را نصب و راه‌اندازی کرد(شکل ۱-۱۲).

شکل ۱-۱۲: استفاده از توربین بخار در کشتی توسط پارسون آمریکایی

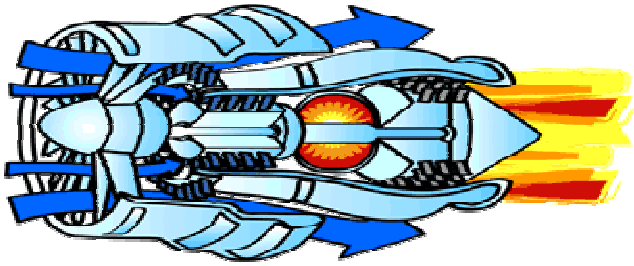


شکل ۱-۱۳: اولین توربین گاز طراحی شده در آمریکا توسط کورتس

در سال۱۸۹۹ کورتس(Charles Gordon Curtis) اولین توربین گاز در آمریکا را به نام خودش ثبت کرد.

در سال۱۹۰۰ توربوشارژ توسط دکتر موس (Dr. San Ford Moss) به ثبت رسید.

در سال ۱۹۰۳ اولین توربین گاز موفق با کمپرسور و توربین گردان توسط الینگ (Aegidius Elling) نروژی با نیروی خروجی اضافی ساخته شد که قدرت آن ۱۲ اسب بخار بود در سال ۱۹۰۴ توربین با قدرت ۴۴ اسب را ساخت (شکل ۱-۱۴).



شکل ۱-۱۴: ساخت اولین توربین گاز موفق

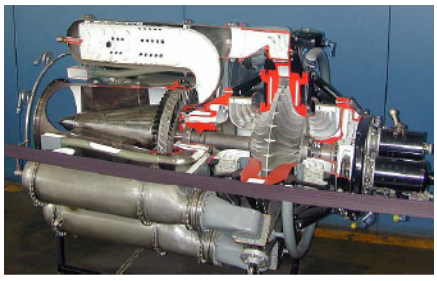
در سال ۱۹۰۶ توربین با خنک کن آب جهت محفظه احتراق توسط لی میل(Lemale) فرانسوی ساخته شد.

در سال ۱۹۱۰ توربین ضربه ای توسط هلزوارتس (Holzwarth) با قدرت ۱۵۰ کیلووات ساخته شد.

در سال ۱۹۱۳ نیکولاتسلا (Nikola Tesla) توربین تسلا را به نام خود ثبت کرد.

در سال ۱۹۱۸ ویتل (Sir Frank Whittle) انگلیسی طرح توربین گاز خود را به ثبت رساند که در سال ۱۹۳۷ این طرح با موفقیت مورد استفاده قرار گرفت (شکل ۱۴).

در سال ۱۹۱۸ ویتل طرح توربین گاز خود را ثبت رساند.

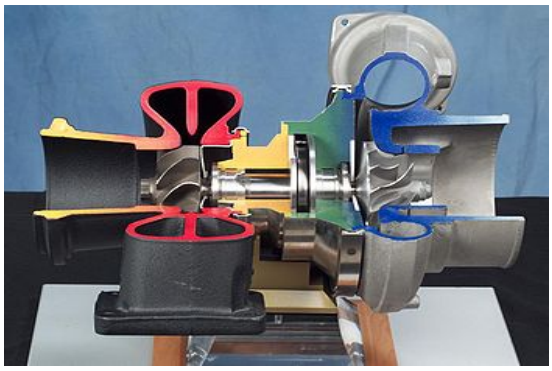


توربین گاز ویتلW1,W.2B

Whittle W-1 (1941)

شکل ۱-۱۵: شمایی از توربین گازی ساخت ویتل

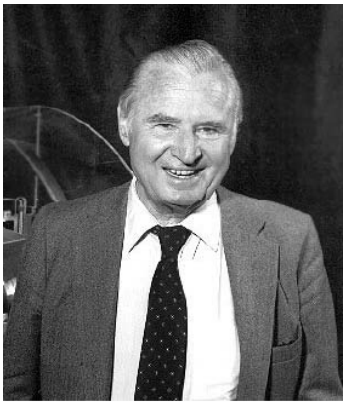
در سال ۱۹۳۲ شرکت BBC سوئد شروع به عرضه توربوشارژ کرد که عبارت بود از یک توربین گاز و یک کمپرسور هوا برای موتورهای احتراق داخلی (شکل ۱-۱۶).



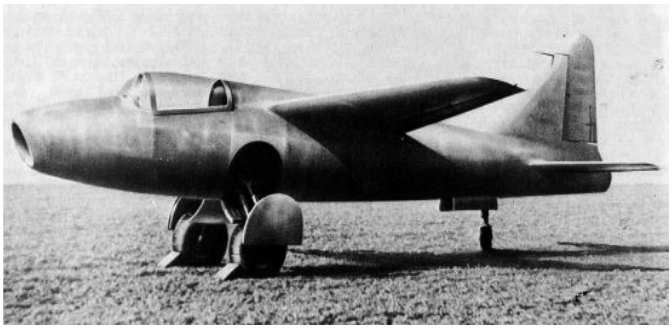
شکل ۱-۱۶: توربوشارژر ساخت BBC سوئد

در سال ۱۹۳۶ دو دانشجوی آلمانی به نام اوهین (Hans Von Ohian) و هان(Max Hahn) همزمان با Whittle انگلیسی توربین گاز خود را به ثبت رساندند.

در سال ۱۹۳۹ شرکت هنکل(Ernst Heinkel) آلمانی اولین هواپیما با استفاده از توربین گاز را به‌نام HE178 با طرح دو دانشجوی فوق با قدرت ۵۰۰ kgf و سرعت ۶۴۰Km/h که بعداً در مدل بعدی سرعت به ۸۰۰ Km/h افزایش یافت به پرواز در آورد. در واقع آلمانی‌ها اولین هواپیمای عکس‌العملی با توربین گاز را در سال ۱۹۴۲ به پرواز درآوردند (شکل ۱-۱۷).



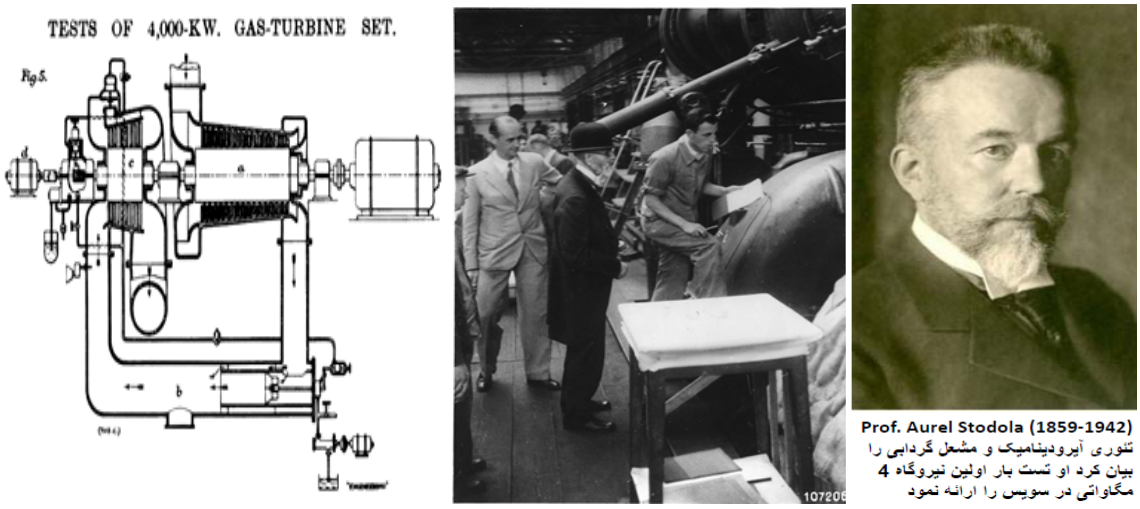
اوهین و هان همزمان با ویتل در سال 1936 توربین گاز خود را به ثبت رساندند.



نمونه آزمایشی با مدل موتور توربوجت در سال ۱۹۳۹ آزمایش شد و نمونه اصلی در سال ۱۹۴۲ به پرواز درآمد

شکل ۱-۱۷: اولین نمونه هواپیمای طراحی شده با موتور پیشرانه توربوجت

در همین سال ۱۹۳۹ اولین نیروگاه توربین گاز با قدرت ۴۰۰۰ کیلووات در سویس توسط BBC نصب و راه‌اندازی شد (شکل ۱-۱۸).

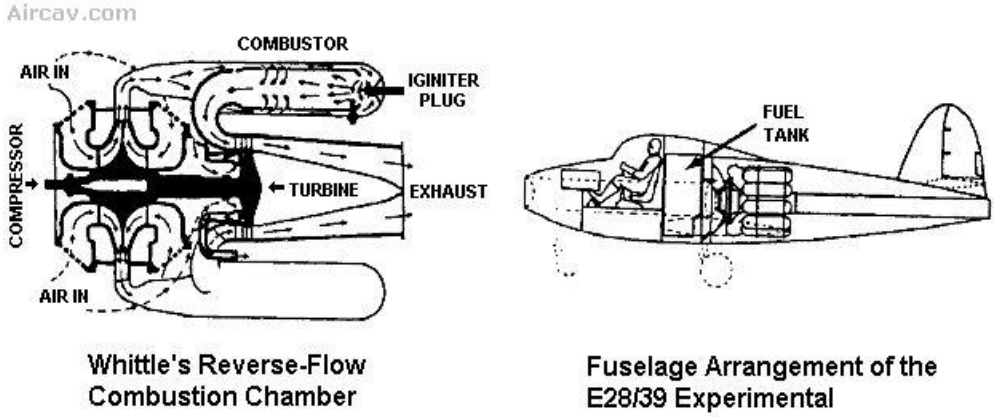


شکل ۱-۱۸: اولین نیروگاه توربین گاز ساخت شرکت BBC

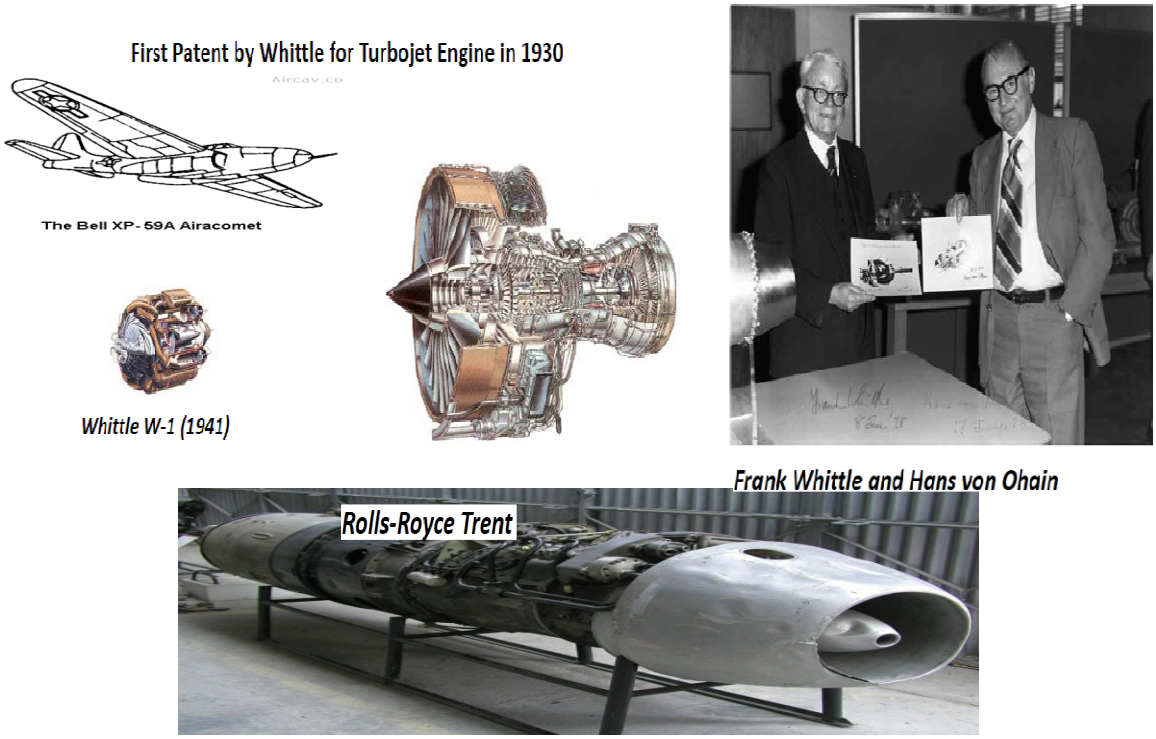
در سال ۱۹۴۰ ویتل Whittle اولین توربوجت هواپیما را به نام W1 با قدرت ۴۵۰ کیلوگرم و سرعت ۵۹۰ Km/h طراحی کرد و در سال ۱۹۴۲ نمونه ساخته شده را از انگلیس به جنرال الکتریک آمریکا برد و سال بعد هواپیمای جت با توربین گاز در آمریکا به نام XP-59A با قدرت ۲×۵۹۰ کیلوگرم ساخته شد (شکل ۱-۱۹).

هواپیمای انگلیسی Gloster E28/29 اولین هواپیمایی که با موتورجت به پرواز درآمد مدل توربین ویتل W1

مجسمه یادبود فرانک ویتل در انگلستان



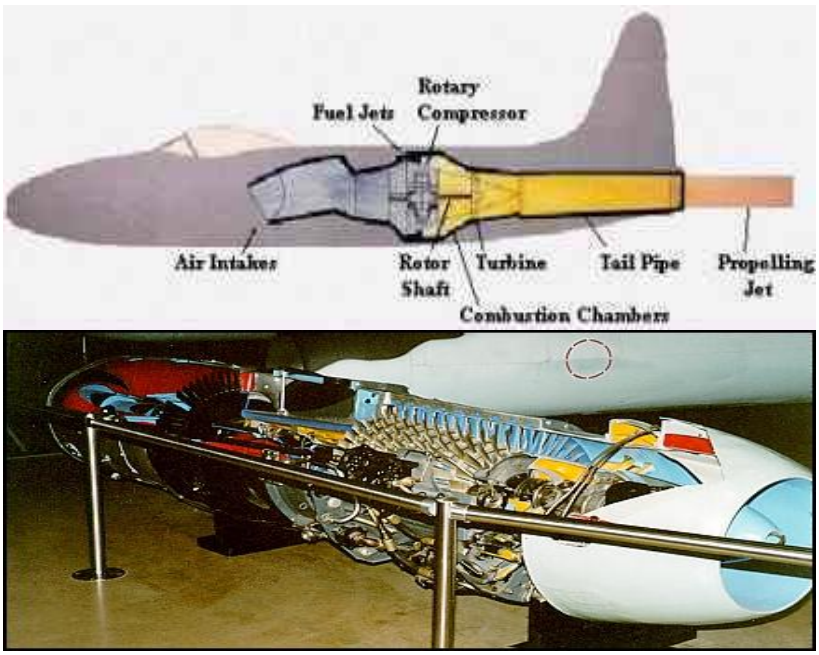
شکل ۱-۱۹: اولین موتور جت و هواپیمای طراحی‌شده براساس آن



شکل ۱-۲۰: موتور جت رولز رویس

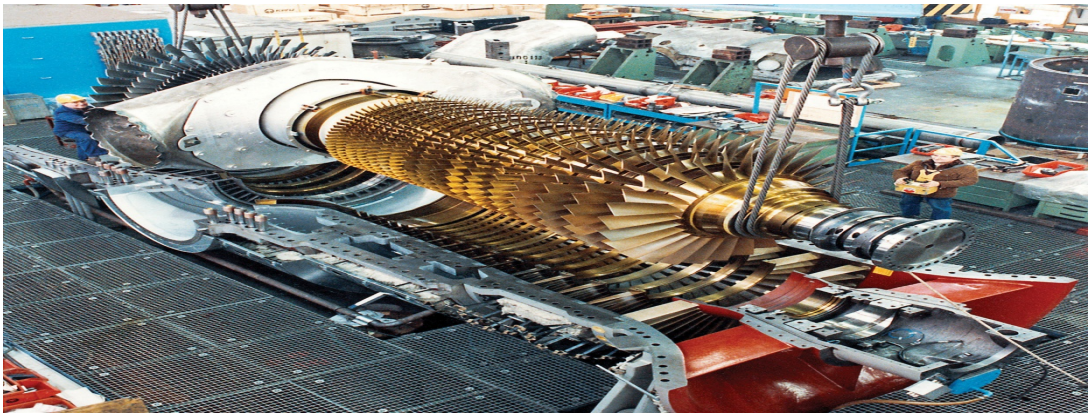
در سال ۱۹۴۲ انسلم (Dr. Franz Anslem) اتریشی، اولین هواپیمای جت جنگی عملیاتی با توربین گاز را عرضه نمود (شکل ۱-۲۱).

انسلم دانشمند اتریشی اولین هواپیمای جت جنگی عملیاتی با توربین گاز را در سال **1942** عرضه نمود.



شکل ۱-۲۱: جت جنگی عملیاتی با توربین گاز

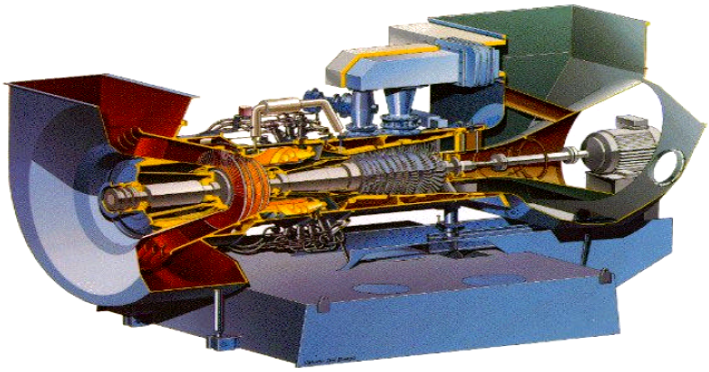
در همین سال BBC موتور توربین گاز ۲۲۰۰ اسب بخار خود را روی قطار در سویس نصب کرد. بعد از جنگ جهانی دوم تکنولوژی و ساخت موتور جت توسط حدود ۴۳ شرکت تکمیل و موتورهای توربین گاز صنعتی نیز توسعه پیدا کرد.



شکل ۱-۲۲: توربین گاز با کاربری در قطار

و اما توربین ساخت شرکت OTC: پروژه ساخت این توربین در سال ۱۹۷۷ در شرکت سولزر Sultzer سوئد به نام توربین GT10A شروع شد با توان نامی ۲۲ مگاوات این توربین در سال ۱۹۸۸ با توان ۲۲ مگاوات برای اولین‌بار نصب و آماده بهره برداری شد. در سال ۱۹۹۰ این طرح به شرکت ABB-Stal (BBCسابق) سوئد واگذار شد شرکت ABB باتغییر محفظه احتراق و مشعل های جدید آلودگی آن را به حد پایینی رساند که به **توربین سازگار با محیط زیست** معروف شد.

در سال ۱۹۹۲ شرکت آلستوم Alstom با افزایش دمای گاز داغ به میزان ۵۰ درجه توان این توربین را به ۲۴/۵ مگاوات رساند و به نام GT10B نام گذاری کرد و پره های ثابت و متحرک را با پوششی مخصوص مقاوم نمود. در سال ۱۹۹۷ توان توربین به ۲۵ مگاوات رسید و بعد از خرید این طرح توسط شرکت زیمنس این توربین به نام SGT600 نامگذاری شد.

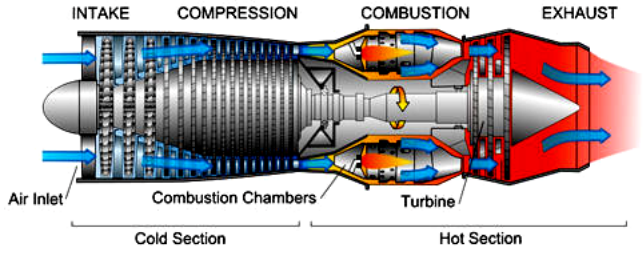


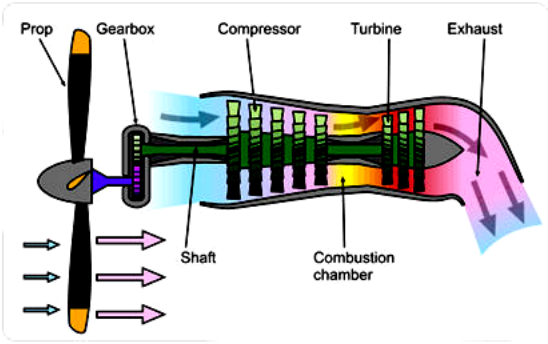
شکل ۱-۲۲: توربین گاز SGT600

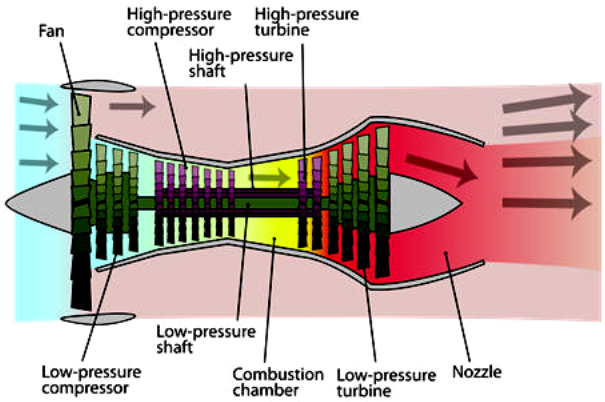
بخش دوم

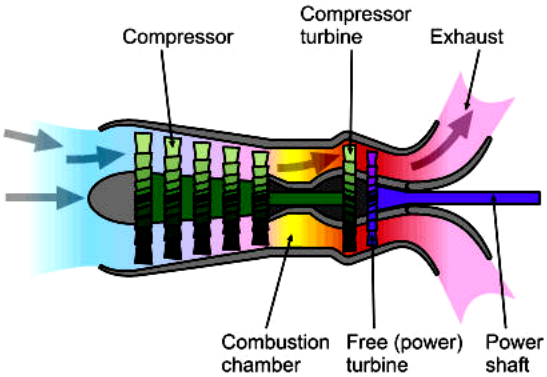
موتورهای توربین‌دار گازی

(موتورهای جت)









مرکز آموزش OTC

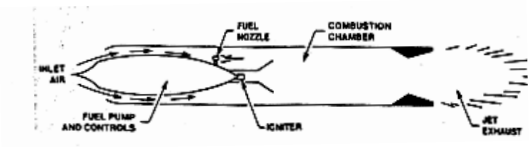
بخش دوم: موتورهای توربین‌دار گازی (موتورهای جت)

جت(Jet) اصطلاحی است که در زبان فارسی به آن فوران گفته می‌شود. این عبارت باتوجه به اینکه در تصاویر و فیلم‌ها، خروجی پس‌سوز موتورهای هواپیماهای جنگنده به صورت فورانی از گازهای داغ خروجی از موتور قابل مشاهده است، کاربردی شده است. جت به معنای فوران است، بنابراین یک فواره آب نیز یک نوع جت می‌باشد. امروزه نیز شاهد استفاده از آب در یک نوع سیستم برش قطعات بنام واترجت Water.Jet می‌باشیم.

در مباحث فنی کلمه جت معادل کانال‌ها یا لوله‌های محاسبه‌شده جهت عبور سیالات(گازها ومایعات) می‌باشد.

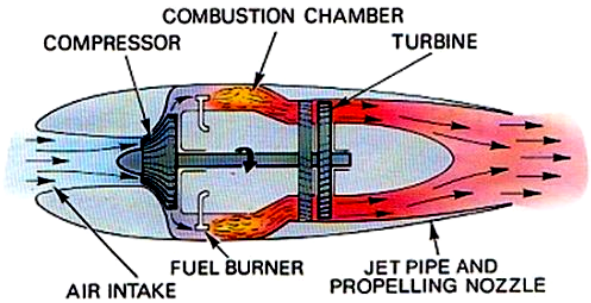
شکل ۲-۱: قانون سوم نیوتن در هواپیمای جت

در تصویر(۲-۱) فوران گازهای داغ از خروجی یک هواپیمای جت نشان داده شده است که طبق اصل سوم نیوتن دفع خروج گازهای داغ باعث حرکت یا رانش هواپیما به سمت جلو می‌شود.



شکل ۲-۲: نمای داخلی از یک موتور جت بسیار ساده

۲-۱- تاریخچه موتورهای جت:



شکل ۲-۳: موتور توربوجت نوع پیوسته

در جنگ جهانی دوم نیاز به موتورهای کم وزن و پرقدرت باعث شد تا اولین موتور جت توسط آلمان‌ها طراحی و ساخته شود، نمونه‌ای از این موتور جت در تصویر(۲-۳) دیده می‌شود. در یک موتور جت معمولی هوا به منظور افزایش فشار و حرارت وارد کمپرسور شده و سپس هوای متراکم شده توسط کمپرسور وارد محفظه احتراق می‌گردد. در محفظه احتراق، سوخت از طریق انژکتور یا سوخت پاش تزریق شده و همزمان جرقه شمع باعث احتراق مخلوط هوای فشرده داغ و سوخت می‌گردد، بر اثر احتراق نیز حجم هوای محفظه

احتراق زیاد شده و باعث فوران به سمت توربین می‌شود. برخورد گازهای داغ با تیغه‌های توربین باعث گردش توربین (مانند چرخش فرفره بر اثر باد) می‌گردد و باتوجه به اینکه توربین و کمپرسور توسط یک میله یا شفت به هم متصل می‌باشند، در نتیجه چرخش توربین باعث چرخش کمپرسور می‌گردد. قسمتی از گازهای داغ نیز از خروجی موتور خارج و براثر فوران این گازهای داغ و نیروی عکس‌العمل به وجود آمده، موتور به سمت جلو و خلاف جهت گازهای داغ حرکت می‌کند.

موتورهای جت به‌صورت کلی به دو دسته اصلی بدون قطعات چرخنده یا دوار و دارای قطعات چرخنده یا دوار تقسیم می‌شوند.

جدول ۲-۱: انواع موتورهای جت

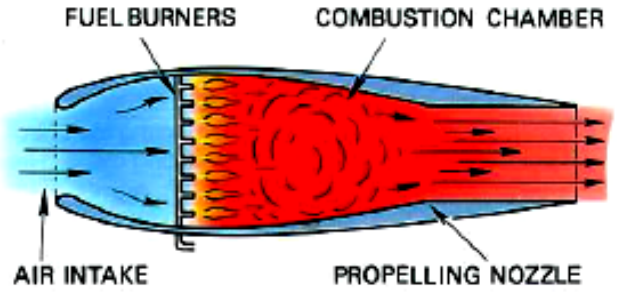
موتورهای جت بدون قطعات چرخنده	موتورهای جت دارای قطعات چرخنده
رم جت	توربو جت
پالس جت	توربو پرآپ
راکت	توربو شفت
	توربو فن

۲-۲- موتورهای جت بدون قطعات چرخنده:

۲-۲-۱- موتور رم جت Ram.Jet:

این موتور دارای یک مجرای ورودی واگرا است. از خواص مجراهای واگرا که در فصل بعدی توضیح بیشتری داده می‌شود، این است که هوای وارد شده به آن، افزایش فشار می‌یابد.

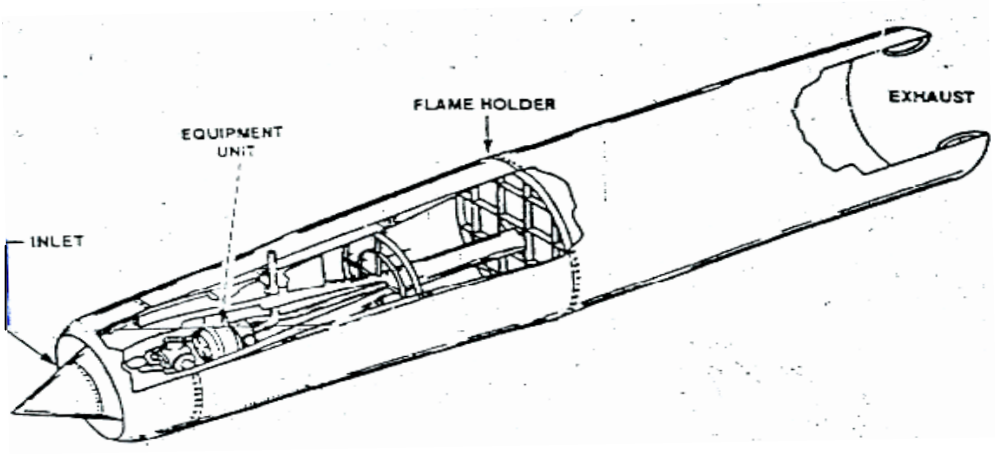
هوای کمپرس شده، وارد محفظه احتراق شده و سوخت نیز ازطریق سوخت‌پاش‌ها به آن اضافه می‌شود. در ادامه عمل احتراق توسط جرقه شمع صورت می‌گیرد و مخلوط هوا و سوخت در اثر احتراق، افزایش حجم یافته و با سرعت از خروجی فوران یافته و نیروی جلو برنده تولید می‌کند.



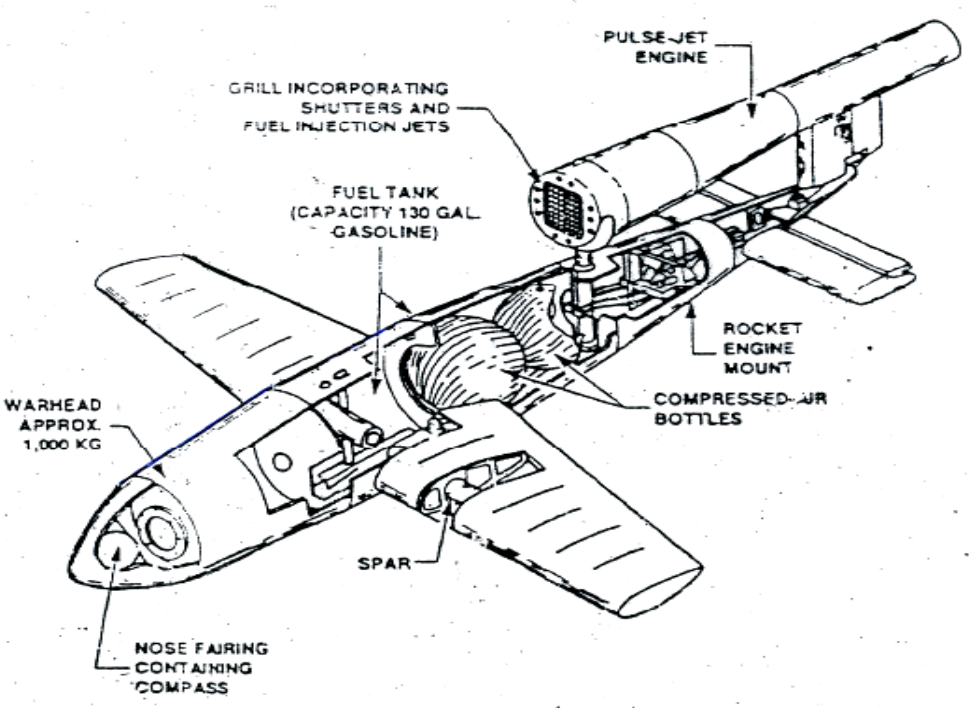
شکل ۲-۴: موتور رم جت

موتور رم جت برای کارکردن نیاز به یک راه‌اندازی اولیه دارد، لذا توسط نیروی خارجی به آن حرکت داده می‌شود. از این نوع موتور جهت بمب‌های پرنده که در جنگ جهانی دوم توسط آلمان‌ها استفاده می‌شد، بهره می‌گرفتند. در موتور بمب پرنده که همراه هواپیما حرکت می‌نماید هوای ورودی به علت حرکت هواپیما به ورودی موتور وارد می‌گردد.

این نوع موتور هیچگونه قطعه متحرک و چرخنده ندارد. ساختمان آن بسیار ساده و تعمیر و نگهداری آن ساده می‌باشد ولی در هواپیماها کاربرد ندارد، زیرا مصرف سوخت آن بسیار زیاد است و صرفاً برای زمان کوتاه‌مدت، بعنوان موتور بمب پرنده و هواپیماهای هدف(Target) که در مانورهای ارتش‌ها و نیروی هوایی برای آزمایش پدافند هوایی بکار می‌روند، می‌تواند مورد استفاده قرار گیرد.



شکل ۲-۵: نمای داخلی موتور رم جت



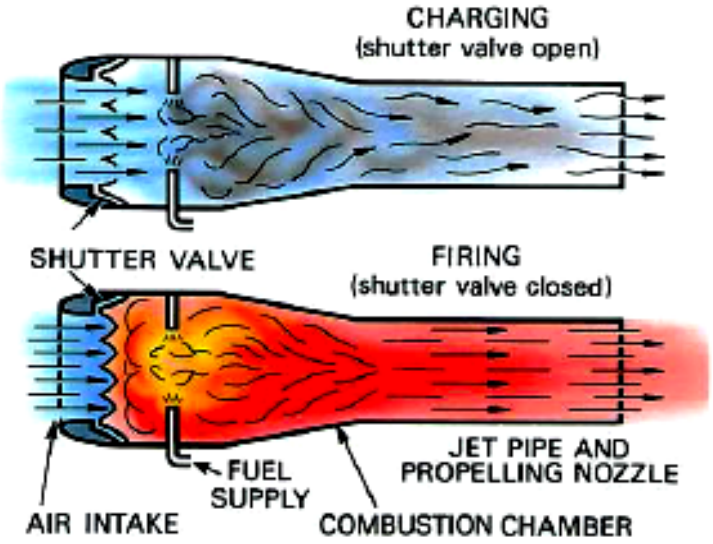
شکل ۲-۶: کاربرد پالس جت در موشک

۲-۲-۲- موتور پالس جت Pulse.Jet:

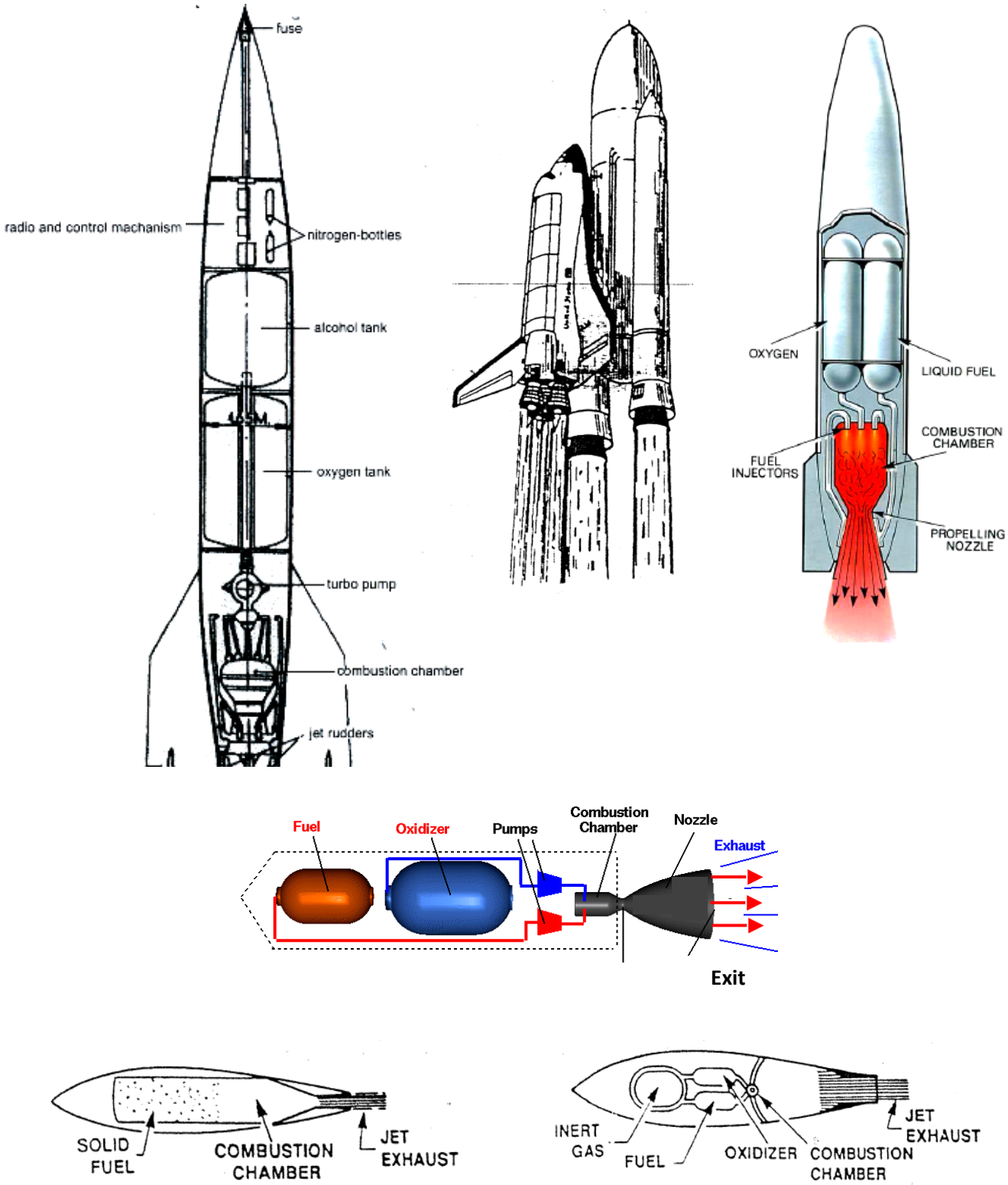
این موتور نیز فاقد قطعات دوار است ولی در شرایط سکون نیز می‌تواند کار کند. در قسمت ورودی، هوای فشرده به محفظه احتراق که متشکل از تعدادی دریچه یا سوپاپ است و بصورت فنری باز می‌شوند، برخورد می‌کند. زمانی که عمل احتراق در محفظه احتراق صورت گرفت، افزایش حجم گازهای سوخته شده باعث بسته شدن دریچه‌ها می‌گردد و عمل احتراق کامل شده و گازها خارج می‌گردند. کاهش حجم گازها و همچنین کاهش فشار باعث باز شدن مجدد دریچه‌ها می‌گردد، چون عمل احتراق و باز و بسته شدن دریچه‌ها بصورت نوسانی یا پالسی است، این موتور پالس جت نام دارد. از موتور پالس جت بعنوان موتور بمب‌های پرنده و موتور کمکی جهت هلی‌کوپترها استفاده می‌شود. مصرف سوخت این موتور نیز بالا است، لذا در هواپیماها کاربرد عملی ندارد و مقرون به صرفه نمی‌باشد (شکل ۲-۷).

۲-۲-۳- موتور راکت Rocket. Engine:

موتور راکت نیز فاقد قطعات چرخنده است. راکت دارای مخازن سوخت و اکسیژن است و ترکیب سوخت و اکسیژن در محفظه احتراق و سوختن آنها باعث فوران گازهای خروجی و حرکت آن می‌شود. راکت به علت کارکرد در سرعت‌های بالا در هواپیما قابل استفاده نمی‌باشد، زیرا بعضی اوقات لازم است سرعت هواپیما کم و زیاد شود، بر همین اساس دور موتور نیز باید تغییر کند، ولی راکت با یک فشار خروجی یا بعبارتی با یک میزان فوران خروجی ثابت کار می‌کند (شکل ۲-۸).



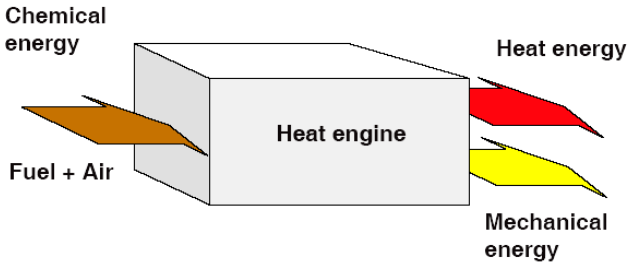
شکل ۲-۷: موتور پالس جت



شکل ۲-۸: انواع موتور راکت و کاربردهای آن

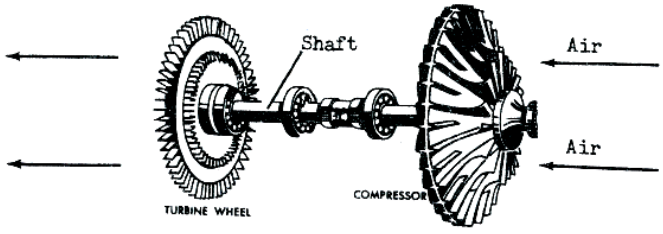
۲-۳- موتورهای جت با قطعات چرخنده:

موتور جت با قطعات چرخنده یکی از انواع موتورهای درون‌سوز است که به موتور حرارتی نیز مشهور است. هوای ورودی توسط انرژی مکانیکی کمپرسور وارد موتور گردیده و متراکم می‌شود، سپس با افزوده شدن سوخت به هوای کمپرس شدهٔ گرم و سوختن آن و درنتیجه افزایش حرارت و حجم مواد سوخته شده، انرژی حرارتی و همچنین انرژی مکانیکی فراهم می‌گردد.

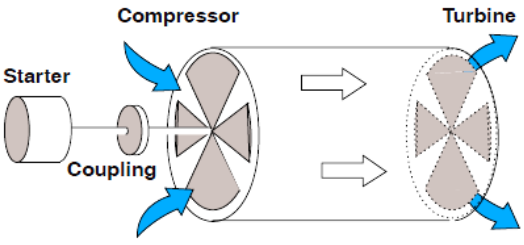


شکل ۲-۹: نحوه عملکرد ماشین‌های حرارتی

درحقیقت موتورهای جت با قطعات چرخنده دارای دو قسمت عمده چرخنده(متحرک) هستند: کمپرسور و توربین. مکانیزم این موتورها بدینصورت است که کمپرسور هوای ورودی به موتور را متراکم کرده و هوای فشرده همراه با سوخت در محفظه احتراق سوخته و گازهای داغ با سرعت به توربین برخورد نموده و آن را می‌چرخاند.



شکل ۲-۱۰: اجزاء اصلی چرخنده یک موتور توربینی

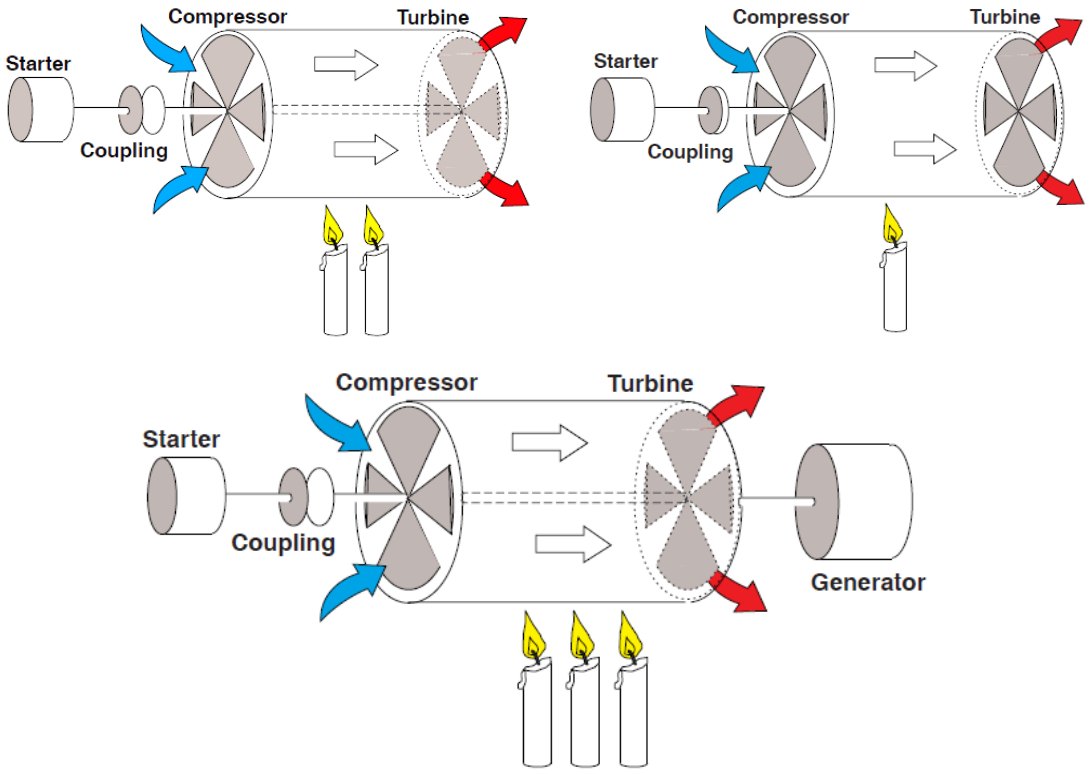


شکل ۲-۱۱: مکانیزم راه‌اندازی کمپرسور

۲-۳-۱- اساس کاری موتور توربین‌دار:

همانگونه که در تصویر مشاهده می‌شود، کمپرسور (متراکم‌کننده هوا)، با انرژی استارت به حرکت درمی‌آید و در ادامه هوای متراکم هنگام خروج توربین را می‌چرخاند. با افزایش حرارت هوای ورودی کمپرس‌شده، حجم هوا افزایش می‌یابد. عمل فشرده شدن هوا(کمپرس)، باعث افزایش حرارت می‌گردد. در محفظه احتراق نیز با سوختن هوای فشرده و سوخت، افزایش حرارت تشدید و ضمناً حجم گازهای خروجی از موتور نیز افزایش می‌یابد.

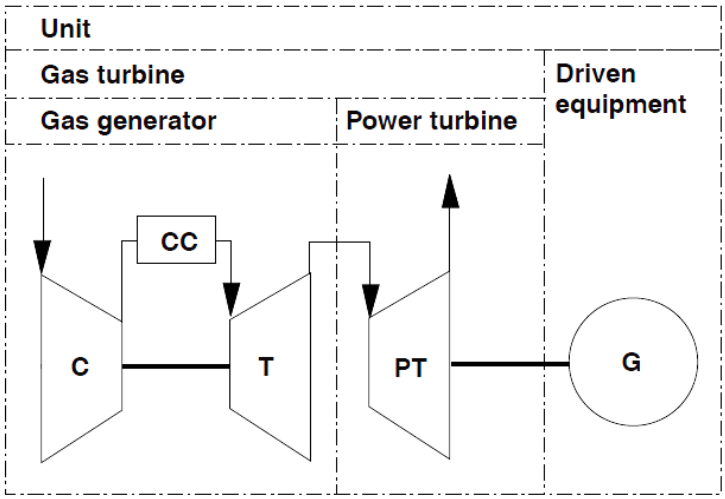
با افزایش دما، حجم هوای کمپرس شده نیز افزایش می‌یابد، لذا می‌توان گفت هرچه کمپرسور پرتوان‌تر باشد، هوای ورودی بیشتری را وارد موتور می‌کند، این حجم هوای کمپرس شده نیازمند مقدار سوخت بیشتری است بنابراین دمای تولید شده نیز بیشتر شده و حجم گازهای داغ خروجی بیشتر می‌گردد و در پایان برخورد حجم بیشتر گازهای خروجی از موتور به پروانه، توربین را با نیروی بیشتری می‌چرخاند که نهایتاً افزایش بیشتر قدرت چرخشی و نیز حجم بیشتر هوای خروجی از موتور را در پی خواهد داشت.



شکل ۲-۱۲: نحوه تأثیر افزایش دما بر عملکرد کمپرسور

در موتورهای جت معمولاً حرکت یا چرخش اولیه کمپرسور با عمل استارت و توسط استارتر انجام می‌شود. بعد از چرخاندن کمپرسور تا دوری معین و ایجاد هوای فشردهٔ کافی جهت محفظه احتراق و پایدار شدن شعله و برقراری توان کافی جهت چرخاندن توربین توسط گازهای داغ خروجی، استارت بصورت اتوماتیک قطع و کلاچ یا کوپلینک استارت از کمپرسور جدا می‌شود.

توسط یک میله یا شفت توربین و کمپرسور به هم متصل هستند و انرژی چرخشی توربین توسط همین شفت کمپرسور را می‌چرخاند. حدود نیمی از انرژی توربین صرف چرخاندن کمپرسور می‌گردد و حدود نیمی دیگر صرف چرخاندن ژنراتور جهت تهیه برق یا چرخاندن پمپ تلمبه خانه نفت و یا چرخاندن روتور یا ملخ‌های هلی‌کوپتر و... می‌گردد.



C= COM[RESSOR (مخفف کلمه کمپرسور)

CC= COMBUSTION. CHAMBER (محفظه احتراق)

T = TURBINE (توربین)

P.T = POWER TURBINE (توربین قدرت)

G = GENERATOR (ژنراتور برق)

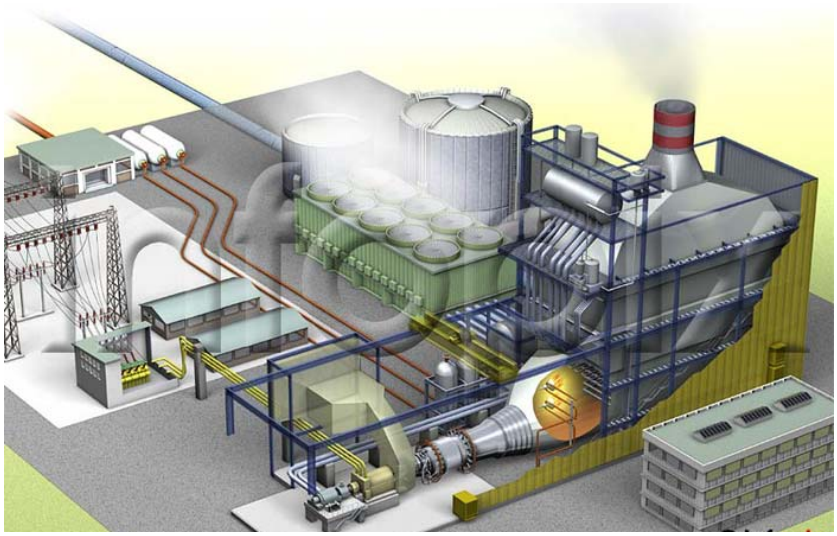
The free power turbine combined with a twin-spool gas generator is a more flexible engine.
The twin-spool gas generator allows high pressure ratios and gives still good low loading rate performance.

شکل ۲-۱۳: معرفی مراحل سه گانه عملکرد توربوژنراتور

در تصویر نمادهای یک توربوژنراتور دیده می‌شود که شامل سه مرحله است.

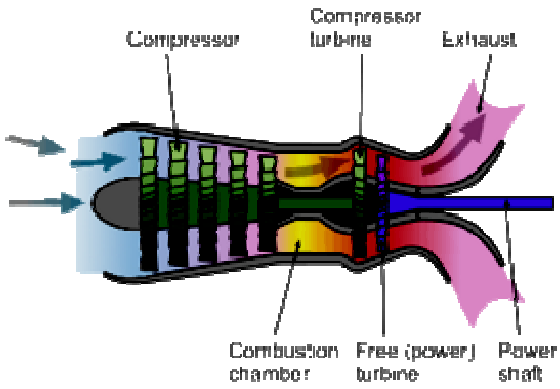
بخش اول که قسمت ژنراتور گاز نام دارد (Gas Generator)، از سه قسمت کمپرسور، محفظه احتراق و توربین تشکیل شده است.

بخش دوم توربین قدرت P.T یا (Power Turbine) نام دارد. قسمت اول توربین که T نامگذاری شده، انرژی چرخشی کمپرسور را فراهم می‌سازد و توربین تولید گاز نام دارد(Gas Producer) زیرا کارکرد این توربین باعث چرخش کمپرسور و تولید هوای فشرده جهت احتراق می‌شود. توربین مرحله دوم P.T که توربین قدرت یا (Power Turbine) نام دارد باعث چرخش شفت قدرت می‌گردد که توسط شفت قدرت می‌توان ژنراتور برق یا تلمبه‌خانه نفت یا هر طرح صنعتی مشابه را نیرو داد.



شکل ۲-۱۴: شمایی از یک نیروگاه تولید برق با استفاده از توربوژنراتور

در تصویر (۲-۱۵) یک موتور توربین‌دار گازی از نوع توربوشفت دیده می‌شود. هوای ورودی که از طریق مجرای مکش وارد موتور می‌گردد، توسط کمپرسور متراکم شده و وارد محفظه احتراق شده هوای فشرده با سوخت ترکیب شده و می‌سوزد. فوران گازهای داغ خروجی از محفظه احتراق به توربین مرحله اول برخورد نموه و آنرا می‌چرخاند که چرخش این توربین سبب چرخش کمپرسور می‌گردد و انرژی گازهای داغ باقی‌مانده به توربین مرحله دوم برخورد کرده و آن را می‌چرخاند. چرخش این توربین نیز جهت کارهای مختلف نظیر چرخاندن پمپ یا ژنراتور وغیره به کار می‌رود. این توربین را توربین آزاد نیز می‌نامند(Free Power Turbine)، زیرا با کمپرسور درگیر نیست و آزادانه حرکت می‌کند همچنین این توربین چون انرژی چرخشی موردنیاز برای شفت ژنراتور یا غیره را نیز فراهم می‌کند، توربین قدرتPower Turbine هم نامیده می‌شود.

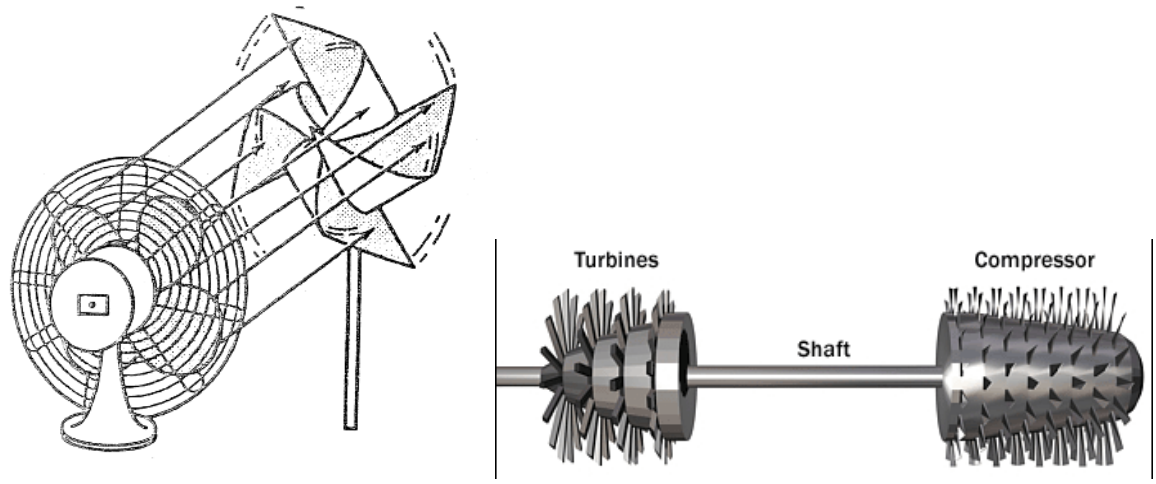


شکل ۲-۱۵: موتور توربین‌دار از نوع توربوشفت

در موتورهای جت که دارای قطعات چرخنده می‌باشند یک یا چند عدد کمپرسور قرار دارد که وظیفه آن متراکم کردن هوای ورودی به موتور است. کمپرسور در ابتدا جهت شروع بکار موتور توسط استارتر می‌چرخد و بعد از رسیدن به دور معین نیروی توربین آنرا می‌چرخاند. برای درک بهتر می‌توان به فن‌های دمنده آشپزخانه یا پنکه اشاره کرد که چرخش تیغه‌ها باعث جابجایی و سرعت دادن به هوا می‌گردد.

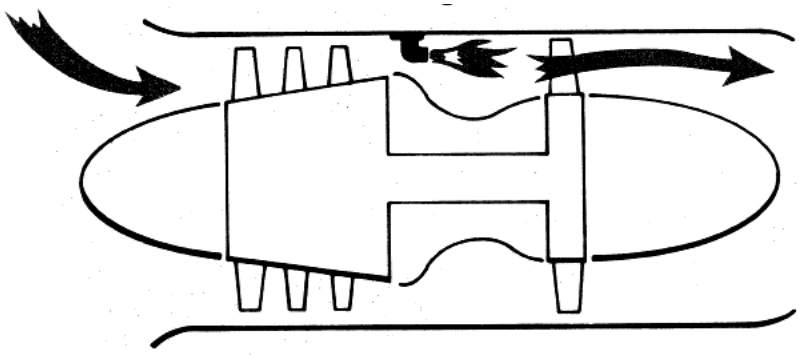
هوای تولیدی توسط کمپرسور به یک یا چند عدد محفظه احتراق وارد گشته و در محفظه احتراق سوخت پاشیده شده و توسط شمع جرقه مهیا می‌گردد و مخلوط سوختنی هوای فشرده و سوخت احتراق یافته و با فوران، محفظه احتراق را ترک نموده و به توربین که بعد از محفظه احتراق قرار دارد برخورد می‌نماید. توربین مانند فرفره که با جریان هوا می‌چرخد توسط جریان گازهای سوخته شده و در حال خروج از محفظه احتراق به چرخش در خواهد آمد و توسط میله یا شفت رابط که کمپرسور را به توربین متصل نموده، کمپرسور را می‌چرخاند. قسمتی از نیروی گازهای داغ صرف چرخاندن کمپرسور و قسمتی دیگر از گازهای داغ از مجرای خروجی پشت موتور خارج و نیروی جلوبرنده یا Thrust بوجود می‌آورد.

هرچقدر کمپرسور قوی‌تر، سریع‌تر و یا تعداد کمپرسورها بیشتر باشد هوای فشرده بیشتری جهت مصرف و سوختن محفظه احتراق فراهم می‌گردد و نهایتاً حجم گازهای خروجی از موتور جت بیشتر می‌شود.



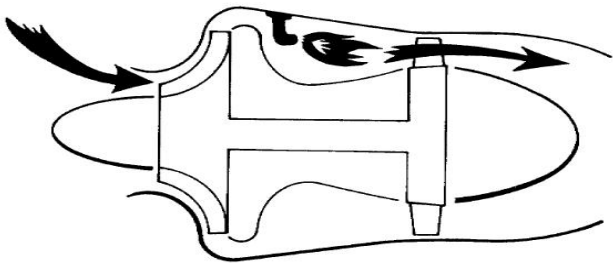
شکل ۲-۱۶: تشابه پنکه با کمپرسور و تشابه توربین با فرفره

در یک موتور جت، کمپرسور و توربین وجود دارد و تعداد یک یا چند محفظه احتراق بین کمپرسور و توربین قرار گرفته است. وظیفه محفظه احتراق ترکیب سوخت و هوای فشرده برای عمل احتراق است در محفظه احتراق موتورهای جت، تا زمانی که جریان سوخت قطع شود، دائماً آتش برقرار است.



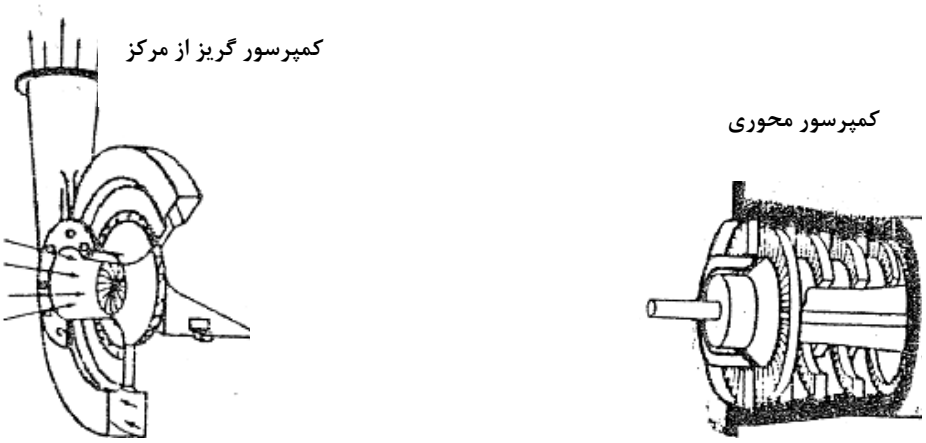
شکل ۲-۱۷: موتور جت از نوع توربوجت با کمپرسور خطی

در تصویر (۲-۱۷) یک موتور توربوجت دیده می‌شود، این موتور دارای یک مجرای ورودی هوا است که Inlet Housing نام دارد. هوا از ورودی، وارد قسمت کمپرسور می‌شود. در تصویر کمپرسور دارای سه ردیف تیغه است. هوای ورودی توسط کمپرسور متراکم گشته و هوای متراکم وارد محفظه احتراق شده و با تزریق سوخت به محفظه احتراق(Combustion Chamber) و برقراری جریان برق با ولتاژ بالا روی شمع موجود در محفظه احتراق، آتش برقرار شده و عمل احتراق صورت می‌پذیرد. در تصویر یک ردیف تیغه توربین نیز دیده می‌شود، توربین قسمتی از نیروی گازهای داغ را صرف چرخاندن کمپرسور می‌کند. کمپرسور این نوع موتور خطی است، یعنی جریان هوای ورودی بصورت یک خط افقی یا محوری از ورودی کمپرسور وارد و بعد از عمل متراکم‌شدن آن را ترک می‌کند. لذا کمپرسور محوری یا خطی Axial Flow Compressor نام دارد.



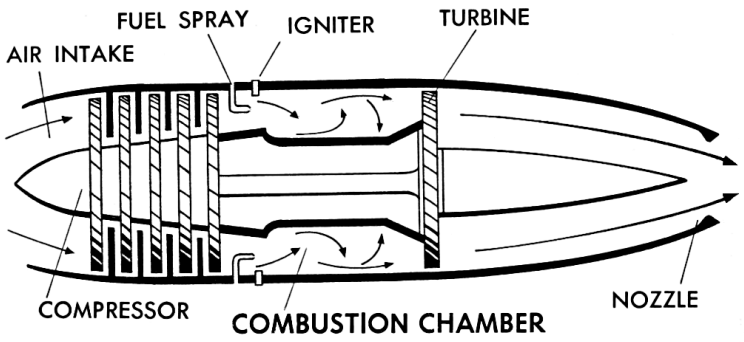
شکل ۲-۱۸: موتور جت از نوع توربوجت با کمپرسور گریز از مرکز

در تصویر(۲-۱۸)، موتور جت از نوع توربوجت با کمپرسور گریز از مرکز دیده می‌شود. در این نوع کمپرسورها جریان عبوری هوا از ورودی بصورت خطی وارد کمپرسور گردیده و بصورت شعاعی آنرا ترک می‌کند که به آن کمپرسور گریز از مرکز یا Centrifugal Compressor می‌گویند. برای درک بهتر می‌توان به کمپرسورها یا دمنده‌های کبابی‌ها اشاره کرد که بصورت گریز از مرکز کار می‌کنند.



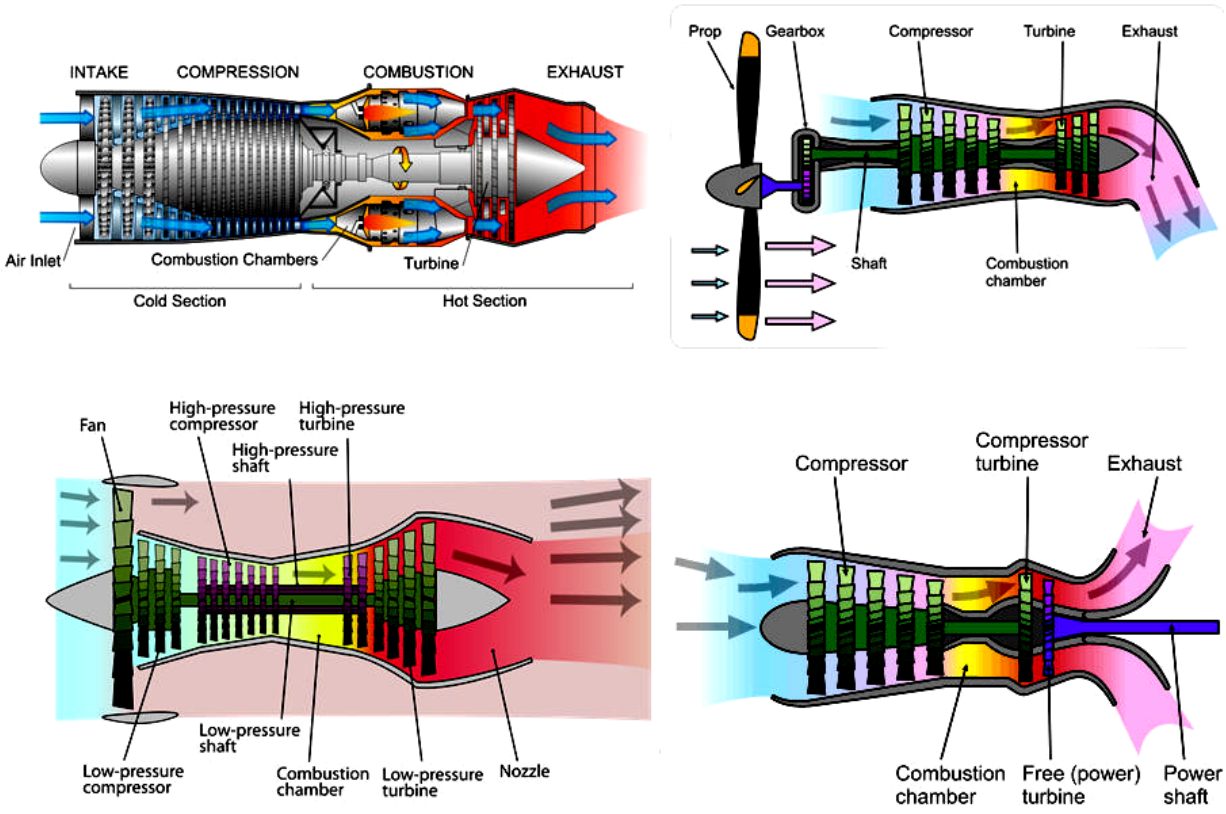
شکل ۲-۱۹: انواع کمپرسور

به موتورهای تصاویر(۲-۱۷) و (۲-۱۸) موتور توربوجت می‌گویند، زیرا دارای توربین هستند و می‌دانیم که فوران گازهای داغ از خروجی یا اگزوز موتور، جت نام دارد. لذا عنوان توربوجت به علت وجود توربین و فوران گاز داغ یا جت در این موتورها است. در یک موتور توربو جت حدود نیمی از انرژی گازهای داغ صرف چرخاندن توربین و نهایتاً کمپرسور می‌گردد و مابقی بصورت فوران از اگزوز یا خروجی موتور خارج شده و نیروی جلو برنده یا تراست را پدید می‌آورد.

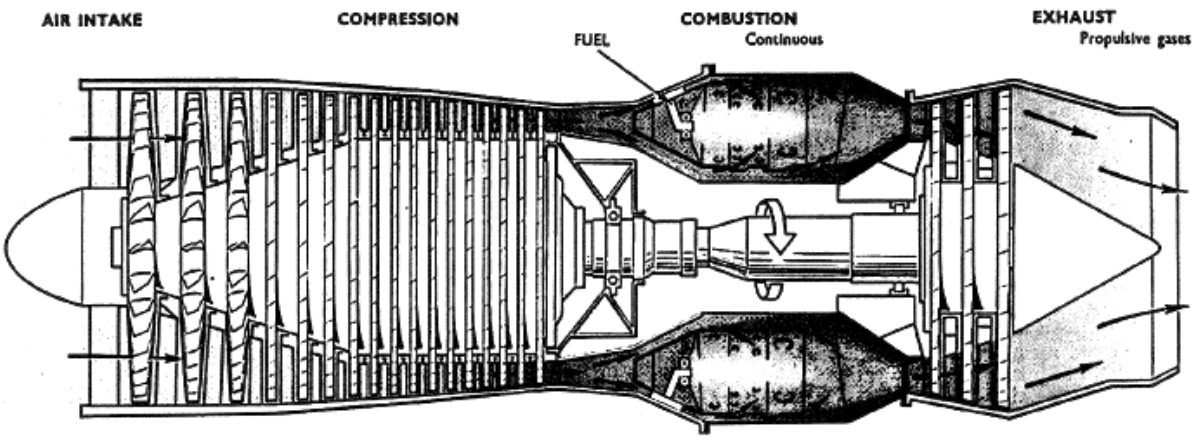


شکل ۲-۲۰: فرآیند کلی عملکرد توربوکمپرسور

در صورتی‌که تعداد ردیف تیغه‌های توربین را زیادتر کنیم، توربین انرژی گازهای داغ را بیشتر جذب نموده و نیروی چرخشی قوی‌تری فراهم می‌شود و شفت با قدرت بیشتری می‌چرخد. مثلاً در موتور توربوپراپ یا جت ملخ‌دار توربین حدود ۹۰٪ نیروی رانشی را فراهم می‌کند. نیروی شفت که بسیار بیشتر از چرخاندن کمپرسور است، وارد جعبه دنده کاهنده دور شده و دور بالا و کم قدرت به دور پایین و پرقدرت تبدیل و شفت خروجی جعبه‌دنده ملخ را می‌چرخاند. به این نوع موتورها که دارای توربین(Turbine) و ملخ(Prop) هستند، موتور توربوپراپ می‌گویند (Turbo Prop).



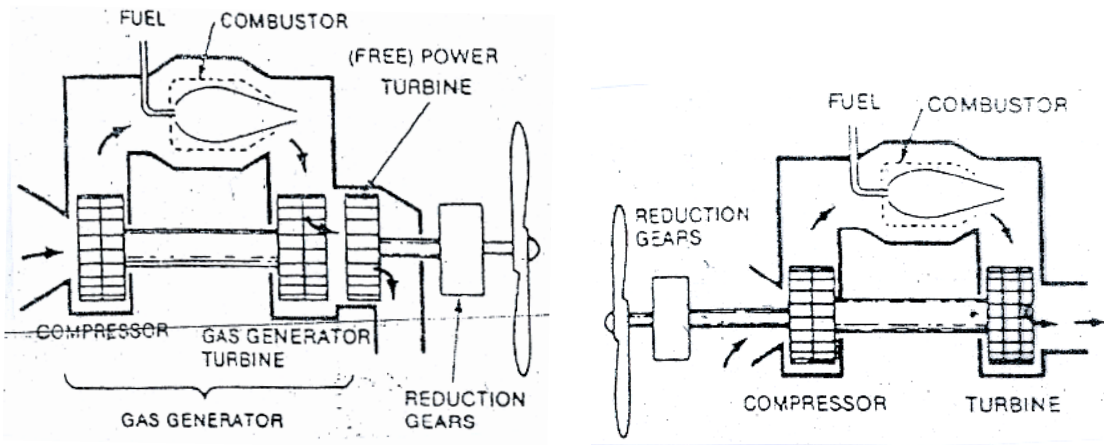
تصویر ۲-۲۱: چهار دسته اصلی موتورهای جت دارای قطعات چرخنده



شکل ۲-۲۲: نمای داخلی یک موتور توربوجت با کمپرسور محوری

۲-۳-۲- توربوپراپ:

ملخ برای سرعت‌های کم، کارائی بیشتری نسبت به جت خالص دارد. از این رو در هواپیماهای پیشرفته، موتور پیستونی ملخدار جای خود را به Turboprop یا Propjet داده است و بدین‌ترتیب این ترکیب خصوصیات خوب موتور جت همچون وزن کمتر و عدم لرزش و قدرت بیشتر را با خصوصیات خوب ملخ تلفیق کرده است. البته موتور جت نسبت به پیستونی بسیار گران است و به همین خاطر هنوز تعداد زیادی هواپیمای کوچک و ارزان با موتور پیستونی تولید می‌شوند.



شکل ۲-۲۳: مقایسه موتور توربوشفت تک شفت و دو شفت

موتور توربوپراپ از دو سری توربین مجزا، یک سری توربین جهت چرخاندن کمپرسور و یک سری توربین به نام توربین آزاد جهت چرخاندن جعبه دنده و ملخ تشکیل شده است.

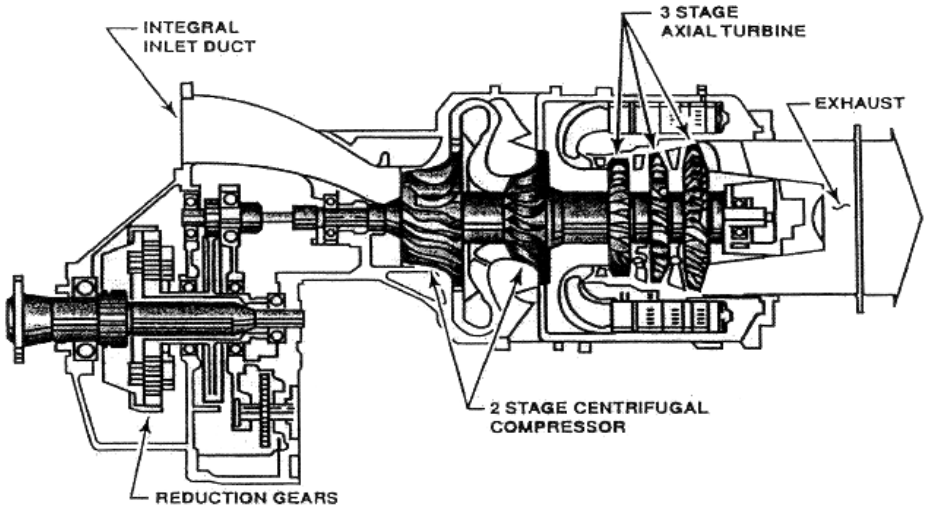
۲-۳-۳- موتور توربو شفت:

موتورهای توربوشفت مانند موتورهای توربوجت و توربوپراپ دارای کمپرسور، محفظه احتراق و توربین هستند ولی دارای ردیف‌ها و تیغه‌های توربین بیشتری نسبت به موتورهای توربوپراپ می‌باشند.

قبلاً اشاره گردید که در موتور توربوجت تلاش براین است تا نیروی بیشتری از گازهای داغ خروجی جهت ایجاد رانش گرفته شود. در موتور توربوپراپ حداکثر ۱۰ الی ۱۵ درصد نیروی رانشی از گازهای داغ خروجی گرفته می‌شود و قسمت باقیمانده انرژی گازهای داغ صرف چرخاندن توربین می‌گردد که توربین نیز درنهایت ازطریق گیربکس کاهندهٔ دور ملخ را می‌چرخاند. قابل ذکر است دور موتورهای جت بسیار بالا است، این موتورها از ۱۰.۰۰۰ دور در دقیقه تا ۱۰۰.۰۰۰ دور در دقیقه دوران یا R.P.M دارند، لذا در موتورهای توربوپراپ و توربوشفت، توسط گیربکس دور موتور را پایین آورده و قدرت را زیاد می‌کنند.

موتور توربوشفت همانگونه که از نام آن پیدا است دارای (توربین = توربو) و شفت است، هدف اصلی از توربین این نوع موتور جذب تمامی انرژی گازهای داغ و داشتن یک شفت پرقدرت است لذا نیروی جلو برنده یا رانشی یا تراست این نوع موتورها صفر است و در حالت سکون روی سکوهای مخصوص و یا پایه‌های مخصوص نصب بوده و کار می‌کنند.

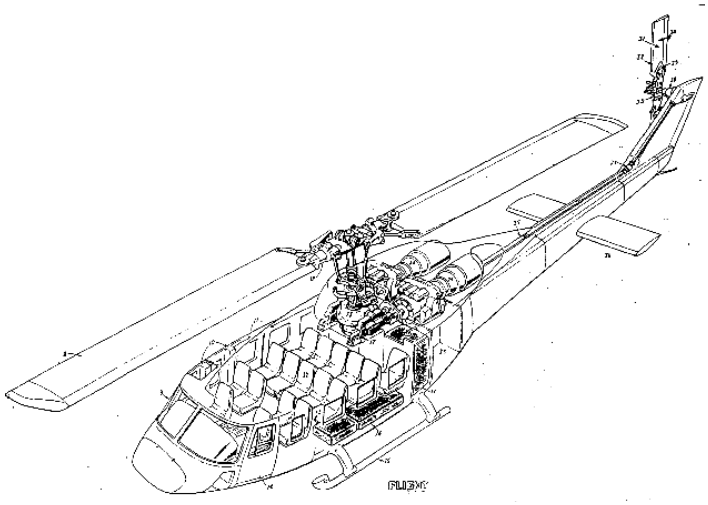
این نوع موتورها دارای توربین‌های بسیار کامل‌تر و بزرگتر از موتورهای توربوپراپ هستند.



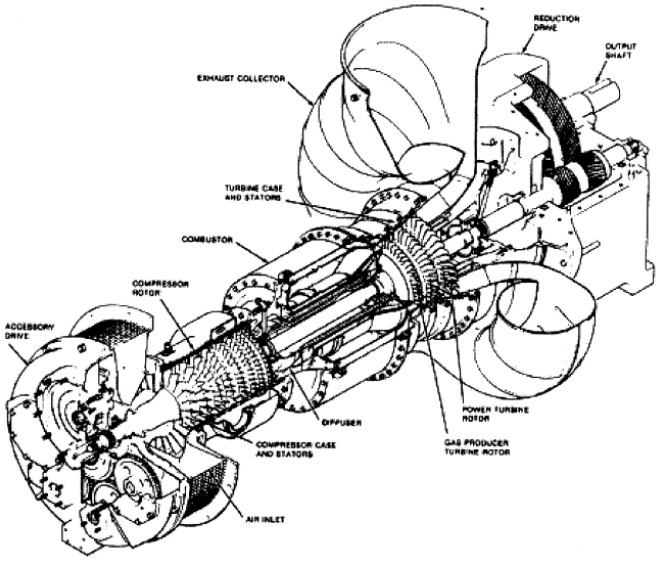
شکل ۲-۲۴: موتور توربینی از نوع توربوشفت

تصویر(۲-۲۴) متعلق به یک موتور جت توربوشفت است که دارای دو سری کمپرسور گریز از مرکز و سه سری توربین می‌باشد. همانگونه که دیده می‌شود گیربکس یا جعبه دنده کاهنده دور به موتور متصل بوده و تمامی انرژی گازهای داغ توسط سه ردیف توربین جذب و به نیروی چرخشی شفت اصلی موتور منتقل می‌شود.

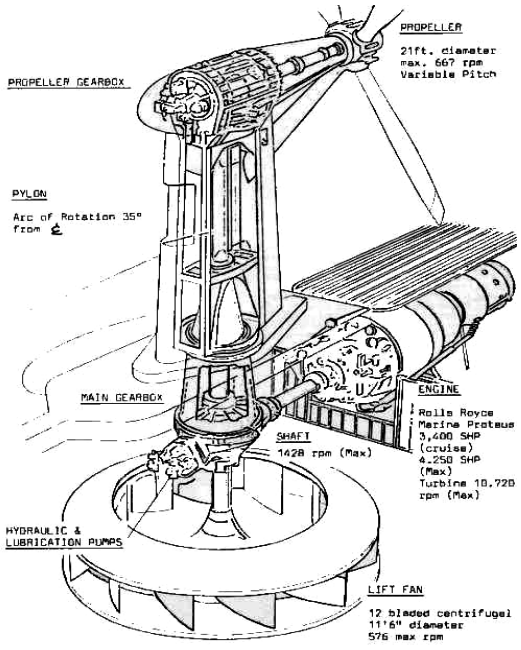
در هلیکوپتر بـل ۲۱۴ دو عدد موتور جت از نوع توربو شفت کار تولید انرژی یا نیروی چرخشی برای ملخ‌ها یا روتور را فراهم می‌سازند.



شکل ۲-۲۵: موتور توربوجت از نوع توربوشفت



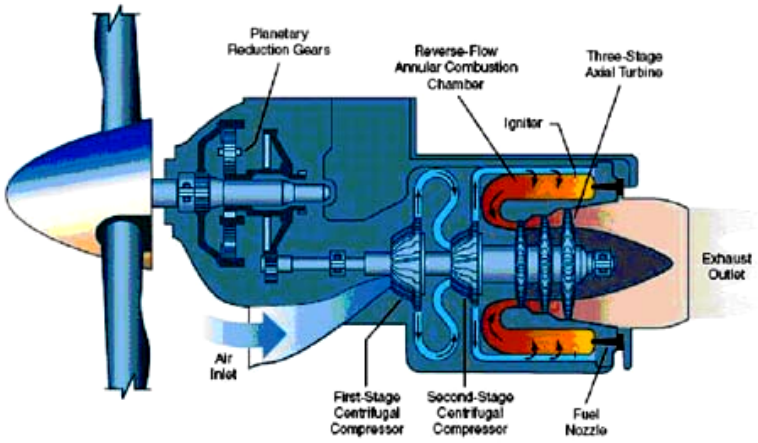
شکل ۲-۲۶: موتور توربوجت از نوع توربوشفت



شکل ۲-۲۷: کاربرد توربوشفت در هاورکرافت

تصویر(۲-۲۶) یک موتور جت توربوشفت از کمپانی کاترپیلار آمریکا است که به عنوان موتور تلمبه خانه نفت استفاده می‌شود. شفت خروجی که به نام Output Shaft نامیده می‌شود در سمت راست تصویر دیده می‌شود. این شفت می‌تواند به پمپ نفت متصل شود که توربوپمپ نامیده یا کمپرسور گاز را بچرخاند که توربوکمپرسور نامیده می‌شود.

در مواردی نیز بعنوان نیروی چرخشی ژنراتور برق استفاده شده یا نیروی حرکتی قطار را فراهم می‌سازد که این نوع قطار توربوترن نام دارد.



شکل ۲-۲۸: نمای داخلی یک موتور توربوپراپ

- **کاربرد موتور توربوشفت در هاور کرافت:**

فن دمنده جهت شناور ماندن هاورکرافت و ملخ رانش، هر دو از طریق گیربکس با موتور توربوشفت درگیر هستند.

۲-۳-۴- موتور توربوفن:

در یک سری از موتورها تیغه‌های سری اول و دوم کمپرسور را بلندتر می‌گیرند، یعنی قطر دیسک و تیغه‌های ردیف‌های اولیه از قطر موتور بیشتر است که این نوع آرایش تیغه‌ها را فن می‌نامند. هوای جابجا شده توسط فن که وارد موتور می‌شود، تقسیم شده و قسمتی از هوا وارد مراحل یا ردیف‌های بعدی کمپرسور شده و برای احتراق به محفظه احتراق ویا به سمت توربین می‌رود و قسمتی از هوا نیز اطراف موتور چرخیده و عبور می‌کند.

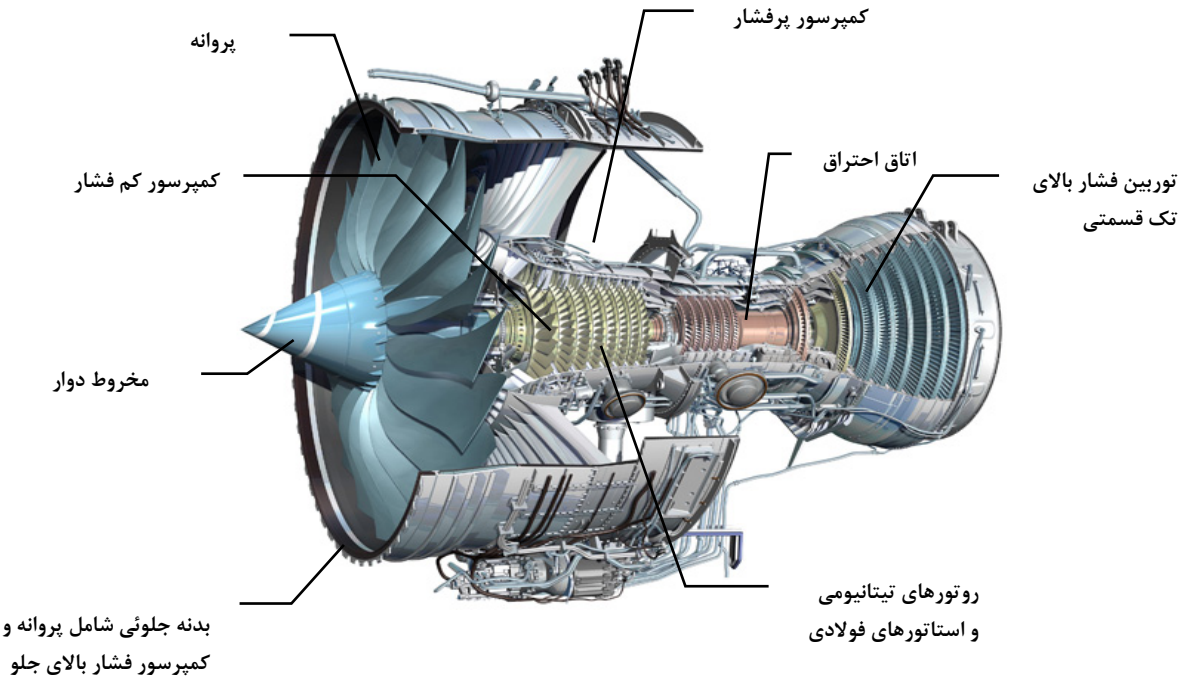
راندمان موتورهای توربوفن نسبت به توربوپراپ بیشتر است. پراپ یا ملخ ۲، ۴ یا ۶ تیغه دارد، در صورتی که تعداد تیغه‌های فن بسیار بیشتر است.

موتورهای توربوفن بدلیل داشتن توربین و فن بدین نام خوانده می‌شوند. از مزایای موتور توربوفن می‌توان به مصرف کمتر سوخت اشاره کرد که تراست یا نیروی رانشی بیشتری را موجب می‌شود. چون هوا از اطراف موتور عبور می‌کند متعلقات موتور را خنک کرده و خطر آتش سوزی کمتر می‌شود. ازطرف دیگر هوای عبوری از دور موتور به عنوان عایق صدا نیز عمل می‌کند پس سرو صدای این نوع موتورها کمتر است.

این نوع موتورها امروزه کاربرد فراوانی در هواپیماهای نظامی و غیرنظامی دارند. جدیداً فقط هواپیماهای دارای موتور توربوفن حق تردد و نشست و برخاست در فرودگاه‌های کشورهای جهان اول را دارند. چون آلودگی صوتی و آلودگی هوای کمتری دارند.

در شکل(۲-۲۹) نمای یک موتور توربوفن دیده می‌شود. فن و کمپرسور کم فشار با هم می‌چرخند و

هوای کمپرسور کم فشار و کم دور، وارد کمپرسور پرفشار با دوران سریع‌تر می‌شود. توربین‌های ردیف اولیه که بلافاصله بعد از محفظه احتراق قرار گرفته‌اند و دارای انرژی بیشتری می‌باشند، کمپرسور پرفشار و دور بالا را می‌چرخانند و توربین طوسی رنگ که توربین کم دور و کم قدرت‌تر است فن و کمپرسور کم فشار را می‌چرخاند.



شکل ۲-۲۹: نمای کامل یک موتور توربوفن

۲-۳-۵- راندمان موتورهای جت دارای قطعات چرخنده (موتورهای توربین دار):

همانگونه که قبلاً اشاره گردید موتورهای جت از نوع توربوشفت، توربوجت، توربوفن، توربوپراپ، همگی دارای ورودی هوا، کمپرسور، محفظه احتراق، توربین و اگزوز هستند. فقط آرایش‌های توربین‌ها، کمپرسورها و محفظه‌های احتراق و دیگر قطعات آنها با یکدیگر تفاوت دارد.

کمپرسور در جلوی موتور قرار داشته و با چرخش خود، هوا را به داخل کشیده و متناسب با دور و ضریب تراکم ونیز تعداد ردیف‌ها به دفعات هوا را متراکم کرده و محصول خروجی آن هوای فشرده و داغ است. هوای فشرده پس از خروج از کمپرسور وارد محفظه احتراق گشته و با سوخت می‌سوزد که در اثر انبساط حاصل از احتراق، سرعت گازهای سوخته شده زیاد گشته و در سر راه خود با تیغه‌های توربین برخورد نموده و آنرا می‌چرخاند و چرخش توربین نیز باعث چرخش کمپرسور می‌گردد سپس گازهای خروجی از مجرای خروج یا اگزوز خارج می‌شود.

قابل ذکر است هر چه تعداد ردیف‌های کمپرسور و دور آن بیشتر باشد، به عبارتی چرخش یا دوران بیشتری داشته باشد، هوای فشرده بیشتری تولید شده و راندمان نیز افزایش می‌یابد، به عبارت دیگر ضریب

تراکم بیشتر، راندمان بیشتری را برای موتور در پی خواهد داشت. باید در نظر داشت افزایش ضریب تراکم سبب افزایش در حرارت نهایی می‌باشد، زیرا هرچقدر هوا متراکم‌تر شود، داغ‌تر می‌گردد و باید محفظه احتراق و توربین، تحمل این افزایش حرارت را داشته باشند. البته امروزه با پیشرفت در علم متالورژی آلیاژهای فولادی خاص تهیه شده است به نحوی که در موتورهای جدید ضریب تراکم کمپرسور از ۵۰ به ۱ نیز فراتر رفته است، یعنی کمپرسور ۵۰ متر مکعب هوا را متراکم نموده تا حدی که آن را به یک متر مکعب می‌رساند. ضمناً هرچقدر ضریب تراکم بیشتر شود، مصرف سوخت نیز کمتر شده و موتور می‌تواند کوچک‌تر و سبک‌تر ساخته شود.

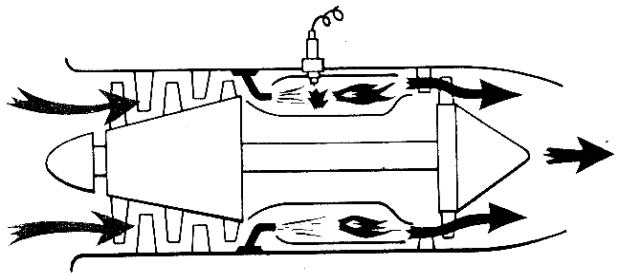
۲-۳-۵-۱- تاثیر عوامل جوی:

جرم هوا تاثیر مستقیم بر تراست دارد و هر عامل جوی که بر روی جرم هوا اثر گذارد، برنیروی تراست نیز همان اثر را خواهد گذارد. مثلاً اگر فشار هوا زیاد شود، دانسیته هوا و در نتیجه جرم افزایش یافته و تراست نیز افزایش می‌یابد. بالعکس، اگر درجه حرارت هوا افزایش یابد دانسیته هوا کاهش یافته(رقیق‌تر) و درنتیجه جرم کاهش یافته و باعث کاهش تراست خواهد شد. بنابراین در تابستان به دلیل گرمای هوا، موتور جت تراست کمتری نسبت به زمستان تولید می‌نماید.

۲-۳-۵-۲- تاثیر ارتفاع:

تاثیر ارتفاع بر تراست موتور در واقع تابع تغییرات Air Density می‌باشد، بنابراین با افزایش ارتفاع چون فشار کم می‌شود، دانسیته نیز کاهش یافته پس تراست نیز کاهش می‌یابد ولی چون تا حدود ۳۶۰۰۰ پا، درجه حرارت نیز کاهش می‌یابد. این افت دما تا حدی کاهش دانسیته را خنثی کرده، پس کاهش تراست از ۳۶۰۰۰ پا به بعد طبق دیاگرام شدیدتر می‌شود. به عنوان مثال موتور Jt9d، بر روی هواپیمای ۷۴۷ در شرایط استاندارد سطح دریا حدود 48500ib تراست تولید می‌کند. همین موتور در ارتفاع ۴۰۰۰۰ پا، تراست‌اش به حدود 10500ib کاهش می‌یابد، که خود البته موهبتی است زیرا که مصرف سوخت به غایت کاهش می‌یابد.

۲-۳-۵-۳- رطوبت:

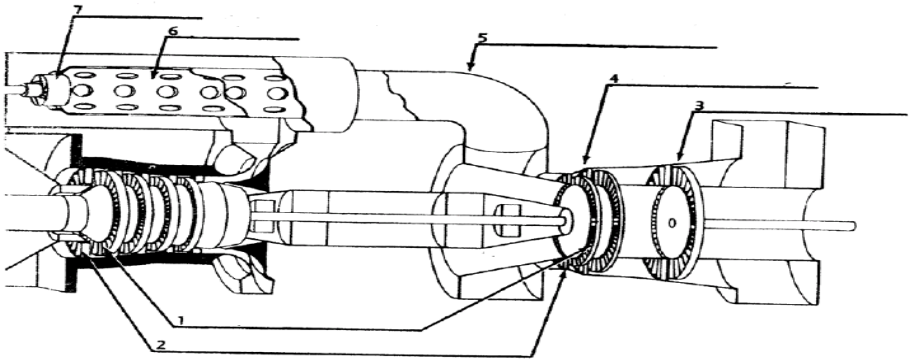


شکل ۲-۳۰: وضعیت جریان هوا در محفظه جت

در موتورهای پیستونی با افزایش رطوبت هوا از قدرت تولیدی آنها کاسته شده و مقدار این کاهش تا ۷٪ نیز می‌رسد. دلیل این مسئله این است که در این موتورها رطوبت هوا باعث غنی شدن بیش از حد مخلوط گشته و راندمان موتور را کاهش می‌دهد ولی در موتورهای جت چنین نیست، چون در این موتورها از ۱۰۰٪ هوای ورودی فقط ۲۵٪ صرف احتراق گشته وبقیه به مصرفCooling می‌رسد، بنابراین وجود رطوبت در هوا تاثیری در فرآیند احتراق نداشته پس می‌توان گفت بر تراست حاصله تاثیری ندارد.

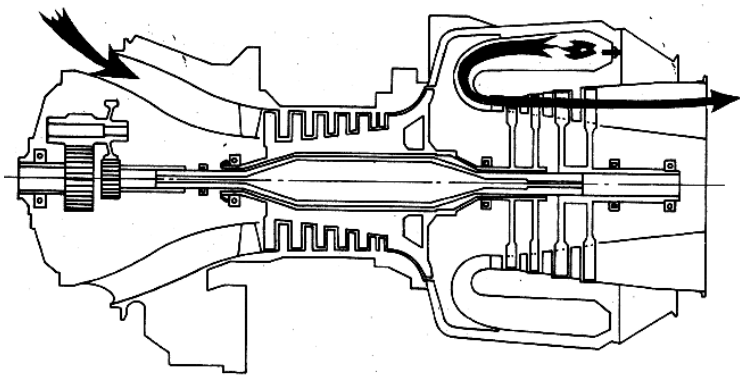
۲-۳-۵-۴- اصطکاک:

در موتورهای جت که روی هواپیماها نصب می‌شود، سعی می‌گردد که سطح مقطع موتورها کمتر باشد تا باعث اصطکاک نشود (از حجیم بودن جلوگیری می‌شود) لذا کمپرسور، محفظه احتراق و توربین در یک خط مستقیم پشت سرهم قرار دارند.



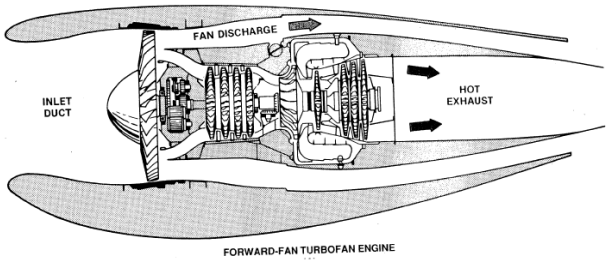
شکل ۲-۳۱: نمایی از یک موتور زمینی (تلمبه‌خانه نفت)

تصویر (۲-۳۱) متعلق به یک موتور زمینی (تلمبه خانه نفت) است. باتوجه به اینکه این موتور حرکتی ندارد و برخلاف موتور بالایی فرم و شکل و شمایل آن باعث اصطکاک حرکتی نمی‌شود، لذا مبحث آیرودینامیک در مورد آن صدق نمی‌کند. راحتی در تعمیرات و همچنین افزایش طول عمر از مهمترین مزیت‌های این موتور است، محفظه احتراق با کمپرسور وتوربین در یک خط قرار ندارند، بلکه محفظه احتراق خارج از خط افقی و تقریباً خارج از اسکلت اصلی موتور است بدین دلیل که حرارت محفظه احتراق از کمپرسور و توربین فاصله داشته و باعث فرسایش آنها نشود. ضمناً تعویض محفظه احتراق راحت‌تر است. در بعضی از وسایل نقلیه پرنده طولانی بودن موتور مسئله‌ساز است، لذا مجدداً کمپرسور، محفظه احتراق و توربین در یک خط قرار نمی‌گیرند. همانگونه که در تصویر دیده می‌شود توربین را داخل محفظه احتراق قرار داده‌اند تا طول موتور کمتر شود. ضمناً در این نوع موتورها جریان هوا و گازها بصورت خطی نیست و دوبار معکوس می‌شود.



شکل ۲-۳۲: یک نمونه موتور توربوشفت

تصویر فوق یک نوع موتور توربوشفت متعلق به هلی‌کوپتر با محفظه احتراق از نوع Reverse.Flow است.

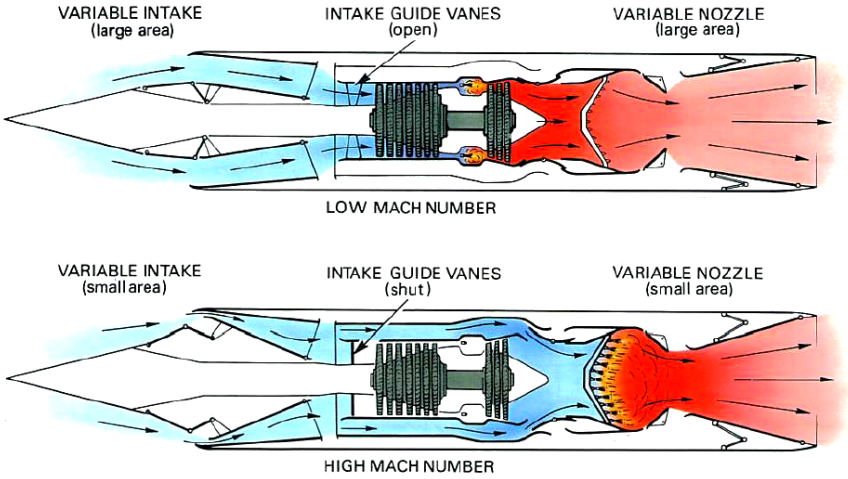


شکل ۲-۳۳: موتور توربوفن

۲-۴- موتور توربو رم جت:

تاکنون چهاردسته اصلی موتورهای توربینی را معرفی کردیم. توربوجت، توربوشفت، توربوپراپ، توربوفن.

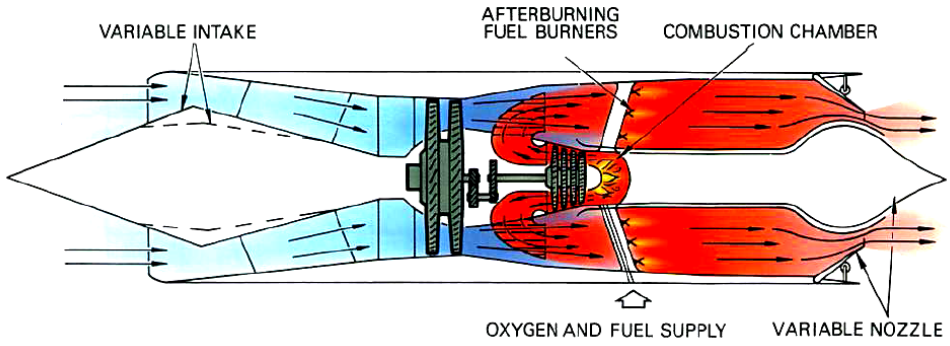
نوع دیگری از موتور توربینی، به نام توربورم جت برای هواپیماهای جنگنده استفاده می‌شود که ترکیب توربوجت و رم جت است. در حالت عادی موتور توربوجت کار می‌کند ولی در شرایط اضطراری که نیاز به سرعت بیشتر و مافوق صوت است، در قسمت انتهایی موتور توربوجت (تصویر ۲-۳۴) یعنی در قسمت اگزوز، سوخت تزریق می‌شود و سوخت محفظه احتراق قطع می‌گردد. موتورجت برخلاف موتور پیستونی یک چهارم هوا را می‌سوزاند، لذا گازهای خروجی از اگزوز سه چهارم هوای نسوخته دارند و مادامی که سوخت در گازهای خروجی دارای حرارت بالا تزریق شود موتور مانند رم جت عمل می‌نماید که شعله‌ای از پشت موتور زبانه می‌کشد و اصطلاحاً پس سوز نام دارد.



شکل ۲-۳۴: شمایی از یک نمونه توربو/رم جت

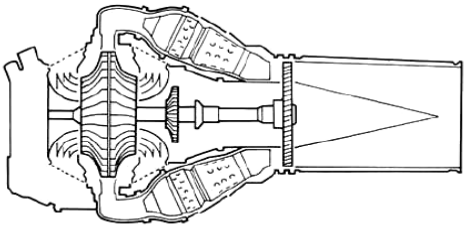
۲-۵- موتور توربو راکت:

موتور فضاپیماها از این نوع است، این موتور ترکیبی از موتور توربوجت و راکت است. در جو زمین که هوا وجود دارد موتور توربوجت روشن و فعال است و خارج از جو که هوا وجود ندارد، اکسیژن و سوخت در قسمت اگزوز که بعنوان محفظه احتراق راکت نیز عمل می‌کند، تزریق شده و موتور مانند راکت عمل می‌کند.

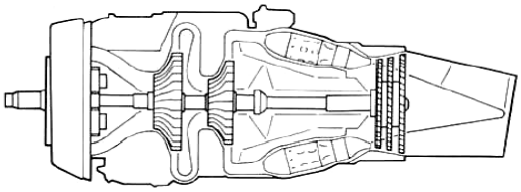


شکل ۲-۳۵: شمای یک نمونه توربو راکت

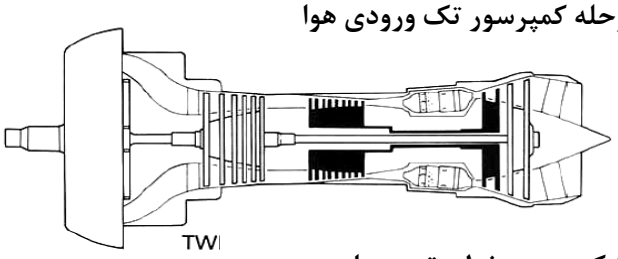
- **ترکیب‌های مختلف موتورهای جت:**



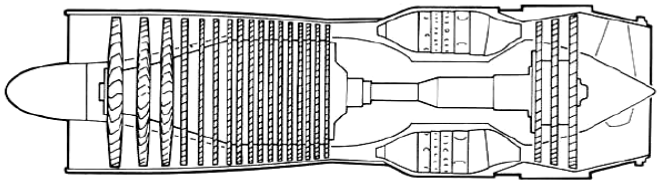
توربوجت؛ با دو ورودی هوا و کمپرسور گریز از مرکز



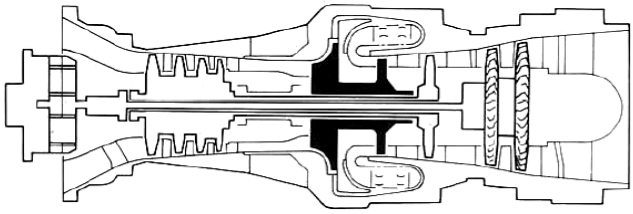
توربو پراپ؛ دو مرحله کمپرسور تک ورودی هوا



دو محور (شفت) کمپرسور خطی توربوپراپ



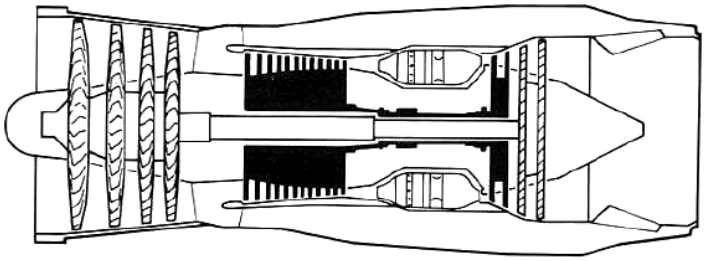
تک محوره کمپرسور خطی توربوجت



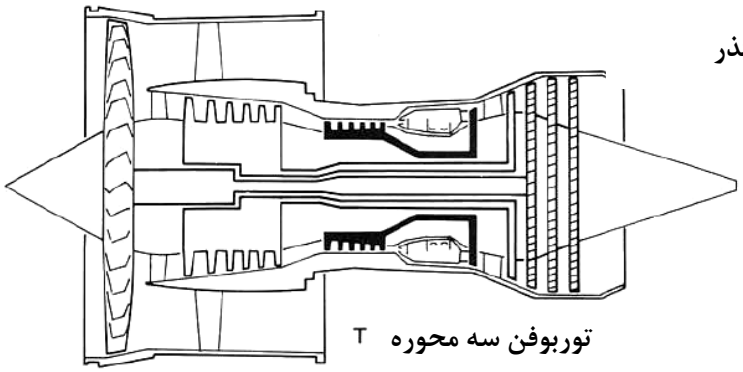
توربوشفت؛ سه محوره با توربین قدرت آزاد

شکل ۲-۳۶: ترکیب‌های مختلف موتورهای جت

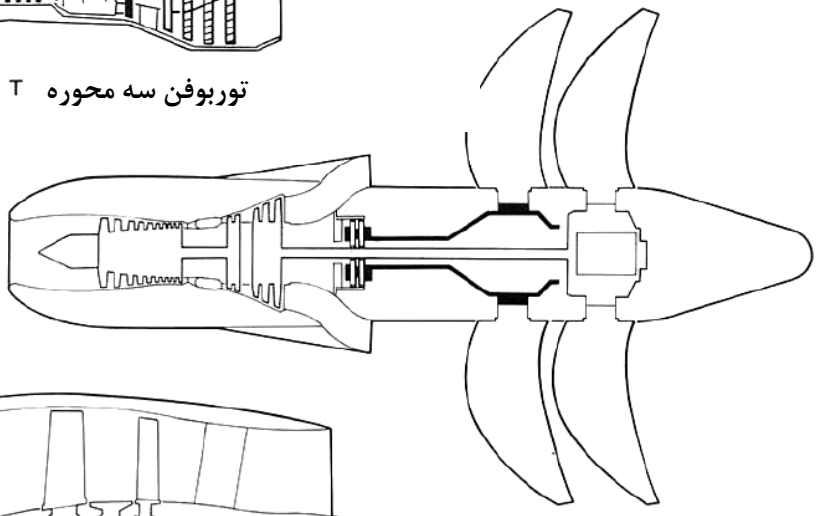
- **ترکیب‌های مختلف موتورهای جت:**



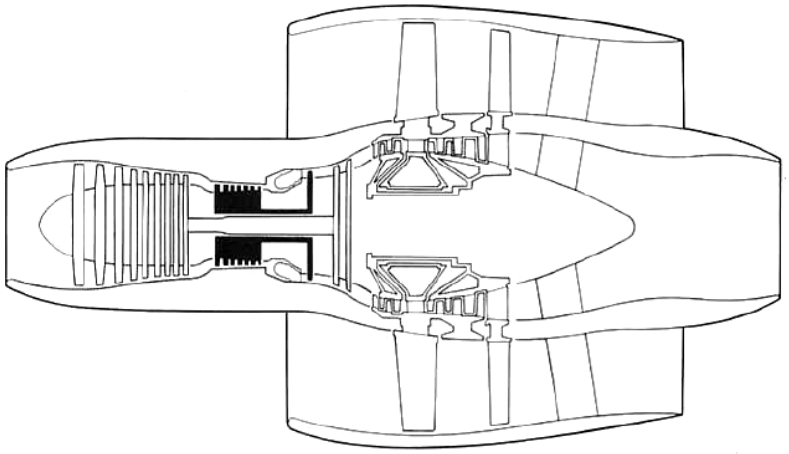
توربوجت دو محوره با هوای بغل گذر



توربوفن سه محوره T



توربوفن با فن عقب

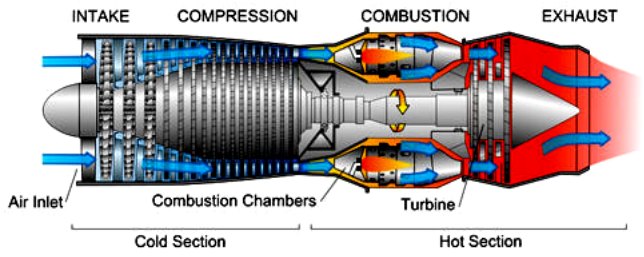


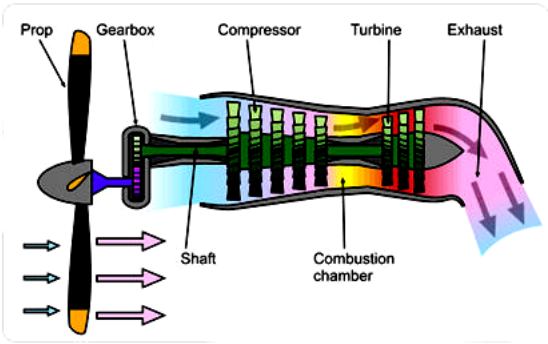
توربوفن با فن عقب

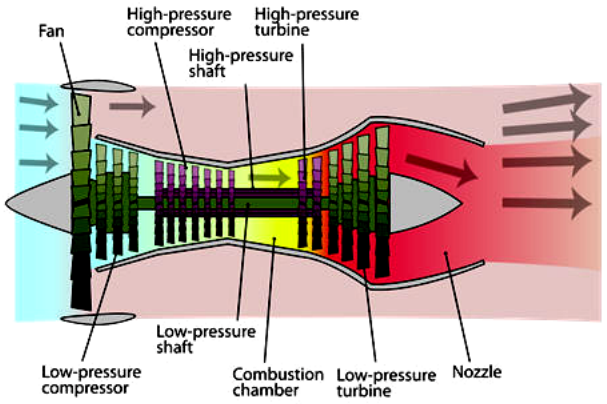
شکل ۲-۳۷: ترکیب‌های مختلف موتورهای جت

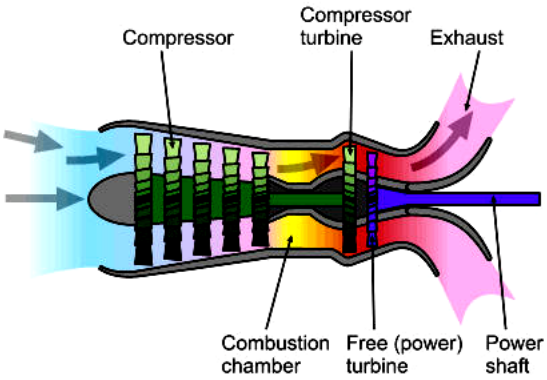
بخش سوم

مقایسه سیکل اتو و برایتون









مرکز آموزش OTC

بخش سوم : مقایسه سیکل اتو و برایتون

۳-۱- وجوه مشترک و تفاوت‌های موتور جت و پیستونی:

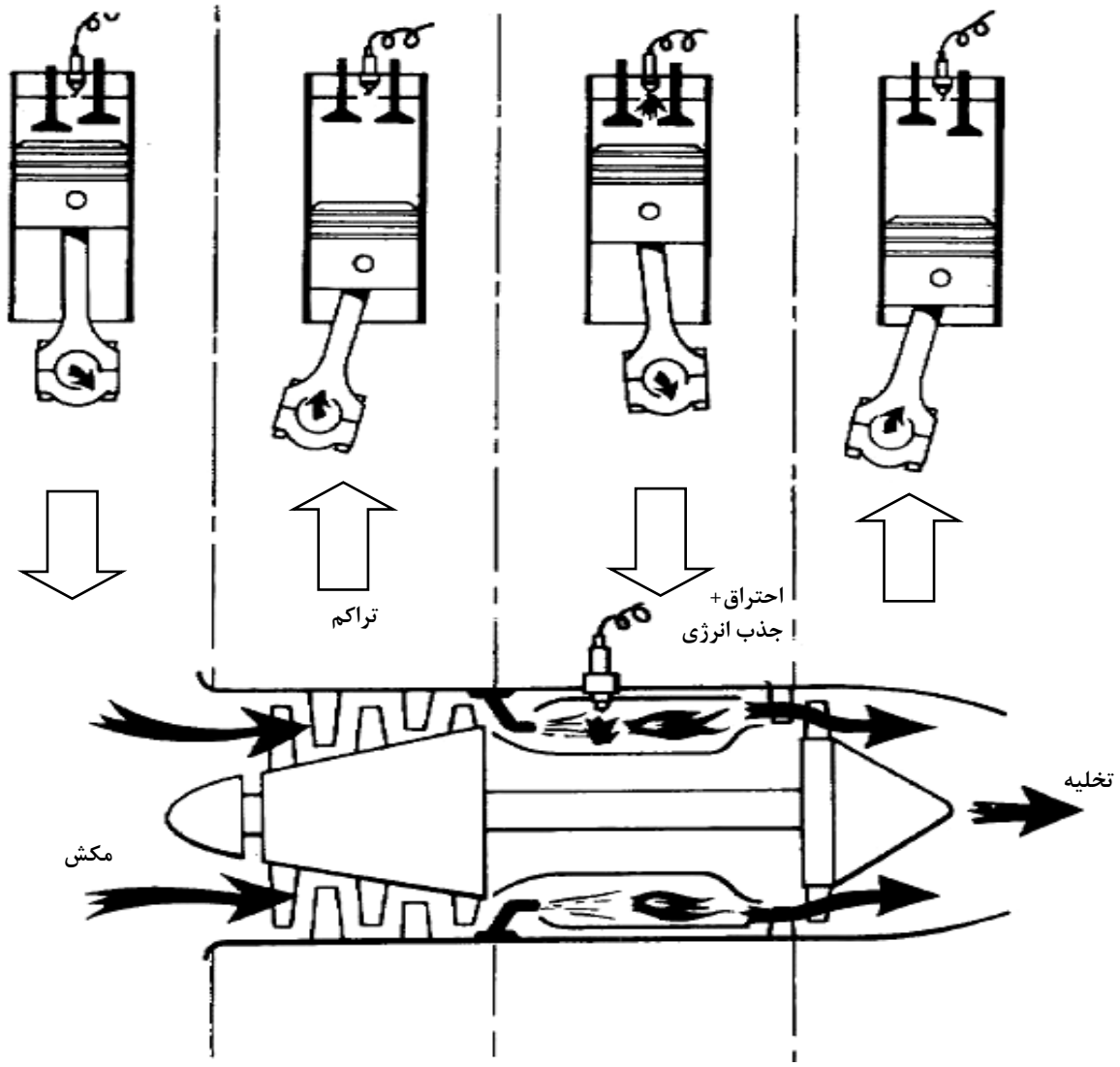
همانگونه که اطلاع دارید در موتور پیستونی چهارمرحله کاری وجود دارد که سیکل اتو نام دارد. چهار مرحله کاری عبارتند از: مکش، تراکم، احتراق، تخلیه.

در موتور جت نیز عمل مکش در ورودی هوا، عمل تراکم در قسمت کمپرسور، عمل احتراق در محفظه احتراق، عمل جذب انرژی در توربین. عمل تخلیه در اگزوز صورت می‌پذیرد که سیکل کاری برایتون نام دارد.

چهار مرحله مکش، تراکم، احتراق، تخلیه در هردو موتور جت و پیستونی وجود دارد ولی در موتور پیستونی این چهار فعالیت به صورت دائمی وجود ندارد یعنی یا تراکم یا تخلیه یا احتراق یا مکش اتفاق می‌افتد. در صورتی که در موتور جت تمامی چهار مرحله مستمر و دائمی است و بدین دلیل چون دائماً احتراق و جذب انرژی وجود دارد، دارای قدرت بیشتر و راندمان بالاتری است.

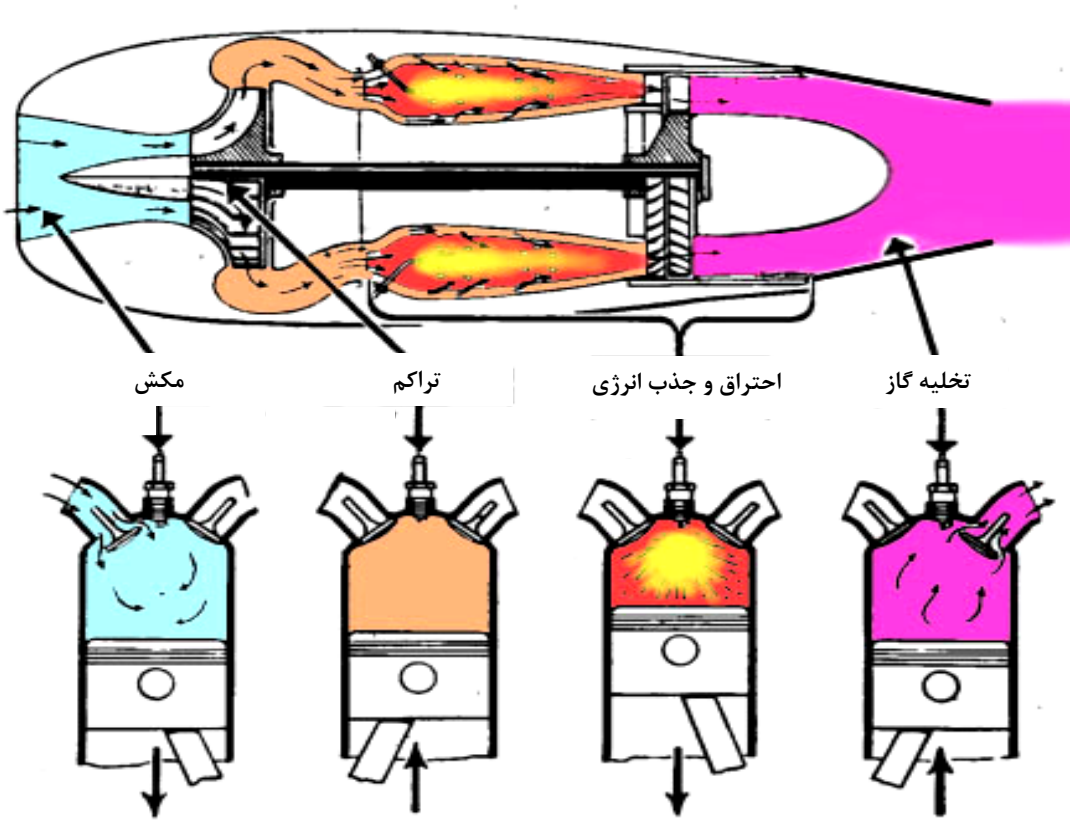
در موتور پیستونی، پیستون و سیلندر در معرض نوسانات فشاری، یعنی از فشار کم مرحله مکش تا فشار زیادتر تراکم قرار دارند، لذا پوسته سیلندر ضخیم است ولی در موتور جت فشار کاری تقریباً ثابت است بنابراین پوسته‌های ضخیم و سنگین حذف گردیده و از وجود پوسته ضخیم خبری نیست.

در موتور پیستونی حرکت پیستون به سمت بالا تا نقطه انتهایی یا مرگ بالا T.D.C و در زمان پایین آمدن تا نقطه مرگ پایین B.D.C است، یعنی زمانی که پیستون بالا آمد در کسری از زمان متوقف و حرکت آن عکس می‌شود، لذا پیستون دائماً در حال توقف و حرکت است. در صورتی که در موتور جت دائماً حرکت دورانی است و توقفی در کار نیست، لذا اسراف انرژی در کار نمی‌باشد. خلاصه حذف قطعات رفت و برگشتی و نوسان‌دار و لرزش‌دار باعث افزایش راندمان و حتی سرعت موتور جت شده است. به نحوی که موتورهای جت دارای سرعت چرخش یا R.P.M از ۱۰.۰۰۰ الی ۱۰۰.۰۰۰ دور هستند.



شکل ۳-۱: فرآیند احتراق در توربین گاز

۳-۱- مقایسه سیکل گازی اتو(موتور پیستونی) و سیکل کاری برایتون(موتور جت):



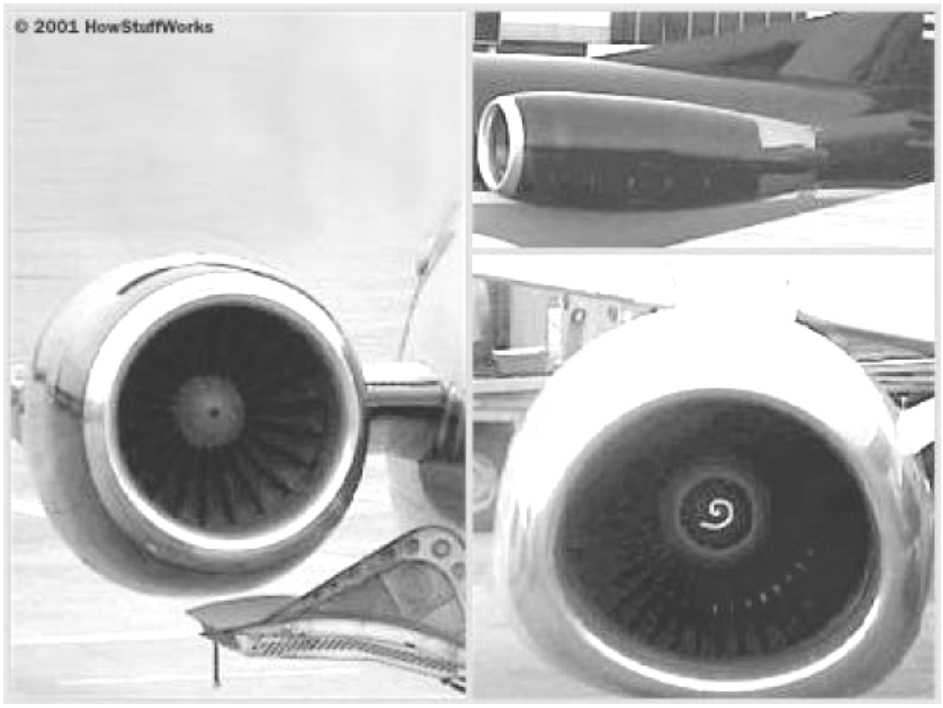
شکل ۳-۲: سیکل احتراق در موتور جت

تمامی مراحل کاری که در موتور پیستونی وجود دارد شامل مکش، تراکم، احتراق، جذب انرژی، تخلیه گاز یا اگزوز در موتور جت نیز اتفاق می‌افتد، با این تفاوت که در موتور پیستونی عملیات کاری یکی در میان صورت می‌گیرد و در موتور جت این عملیات به صورت پیوسته برقرار است، یعنی دائماً عمل مکش، تراکم، احتراق، جذب انرژی و تخلیه گاز وجود دارد که یکی از دلایل بالاتر بودن راندمان موتور جت نسبت به پیستونی این خصیصه است. قطعات رفت و برگشتی در موتور پیستونی لرزش‌زا است و عمل حرکت و توقف پیستون‌ها انرژی را تلف می‌کند، ولی در موتور جت حذف قطعات رفت و برگشتی باعث شده این موتور سریعاً دور بگیرد و توانایی چرخش با دوران تا حدود ۱۰۰.۰۰۰ دور در دقیقه در بعضی از مدل‌ها را دارا باشد.

۳-۲- ورودی موتور جت:

ورودی جلوی کمپرسور را Air Intake می‌نامند، این بخش طوری طراحی و ساخته شده که هوا را با سرعت و فشار مناسب به کمپرسور برساند. مسیر هوا در ورودی به صورت واگرا است تا مقداری از سرعت کاسته شده و فشار افزایش یابد، برای اینکه در تبدیل سرعت به فشار حداقل افت انرژی را داشته باشیم بایستی طول ورودی

موتور تا حد امکان کوتاه باشد. در هواپیماهای مسافربری(مادون صوت) ورودی موتور بصورت Short Pitot Type است. اصولاً در کمپرسورهای محوری سرعت هوا زیر صوت است و به همین خاطر باید به نحوی عمل نماییم که ورودی از طریق واگرائی، در سرعت هوا کاهش پدید آورد تا بدنبال آن وقتی کمپرسور سرعت هوا را زیاد می‌کند به سرعت صوت نرسد در غیر اینصورت کمپرسوربا پدیده Choke روبرو خواهد شد.

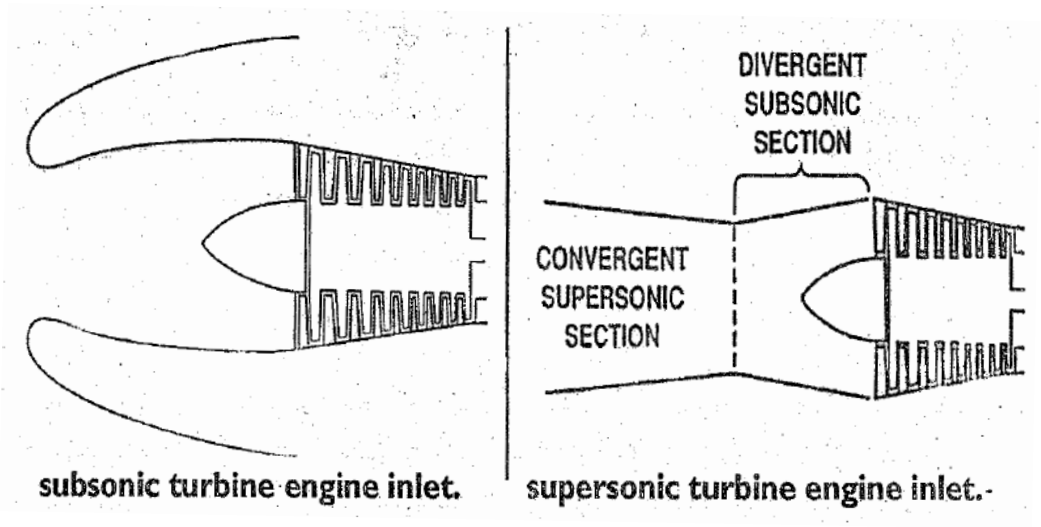


شکل ۳-۳: موتور جت

۳-۲- Supersonic Intake:

همانطور که گفته شد سرعت هوا در کمپرسورهای محوری زیر صوت است ولی در یک هواپیمای سوپرسونیک (مافوق صوت)، هوا با سرعتی به مراتب بیشتر از صوت (بستگی به نوع هواپیما دارد) وارد Intake می‌شود و باید سرعت آن به طریقی به کمتر از صوت تقلیل داده شده و به کمپرسور تحویل شود.

Air Intake هواپیماهای سوپرسونیک معمولاً از نوع Variable Throat است. مطابق قوانین علم آئرودینامیک، رفتار جریان هوای سوپرسونیک در Ducts عکس جریان مادون صوت است یعنی برای کاهش سرعت آن باید مجرا همگرا بوده و برای افزایش سرعت واگرا باشد. بر همین اساس ورودی در ابتدا حالت همگرا و در انتها حالت واگرا دارد به طوریکه در گلوگاه M=1 می‌گردد، بنابراین طبیعی است که باتوجه به تغییرات سرعت هواپیما قسمت Intake نیز باید به صورت Variable Throat باشد تا خود را با سرعت‌های مختلف وفق داده و سرعت هوا همیشه در گلوگاه M=1 گردد و پس از آن چون مجرا به صورت واگرا است سرعت کاهش یافته و وارد کمپرسور می‌شود.



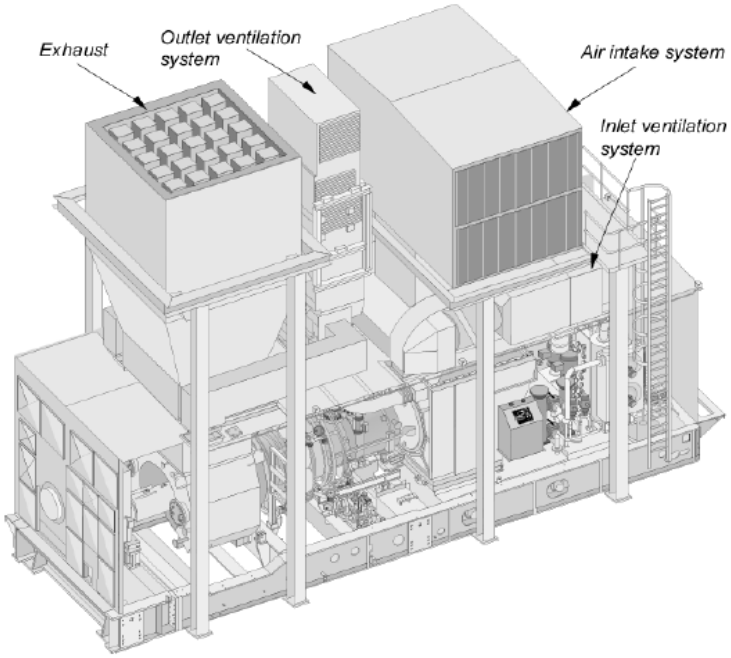
شکل ۳-۴: Air Intake Anti-Icing

قسمت‌های موجود در Intake موتورهای جت مانند Inlet Guide Vanes, Struts, Nose Cowling در معرض یخ زدن قرار دارند، از این رو به طرق مختلف همچون مجاورت با هوای گرم کمپرسور یا Electric Boot و یا روغن گرم برگشتی از موتور دائماً گرم نگه داشته می‌شوند.

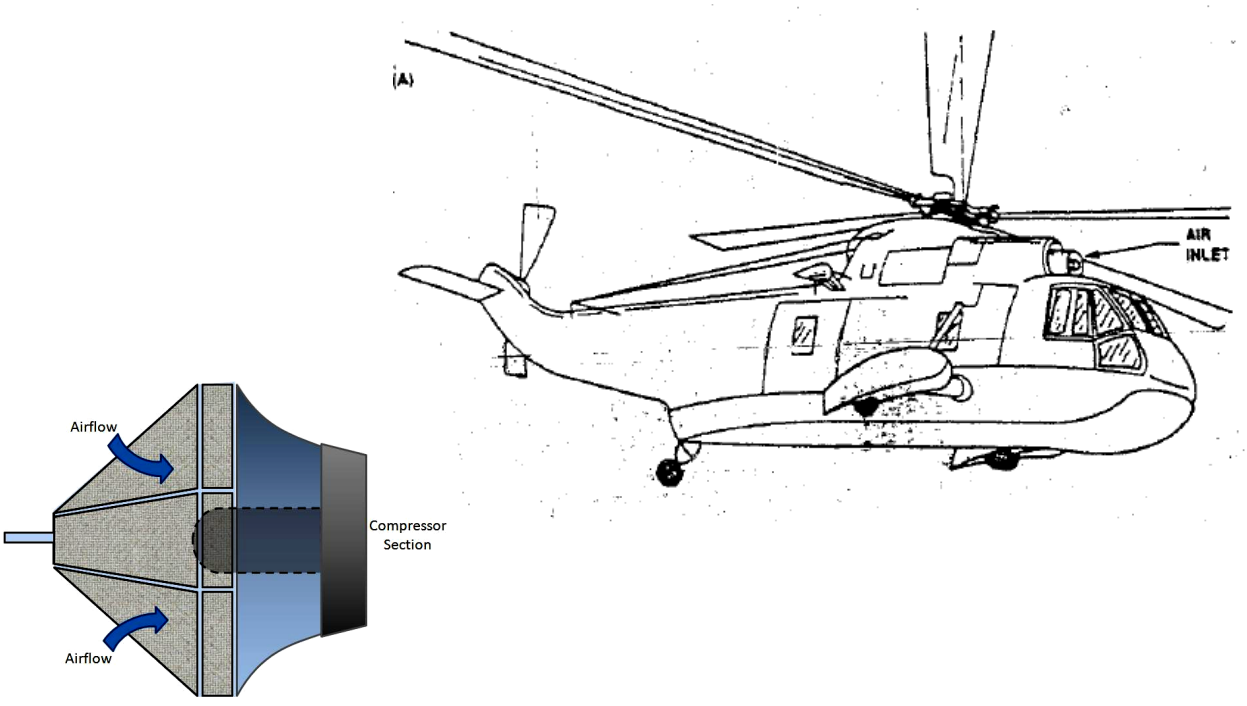
۳-۳- ورودی هوا در موتورهای جت توربین دار زمینی:

در موتورهای جت که به صورت ثابت در محلی نصب گردیده‌اند معمولاً ورودی دارای محافظ بوده و اکثراً به فیلتراسیون مجهز هستند اما در موتورهای زمینی متحرک مانند موتور هاورکرافت، تانکM1 و توربوترن، ورودی موتور صرفاً مجهز به توری فلزی است که از ورود ذرات خارجی به موتور جلوگیری می‌کند.

در موتورهای زمینی ثابت مانند تلمبه‌خانه‌های نفت و توربوکمپرسورهای گاز و توربوژنراتورها، موتور مجهز به توری‌های فلزی به انضمام فیلتراسیون کامل است که هوا از چند لایه فیلتر عبور نموده و وارد موتور می‌شود. جهت جلوگیری از کمبود هوای ورودی، معمولاً هوای مکش‌شده به ورودی موتور از فضای خارج (از سالنی که موتور توربین‌دار در آن نصب است) توسط کانال‌هایی با فرم بخصوص و محاسبه‌شده، فراهم می‌شود زیرا طولانی‌بودن کانال یا کم بودن قطر آن یا گرفتگی فیلترها می‌تواند سبب کاهش هوای ورودی به کمپرسور گردد. لذا سیستم ورودی هوا و فیلتراسیون Air Inlet Duct & Filters باید طبق دستورالعمل کارخانه سازنده نصب گردد.



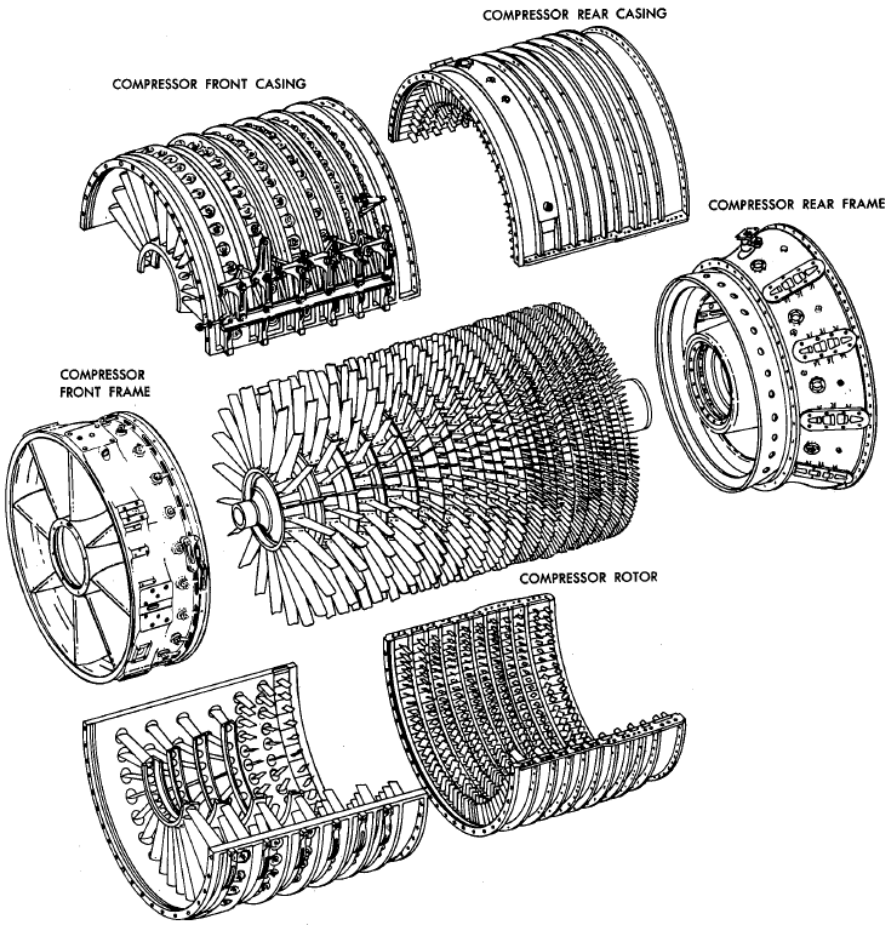
شکل ۳-۵: سیستم ورودی هوا در توربین



شکل ۳-۶: توری ورودی برای موتور جت در نوعی هلی کوپتر

بخش چهارم

کمپرسور



مرکز آموزش OTC

بخش چهارم : کمپرسور

کمپرسور در قسمت جلوی موتور جت قرار گرفته و وظیفه آن افزایش فشار هوای ورودی به نسبت موردنظر و تحویل این هوای پرفشار به محفظه احتراق است تا در آنجا با افزودن سوخت، احتراق صورت پذیرد. کمپرسور به دو نوع «گریز از مرکز» (Centrifugal) و «محوری» (Axial) تقسیم می‌شود.

۴-۱- کمپرسور گریز از مرکز:

این نوع کمپرسورها امروزه درتوربین‌ها مورد استفاده چندانی نداشته و محدود به موتورهای کم قدرت بخصوص تروبوپراپ و توربورکمپرسورها بوده و از سه قسمت اصلی تشکیل می‌شوند.

A) Impeller: این قطعه بصورت دیسکی است که در روی آن تعدادی پره(RGV= Rotating Guide Vanes) با کانال واگرا قرار گرفته است. به هنگام چرخش کمپرسور هوا وارد میان پره‌ها گشته و در اثر نیروی گریز از مرکز به صورت شعاعی به سمت خارج Impeller حرکت کرده و چون انرژی‌اش توسط کمپرسور افزایش یافته پس هم سرعت و هم فشارش افزایش می‌یابد. هوا پس از خروج از Impeller وارد Diffuser می‌شود که کانالی واگرا است و در اینجا طبق قانون برنولی سرعت آن کاهش و فشارش افزایش می‌یابد و در ادامه از طریق مجراهای زانوئی شکل که به آن Elbow یا Air Outlet Casing می‌گویند به محفظه‌های احتراق هدایت می‌شود. در بعضی از موتورها به منظور جلوگیری از فرار هوا از نوک پره‌ها به کانال‌های مجاور و افت راندمان کمپرسور، Impeller دارای Shroud یا پوسته دربرگیرنده است.

کمپرسور گریز از مرکز ممکن است به اشکال زیر یافت شود:

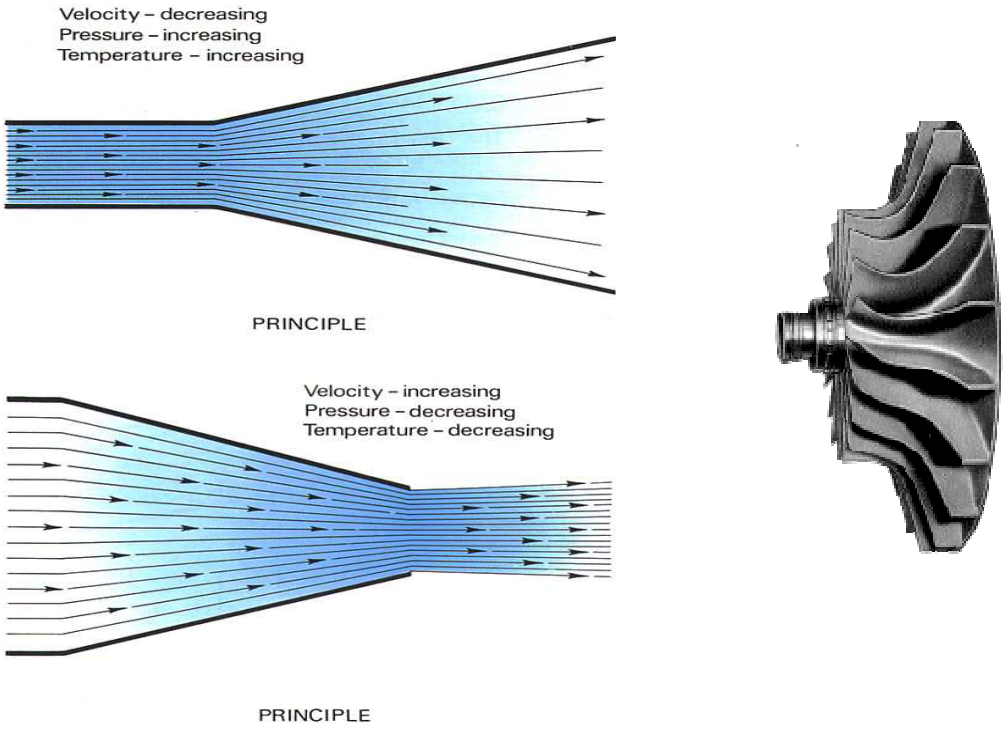
۱- Single Stage Single Entry تک مرحله : تک ورودی

۲- Double Stage Single Entry دو مرحله: تک ورودی

۳- Single Stage Double Entry تک مرحله : دو ورودی

جنس صفحه Impeller از آلیاژ آلومینیوم است ولی جنس تیغه‌های آن به‌خاطر استحکام بیشتر و جلوگیری از صدمه ممکن است از آلیاژهای فولاد باشد و البته هردو آلیاژ بصورت Forged آهنگری(جوشکاری) هستند. همانگونه که در تصویر دیده می‌شود در کانالهای واگرا یعنی کانالی که از سمت ورودی به سمت خروجی قطر آن باز می‌شود یا بعبارتی افزایش می‌یابد دما و فشار افزایش یافته و سرعت کاهش می‌یابد. لذافرم تیغه‌های کمپرسورها را به گونه‌ای می‌سازند که از ورودی به سمت خروجی قطر کانالها یا مجاری عبور هوا افزایش یافته و واگرا باشد تا فشار افزایش یابد.

فرم تیغه‌های توربین موتورهای جت به‌گونه‌ای است که کانالهای همگرا را می‌سازند. از خصیصه‌های کانال‌های همگرا کاهش دما و فشار و افزایش سرعت است و در توربین‌ها حالت ایده‌ال کاهش دما برای جلوگیری از سوختن ناشی از حرارت گازهای داغ و افزایش سرعت جهت برخورد بیشتر و ضربه زدن بیشتر گاز به تیغه‌های توربین است.



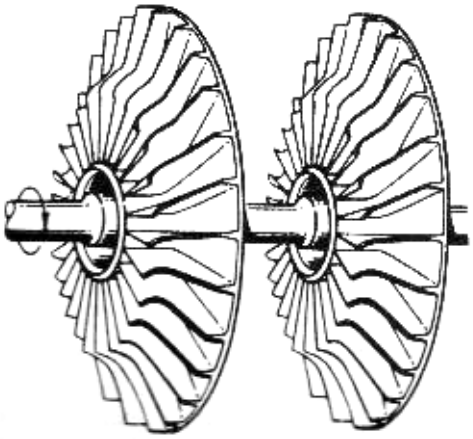
شکل ۴-۱: انواع کانال‌های هوا- واگرا و همگرا

۴-۱-۱- محاسن و معایب:

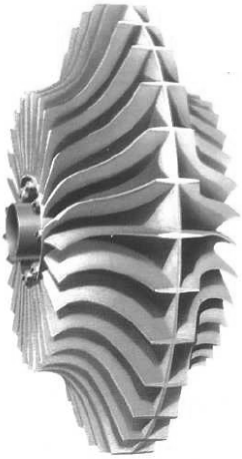
ساخت و نگهداری این نوع کمپرسورها آسان است و همچنین با دوام و محکم(Sturdy) بوده و امکان FOD(Forigen.Object.Damage)[1] در آنها کم است، ولی ضریب تراکمشان کم و دهانه ورودی(Frontal Area) آنها زیاد است که باعث پسای زیاد می‌شود. به خاطر کمبود ضریب تراکم، قدرت این موتورها کم بوده و مصرف سوخت SFC آنها بالطبع زیاد خواهد شد. ضریب تراکم این کمپرسور درهر Stage یا مرحله تقریباً 5:1 بوده ولی به علت افت حاصل از تغییر جهت شدید هوا بیشتر از دو Stage نمی‌شود بکار برد. ضمناً در موتورهای مدرن هم چون سری PWC–120 با استفاده از فن‌آوری نوین ضریب تراکم در یک Stage به 10:1 و در دو Stage به 15:1 افزایش یافته که رقم قابل توجهی است به این نوع، Redial Outflow Compressor نیز می‌گویند.

1– FOD =Forigen.Object.Damage خرابی به علت صدمه وارده بر تیغه‌ها در اثر برخورد ذرات ورودی

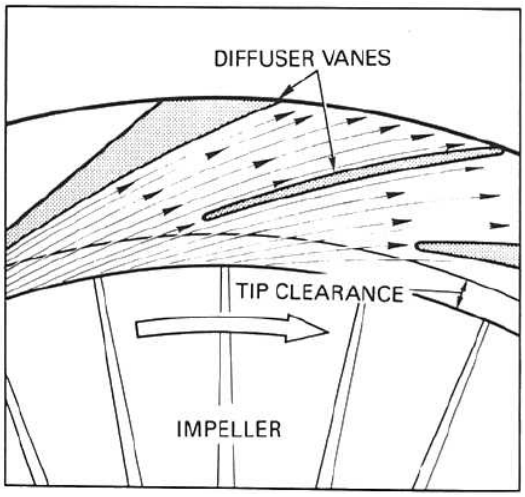
Single Stage
Single Entry



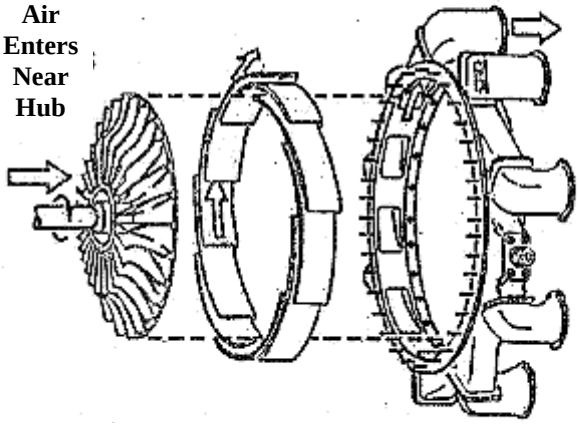
Double Stage
Single Entry



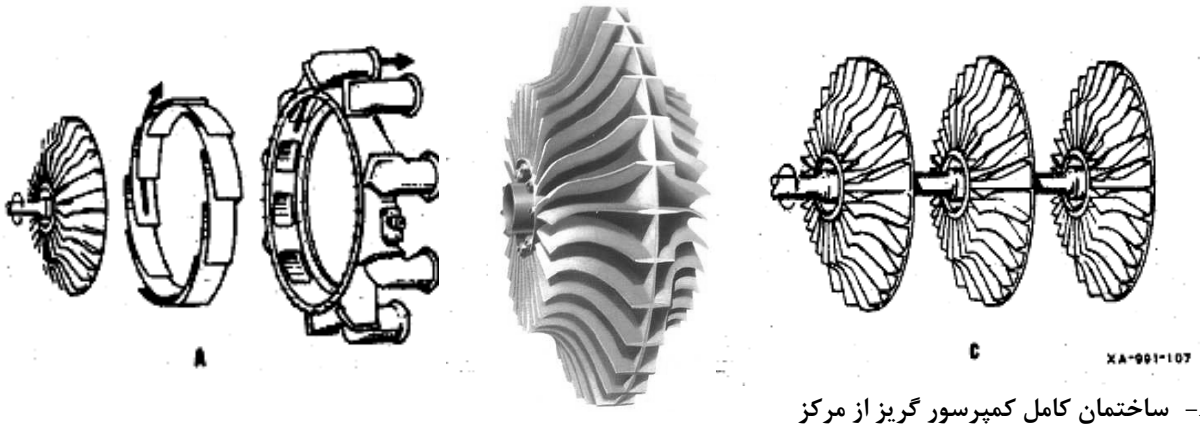
Single Stage
Double Entry



Airflow at entry to diffuser.



شکل ۴-۲: تقسیم‌بندی کمپرسور براساس تعداد ردیف تیغه‌ها و وضعیت جریان هوا



A- ساختمان کامل کمپرسور گریز از مرکز

B- کمپرسور گریز از مرکز با دو ورودی

C- کمپرسور از مرکز ۳ مرحله‌ای

شکل ۴-۳: ساختمان کمپرسور گریز از مرکز

۴-۲- کمپرسور محوری:

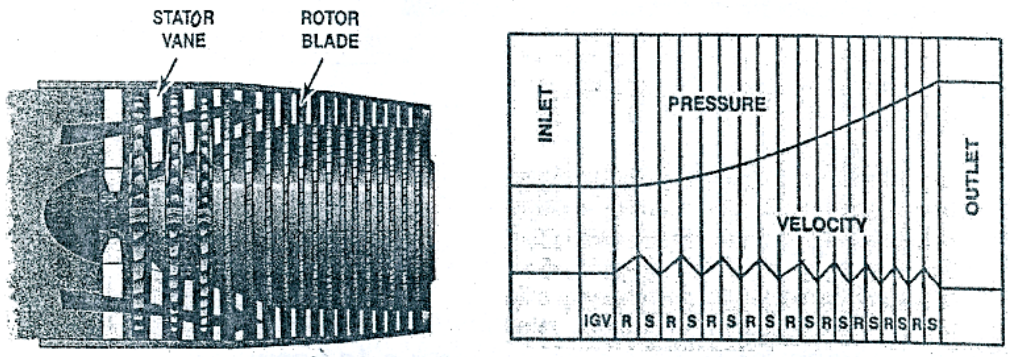
کمپرسور محوری دارای مزایای عمده نسبت به نوع قبلی بوده و به همین خاطر همه موتورهای مدرن از این نوع کمپرسور استفاده می‌کنند. در این نوع کمپرسورها جریان هوا تقریباً بصورت خطی و موازی Axis است، به همین خاطر آن را Axial Flow می‌نامند.

این کمپرسور از قسمت‌های Rotor (تیغه‌های چرخنده) و Stator (تیغه‌های ثابت) تشکیل شده که مجموعه یک ردیف تیغه گردان و یک ردیف تیغه ثابت را Stage یا مرحله می‌گویند. واضح است که چنین کمپرسوری از Stageهای متعددی تشکیل یافته که تعداد آنها بستگی به ضریب تراکم دارد و البته هر ردیف Rotor و Stator از تعداد زیادی تیغه با سطح مقطع آئرودینامیکی تشکیل شده است.

در ابتدای کمپرسور یک ردیف تیغه‌های ثابت قرار دارد که به آنها تیغه‌های هادی ورودی[۲] می‌گویند. البته در بعضی از موتورها این تیغه‌ها متغیر هستند، متغیر بودن این تیغه‌ها سه مزیت دارد:

- کنترل مقدار هوای ورودی به کمپرسور
- برخورد هوا با زاویه حمله مناسب به اولین روتور (تیغه‌های متحرک) و درنتیجه بهبود کارائی موتور
- از واماندگی کمپرسور نیز جلوگیری می‌شود.

Rotor: همانطور که گفته شد به قسمت متحرک کمپرسور روتور گویند که از چند ردیف تشکیل شده و هرردیف از تعدادی Blade متشکل گردیده که معمولاً بوسیله پین به دیسک کمپرسور متصل می‌گردند و خود این دیسک‌ها نیز به روشهای مختلفی به شفت کمپرسور متصل می‌شوند.

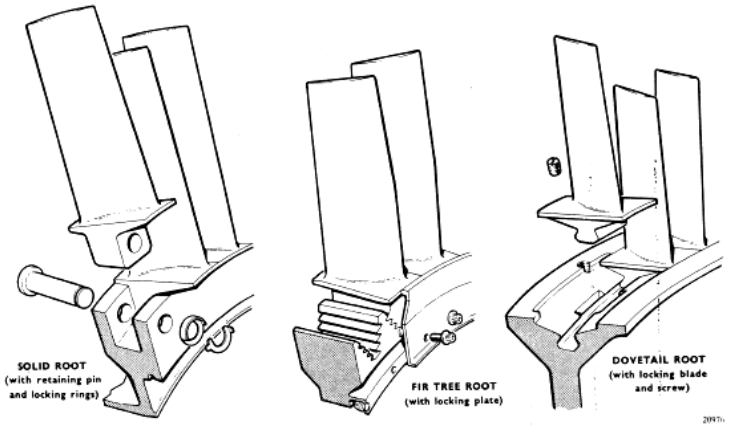


شکل ۴-۴: وضعیت جریان هوا در کمپرسور محوری

کانال بین دو تیغه مجاور واگرا بوده و به همین دلیل سرعت و فشار جریان هوا ضمن عبور از این مسیر افزایش می‌یابد. همانطور که می‌دانید تیغه ملخ Twisted (پیچانده شده) است و زاویه نصب Blade Angle در نوک کمتر از ریشه است. در تیغه‌های کمپرسور نیز این وضعیت وجود دارد و این عمل به منظور یکنواخت‌سازی

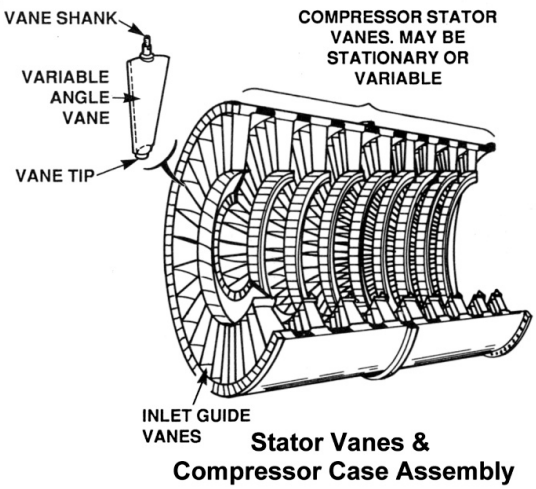
2– Inlet Guide Vanes

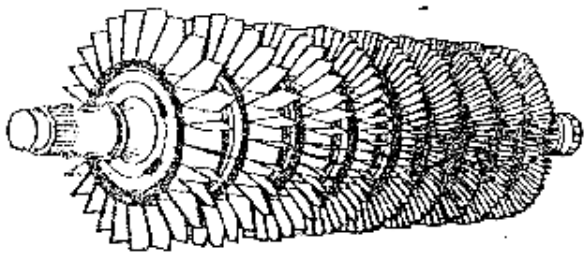
سرعت هوا در طول تیغه انجام شده است، با این تفاوت که در کمپرسور به جای واژه زاویه تیغه Balde Angle از Stagger Angle یا زاویه پس و پیش استفاده می‌شود که زاویه‌ای است که وتر تیغه با محور موتور می‌سازد که در واقع متمم Balde Angle است و به همین سبب گفته می‌شود که Stagger Angle به سمت نوک تیغه افزایش می‌یابد. در ضمن تیغه‌ها در محل اتصال به دیسک کمی لقی دارند تا از تمرکز تنش در ریشه تیغه جلوگیری شود. جنس تیغه‌های کمپرسور در ردیف‌های جلو آلیاژ آلومینیوم و در ردیف‌های وسط می‌تواند از آلیاژ تیتانیوم و در ردیف‌های عقب که در معرض هوای فشرده و داغ قرار می‌گیرند باتوجه به نوع موتور و نسبت فشار آن، ممکن است از آلیاژ فولاد باشد.



شکل ۴-۵: انواع روش‌های اتصال تیغه‌های کمپرسور به دیسک

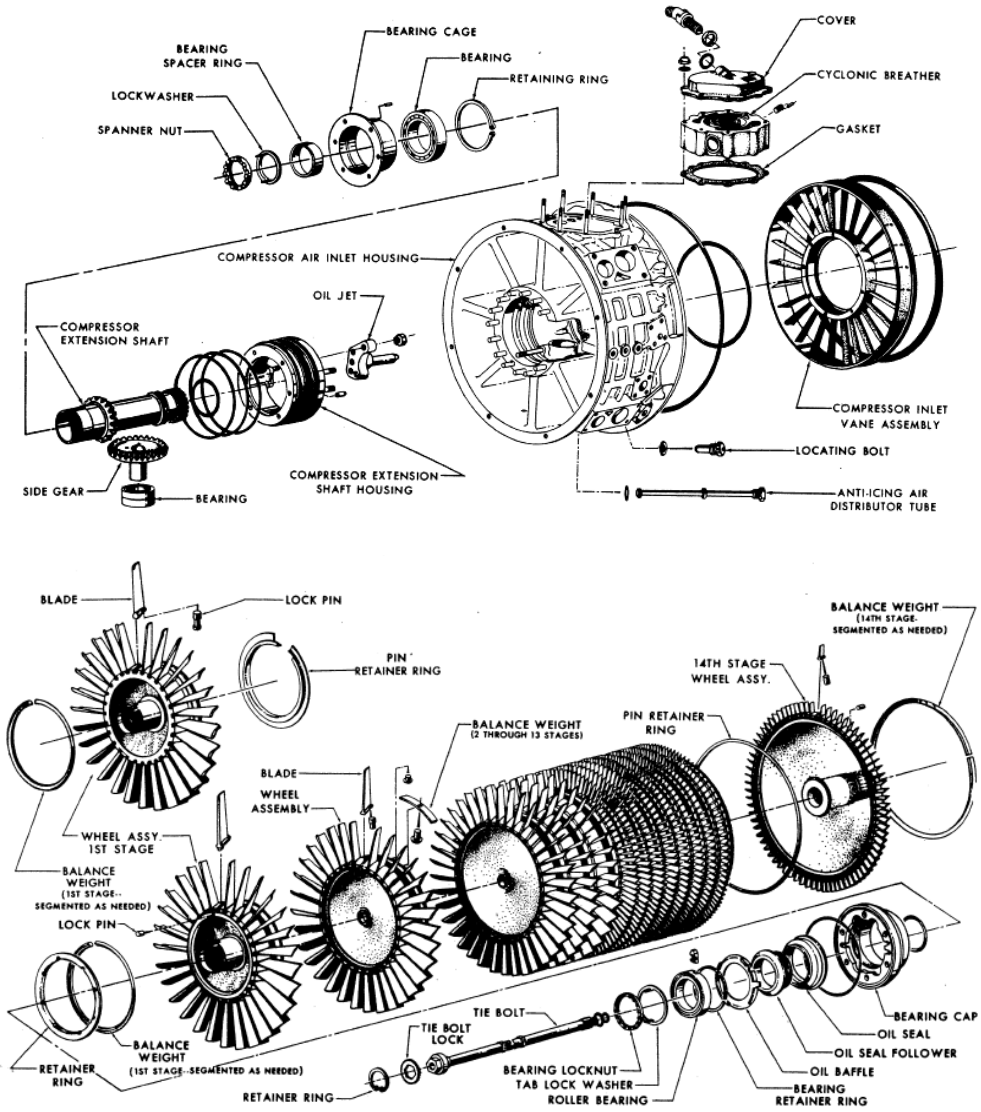
Stator: بعد از هر ردیف روتور یک ردیف تیغه‌های ثابت به نام Stator قرار دارند که به طریق کشوئی به کمپرسور (Case) متصل هستند و شکل آئرودینامیکی داشته و کانال بین آنها واگرا است. سرعت هوا ضمن عبور از این قسمت کم شده و طبق قانون برنولی فشارش افزایش می‌یابد. پوسته کمپرسور به صورت دو نیمه قابل پیاده کردن است، که تیغه‌های ثابت به صورت ردیف‌های متوالی بر روی آنها نصب شده و بخصوص در ردیف‌های جلو دارای Shroud هستند تا از لرزش تیغه‌ها جلوگیری شود. جنس این تیغه‌ها نیز مشابه تیغه‌های روتور است. در موتورهای مدرن چند ردیف از این تیغه‌ها متغیر هستند تا کارائی موتور را بهبود ببخشد.



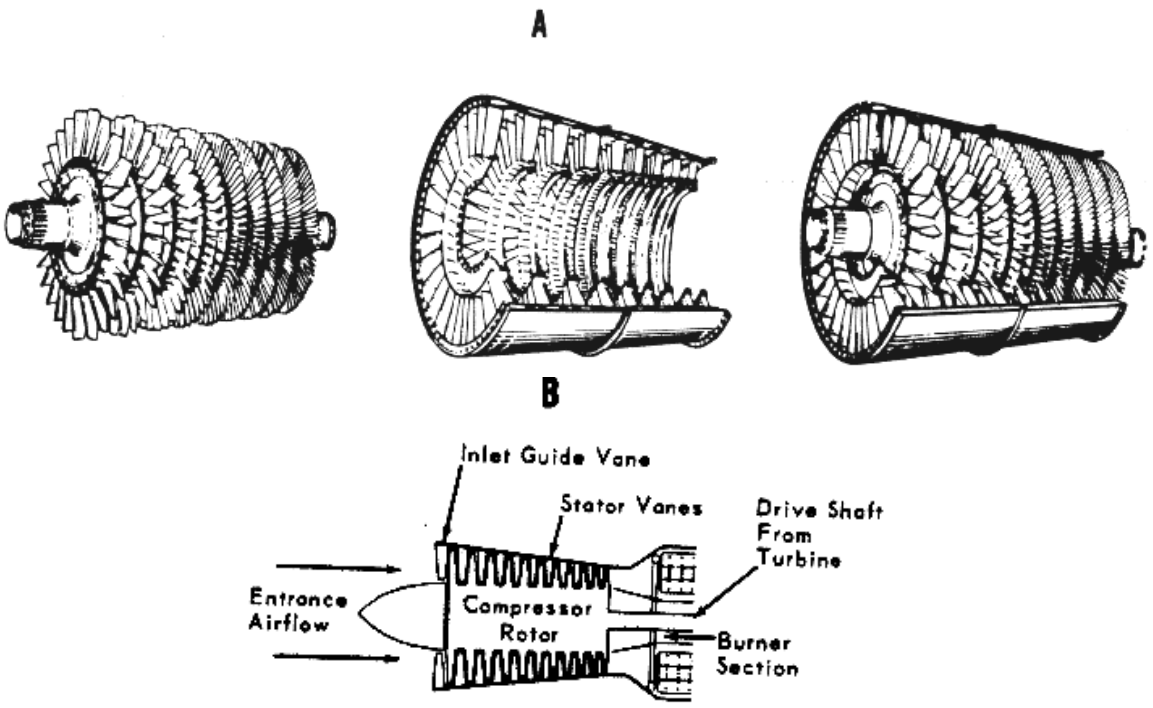


شکل ۴-۶: وضعیت تیغه‌های استاتور کمپرسور(ساکن یا متغیر)

Stage: همانطور که گفته شد مجموعه یک ردیف تیغه گردان و ثابت را Stage می‌نامند و همانطور که در منحنی قبل می‌بینید، هوا ضمن عبور از روتور هم سرعت و هم فشارش زیاد شده ولی در Stator سرعتش کاهش و فشارش باز هم افزایش می‌یابد. بنابراین در طول محور کمپرسور سرعت هوا تقریباً ثابت اما فشارش پیوسته اضافه می‌شود. به منظور تضمین جریان هوای منظم و جلوگیری از واماندگی مقدار افزایش فشار هوا در هر Stage کم و حدود ۱۰ الی ۲۰ درصد یعنی 1.2:1, 1.1:1 است از این رو کمپرسورها از تعداد زیادی Stage ساخته می‌شوند تا ضریب تراکم موردنظر حاصل گردد. البته تعداد Stageها از حد معینی نمی‌تواند بیشتر شود، زیرا به علت افزایش شدید فشار و دانسیته هوا ردیف‌های عقب قادر به انجام وظیفه ایده‌آل نبوده و ممکن است واماندگی صورت پذیرد و به همین دلیل است که کمپرسورها دو محوری (Twin Spool) و حتی سه محوری (Triple Spool) ساخته می‌شوند که این تکنیک نیز یکی از روش‌های افزایش راندمان و انعطاف پذیری موتور و جلوگیری از واماندگی است.

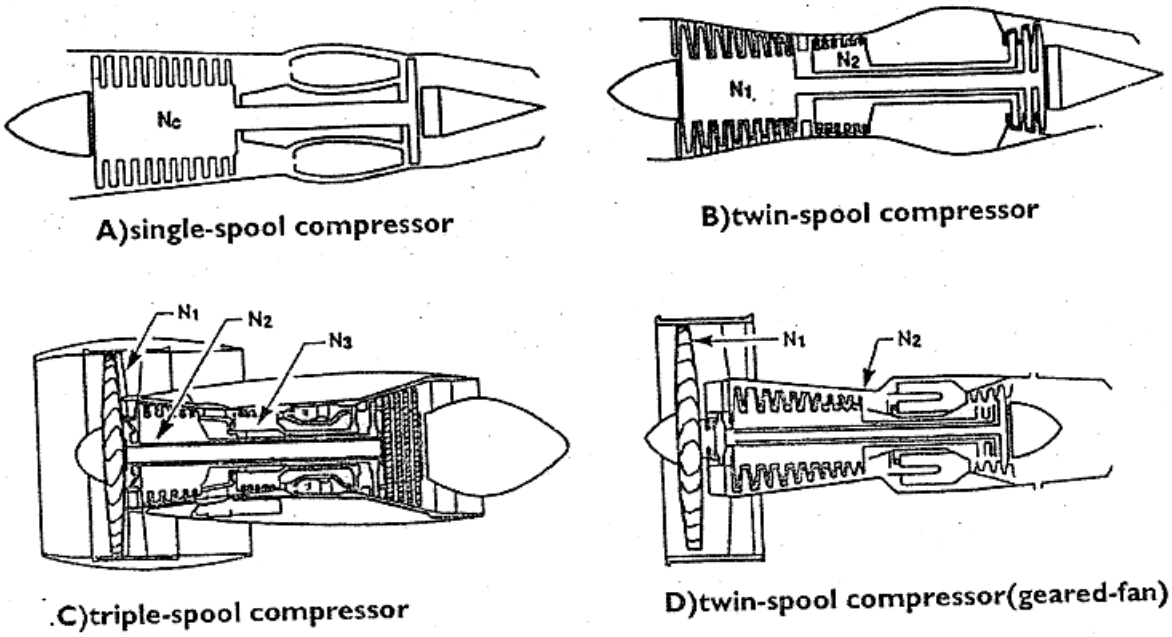


شکل ۴-۷: نمای بازشده یک کمپرسور



شکل ۴-۸: کمپرسور با جریان محوری

Hint: در موتورهای نسل جدید هم چون R.R.Trent با استفاده از آئرودینامیک پیشرفته، ضریب تراکم به 1.35:1 افزایش یافته و این موتور به ضریب تراکم خیره‌کننده 45:1 دست یافته است که ضمن افزایش تراست موجب کاهش SFC نیز شده است. ضریب کنارگذر 9:1 این موتورها باعث کاهش شدید صدا و بهبود راندمان رانشی شده است.



شکل ۴-۹: انواع مختلف کمپرسور براساس تعداد مراحل

مثال:

یک کمپرسور 13 مرحله‌ای دارای ضریب تراکم 1.2 حول هر مرحله بوده و اگر فشار هوای ورودی 14.7 Psi باشد، فشار نهائی و ضریب تراکم کمپرسور چقدر است ؟

Stage-1 14.7 X 1.2 = 17.64 Psi

Stage-2 17.64 X 1.2 = 21.17 Psi

Stage-3 21.17 X 1.2 = 25.40 Psi

Stage-4 25.40 X 1.2 =30.48 Psi

Stage-5 30.48 X 1.2 = 36.57 Psi

توجه نمائید که افزایش فشار حول Stage اول 17.6-14.7 = 2.9 Psi و حول Stage آخر برابر 157.3-131.1 = 26.2 Psi است یعنی در حالیکه ضریب تراکم هر دو 1.2:1 است مقدار افزایش فشار حول Stage آخر بمراتب بیشتر بوده و این نکته صحت مطالب فوق الذکر را نشان می‌دهد.

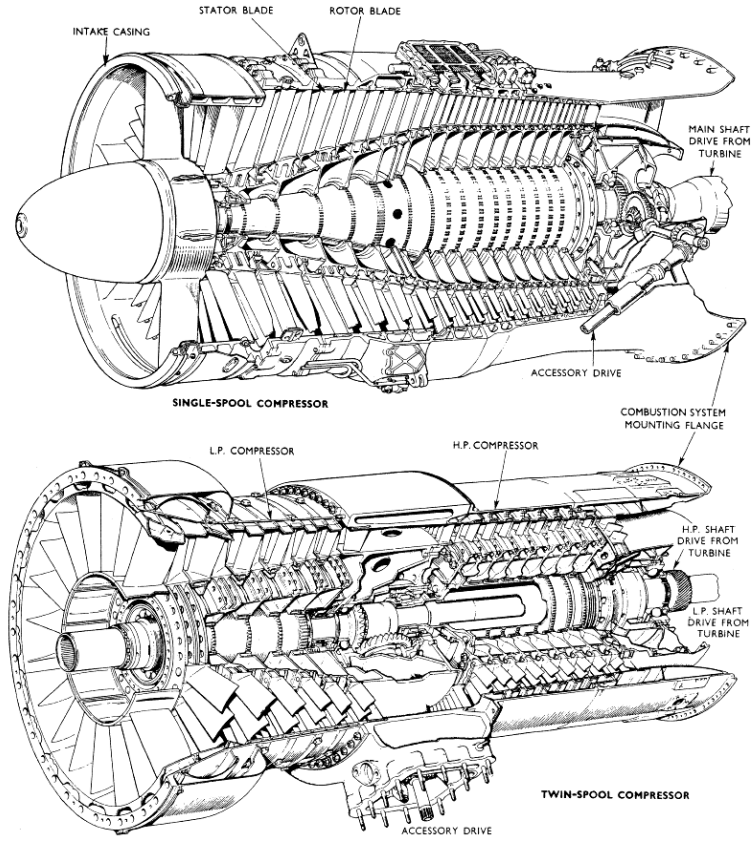
Stage-10 75.85 X 1.2 = 91.02 Psi

Stage-11 91.02 X 1.2 = 109.22 Psi

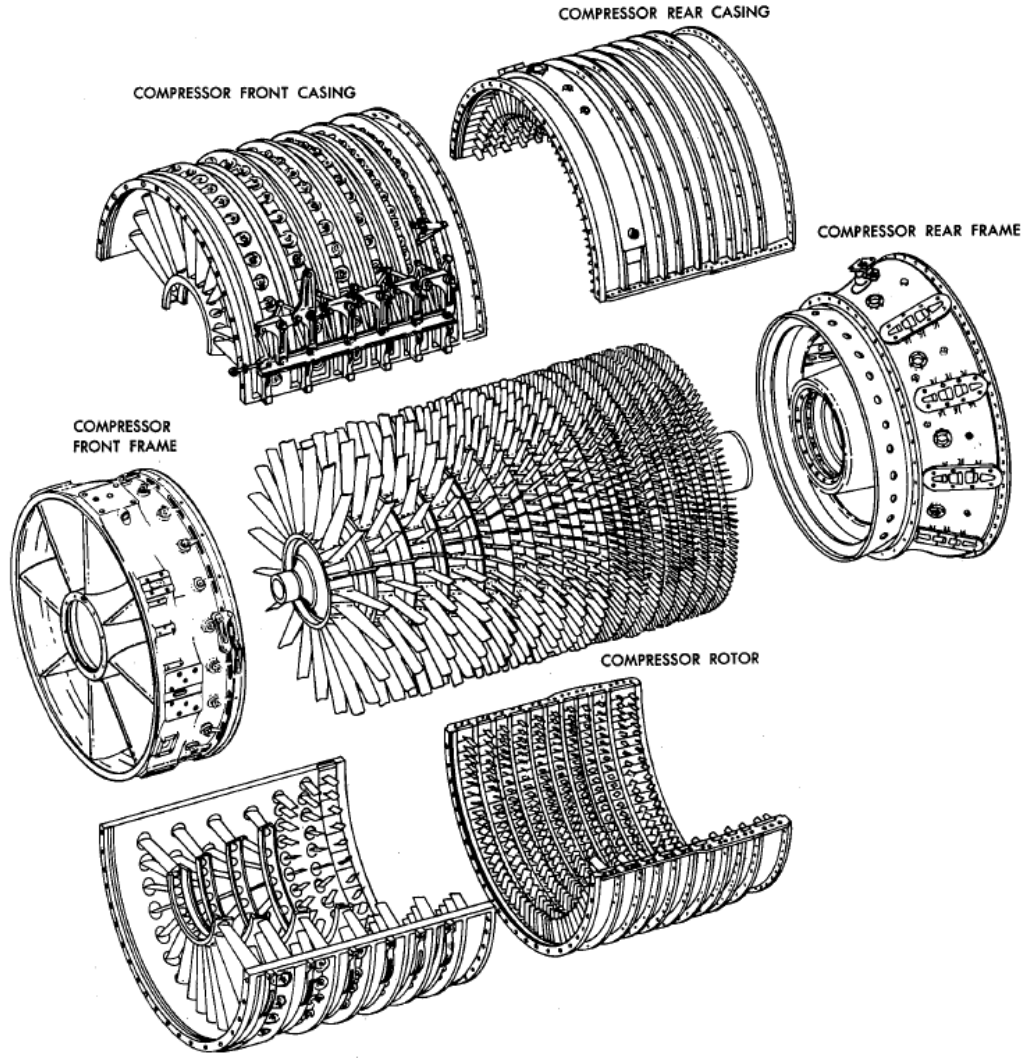
Stage-12 109.22 X 1.2 = 131.07 Psi

Stage-13 131.07 X 1.2 =157.28 Psi

Compression N Ratio=157.28/14.7=10.7:1



شکل ۴-۱۰: نمونه‌هایی از کمپرسور جریان محوری



شکل ۴-۱۱: قسمت‌های مختلف یک کمپرسور

۴-۳- مزایا و معایب کمپرسورهای محوری[۳] و گریز از مرکز[۴]:

- **کمپرسور جریان خطی:**

o **مزایا:**

- بخاطر عبور جریان هوا بصورت خطی راندمان بالا است.

- بخاطرقرار دادن تعداد زیادی ردیف‌های روتور و استاتور (تیغه‌های ثابت و متحرک) یعنی تعداد زیاد Stage یا مرحله‌ها، راندمان کاری بالا است.

در موتورهای هوایی هر چه سطح مقطع موتور کم‌تر باشد اصطکاک کمتر است لذا این نوع کمپرسور ورودی کوچک‌تری نسبت به نوع گریز از مرکز دارد لذا اصطکاک یا نیروی Drag کمتر است.

3- Axial Flow
4- Centrifugoal.Flow

- **معایب:**

- باتوجه به تعداد زیاد تعداد تیغه‌ها و دیسک‌ها و همچنین فرم قطعات، ساخت کمپرسور جریان خطی گران قیمت و پیچیده است.
- بعلت وزن زیاد جهت استارت یا شروع بکار نیروی زیادی لازم است.
- افزایش فشار کم به نسبت هر ردیف یا مرحله کاری (حدود ۱/۳ به ۱ در هر ردیف).
- بعلت زیادبودن ردیف‌ها خطر بهم خوردن نظم هوا (استال و سرژ) زیاد است.

- **کمپرسور گریز از مرکز:**

- **مزایا:**

- افزایش فشار عالی در هر مرحله کاری در یک مرحله ۱ به ۱۰ و در دو مرحله ۱ به ۱۵ است.
- راندمان خوب در تمامی مراحل دور (All Rang Rpm).
- وزن کم، ارزان‌تر از کمپرسور خطی، ساخت راحت‌تر و مشکلات تعمیر و نگهداری کمتر.
-نیاز به نیروی کم برای استارت.

- **معایب:**

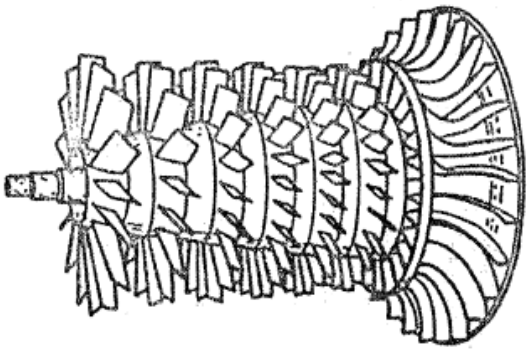
- دهانه ورودی بزرگ به علت زیاد بودن قطر ایمپلرکه برای موتورهای هوایی باعث Drag می‌شود.
- در بیشتر از ۲ مرحله راندمان خوبی ندارد، زیرا هوا مسیر مستقیم را طی نمی‌کند.

- **Outlet Guide Vanes:**

این قسمت آخرین ردیف تیغه‌های ثابت کمپرسور است که چرخش هوا را گرفته و در طول خط مستقیم آنرا به Diffuser می‌فرستند. دیفیوزر نیز واگرا است که وظیفه آن باز هم گرفتن سرعت هوا و افزایش فشار آن است تا به محفظه احتراق تحویل داده شود و بطوری که بعداً خواهیم دید، سرعت هوا برای احتراق زیاد بوده و مجدداً به طریقی که تشریح خواهد شد، در محفظه احتراق نیز سرعت هوا کاهش داده شده و آماده احتراق می‌گردد.

بالانس کمپرسور:

واضح است که کمپرسور قطعه‌ای سنگین و دوار است پس باید به منظور جلوگیری از لرزش و پیامدهای آن بالانس باشد که این بالانس به صورت استاتیک و دینامیک صورت می‌پذیرد. در حالت استاتیک هریک از دیسک‌ها با تیغه‌هایشان بالانس می‌شوند و در حالت دینامیک مجموعه کل کمپرسور روی دستگاه سوار شده و با دور بالا آن را چرخانده و با کم و زیاد کردن Balancing Plugs اقدام به بالانس می‌نمایند.

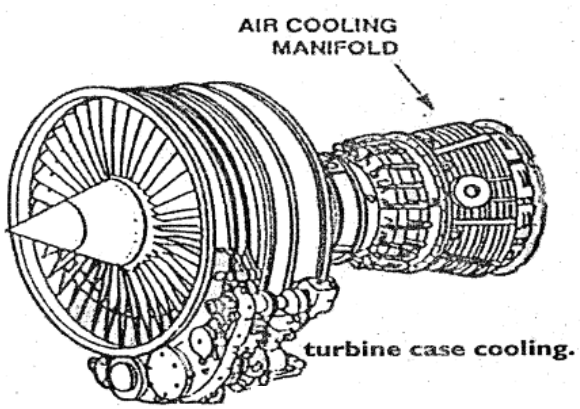


شکل ۴-۱۲: نمایی از یک کمپرسور مختلط

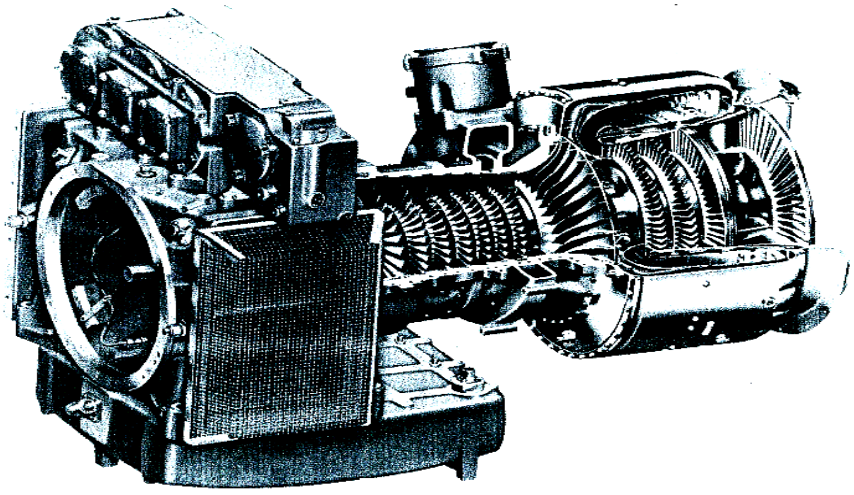
- **کمپرسور ترکیبی:** به‌منظور سودبردن ازمحسنات متعدد هردونوع کمپرسور و نیز رهائی از برخی معایب آنها کمپرسور ترکیبی مطابق تصویر طراحی گردید. از این طرح در سال‌های گذشته در بسیاری موتورهای جت کوچک برای نصب در هواپیماهای جت اختصاصی و نیز هلیکوپترها استفاده شده است. مشاهده می‌شود که کمپرسور محوری در جلو قرار گرفته و با وجود سطح مقطع کوچک بخاطر سرعت خطی بالا Mass Flow بالائی تولید می‌نمایند. قسمت Centrifugal این هوا را تحویل گرفته و در یک مرحله ضریب تراکم به‌مراتب بالاتری را در مقایسه با کمپرسور محوری موجب می‌گردد. کمپرسور ترکیبی بخصوص برای موتورهای جت دارای محفظه احتراق Reverse Flow مناسب است. این نوع موتور دارای محسناتی همچون طول و وزن کمتر بوده ولی بمنظور دربر گرفتن این نوع، محفظه احتراق با قطر بیشتری طراحی می‌شود بنابراین استفاده از کمپرسور گریز از مرکز که باتوجه به ماهیت آن دارای قطر به مراتب بیشتری از کمپرسور محوری معادل خود می‌باشد، در اینجا ایرادی محسوب نخواهد گردید.

:Active Clearance Control

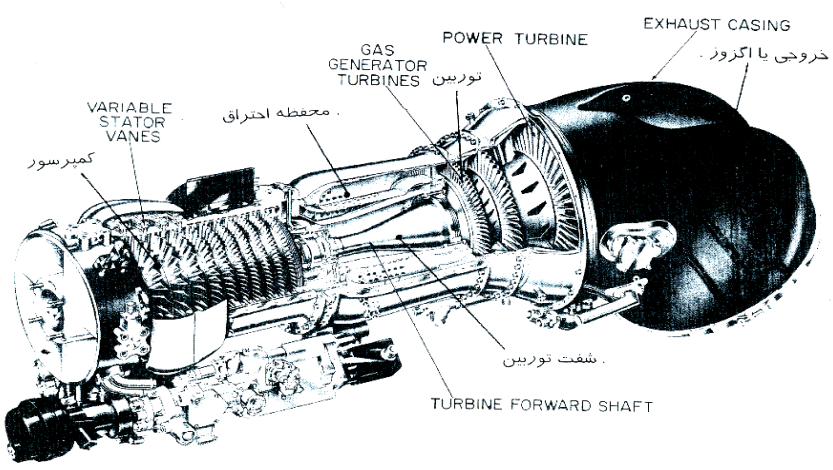
این یک ابتکار تازه بکار رفته در موتورهای جدید، بمنظور بهبود فرآیند تراکم است. مطابق تصویر(۴-۱۳) یک چنین سیستمی هوای خنک را در شبکه لوله‌کشی اطراف موتور جاری می‌سازد و درنتیجه اثر خنک‌کنندگی آن، پوسته خارجی کمپرسور در سطحی مطلوب جمع گشته و Clearance ایده‌ال بین نوک تیغه‌های کمپرسور و پوسته آن حفظ می‌گردد. این سیستم مقدار جریان هوا را به طریقی برنامه‌ریزی می‌نماید تا ضریب تراکم بهینه کمپرسور را در قدرت‌های مختلف موتور فراهم سازد. بدین طریق راندمان بهتر موتور و در نتیجه SFC آن کمتر حاصل خواهد شد. از این تکنیک طبق تصویر در پوسته توربین نیز استفاده شده و Tip Loss در کلیه قدرت‌های موتور حداقل خواهد بود.



شکل ۴-۱۳: Active Clearance Control



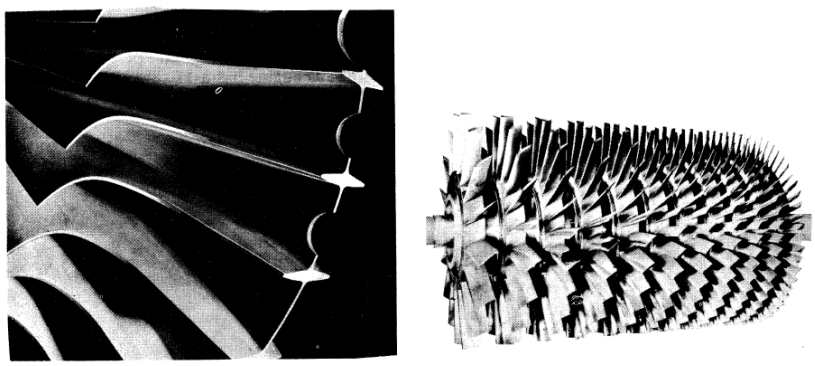
شکل ۴-۱۴: تصویر برش خورده موتور جت توربوشفت با کمپرسور ترکیبی



شکل ۴-۱۵: استفاده از کمپرسور سیالی در موتور جت

- **بالانس Balancıng:**

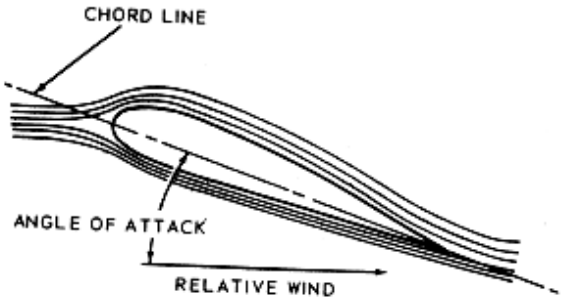
بالانس روتور کمپرسور، در کمپرسورهای گریزاز مرکز و محوری بسیار مهم است، جهت بالانس روتور روی دستگاه بالانس نصب شده و توسط دستگاه بالانس به چرخش در می‌آید. در این شرایط هرگونه غیربالانس بودن مشخص شده وقسمتی را که وزن بیشتری دارد با تراشیدن بخشی از دیسک آن، بالانس می‌کنند.



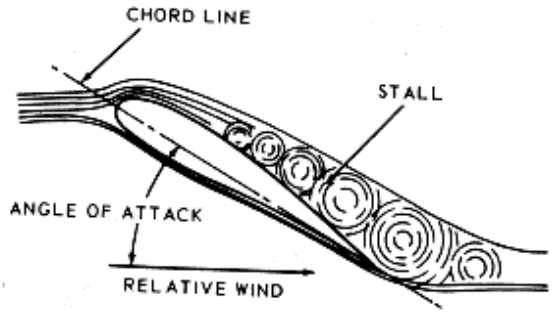
شکل ۴-۱۶: برشی از قسمت روتور

بخش پنجم

واماندگی کمپرسور



ANGLE OF ATTACK



مرکز آموزش OTC

بخش پنجم : واماندگی کمپرسور

می‌دانیم که اگر زاویه حمله یک ایرفویل نیز مانند بال از حد معینی تجاوز نماید، جریان منظم هوا حول آن بهم خورده و دچار واماندگی خواهد شد. این موضوع برای کمپرسور نیز صادق است و پدیده‌ای بنام واماندگی نکته‌ای آشنا و طبیعی است که رویداد آن باعث خلل در کار منظم موتور خواهد شد. اصطلاحاً وقتی جریان منظم هوا در چند ردیف اول بهم بخورد به آن واماندگی گفته می‌شود و اگر این مسئله برای همه Stage ها روی دهد به آن Surge گویند که علایم آن به شکل زیر ظاهر می‌شود:

(A) EGT زیاد شده و عقربه آن می‌لرزد.

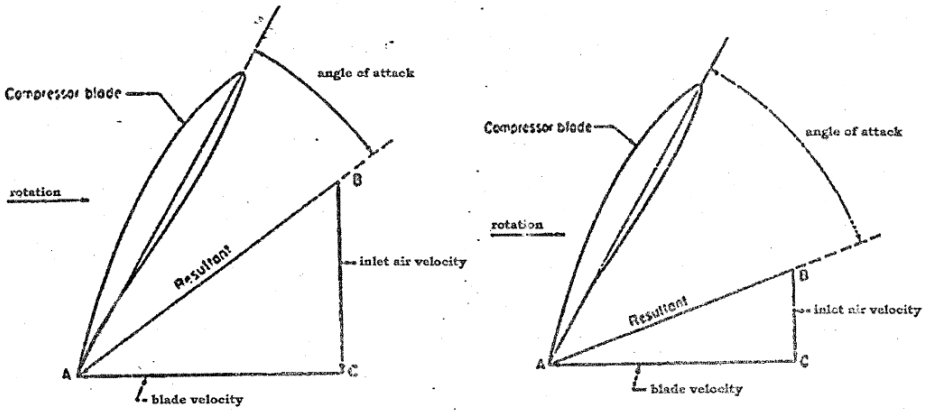
(B) کمپرسور می‌لرزد چون جریان هوای آن مغشوش شده است.

(C) عقربه دورسنج می‌لرزد زیرا موتور نرم کار نمی‌کند.

(D) موتور صدای شدیدی می‌کند (Sonic Bang).

(E) تراست موتور کم می‌شود.

نکته ۱: اجسام چرخان همچون ملخ و تیغه کمپرسور دو حرکت دارند یکی چرخشی و دیگری رو به جلو بنابراین با دو جریان هوا مواجه بوده و برآیند این دو بردار سرعت هوا، مطابق تصویر، باد نسبی را تشکیل می‌دهد و تغییر هریک از این سرعت‌ها می‌تواند مقدار و جهت باد نسبی را تغییر دهد که این نکته مهم در رابطه با واماندگی کمپرسور باید دقیقاً مدنظر باشد، زیرا تغییری نامناسب درهر یک از دو عامل می‌تواند باعث واماندگی شود.



شکل ۵-۱: تأثیر دور موتور و سرعت هوا در زاویه حمله کمپرسور

نکته ۲:

اگر دور موتور(RPM) زیاد شود زاویه حمله کمپرسور زیاد می‌شود و بالعکس. همچنین اگر سرعت هوای ورودی(Va) زیاد شود زاویه حمله کمپرسور کم می‌شود و بالعکس. برای درک این حقیقت مهم به دیاگرام برداری توجه نمائید.

۵-۱- علل واماندگی کمپرسور:

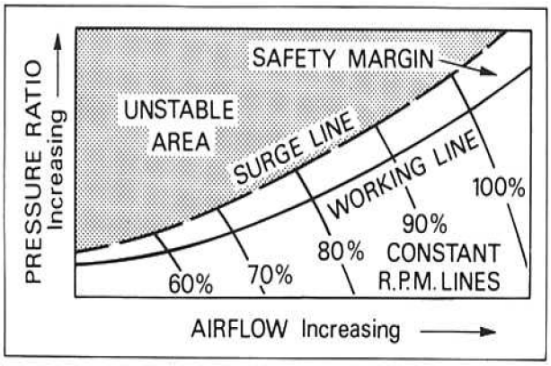
۱- Intake Icing: همانطوری که می‌دانید دهانه ورودی موتورهای جت هم چون لبه حمله بال در معرض یخ زدن قرار دارند و اگر چنین شود جریان منظم هوای ورودی بهم خورده و می‌تواند موجب واماندگی شود. به همین خاطر است که ورودی موتورهای جت را با هوای گرم تغذیه می‌کنند و این هوای گرم از Stageهای عقب کمپرسور گرفته می‌شود. در موتورهایی که روی زمین نصب هستند، مثل تلمبه‌خانه‌های نفت و یا توربو ژنراتورها گرفتگی فیلتر ورودی نیز می تواند باعث بهم خوردن نظم جریان هوا شود.

۲- مانورهای شدید هواپیما می‌تواند جریان منظم هوای ورودی را مختل کرده و باعث واماندگی کمپرسور شود.

۳- تنظیم نبودن FCU می‌تواند به هنگام شتاب‌گیری موجب واماندگی و Surge شود.

۴- اگر به هر علتی زاویه حمله تیغه‌های کمپرسور از حدی بیشتر شود، درست مثل بال، کمپرسور نیز دچار واماندگی خواهد شد.

۵- همانطوری که در تصویر دیده می‌شود چنانچه رابطه بین Pressure Ratio, Air Flow, RPM کمپرسور بهم بخورد احتمال واماندگی کمپرسور می‌رود، بر این اساس موتورهای جت امروزی را طوری می‌سازند که بین Surge Line و Working Line حاشیه امنیت (Safety Margin) کافی وجود داشته باشد. در اینجا نباید از اهمیت ضریب تراکم غافل بود و بهمین خاطر محور عمودی به آن اختصاص یافته زیرا که در موتور جت Axial Flow ضریب تراکم ثابت نبوده و تابع RPM است.



شکل ۵-۲: محدودیت‌های جریان هوای ثابت

۴-۲- واماندگی گذرا:

واماندگی کمپرسور همیشه شدید نیست که موجب صدمه و حتی از کار افتادن موتور گردد، بلکه اغلب اوقات بصورت خفیف و ملایم نیز روی می‌دهد که نشانگرها آنرا نشان نمی‌دهند و به آن واماندگی گذرا می‌گویند. این واماندگی‌ها معمولاً مشکلی برای موتور به وجود نیاورده و غالباً بعد از یک یا دو ضربان خود را اصلاح می‌نمایند.

۴-۳- روش‌های جلوگیری از واماندگی کمپرسور:

برای جلوگیری از واماندگی کمپرسور از روش‌های زیر استفاده می‌شود:

۱- Variable Inlet Guide Vanes: همانطور که قبلاً شرح دادیم متغیر بودن این تیغه‌ها مزیتی است که باعث عملکرد بهتر کمپرسور می‌شود. مثلاً در دورهای کم که موتور به هوای کمی نیاز دارد، این تیغه‌ها تقریباً

بسته هستند ولی وقتی دسته گاز را جلو ببریم و دور زیاد شود، بطور اتوماتیک این تیغه‌ها باز می‌شوند تا هوا با زاویه حمله ایده‌آل(۴-۲ درجه) با اولین ردیف روتور ملاقات کرده و کمپرسور با حداکثر بازدهی کار نماید.

۲- Variable Stator Blades: واضح است که اگر تیغه‌های ثابت نیز متغیر ساخته شوند، نقش موثری در تنظیم جریان هوا داشته و از واماندگی جلوگیری می‌نمایند.

۳- Twin Spool Compressor: همانطور که گفتیم این نوع موتورها دو کمپرسور جدا از هم LP و HP دارند که دور HP بیشتر از LP بوده، لذا بخصوص در دورهای کم می‌تواند هوای فرستاده شده توسط کمپرسور LP را از خود عبور داده و خطر واماندگی کاهش بیابد. در بعضی از این موتورها دو کمپرسور عکس هم می‌چرخند که هدف از این تکنیک مقابله بیشتر با Gyroscopic Load می‌باشد.

۴- Air Bleed Valves: این Valveها روی پوسته کمپرسور قسمت وسط نزدیک Stageهای عقب قرار داشته و در دورهای کم(Off–Design) به طور اتوماتیک در وضعیت باز قرار دارند، لذا هوای اضافه بر ظرفیت قسمت‌های عقب کمپرسور به اتمسفر و در موتورهای By-Pass به‌By-Pass Duct فرستاده می‌شود. دلیل این مسئله این است که مسیر Annulus کمپرسور که به سمت عقب همگرا می‌شود برای ضریب تراکم Design موتور که در دور ۱۰۰٪ حاصل می‌شود، طراحی شده است و در دورهای پائین چون هوا به اندازه کافی فشرده نمی‌شود، حجم آن برای این مسیر زیاد بوده پس باید به خارج از موتور Bleed شود. در این حالت جریان هوا در Stageهای عقب کاهش و در Stageهای جلو افزایش یافته و در نتیجه از Choke شدن Stageهای عقب به علت حجم زیاد هوا و واماندگی Stageهای جلو به علت Low Mass Airflow جلوگیری به عمل می‌آید. اما وقتی دور به 100% نزدیک می‌شود (Design Conditions) به طور اتوماتیک بسته می‌شوند. Air Bleed Valves به صورت مکانیکی-نیوماتیک و یا هیدرولیکی کار می‌کنند و برای آگاهی از جزئیات عملکرد آنها بایستی به Manual موتورهای مربوطه ارجاع شود. در بعضی از موتورها این مکانیزم همراه با Variable Inlet Guide Vanes هماهنگ کار کرده و به آن Air Flow Control System می‌گویند. ضمناً در بعضی موتورها به عوض Bleed Valves از Bleed Band استفاده می‌شود.

روی پوسته کمپرسور علاوه بر مجاری تخلیه هوای اضافی در شرایط اضطراری یا Bleed.Port، مجاری بخصوصی وجود دارند که توسط لوله‌های فلزی هوای تولیدی کمپرسور را از قسمت‌های ابتدایی و انتهایی خارج می‌سازند. این مجاری نیز Bleed.Port نام دارند، ولی جهت مصرف هواپیما یا هلی کوپتر یا خود موتور استفاده می‌شوند. در بعضی از موتورهای هوایی مقداری از هوای قسمت‌های انتهایی کمپرسور که فشرده داغ است توسط لوله‌هایی به قسمت ورودی موتور یا Inlet وارد و باعث گرم کردن ورودی موتور می‌شود تا دهانه ورودی یخ نزند. در هواپیماها و هلی‌کوپترها مقداری از هوای گرم تولیدی از کمپرسور که از طریق همین مجاری و توسط لوله

خارج می‌شوند، جهت گرم‌کردن شیشه جلوی خلبانان و دمیدن جلوی پای خلبانان استفاده می‌گردد. ضمناً چون هواپیما در ارتفاع بالا پرواز می‌کند و فشار هوا در ارتفاعات کاهش می‌یابد جهت جبران افت فشار از همین هوا جهت تهویه مطبوع و برقراری فشار مناسب در کابین استفاده می‌شود.

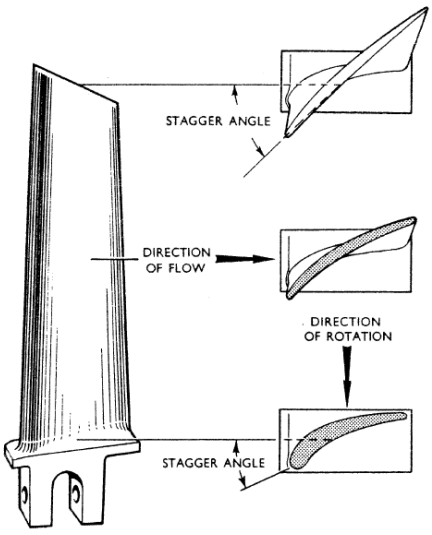
از هوای فشرده خروجی روی کمپرسور موتورها یا Bleed.Ports جهت عمل یخ‌زدایی نیز بهره می‌گیرند. لبه جلوی بال بعضی از هواپیما به تیوب‌های لاستیکی مجهز است که در صورت بوجود آمدن یخ روی لبه با دمش هوای فشرده به تیوب‌ها و باد کردن آنها یخ‌ها می‌ترکند و می‌ریزند. از هوای فشرده خروجی روی کمپرسور یا Bleed.Ports جهت استارت موتورها نیز استفاده می‌شود، در هواپیماهای مسافری که استارت بادی یا پنیوماتیکی دارند توسط لوله کشی و شیرهای قطع و وصل بخصوص از موتور روشن جهت روشن نمودن موتور خاموش استفاده می‌شود.

روی پوسته خارجی موتورهای توربین‌دار، مجاری بخصوصی تعبیه گردیده که به آنها مجاری تخلیه هوا یا Bleed.Ports می‌گویند. مجاری تعبیه شده توسط سیستمی بنام شیر تخلیه هوا یا کمربند تخلیه هوا عمل می‌نماید که بترتیب Bleed.Valve و Bleed. Band نام دارند.

همانگونه که قبلاً اشاره گردید جهت جلوگیری از به هم خوردن نظم هوا، بخصوص در شروع بکار موتور یا استارت، حجم زیادی هوای کمپرسور توسط محفظه احتراق قابل سوختن نیست و تجمع هوای زیادی در کمپرسور باعث سرج می‌گردد، لذا توسط سیستم تخلیه هوای اضافی کمپرسور تخلیه می‌گردد. در بعضی از موتورها این مجاری توسط شیرهایی که بصورت پینوماتیکی یا برقی عمل می‌کنند، باز می‌شود. در موتورهای مدرن‌تر تعدادی سوراخ یا مجرا روی پوسته کمپرسور تعبیه شده که بوسیله یک کمربند یا باند فلزی پوشیده گردیده و توسط مکانیزمی که یک جک آن را بکار می‌اندازد و با نیروی هوای فشرده کار می‌کند عمل می‌نماید.

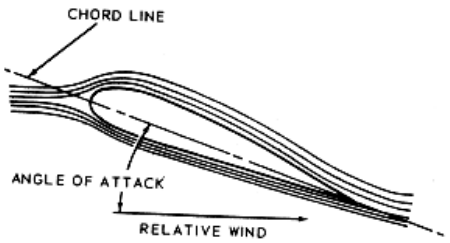
۴-۴- زاویه پس و پیش یا به‌عبارتی Stager.Angle چیست؟

تیغه‌های متحرک کمپرسور یا کمپرسور روتور، همانگونه که در تصویر دیده می‌شود دارای پیچش می‌باشند. پیچش از قسمت ریشه تیغه شروع و با نزدیک شدن به نوک تیغه زیاد می‌شود، دلیل پس وپیش بودن یا پیچش تیغه‌ها این است که مقدار هوایی که توسط ریشه تیغه و نیز قسمت‌های وسط و نوک تیغه جابجا می‌شود یکنواخت باشد تا نظم جریان هوای داخل کمپرسور به هم نخورد.



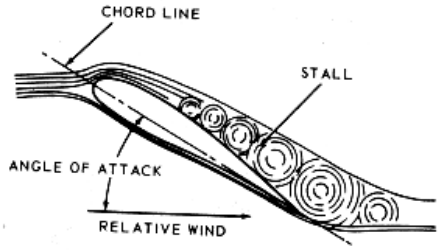
شکل ۵-۳: وضعیت زاویه پس یا پیش در پره‌ها

برای درک بهتر مطلب به بال هواپیما و نیز ملخ در هواپیماهای ملخی اشاره می‌گردد. نیمرخ بال بصورت تصویر نیمی از کانال ونتوری است، در کانال ونتوری در قسمت وسط کانال فشار هوا کاهش می‌یابد و همانگونه که دیده می‌شود انحنای روی بال بیشتر از زیر بال است. زمانی که در پرواز، هوا از زیر و روی بال عبور می‌کند، چون انحنای روی بال بیشتر است مولکولهای هوا باید مسافت بیشتری را طی کنند، به همین دلیل سرعت آنها زیادتر شده و باتوجه به آنکه سرعت و فشار رابطه عکس دارند، بنابراین با افزایش سرعت، فشار کاهش می‌یابد کاهش فشار روی بال باعث می‌شود که بال به سمت بالا حرکت کند.



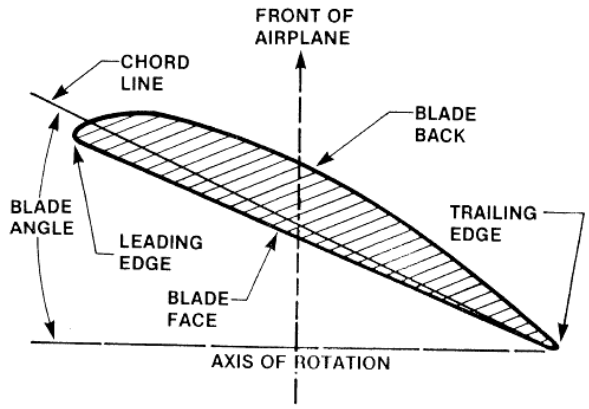
ANGLE OF ATTACK

هر سطح مقطع بال که یک سطح مقطع آیرودینامیکی است، یک وتر دارد. وتر بال خطی است که لبه جلویی بال یا لبه حمله را به قسمت انتهایی بال وصل می‌کند. زاویه وتر با باد نسبی را زاویه حمله می‌نامند. اگر زاویه حمله بال زیاد شود نظم جریان هوا روی بال به هم خورده و باعث می‌شود که نیروی بالا برنده از بین برود که به این حالت Stall می‌گویند.

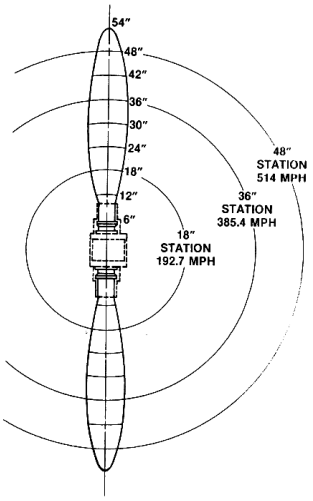


شکل ۵-۴: تشریح وضعیت واماندگی به صورت شماتیک

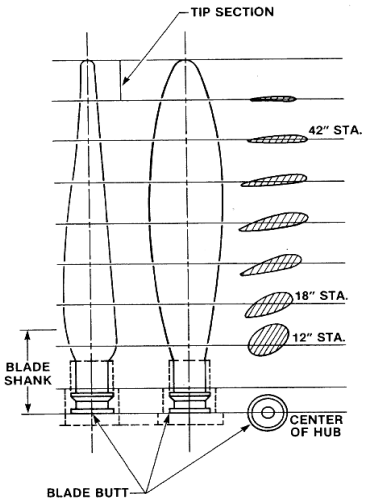
در ملخ هواپیما نیز فرم آیرودینامیکی بکار رفته است. همانگونه که در تصویر پیداست زمانی که ملخ می‌چرخد، سرعت حرکت نقاط مختلف تیغه ملخ با هم برابر نیست. به عبارت دیگر نقاطی که به ریشه ملخ نزدیک‌تر هستند، مسافت کمتری را نسبت به نوک تیغه دارند، لذا ملخ نیز بصورت پیچشی ساخته و نصب شده است. این طراحی سبب می‌شود تا زاویه حمله هر قسمت از تیغه با قسمت‌های دیگر متفاوت باشد و بر همین اساس سرعت عبور هوا در طول تیغه ملخ یکسان شود. یا به تعبیر دیگر، هوای جابجا شده توسط تیغه در سراسر طول تیغه یکسان باشد و عمل استال (Stall) برای تیغه ملخ صورت نگیرد. در مورد تیغه‌های متحرک کمپرسور نیز مانند ملخ، تیغه را بصورت پیچشی می‌سازند که زاویه پس و پیش یا Stagge Angle نام دارد.



شکل ۵-۵: برشی از وضعیت آیرودینامیکی یک پروانه(ملخ)



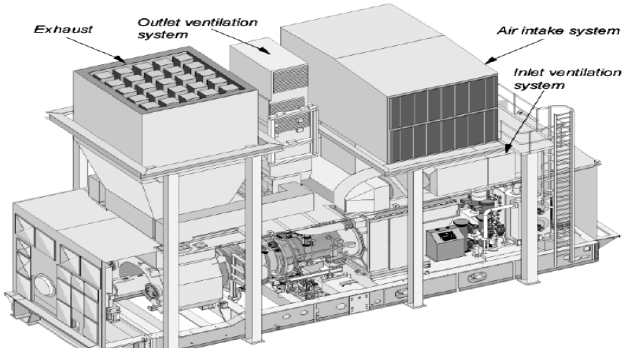
شکل ۵-۶: مقایسه سرعت اولیه در نواحی سه‌گانه تیغه یک نمونه ملخ



شکل ۵-۷: وضعیت پیچش یک نمونه ملخ هواپیما

موتورهای توربین‌داری که هوایی نیستند مانند موتور توربوکمپرسور یا توربوترن‌ها یا توربوژنراتورها در قسمت ورودی هوا دارای فیلتر هستند. این فیلترها به مرور زمان براثر آلودگی هوا مسدود می‌شوند که این اتفاق می‌تواند شرایط سرج را فراهم می‌کند که با تعویض به موقع فیلتر و در بعضی موارد شستشوی آن می‌توان از پدیده سرج جلوگیری کرد. ضمناً در موتورهای زمینی که در سالن‌ها نصب هستند، چون مصرف هوای موتور جت زیاد است، باید توسط کانال‌هایی هوای خارج از سالن را به ورودی موتور هدایت نمود. در صورت طولانی بودن یا کم عرض بودن یا صدمه دیدن کانال شرایط برای بهم خوردن جریان منظم هوا فراهم می‌گردد یا به عبارت دیگر کمپرسور دچار گرسنگی Starvation می‌گردد. همچنین، طولانی بودن کانال اگزوز و آسیب دیدن آن نیز می‌تواند شرایط سرج را بوجود آورد. در موتورهای زمینی، فیلتراسیون کامل جهت ورودی موتور مهیا است، هوا از چند لایه فیلتر عبور نموده و وارد موتور می‌گردد. ترتیب قرار گرفتن فیلتر بگونه‌ای است که هوا از فیلترهای سایز درشت‌تر عبور نموده و نهایتاً از فیلتر بسیار ریز و سلولزی وارد کمپرسور می‌گردد.

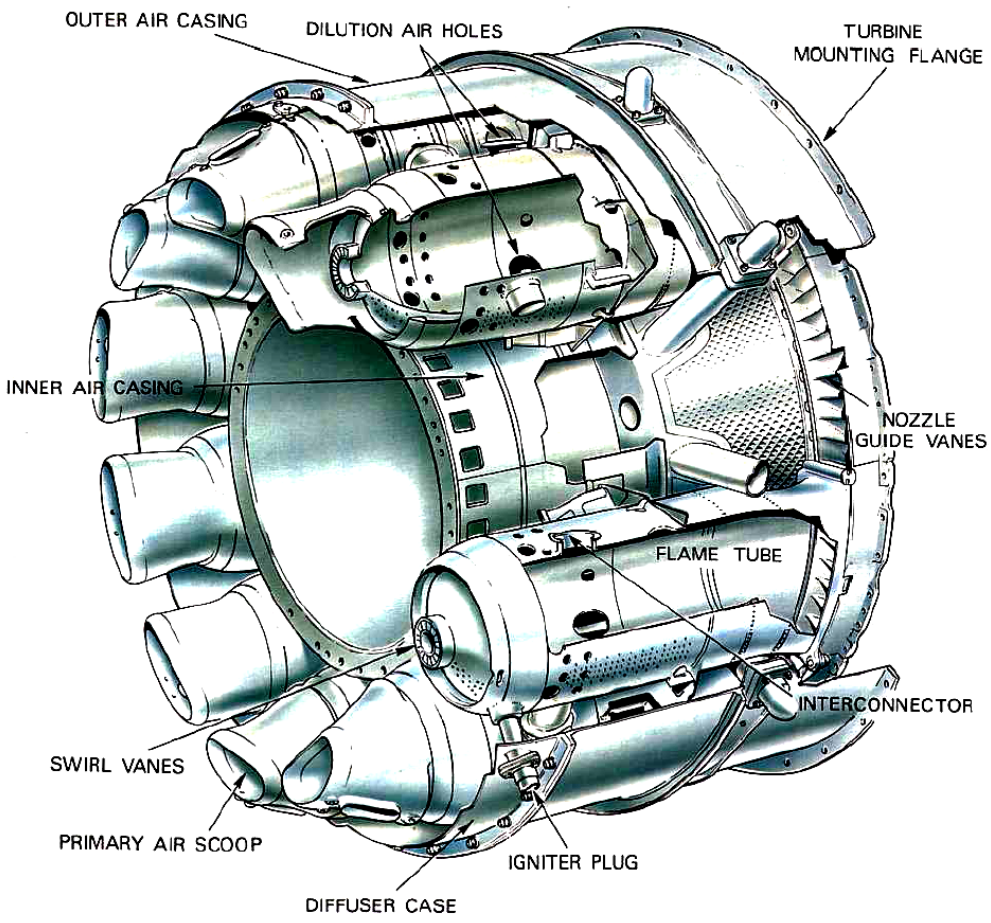
در تصویر موتور توربین‌دار زمینی زیمنس SGT600 دیده می‌شود. چون موتور ثابت است و حرکتی ندارد، لذا افزایش وزن مشکلی به وجود نخواهد آورد، بنابراین این توربین از سیستم کامل ورودی هوا برخوردار است. هوا از فیلتر عبور نموده و ذرات گرد و غبار و ناخالصی‌ها از هوا جدا می‌گردد و در ادامه، هوای تمیز توسط کانالی به ورودی موتور وارد می‌شود. ضمناً سیستم غبارگیر نیز در کانال ورودی هوا تعبیه گردیده و با دمش معکوس باعث زدوده شدن گرد و غبار از روی فیلترها می‌گردد.



شکل ۵-۸: سیستم ورودی هوای توربین

بخش ششم

محفظه احتراق



مرکز آموزش OTC

بخش ششم : محفظه احتراق

هدف از محفظه احتراق که بین Diffuser و توربین قرار دارد، این است که براثر احتراق سوخت و درنتیجه انبساط گازها، انرژی جنبشی تولید شود. همانطور که قبلاً تشریح گردید، در طول احتراق فشار تقریباً ثابت است. لازم به تذکر است که حدود ۲۵ تا ۳۰ درصد هوای ورودی به محفظه احتراق صرف احتراق گردیده و بقیه هوا بین ۷۰ تا ۷۵ درصد به مصرف Cooling می‌رسد، نسبت بین هوا و سوخت 15:1 است.

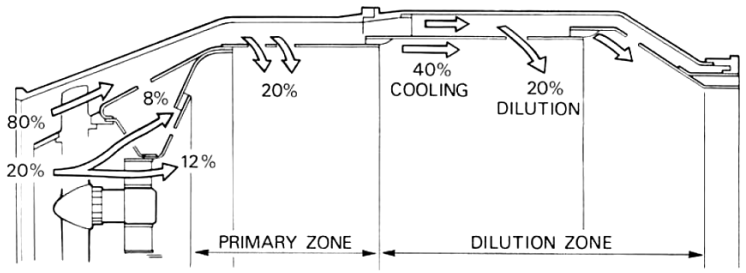
۶-۱- اصول کار:

جریان هوای فشرده با سرعتی حدود 500 Ft/Sec ازDiffuser وارد محفظه احتراق می‌شود (در توربینSGT600 حدود ۱۰۰M/Sec) و چون قسمت ورودی بصورت واگرا ساخته شده سرعت به حدود 80 Ft/Sec کاهش می‌یابد که این سرعت برای احتراق همچنان زیاد می‌باشد، چون سرعت اشتعال Kerosene حدود 5 Ft/Sec است. حدود 25% از هوای خروجی کمپرسور از طریق Swirl Vanes و Perforated Flare و Primary Holes وارد Flame Zone شده و به جهت احتراق مصرف می‌شود. این جریانات در یکدیگر تداخل کرده و در مدخل Flame Tube تولید جریان حلقوی می‌نماید که این جریان چرخشی به سوخت مجال احتراق می‌دهد. درجه حرارت شعله حدود 2000°C است. ۷۵٪ هوای خروجی از کمپرسور نیز در فاصله بین Air Case وFlame Tube در جریان بوده و از سوراخ‌های موسوم به Dilution Holes به تدریج وارد Flame Tube (Combustion Liner) شده و سبب می‌شود که درجه حرارت به حدود 1000°C افت کرده و به حد مناسب برای توربین تقلیل گردد.

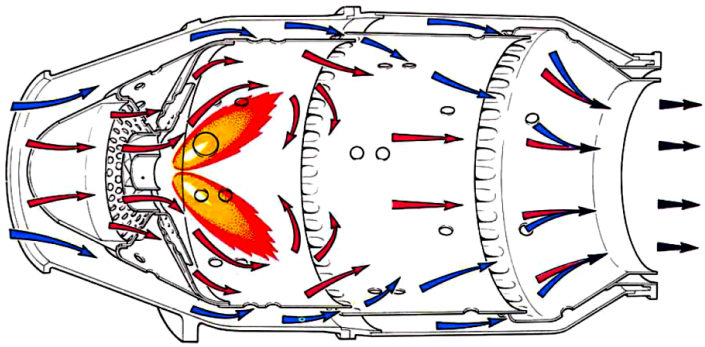
لازم به ذکر است که تمام مولکول‌های سوخت باید در Primary Zone با حدود ۲۵٪ هوا سوخته شوند، در غیر اینصورت سوخت باقیمانده، ممکن است در انتهای محفظه احتراق سوخته و به قسمت توربین آسیب برساند. قسمت‌های اصلی محفظه احتراق عبارتند از:

Air Casing – Flame Tube- Swirl Vanes – Perforated flare– Burner or Fuel Nazzle

نکته: تقریباً ۱۸٪ هوا از قسمت Snout که ورودی Flame Tube (Combustion Liner) است وارد شده که از این قسمت ۱۰٪ از Swirl Vanes و ۲۰٪ از Flare عبور کرده و ۱۰٪ نیز از Primary Air Holes برای احتراق وارد می‌گردد. پس حدود ۲۸٪ هوا صرف احتراق گردیده و بقیه به مصرف خنک کاری می‌رسد.



شکل ۶-۱: وضعیت جریان هوای ورودی در محفظه احتراق



شکل ۶-۲: مدل جریان هوای محفظه احتراق و وضعیت تثبیت شعله

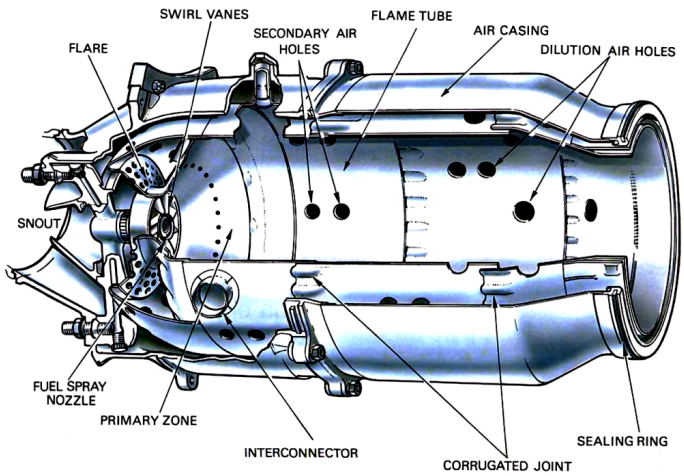
۶-۲- انواع محفظه احتراق:

به طور کلی سه نوع محفظه احتراق در موتورهای جت مورد استفاده است:

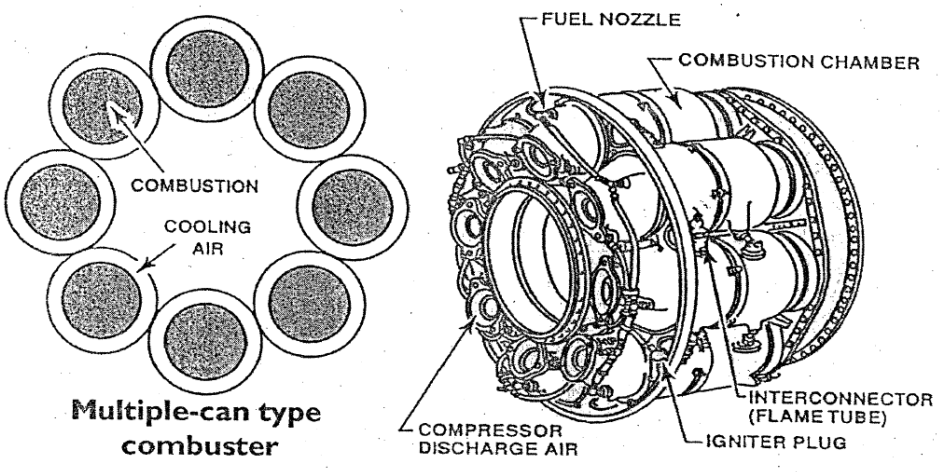
۱- Multiple Or Individual Or Can Type
۲- Tubo Annular Or Can Annular Type
۳- Annular Type

۶-۲-۱- Multiple Or Individual Or Can Type:

در نوع اول؛ محفظه‌های احتراق کاملاً از یکدیگر جدا بوده و فقط Flame Tubes توسط Inter Connectors به یکدیگر ارتباط دارند در نتیجه موقع روشن کردن موتور، ابتدا فقط دو تا از Canها که شمع دارند روشن شده و شعله از طریق Interconnectors به Flame Tubes مجاور سرایت کرده و بدین ترتیب همه Flame Tubes در فشار و شرایط یکسان کار می‌کنند. حسن این نوع محفظه احتراق، هزینه ساخت پائین و تعمیر و نگهداری آسان آن است، چون اگر یکی خراب شود می‌توان به راحتی آن را عوض کرد ولی وزن آن نسبت به انواع دیگر بیشتر بوده و افت فشار آن نیز بیشتر است و لذا راندمان محفظه احتراق آن کمتر است. از این نوع بیشتر برای موتورهای Centrifugal و نیز Low Power Axial استفاده می‌شود.



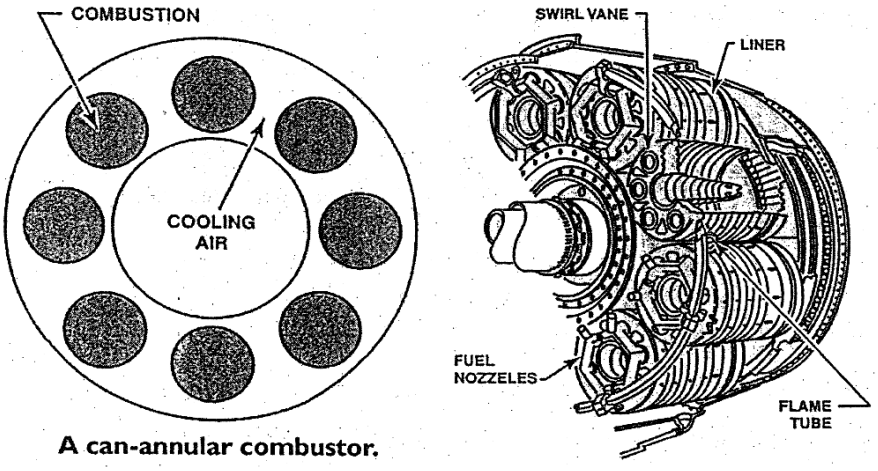
شکل ۶-۳: قسمت‌های مختلف محفظه احتراق



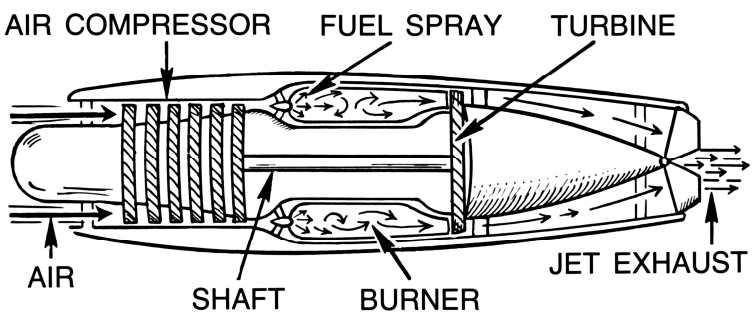
شکل ۶-۴: مدل Multiple-Can محفظه احتراق

۶-۲-۲- Tubo Annular Or Can Annular Type:

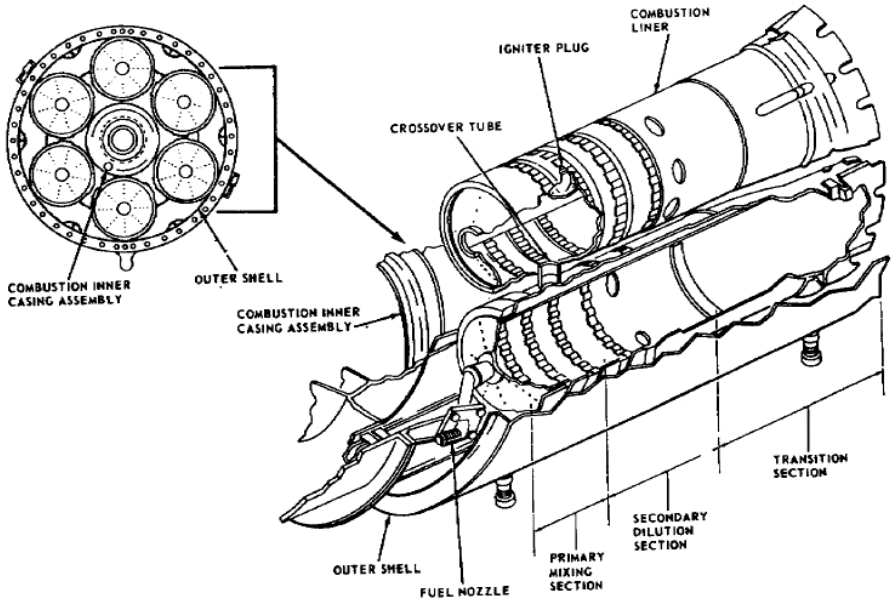
در این نوع Air Casing مجزا حذف شده و به جای آن محفظه هوای مشترکی برای تمام Flame Tubes تعبیه شده است، در نتیجه Cooling بهتری صورت می‌گیرد. در این نوع Inner & Outer Air Casing وجود دارد و Flame Tubesها از یکدیگر جدا بوده اما بوسیله Interconnectors با یکدیگر در ارتباط هستند. این مدل روی بسیاری از موتورهای هواپیماهای مسافربری مشاهده می‌شود.



شکل ۶-۵: نوع A Can – Annular محفظه احتراق



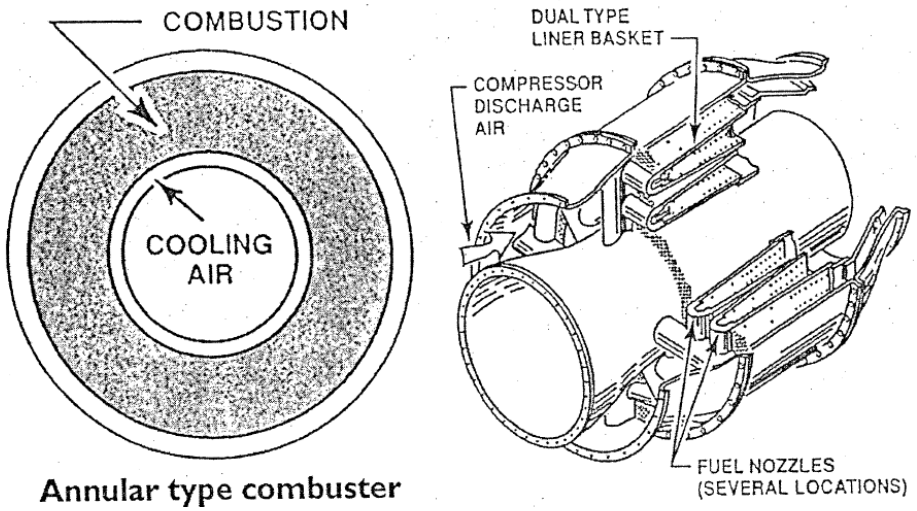
شکل ۶-۶: شمایی از محفظه احتراق در موتورهای جت



شکل ۶-۷: برش مقطعی یک محفظه احتراق

۶-۲-۳- Annular Type:

در این نوع Flame Tube یکپارچه بوده و دارای دو عدد Air Casing، یکی در داخل بنام Inner و دیگری در رو به‌نام Outer Air Casing می‌باشد. این طرح به هیچ‌وجه فضای تلف شده در داخل موتور نداشته و احتیاج به حداقل فضا دارد، بنابراین وزن آن کمتر بوده و به‌علت افت فشار کمتر، راندمان بیشتری دارد ولی طرح، ساخت و نیز Maintenance آن نسبت به انواع قبل مشکل‌تر و گران‌تر است به عنوان مثال پیاده‌کردن آن احتیاج به زمان زیادی دارد.

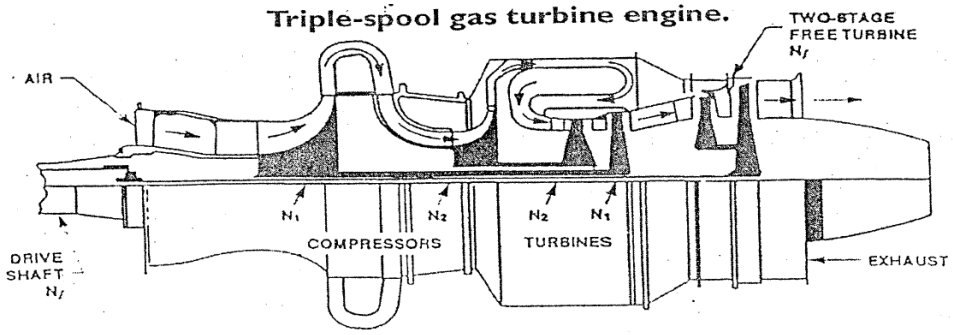


شکل ۶-۸: محفظه احتراق نوع Reverse Flow

محفظه‌های احتراق که در بالا شرح آنها داده شد به Through Flow موسومند، زیرا جریان هوا در آنها از ابتدا وارد شده و گاز از انتها خارج می‌شود. در نوع موسوم به Reverse Flow مطابق تصویر زیر، هوا از انتها

وارد شده و گاز در خلاف جهت موتور حرکت کرده و از دهانه خارج گشته و پس از ۱۸۰ درجه تغییر جهت به توربین که در زیر محفظه احتراق قرار دارد، برخورد می‌نماید. این ترکیب طول کمتر موتور و کاهش وزن را موجب گردیده و نیز موجب گرم شدن هوای خروجی کمپرسور، هنگام ورود به محفظه احتراق می‌گردد. این دو نکته مثبت افت راندمان حاصل از تغییر جهت شدید گازها را جبران می‌نماید.

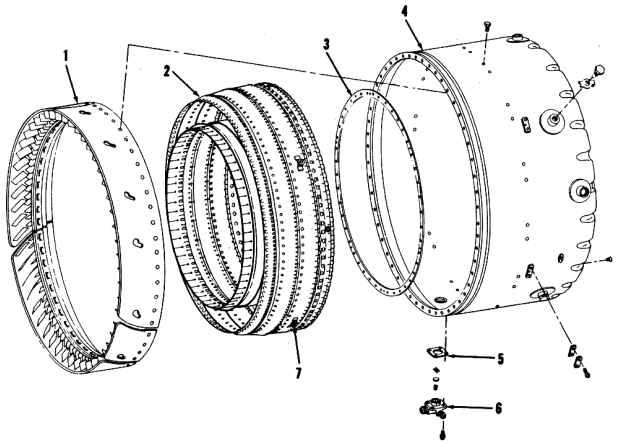
نوع این محفظه Annular است. از این تکنیک در موتورهای متعددی همچونT-55 وLycoming T-53 و Pt-6 و نیز سری PWC-120 (تصویر۶-۹)، استفاده شده است. این موتور Triple-Spool است.



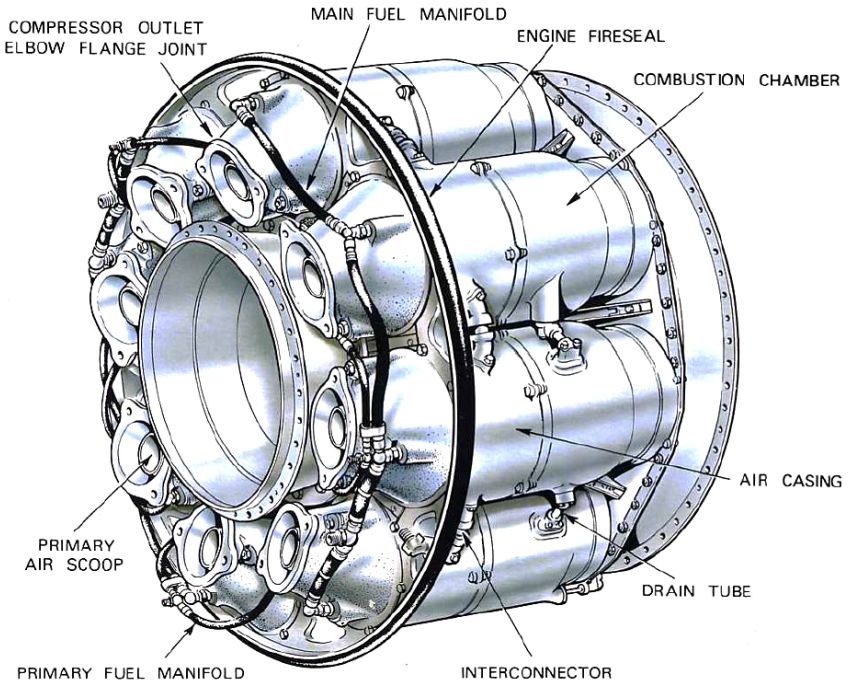
شکل ۶-۹: توربوپراپ مدل PW120

این نوع محفظه احتراق در موتورهایی که هوایی هستند یعنی روی هواپیماها و هلی‌کوپترها نصب می‌شوند، بزرگ و قطورتر بودن موتورها باعث اصطکاک یا Drag می‌شود، لذا سعی می‌گردد که سازه‌های هواپیما یا هلیکوپترها قطر و عرض یا کوچکتر باشند، همچنین قطر موتورها نیز کم‌تر باشد، به همین علت محفظه احتراق را با کمپرسور و توربین در یک راستا می‌سازند.

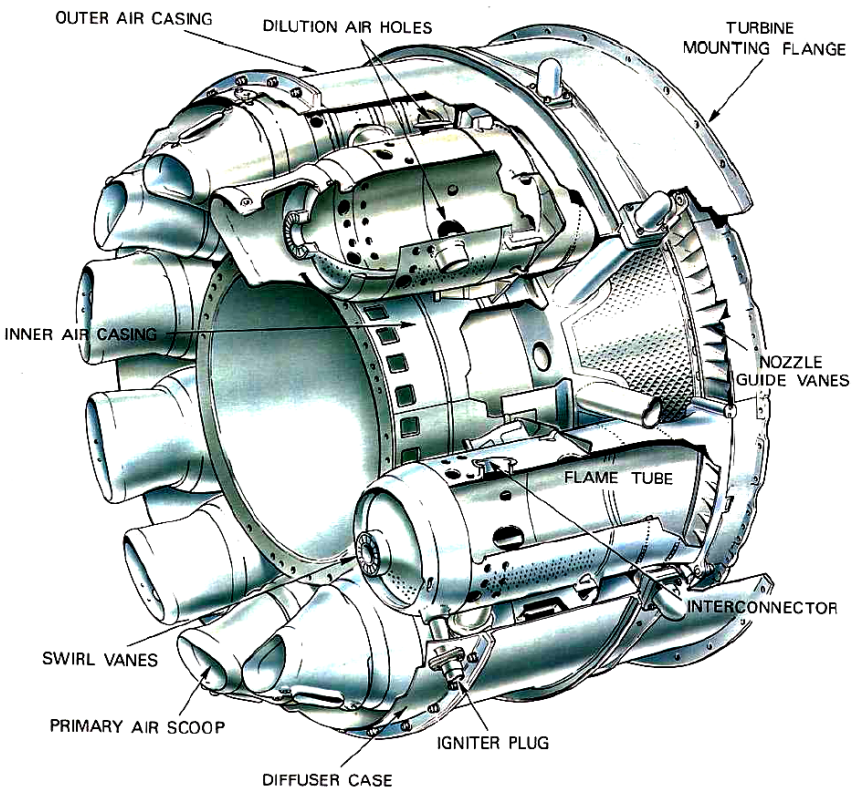
اما در موتورهای زمینی که ثابت هستند و حرکتی برای موتور وجود ندارد، مسئله اصطکاک و Drag نیز موجود نیست، لذا نیازی نیست که محفظه‌های احتراق با کل موتور بصورت هم راستا یا خطی باشد، بنابراین محفظه‌های احتراق را روی قسمت خارج موتور نصب می‌کنند تا در زمان سرویس و نگهداری مانند تعویض شمع و سوخت‌پاش‌ها و حتی باز و بسته کردن و تعویض قطعات مختلف محفظه احتراق، دسترسی بهتری میسر باشد.



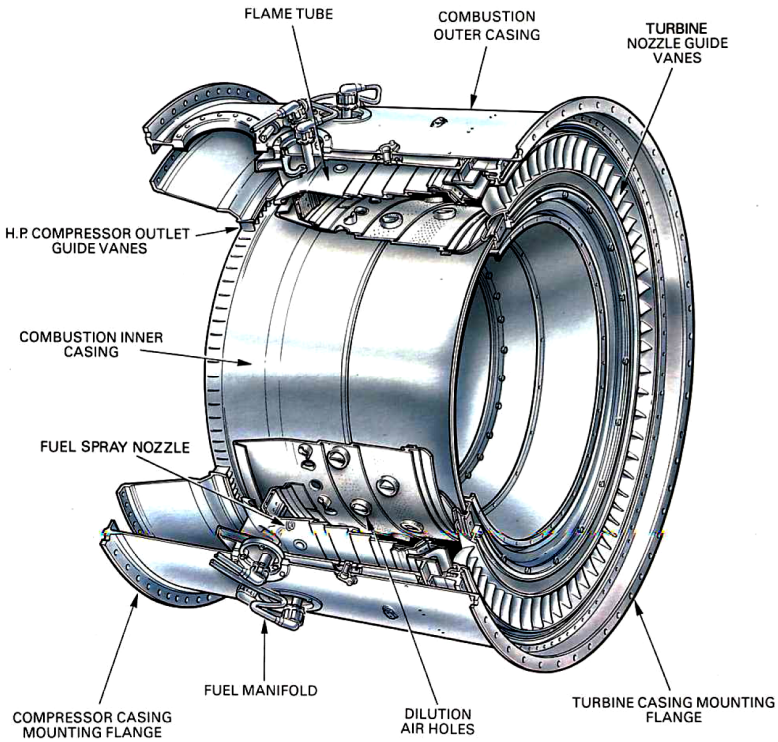
شکل ۶-۱۰: ترتیب اتصال بخش‌های مختلف محفظه احتراق



Multiple Combustion Chamber :شکل ۶-۱۱



Turbo Annular Combustion Chamber :شکل ۶-۱۲



شکل ۶-۱۳: Annular Combustion Chamber

شکل ۶-۱۴: تصویر یک موتور جت توربوشفت زمینی با آرایش بخصوص محفظه احتراق

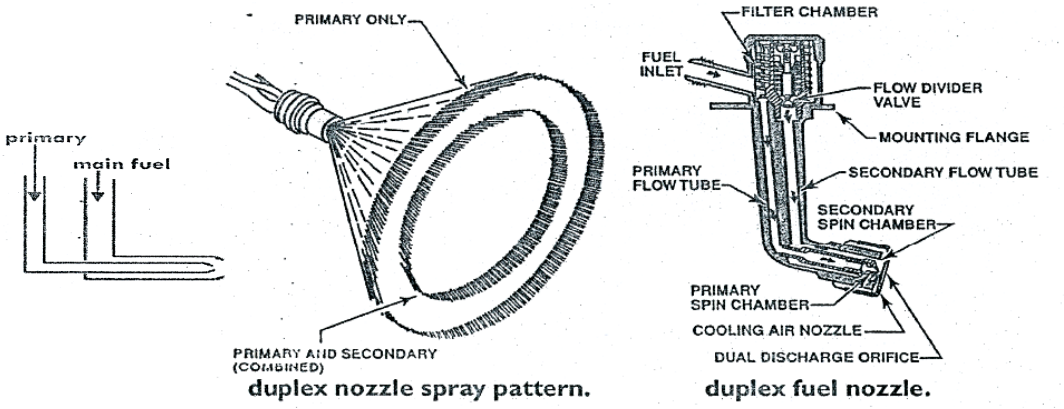
۶-۳- سوخت پاش (انژکتور):

این قطعات در داخل Flame Tube قرار داشته و سوخت را به صورت Atomized در تمام شرایط تحت زاویه معینی به داخل Flame Tube می‌پاشند، تا سوخت سریع و به طور کامل سوخته و تولید دوده نکند. به طور کلی دو نوع Burner در موتورهای جت مورد استفاده قرار می گیرد.

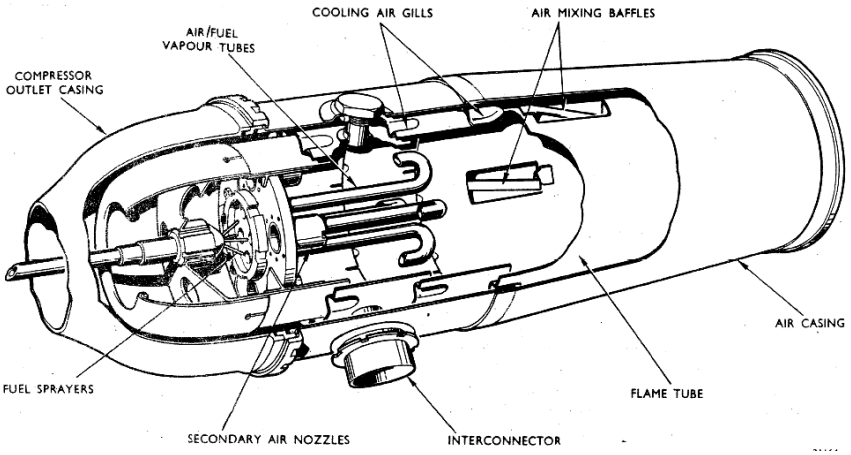
۶-۳-۱- Simplex Burner: این نوع فقط دارای یک Orifice بوده و همیشه سوخت از این مجرا پاشیده می‌شود. این نوع سوخت پاش مناسب موتورهای کم قدرت با مصرف سوخت کم می‌باشد، ولی برای موتورهای

پرقدرت با مصرف سوخت زیاد مناسب نیست. به علت نحوه ساختمان، سوخت تحت زاویه صحیح و معین به محفظه احتراق پاشیده می‌شود و بخاطر جلوگیری از جمع شدن دوده در اطراف Burner مقداری از هوای ورودی به محفظه احتراق از سوراخ‌های اطراف Nozzle جریان می‌یابد.

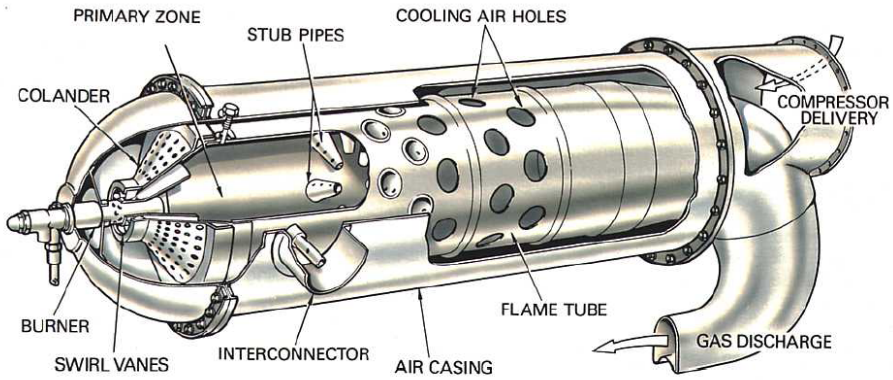
۶-۳-۲- Duplex Burner: در موتورهای پرقدرت با جریان سوخت زیاد از این نوع استفاده می‌شود که دارای دو Orifice متحدالمرکز یکی در وسط بنام Primary Orifice و دیگری دور آن به نام Secondary Orifice می‌باشد. مجرای داخلی کوچکتر بوده و در حالت استارت، دور کم و پایین بودن فشار سوخت قابلیت Atomize کردن سوخت را به‌خوبی دارا می‌باشد، اما وقتی دسته گاز به جلو رفته و فشار سوخت از حدی بیشتر می‌شود Pressurizing Valve در اثر فشار سوخت حرکت کرده و مجرای سوخت به طرف Secondary Orifice را باز می‌کند در نتیجه در این حالت سوخت از هردو Orifice پاشیده و بخوبی پودر گشته و احتراق مطلوبی حاصل می‌شود. در این نوع نیز مقداری از جریان هوا از اطراف Nozzle عبور کرده و از ایجاد دوده جلوگیری می‌نماید.



شکل ۶-۱۵: وضعیت پاشش سوخت در Duplex Burner



شکل ۶-۱۶: Duplex Burner



شکل ۶-۱۷: An early Whittle combustion chamber

۶-۴- عملکرد محفظه احتراق:

- یک محفظه احتراق باید طوری طراحی و ساخته شود که افت فشار در داخل آن کمترین بوده یعنی انرژی حاصل از احتراق در آن به هدر نرود. معمولاً افت فشار از ۵ تا ۱۰ درصد قابل قبول است.
- راندمان احتراق آن در سطح دریا باید ۱۰۰٪ باشد، اما در ارتفاعات به علت فشار و حرارت کم این راندمان به حدو ۹۸٪ افت می‌کند.
- باید احتمال Flame-Out در ارتفاعات بالا بسیار کم باشد. معمولاً در ارتفاعات زیاد به علت پایین بودن فشار و درجه حرارت هوا محفظه‌های احتراق تمایل بیشتری به Flame – Out دارند.
- باید طوری طراحی و ساخته شده باشند که احتراق در آن به طور کامل صورت پذیرد.
- باید طوری ساخته شده باشند که در حجم کمتر سوخت بیشتری را به نحو کامل بسوزاند.

The Amount of Heat Released Per Unit Volume of Combustion Chamber Be Great.

۶-۵- جنس محفظه احتراق:

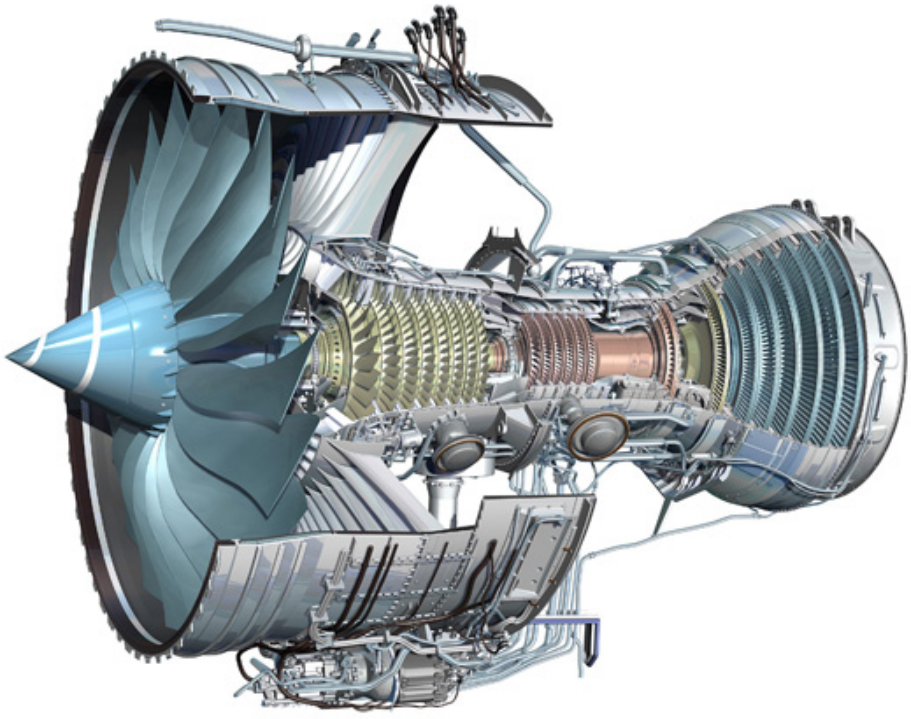
محفظه‌های احتراق از بهترین آلیاژها که در مقابل حرارت، لرزش، Corrosion و Fatigue مقاوم هستند، ساخته می‌شوند. حرارت زیاد معمولاً Flame Tube را دچار Creep یا Elongation می‌نماید و برای این منظور Clearance لازم پیش بینی شده است.

The Combustion Chambers Must Withstand Corrosion Due Products Of Combustion, Creep Failure Due To Temperature Gradients, And Fatigue Due To Vibrational Stresses.

بخش هفتم

انواع موتورهای جت

(توربین‌دار)



مرکز آموزش OTC

بخش هفتم : انواع موتورهای جت (توربین دار)

در طی درس‌های قبل با انواع موتورهای جت و خصوصیات آنها آشنا شدید. در این فصل سعی بر این است که آنها به صورت منظم کلاسه‌بندی شوند.

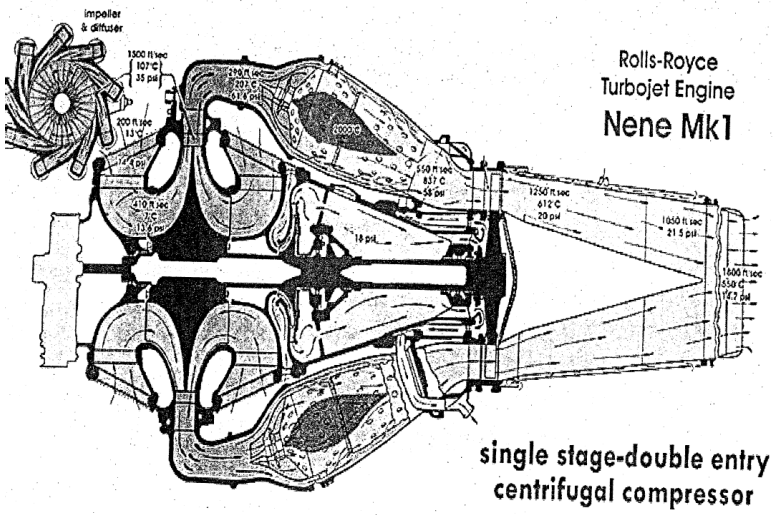
۷-۱- موتورهای توربوجت:

در این نوع موتورها ۱۰۰٪ نیروی تراست نتیجه ازدیاد سرعت گازها در Jet Nozzle است و همان طور که دیدیم دارای کمپرسور از نوع Centrifugal Flow و یا Axial Flow هستند.

- موتورهای جتی که دارای کمپرسور Centrifugal هستند به انواع زیر یافت می‌گردند:
  - Single Stage – Single Entry
  - Single Stage- Double Entry
  - Double Stage – Single Entry
- موتورهای جتی که دارای کمپرسور Axial Flow هستند به انواع زیر یافت می‌گردند:
  - Single Spool(Single Shaft)
  - Twin Spoll(Double Shaft)
  - Twin Spool(By-Pass Type)
  - Triple Spool

در بحث‌های قبل محسنات فلسفه By – Pass تشریح گردید. مشخص است که صدای این نوع موتور از دو نوع قبلی کمتر است، زیرا درجه حرارت و سرعت گازهای خروجی آن کمتر است. وزن این نوع موتور نیز نسبت به یک موتور Twin-Spool هم قدرت خود کمتر بوده و درنهایت راندمان رانشی و راندمان کلی آن نیز بهبود یافته، بنابراین SFC آن نسبت به دو نوع قبل کمتر می‌باشد.

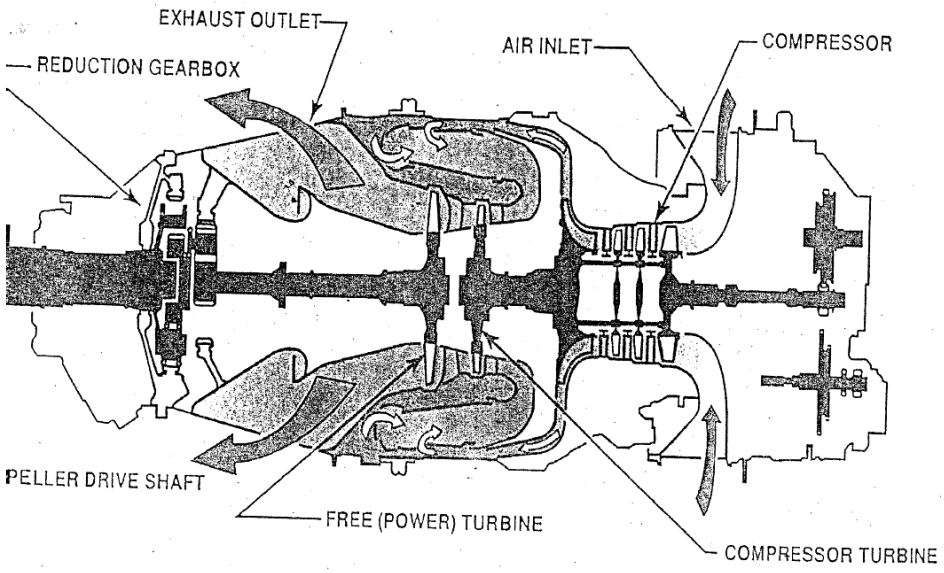
نکته: موتور By-Pass حتماً باید Twin-Spool باشد، ولی ضرورتی ندارد که یک موتور Twin-Spool حتماً By-Pass Type باشد.



شکل ۷-۱: کمپرسور تک مرحله‌ای با دو ورودی رولز رویس

۷-۲- موتورهای توربوپراپ:

همانطور که قبلاً تشریح گردیده است. در این موتورها ۹۰٪ تراست نتیجه ازدیاد سرعت هوا توسط ملخ و بقیه ناشی از گازهای اگزوز می‌باشد که به Residual Thrust موسوم است. راندمان رانشی این نوع در سرعت‌های کم (تا حدود400 Mph) بیشتر از سایر موتورها بوده و در هواپیماهای به‌اصطلاح Medium Speed کاربرد دارد. در این نوع موتورها نیز کمپرسور می‌تواند از نوع Centrifugal و یا Axial باشد.



شکل ۷-۲: موتور توربوشفت با کمپرسور ترکیبی

در موتورهای مدرن و پرقدرت امروزی بیشتر از نوع Axial به شکل زیر هستند:

i. Single Spool: کمپرسور و ملخ توسط یک توربین مشترک می‌چرخند.

ii. Twin Spool: ملخ و کمپرسور Lp توسط توربین Lp چرخیده و توربین Hp کمپرسور Hp را میگرداند.

iii. Free Turbine: نوعی توربوپراپ که ملخ به کمپرسور متصل نبوده و برای خود توربین جداگانه دارد.

روس‌ها بزرگترین سازندگان موتورهای توربوپراپ در جهان هستند.

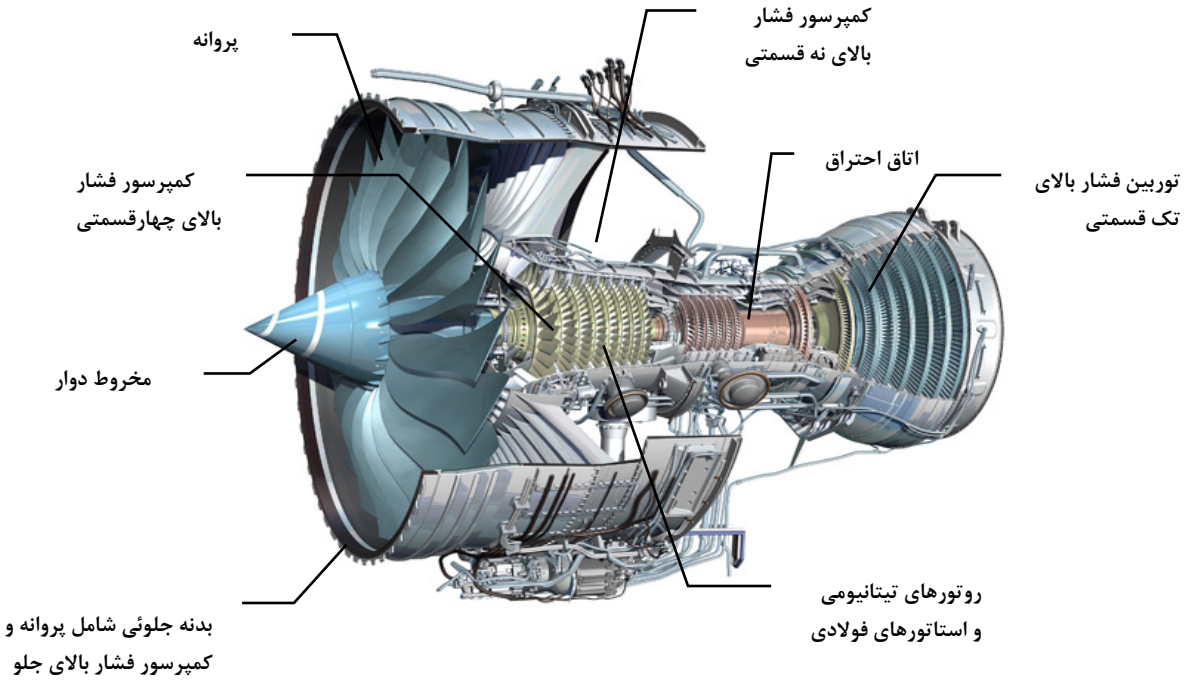
۷-۳- موتورهای توربوفن:

این موتورها در واقع میان‌بری بین جت ملخدار و جت خالص می‌باشند، از این رو راندمان رانشی آن از موتورهای توربوجت بیشتر بوده و در سرعت‌های نسبتاً کم هم عملکرد خوبی دارند. در این نوع موتورها نیز قسمتی از نیروی تراست توسط فن و قسمت دیگر توسط گازهای اگزوز تامین می‌گردد و هرچه Bypass Ratio بیشتر باشد، تراست فن بیشتر است. موتورهای توربوفن مدرن و بزرگ امروزی هم چون Ge90, Cf6 , Jt9d دارای فن بزرگی بوده و ضریب Bypass آنها حدود 5:1 و بیشتر بوده و بخش عمده تراست توسط فن تولید می‌شود و از این رو به آنها High Bypass Ratio می‌گویند. این نوع موتورها به اشکال زیر یافت می‌گردند:

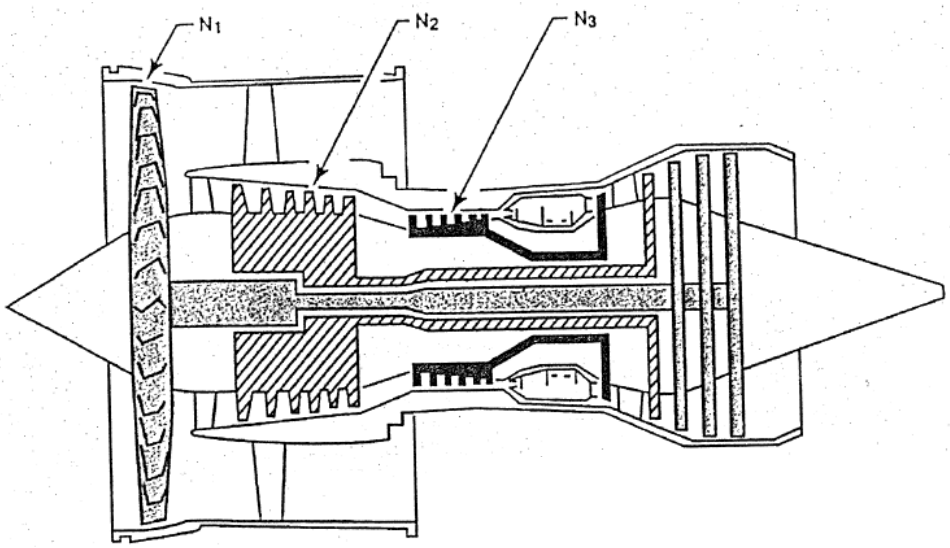
i. Twin–Spool: در این نوع همچون Jt9d, Cf6، فن و کمپرسور Lp مشترکاً توسط توربین Lp می‌چرخند.

ii. Twin–Spool Geated Fan: در این نوع موتور که یک گام به جلو تلقی می‌شود، ارتباط کمپرسور Lp با فن ازطریق یک Reduction Gear برقرار می‌شود، بدین ترتیب فن از نظر Rpm از آزادی عمل بیشتری برخوردار خواهد بود.

iii. Triple–Spool: در این نوع که بهترین نمونه برای آن سری موتورهای Trent و Rb-211 رولزرویس هستند، فن برای خود توربین جداگانه داشته و اشتراکی با کمپرسور LP ندارد. در این نوع موتور فن نقش Lp داشته، کمپرسور اول را Ip به معنای Intermediate Pressure نامیده و کمپرسور دوم همان Hp نامیده می‌شود.



شکل ۷-۳: قسمت‌های مختلف یک توربوفن



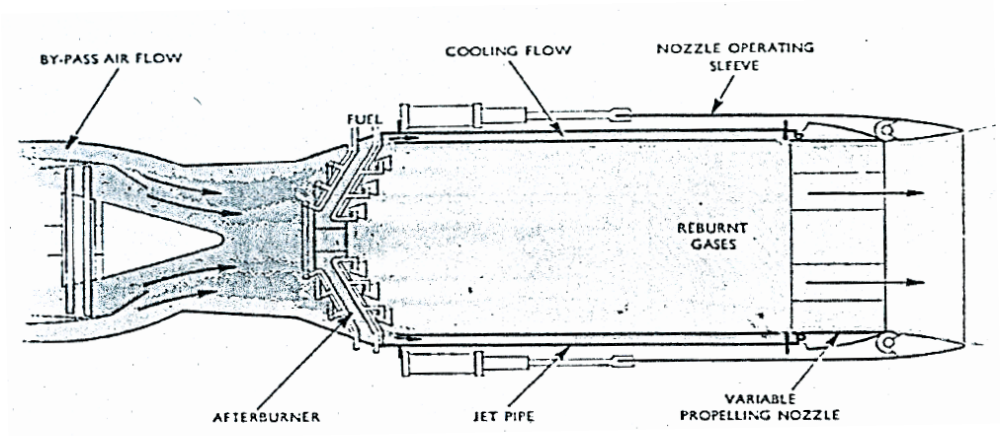
شکل ۷-۴: تصویر مدل Triple-Spool توربوفن به صورت شماتیک

۷-۴- موتورهای توربوشفت:

در این نوع موتورهای جت تقریباً تمام انرژی گازهای خروجی توسط چند مرحله توربین گرفته شده و به صورت انحصاری در عملیات مکانیکی همچون چرخاندن پروانه هلیکوپتر، راندن توربوترن، به‌کار انداختن ژنراتورها و یا ایستگاههای پمپاژ نفت و گاز و... می‌گردد. هریک از دو موتور توربوشفت مورد استفاده در بزرگ‌ترین هلیکوپتر جهان (Mil-26)11500hp قدرت دارند.

۷-۵- موتور پس سوز:

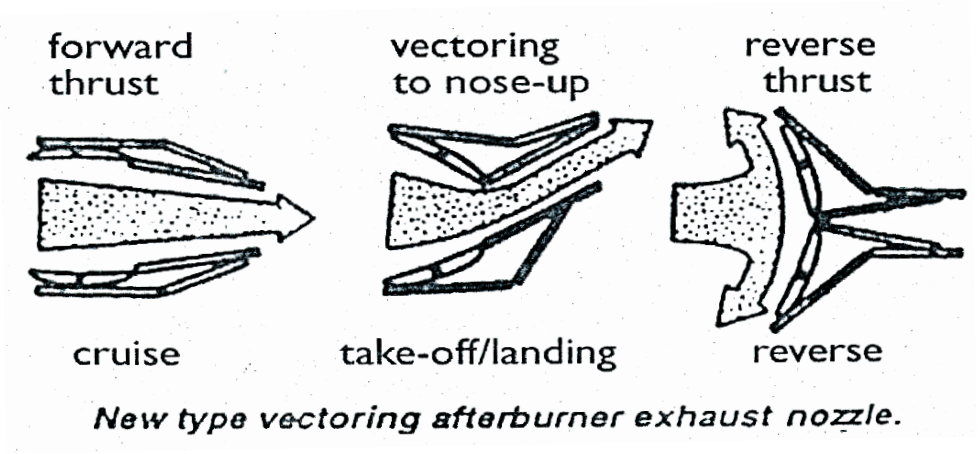
پس سوز در واقع یک موتور Ramjet است که در انتهای موتور جت هواپیماهای نظامی مافوق صوت و نیز مسافربری سوپرسونیک همچون Concorde نصب می‌شود و در مقاطع خاص و کوتاه موجب افزایش قابل ملاحظه‌ای در تراست می‌گردد که میزان این افزایش به بیش از ۵۰٪ و حتی در مواردی به ۱۰۰٪ می‌رسد. همانطور که می‌دانید از هوای ورودی به موتور جت حدود ۲۵٪ صرف احتراق گردیده و ۷۵٪ بقیه نقش خنک‌کنندگی و کنترل درجه حرارت را به عهده دارند. از این رو در گازهای اگزوز اکسیژن قابل ملاحظه‌ای برای احتراق مجدد موجود است، درنتیجه وقتی سیستم پس سوز روشن می‌شود مقداری سوخت از Fuel Nozzles موجود در Jetpipe به داخل گازهای داغ پاشیده شده و عمل احتراق یک مرحله دیگر صورت می‌پذیرد که در نتیجه درجه حرارت و سرعت گازها افزایش یافته و این افزایش سرعت موجب تولید تراست اضافی می‌گردد. همانطور که می‌دانید برای سرعت گازهای خروجی از موتور محدودیتی وجود دارد و آن سرعت صوت است، ولی نباید از نظر دور داشت که سرعت صوت در یک گاز بستگی به درجه حرارت دارد و چون با کار افتادن سیستم پس سوز، درجه حرارت گازهای اگزوز فوق العاده افزایش می‌یابد، پس سرعت صوت نیز در آن محیط افزایش یافته و امکان افزایش سرعت گازهای خروجی را به میزانی به مراتب بیشتر از قبل فراهم می‌آورد.



شکل ۷-۵: شمایی موتور پس‌سوز

سیستم پس سوز برای مدتی کوتاه هنگام برخاست یا مانورهای مخصوص روشن می‌گردد و در سایر مواقع خاموش است. همانطوری که گفته شد پس‌سوز در واقع یک Ramjet است پس چون تقریباً فاقد Compression است، Sfc آن بالاست و به هنگام روشن بودن مصرف سوخت را حدود 2.5 برابر افزایش می‌دهد ولی چون عملکرد آن کوتاه مدت است، محسنات آن بر کاستی‌هایش می‌چربد. ضمناً Jet Nozzle موتورهائی که دارایی پس سوز هستند، Variable است لذا وقتی که پس‌سوز روشن است Jet Nozzle به‌طور اتوماتیک باز شده و Area را افزایش می‌دهد تا آن را با افزایش حجم گازها حاصل از حرارت زیاد وفق دهد.

در جنگنده‌های مدرن مطابق تصویر، دهانه خروجی موتور در جهات مختلف بالا وپائین، به فرمان خلبان قابل تغییر بوده و قابلیت برخاست و نیز مانور در سرعت کم هواپیما را بهبود می‌بخشد و همانطور که ملاحظه می‌شود قادر به Reverse کردن گازهای خروجی بمنظور کمک به توقف سریع هواپیما بعد از فرود نیز می‌باشد.



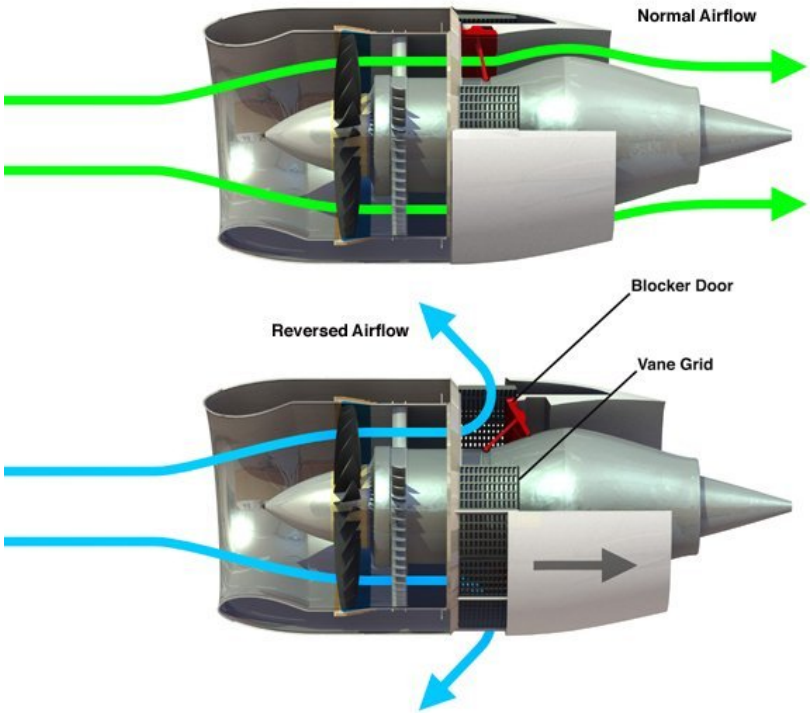
شکل۷-۶: وضعیت‌های دهانه خروجی موتور در حالت‌های مختلف پرواز

۷-۶- رانش معکوس:

سیستم ترمز هواپیما طوری طراحی شده است که معمولاً ارابه‌های فرود اصلی ترمز می‌گیرند ولی در بعضی از هواپیماها ارابه‌های فرود فرعی نیز همگام با ارابه‌های اصلی ترمز می‌گیرند.

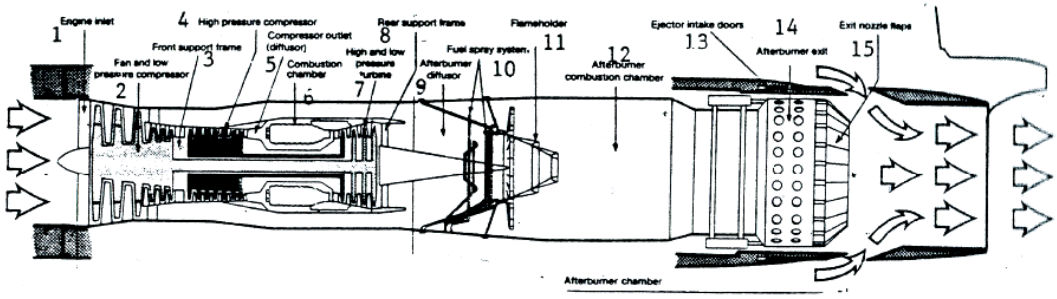
هدف از ترمز در هواپیما معمولاً کوتاهتر کردن طول مسیر طی شده در فرود توسط هواپیما و همچنین توقف کامل هواپیما در طی پارک است. در بعضی از هواپیماها جهت کوتاه‌تر کردن مسیر طی شده در طی فرود و ترمز، از قدرت کشش موتورها Engine Thrust استفاده می‌شود، بدین صورت که هنگامی که هواپیما بر روی زمین نشست در همان لحظات اولیه تماس چرخها با زمین باند، خلبان توسط سیستمی که روی موتورهای جت نصب شده است (فوران گاز انتهای موتور را دارند)، فوران یا خروج گازها و هوای داغ را عکس می‌نماید، بدین صورت که در حالت عادی پرواز خروج گازها برخلاف جهت حرکت می‌باشد ولی در طی ترمز خروج گازها به سمت جلو تقریباً هم جهت با حرکت هواپیما می‌شود و بدین صورت از سرعت هواپیما کاسته می‌گرد. این

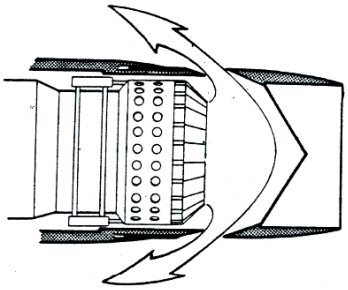
عمل را عکس نمودن نیروی رانش Reverse Thrust می‌گویند. در هواپیماهای ملخی برای این منظور، گام ملخ را عکس می‌کنند، یعنی ملخ در همان جهتی که از قبل در گردش بوده در گردش است لیکن بجای راندن هوا از جلو به عقب، هوا را از عقب به سمت جلو می‌راند.



شکل ۷-۷: استفاده از قدرت کشش موتور جهت کمک به توقف

تصویر بالا، رانش گازهای داغ را در حالت معمولی پرواز و تصویر پایین حالت عکس، یعنی رانش گازهای داغ را به سمت جلو (معمولاً با زاویه ۷۰ الی ۹۰ درجه) جهت ترمز نشان می‌دهد.





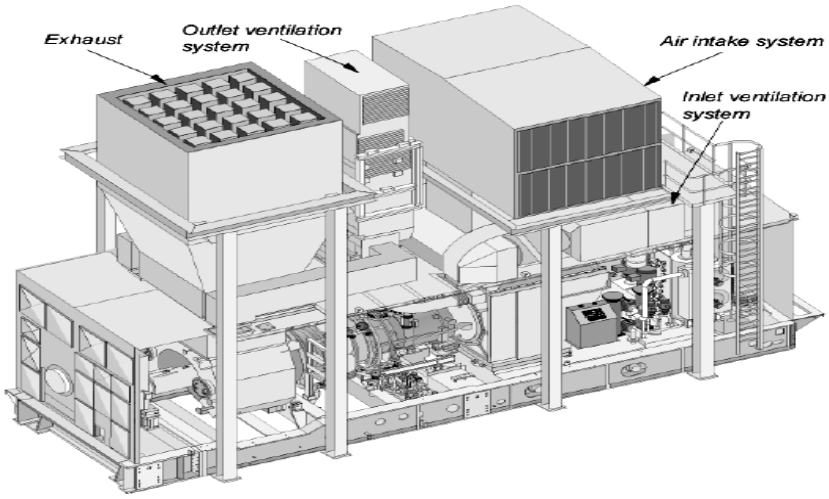
شکل ۷-۸: سیستم برگشت تراست جهت ترمز

در بعضی از هواپیماهای جنگی، جهت کوتاه‌تر کردن مسیر طی شده

در زمان فرود، از چتر استفاده می‌شود برای این منظور معمولاً در قسمت انتهای هواپیما محفظه‌ایی تعبیه می‌گردد که چتری درون آن جمع شده است و در طی فرود و تماس چرخ با زمین توسط فرمان خلبان درب محفظه باز و چتر آزاد می‌گردد، بدینوسیله از سرعت هواپیما کاسته شده و در عین حال کمک قابل توجهی به کوتاهتر کردن مسیر طی شده در فرود می‌کند.

در موتورهایی که روی زمین هستند، یعنی موتورهای تجاری تلمبه خانه‌های نفت، توربوژنراتورها و توربوکمپرسورها برای خروجی گازهای داغ اگزوز فلزی ساده نصب می‌کنند تا گازهای خروجی و حرارت خارج شوند. بدلیل نداشتن نیروی رانشی در موتورهای توربوشفت زمینی، ساختمان اگزوز ساده بوده و فقط باید به صورتی باشد که شرایط گرفتگی Choke و مسدود شدن گازها فراهم نشود، لذا از فلزات مستحکم یا آلیاژهای آهنی و استیل ساخته می‌شوند. سطح داخلی اگزوز باید صیقلی باشد، ضمناً در هر دو موتور هوایی و زمینی روی اگزوز پوششی بنام پتو یا Blanket که ضد حرارت است، قرار می‌دهند تا حرارت و صدا به خارج از موتور و اگزوز نفوذ نکند و به تجهیزات و تاسیسات صدمه نزند. جنس این پوشش فلزی است و اکثراً از دو لایه فلز که داخل آن شبکه‌های فلزی قرار دارد، ساخته شده است.

در قسمت اگزوز موتورهای ثابت زمینی گاهی سیستمی تعبیه گردیده که لوله‌های مارپیچ آب در آن قرار گرفته به نحوی که خروج گازها مسدود نشود و توسط این لوله‌ها بخار آب تهیه شده و جهت استفاده‌های دیگری نظیر چرخاندن توربین و گرفتن انرژی مکانیکی برای تاسیسات استفاده شود. حتی در مواردی می‌توان آب بسیار گرم را جهت مصرف تاسیسات استفاده نمود.



شکل ۷-۹: وضعیت اگزوز در موتورهای ثابت زمینی

بخش هشتم

توربین

مرکز آموزش OTC

بخش هشتم : توربیـــن

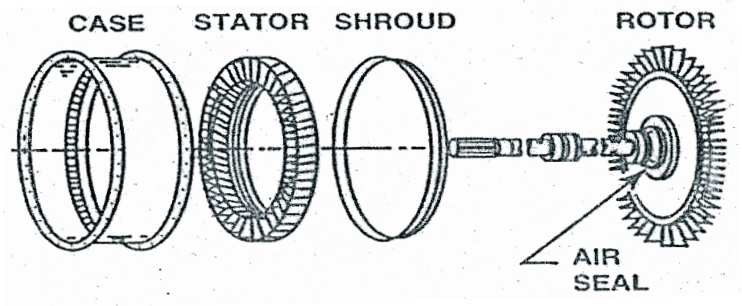
توربین دستگاهی است که از گازهای داغ خروجی انرژی استخراج کرده و آنرا صرف گرداندن کمپرسور، ملخ، فن و غیره می‌نماید بنابراین فشار و دمای گاز در توربین افت می‌کند و مقدار افت فشار و حرارت بستگی به Stageهای توربین داشته و تعداد Stageهای توربین نیز بستگی به نوع موتور و تعداد کمپرسور آن دارد. مثلاً تعداد Stageهای توربین در موتور توربوپراپ از توربو جت بیشتر است تا حداکثر انرژی را از گازها جذب نموده و صرف گرداندن ملخ نماید.

۸-۱- ساختمان توربین محوری:

قسمت‌های اصلی توربین به ترتیب عبارتند از:

۸-۱-۱- Nozzle Guide Vanes (NGVs):

به تیغه‌های ثابتی که قبل از هر ردیف تیغه‌های گردان توربین قرار دارند، اطلاق می‌شود که شکل ایرفویل داشته و کانال بین دو تیغه مجاور همگرا است، لذا سرعت گازها حین عبور از این قسمت افزایش یافته و تحت زاویه معین و مطلوبی به تیغه‌های توربین برخورد می‌نماید. در بعضی از موتورها این تیغه‌ها به‌صورت حلقه‌ای یکپارچه ساخته شده و به آن اصطلاحاً Nozzle Diaphragm می‌گویند.



شکل ۸-۱: قسمت‌های اصلی توربین

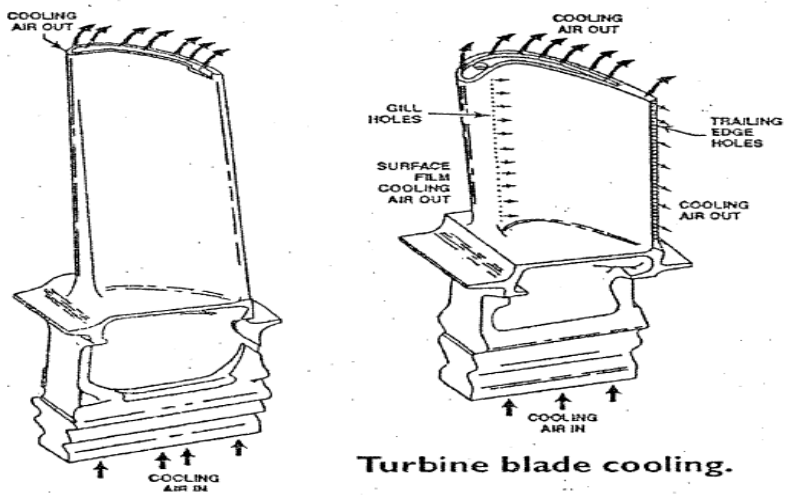
در موتورهای پرقدرت، NGVs توخالی بوده و هوای گرم کمپرسور Hp از ریشه و نوک تیغه وارد آن شده و از سوراخ‌های Trailing Edge خـارج می‌شود. این هوا که دائماً جریان دارد تیغه‌ها را خنک نگه داشته و از وارد آمدن صدمه به آنها ممانعت می‌شود. طراحی NGVs نباید به گونه‌ای باشد که با ایجاد Back Pressure و غیره کمپرسور را دچار Surge یا Stall ننماید.

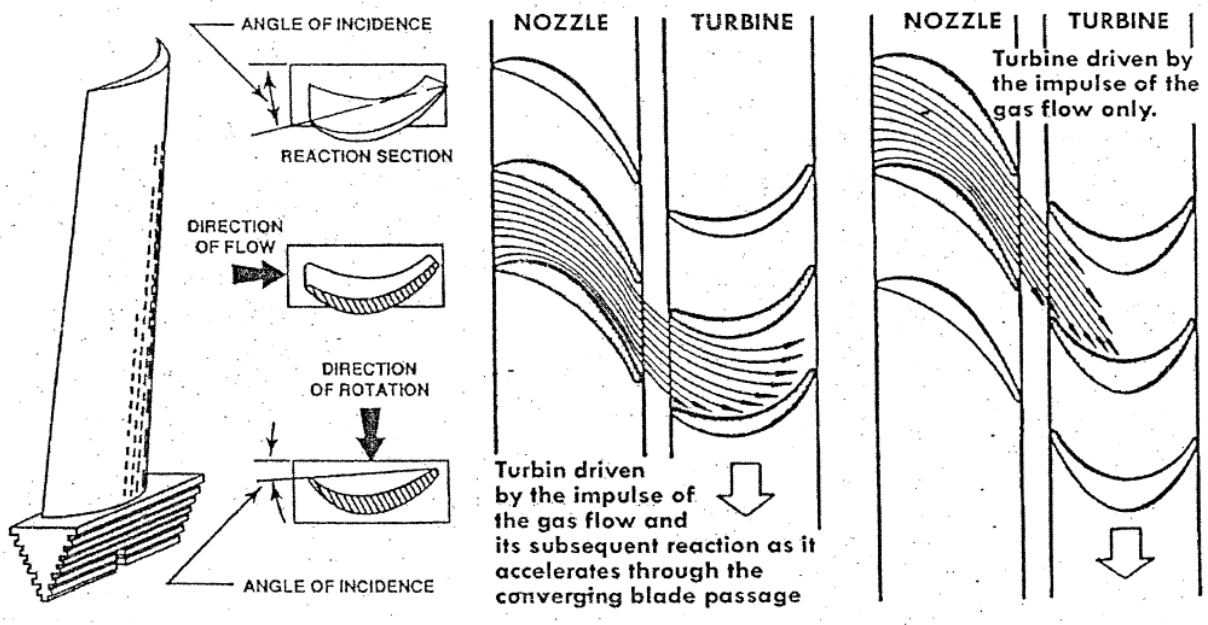
۸-۱-۲- Turbine Blades:

تیغه‌های گردان توربین بعد از هر ردیف NGVs قرار داشته و روی محیط دیسک توربین به طریقه Fir Tree متصل می‌باشند. این تیغه‌ها نیز شکل ایرفویل داشته و Twisted هستند، یعنی زاویه Stagger از ریشه به سمت

نوک تیغه افزایش می‌یابد تا سرعت گازها در طول تیغه یکسان و یکنواخت باشد. همچنین در بعضی ازموتورها این تیغه‌ها Shrouded هستند تا از فرار گازها از نوک تیغه که باعث افت راندمان توربین می‌شود، ممانعت به عمل می‌آید. در چنین مواردی تیغه‌ها نازکتر ساخته می‌شوند تا از افزایش وزن توربین جلوگیری شود.

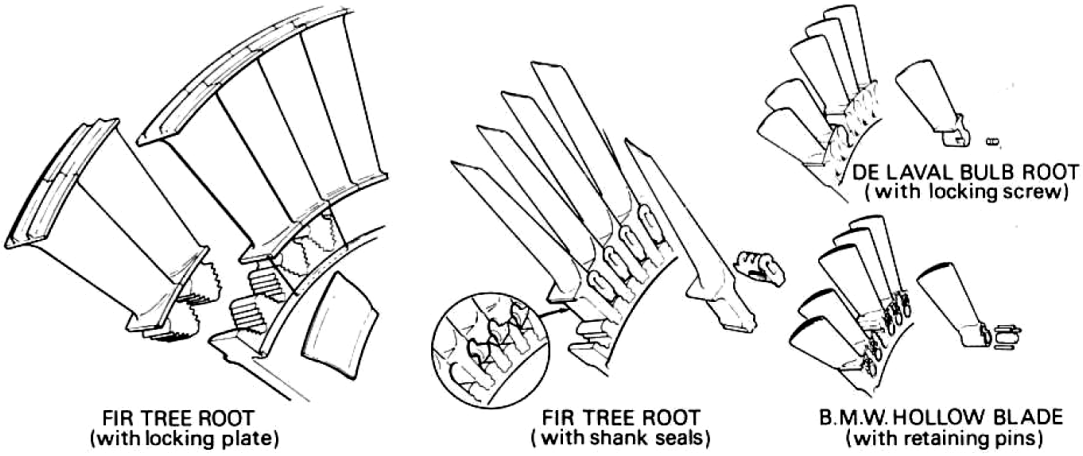
جنس تیغه‌های توربین از آلیاژ معروف Nimonic بوده و به طریق Forged ساخته می‌شوند. در موتورهای پرقدرت، تیغه‌های توربین ردیف‌های جلو Hollow و هوای کمپرسور Hp از ریشه تیغه وارد شده و از نوک آن خارج گشته و تیغه بدین ترتیب خنک نگه داشته می‌شود، تا بتواند حرارت شدید را تحمل نماید. یک ردیف NGVs و یک ردیف Turbine Blades را یک Stage می‌گویند. میزان افت فشار و حرارت در یک Stage توربین بمراتب بیشتر از میزان ازدیاد فشار و حرارت در یک Stage کمپرسور می‌باشد و به همین خاطر در یک موتور جت، تعداد Stageهای توربین بمراتب کمتر از تعداد Stageهای کمپرسور آن می‌باشد.





شکل ۸-۲: نحوه عملکرد توربین در دو حالت Impulse و Impulse & Reaction

در موتورهای مختلف جت، توربین‌ها به دو صورت Impules & Reaction , Impulse ساخته می‌شوند. مثلاً در موتورهای توربوجت، توربین باید آنقدر قدرت تولید کند که صرف گرداندن کمپرسور شود، از اینرو از نوع Reaction–Impulse می‌باشد. در این نوع چرخش توربین، نتیجه دو نیرو یکی برخورد گازها و دیگری Reaction حاصل از Acceleration گاز داخل کانال همگرا بین تیغه‌های مجاور می‌باشد. ولی در موتورهای توربوشفت و توربوپراپ توربین‌ها از نوع Impulse هستند، یعنی چرخش توربین فقط در اثر برخورد گازها می‌باشد. در این نوع توربین، کانال بین تیغه‌ها ساده است.



شکل ۸-۳: انواع مختلف اتصال تیغه‌ها به دیسک توربین

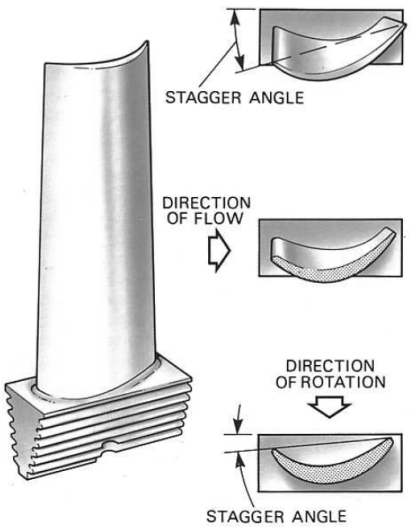
۸-۱-۳- Turbine Discs:

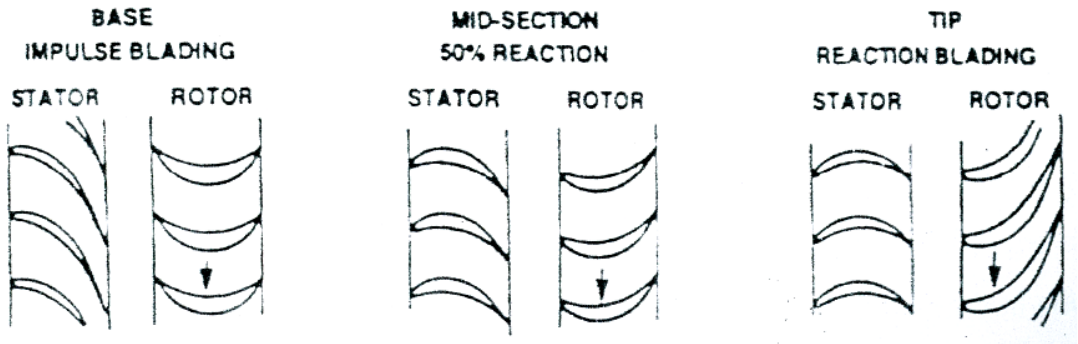
این صفحات به Turbine Shaft متصل می‌باشند و تیغه‌های توربین روی محیط آن سوار می‌شوند. در موتورهای پرقدرت Turbine Discs نیز همچون Turbine Blades و NGVs بوسیله هوای خروجی کمپرسور Hp خنک می‌شود. این هوا از مرکز دیسک و در طرفین آن به سمت محیط خارجی در جریان بوده و وارد گازهای توربین می‌شود. به منظور کنترل مقدار هوائی که به مصرف خنک کردن توربین می‌رسد Thread Type Air Seals که به آنها Labyrinth Seals نیز می‌گویند، روی دیسک‌ها قرار داده می‌شوند. جنس Turbine Disc از آلیاژهای فولاد مخصوص بوده و برای استحکام لازم به طریقه Forged ساخته می‌شوند.

۸-۱-۴- Turbine Shaft:

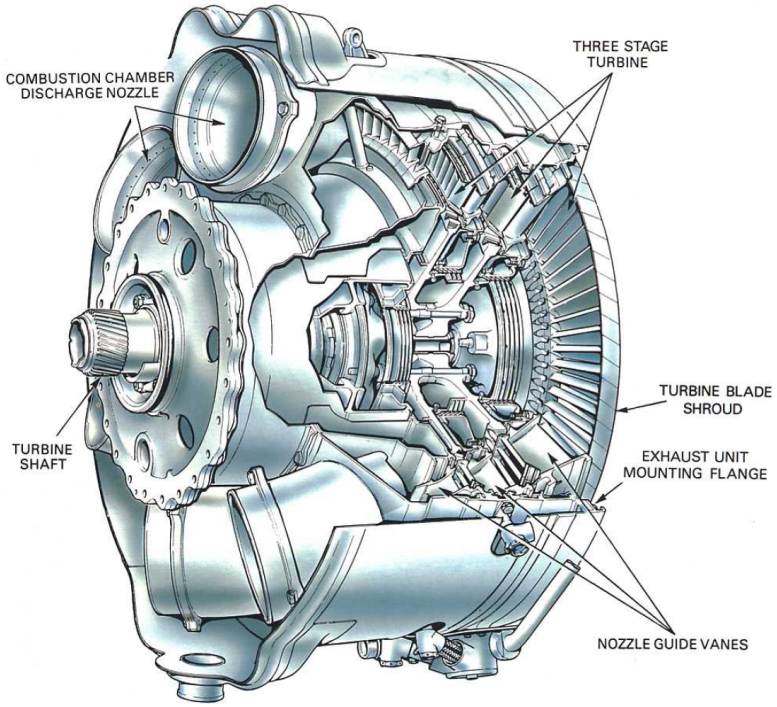
شفت توربین Hollow بوده و Discsها روی آن سوارند. در موتورهای Twin Spool دو سیستم توربین و دو Shaft داریم، یکی در رو بنام Hp Turbine Shaft که Hp Turbine را به Hp Compressor وصل می‌کند و دیگری در داخل بنام Lp Turbine Shaft که Lp Turbine را به Lp Compressor وصل می‌کند. اتصال شفت

توربین به شفت کمپرسور به طریقه Spline است. شفت توربین معمولاً روی دو Roller Bearing یکی در جلو و دیگری در عقب می‌چرخد. در تصویر یک تیغه از نوع متحرک که به دیسک متصل است، دیده می‌شود زاویه پس و پیش یا Stagger Angle که در مبحث کمپرسورها توضیح داده شد، در تیغه‌های چرخنده توربین Turbine Rotor Blade دیده می‌شود که هدف اصلی آن تنظیم سرعت گازها بصورت یکنواخت در تمامی طول تیغه و تولید نیروی یکسان در تمامی سطح تیغه توسط سرعت خروج جریان گازها و کمک به یکنواخت‌بودن سرعت گازهای‌خروجی در تمامی سطح تیغه‌ها می باشد.



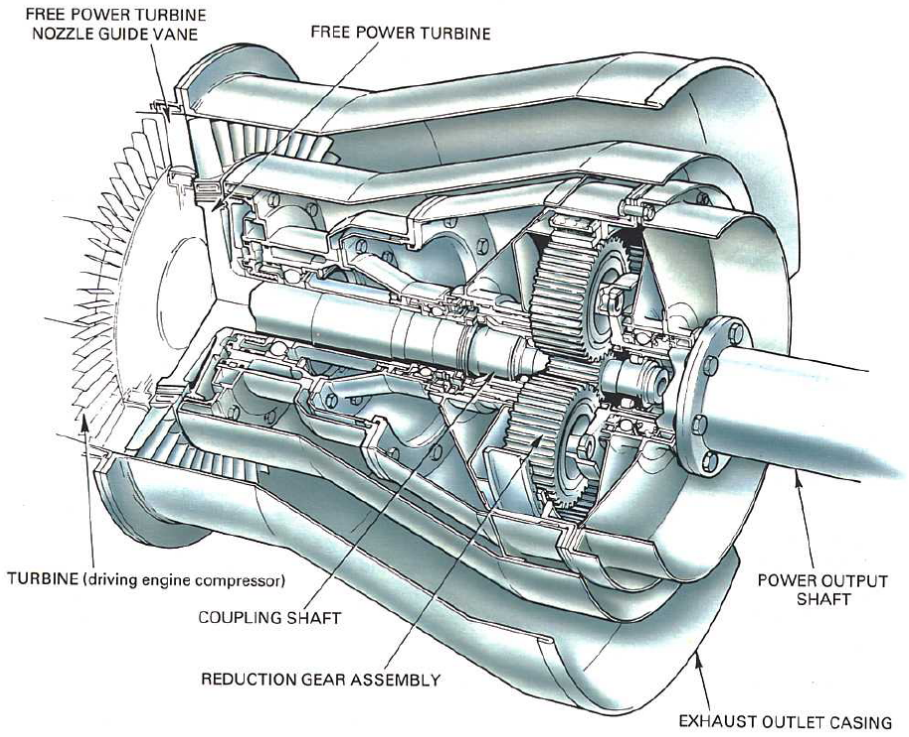


شکل ۸-۴: زاویه پس و پیش در یک نمونه تیغه نوع متحرک



شکل ۸-۵: توربین سه مرحله‌ای با شفت تک

سه مرحله یا ردیف توربین به یک محور اصلی یا شفت اصلی متصل است.

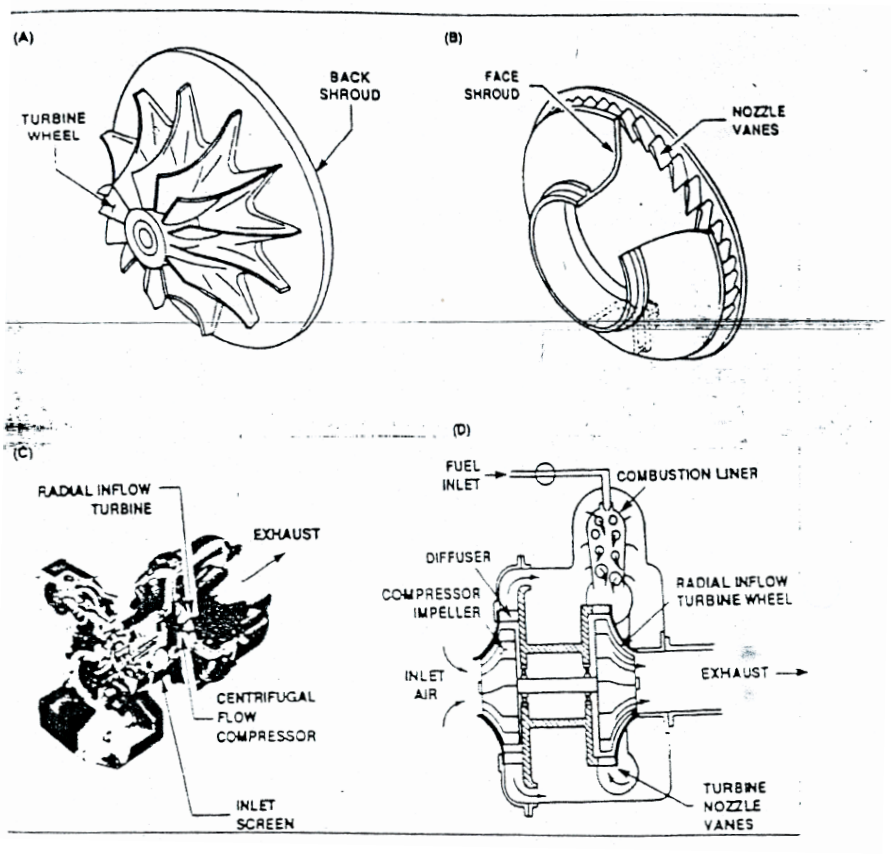


شکل ۸-۶: توربین قدرت از نوع آزاد

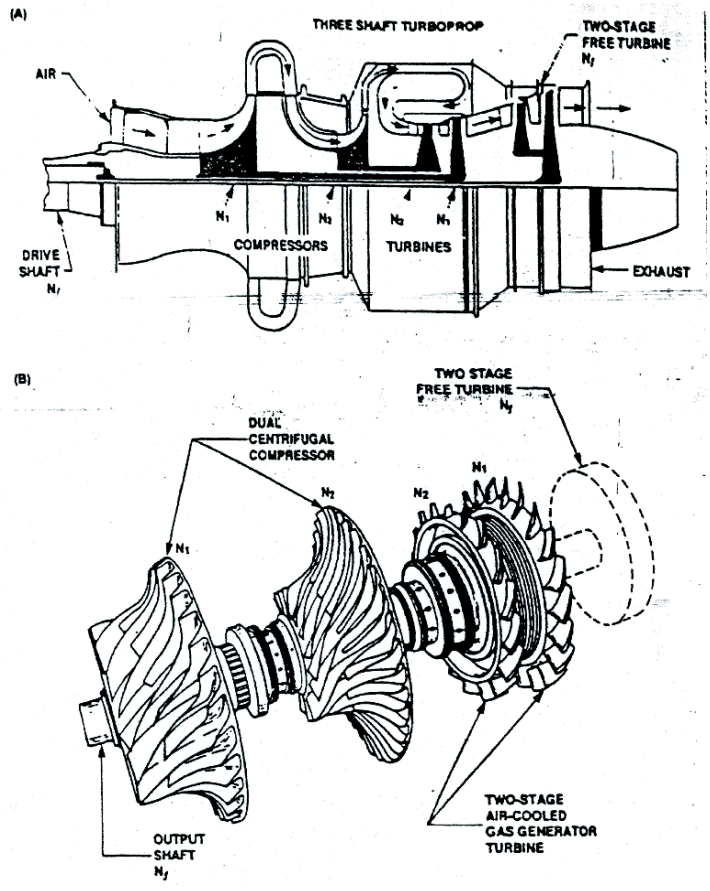
در تصویر(۸-۶) مجموعه توربین قدرت از نوع آزاد Free.Power.Turbine که بیشتر در موتورهای جت از نوع توربوشفت (توربو کمپرسورهای گاز، توربو پمپ‌های نفت و توربو ژنراتورهای برق) استفاده می‌گردد، دیده می‌شود. گیربکس از نوع کاهنده دور Reduction. Gear Box نیز به شفت توربین متصل است. دور بالای توربین توسط جعبه دنده کاهش یافته و قدرت افزایش می‌یابد و از طریق Power.Out.Put.Shaft نیروی مکانیکی چرخشی به پمپ یا کمپرسور یا ژنراتور و ... متصل می‌گردد.

۸-۲- توربین گریز از مرکز:

همانگونه که کمپرسورها دارای دو نوع اصلی Axial.Flow جریان خطی و جریان گریز از مرکز Centrifugal هستند، در توربین‌ها نیز دو مدل گریز از مرکز و خطی یا محوری وجود دارد. در تصویر یک موتور توربینی کوچک که بعنوان موتور ژنراتور نیز استفاده می‌شود، دارای توربین یک مرحله‌ای از نوع گریز از مرکز است. توربین‌های گریز از مرکز اکثراً در موتورهای توربینی کوچک کاربرد دارند و دارای ساختمانی مستحکم‌تر از توربین‌های خطی می‌باشند.



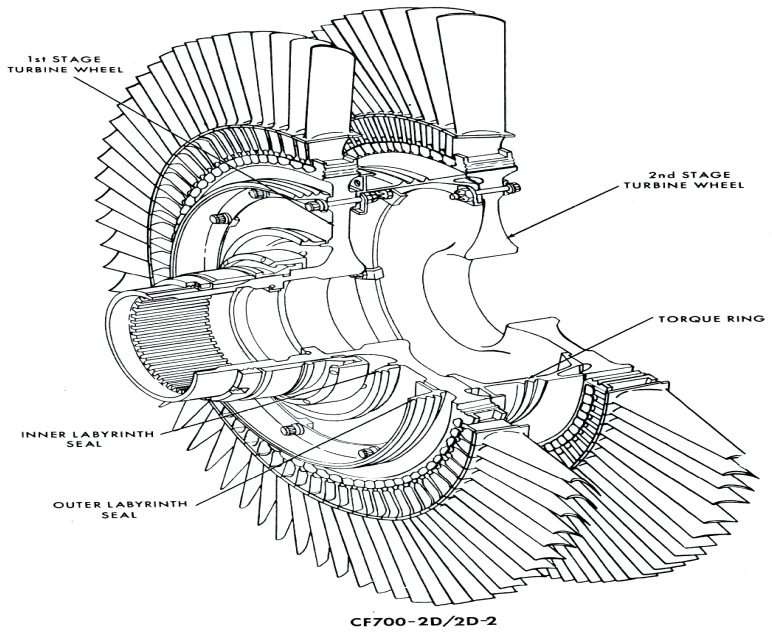
شکل ۸-۷: موتور توربینی یک مرحله‌ای گریز از مرکز



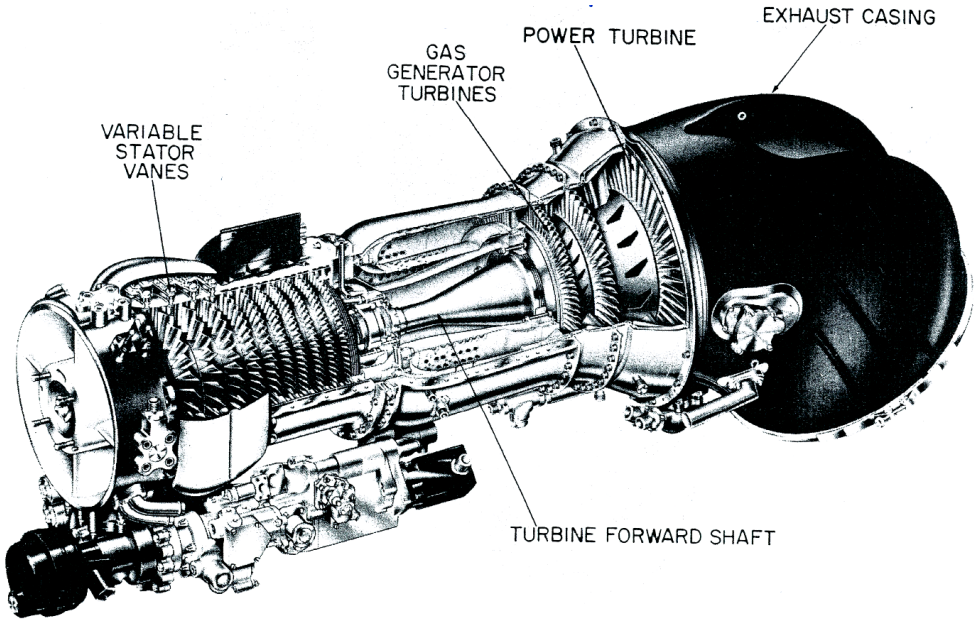
شکل ۸-۸: موتور جت از نوع توربوشفت

در تصویر(۸-۸)، یک موتور جت از نوع توربو شفت دیده می‌شود که دارای دو کمپرسور گریز از مرکز و دو سری توربین است، یعنی دارای دو اسپول یا محور بنام N1 و N2 می‌باشد. توربین نیز از نوع خطی AXIAL FLOW است. توربین فشار یا N2 کمپرسور پر فشار را می‌چرخاند و توربین N1 نیز کمپرسور N1 یا کم فشار را می‌چرخاند.

مجموعه کمپرسور و توربین بعد از مونتاژ تیغه‌ها و دیسک‌ها روی شفت به صورت یک محور یا شفت یک تکه در آمده و بر روی دستگاه بالانس تست دینامیکی بالانس می‌گردد.



شکل ۸-۹: مجموعه توربین که از دو سری دیسک و تیغه تشکیل شده است



شکل ۸-۱۰: نمای داخلی موتورT58 از نوع توربو شفت، دارای دو سری توربینGAS PRODUCERوPower Turbine

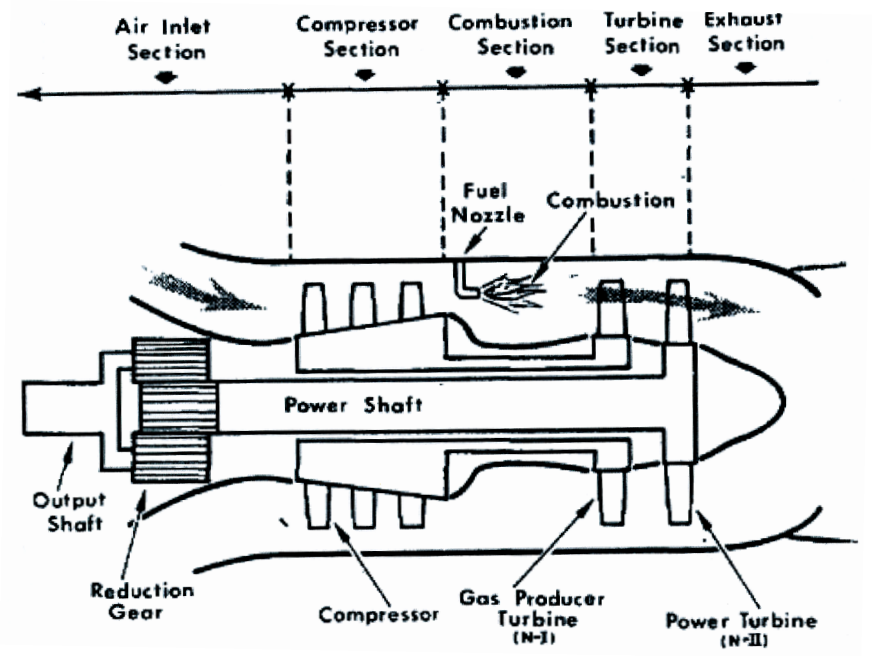
۸-۳- آشنایی با جعبه دنده‌ها (Gear Box):

موتورهای توربین‌دار دارای دو دسته جعبه دنده هستند:

- جعبه دنده کاهنده REDUCTION. GEAR BOX

- جعبه دنده متعلقات ACCESSORY. GEAR BOX

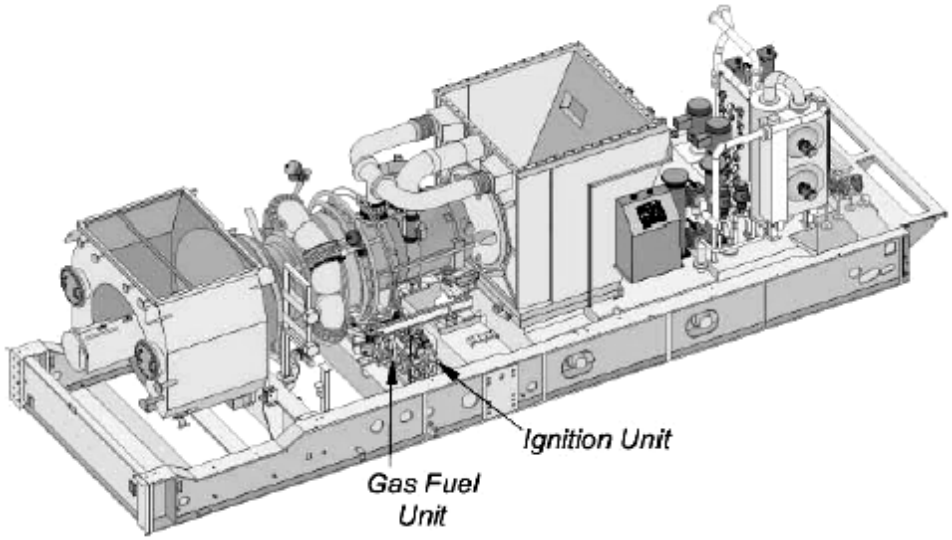
جعبه دنده‌های کاهنده دور همانگونه که از نام آنها پیداست برای کاهش دور و افزایش قدرت استفاده می‌شوند. چون دور موتورهای توربو شفت و توربو پراپ بالا است، لذا چیدمان چرخ دنده‌ها درون این جعبه دنده به گونه‌ای است تا دور بالا را پایین آورده و قدرت را افزایش دهد.



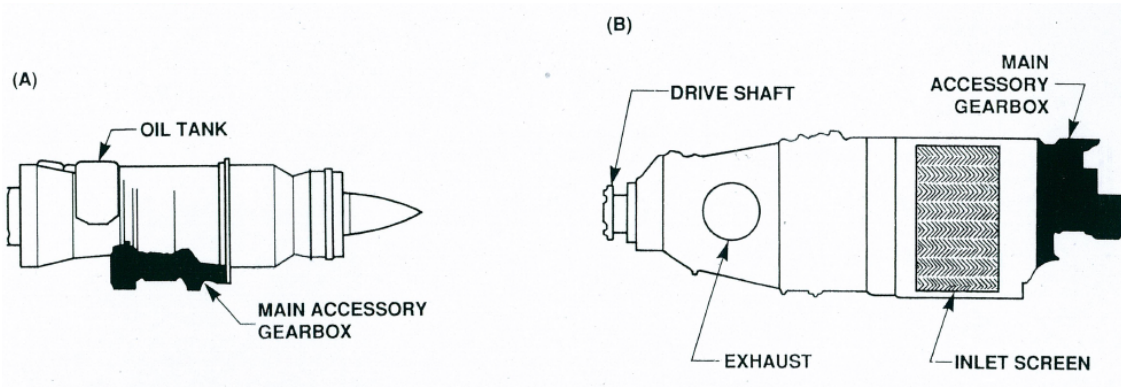
شکل ۸-۱۱: محل قرار گرفتن جعبه‌دنده در موتورهای توربینی

نوع دوم جعبه دنده به نام جعبه دنده متعلقات ACCESSORY نام دارد این جعبه دنده جزئی از موتور بوده و روی آن سوار است. معمولاً جهت راه اندازی اولیه یک استارت الکتریکی روی آن نصب شده و از طریق چرخ دنده‌های داخلی آن که توسط یک شفت به شفت کمپرسور مرتبط است کمپرسور را می‌چرخانند ضمناً مجموعه پمپ سوخت، پمپ روغن، ژانراتور برق، دورسنج TACHAMETER کنترل کننده سوخت F.C.U و دیگر متعلقات روی آن نصب هستند و از انرژی مکانیکی داخل آن استفاده می‌کنند.

ناگفته نماند در بعضی از موتورهای توربوشفت زمینی نظیر توربوکمپرسورهای گاز، توربو ژنراتورها و توربو پمپ‌ها این گیربکس وجود ندارد، زیرا عقیده بر این است که این گیربکس قسمتی از انرژی موتور را جذب و مصرف می‌نماید، لذا کلیه متعلقات نظیر پمپ‌ها و غیره با نیروی برق تاسیسات زمینی کار می‌کند. عمل استارت نیز توسط استارت برقی و کلاچ وکوپلینگ موتور را راه‌اندازی می‌کند.



شکل ۸-۱۲: موتور توربین زمینی که در آن متعلقات با برق تاسیسات کار می‌کند



(A) گیربکس متعلقات در زیر موتور قرار دارد.

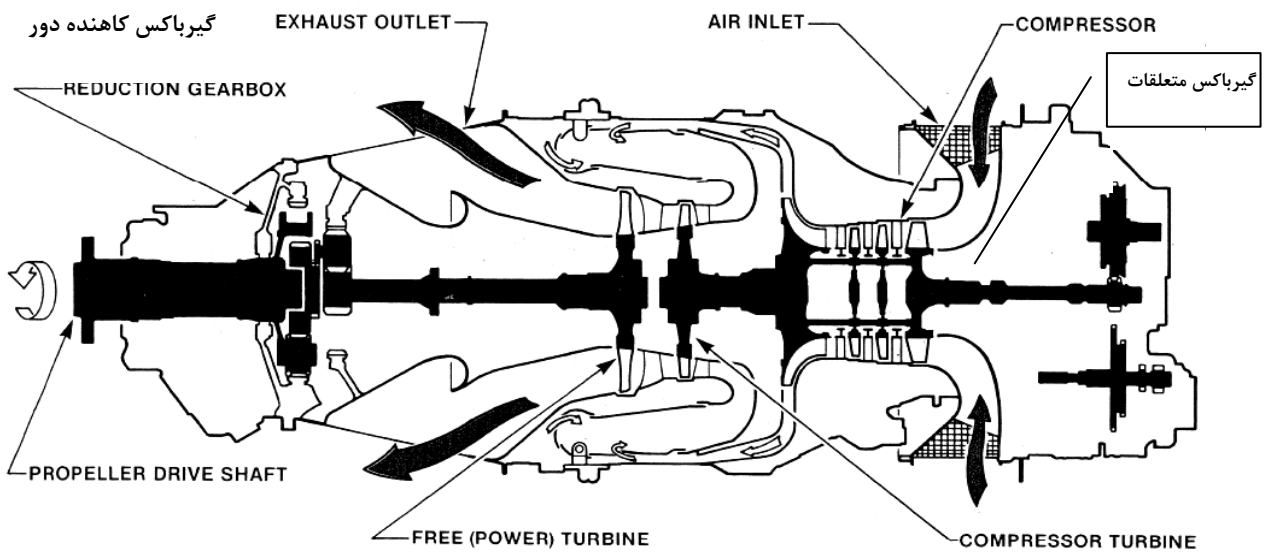
(B) گیربکس متعلقات انتهای موتور قرار دارد.

شکل ۸-۱۳: جعبه دنده متعلقات توربین

در گیربکس‌ها سه نیروی اصطلاکی از نوع لغزشی- سایشی- مالشی وجود دارد:

- اصلاک سایشی SLIDING FRICTION
- اصطلاک غلطشی ROLLING FRICTION
- اصطلاک مالشی WIPPING FRICTION

لذا به دلیل این سه نوع اصطلاک که بین چرخ دنده‌ها و برینگ‌های موجود در گیرباکس وجود دارد، لزوم روغن کاری با روغن از جنس مرغوب و با تحمل دما و فشار کاری بالا از مهمترین نکات قابل توجه می‌باشد. پس همیشه گیربکس‌ها باید پر از روغن باشند و بازرسی فنی روغن و تعویض به موقع آن که در کتاب‌ها و دستورالعمل‌های فنی آورده شده است(مانند نوع و زمان بازرسی و نیز زمان تعویض روغن)، یکی از اساسی‌ترین موارد حائز اهمیت است.

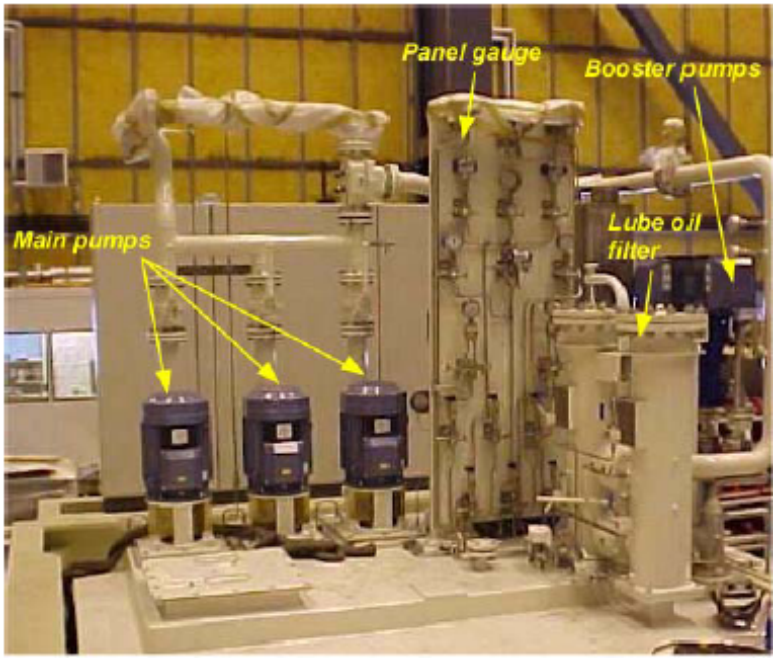


شکل ۸-۱۴: نمونه‌ای از توربین PTC

در موتور توربینی PTC دو نوع گیربکس وجود دارد، گیربکس سمت راست مربوط به متعلقات و گیربکس سمت چپ کاهنده دور است.

بخش نهم

سیستم روغن‌کاری



مرکز آموزش OTC

بخش نهم: سیستم روغن‌کاری

از آنجایی که در موتورهای جت بخصوص انواع پر قدرت امروزی، درجه حرارت معمولاً بالا بوده و Fire Point از روغن‌های معدنی مورد استفاده در موتورهای پیستونی بیشتر است، از این رو برای استفاده در این موتورها روغن‌های مخصوص SYNTHETIC تهیه گردید است، البته LOAD در یاتاقان‌های موتور پیستونی نسبت به موتور جت هم قدرت خود بیشتر است. مصرف روغن در موتورهای جت کمتر از موتورهای پیستونی بوده و تا حد قابل ملاحظه‌ای پایین می‌باشد که این حقیقت را از حجم مخازن روغن آنها می‌توان برداشت نمود. حجم این مخازن از ۵-۳ لیتر در موتورهای کوچک هواپیماهای شخصی تا ۳۰-۲۰ لیتر در موتورهای هواپیماهای بزرگ (Airliners) می‌رسد.

۹-۱- خصوصیات روغن موتور جت:

۱- روغن موتور جت بایستی حرارت‌های از 65– تا 450°F+ را تحمل نماید.

۲- روغن موتور جت می‌بایستی از نظر غلظت و تحمل Load، متناسب با Load موجود در قطعه باشد، مثلا در Reduction Gear که معمولاً Load زیاد است، ممکن است از روغن غلیظ‌تری استفاده شود.

۳- باتوجه به اینکه روغن در موتور جت باید حرارت بالایی را تحمل نماید و همچنین به دلیل پرواز در ارتفاعات زیاد و فشار کم، امکان تبخیر آن زیاد است پس باید خاصیت Volatility کمی داشته باشد تا به هدر نرود و در غیر اینصورت دچار Oilloss خواهیم شد.

۴- روغن موتور جت نبایستی کف کند.

۵- روغن موتور جت بایستی Nondestructive باشد یعنی به Oil Seals و سایر قطعات موتور آسیب نرساند.

۶- از نظر شیمیایی درمقابل فشار و حرارت موجود در موتور پایدار بوده و به عناصر دیگری تجزیه نشود در غیر اینصورت تولید رسوبات چسبنده روی قطعات موتور خواهد نمود.

۷- در روغن موتور جت بایستی Flash Point و Fire Point بالا بوده و Pour Point پایین باشد.

۹-۱-۱- چسبندگی:

از نظر اندازه‌گیری غلظت روغن‌های Synthetic موتور جت .SAE No ندارند و غلظت آنها برحسب Centistokes سنجیده می‌شود که پایه اندازگیری غلظت در سیستم بین‌المللی متریک است. دو نوع روغن شماره ۵ و ۷ مورد استفاده‌اند که روغن شماره ۷ به علت غلظت بیشتر در موتورهای Turboprop و روغن شماره ۵ در موتورهای توربوجت و توربوفن مورد استفاده قرار می‌گیرد.

روغن‌های Synthetic با توجه به ساختار مولکولی شان Multiviscosity (چهار فصل) هستند.

۹-۲- انواع روغن جت:

به طور کلی دو نوع روغن موتور جت وجود دارد:

- Type 1 (mill-7808): مورد استفاده در موتورهای قدیمی می‌باشد.
- Type 2 (mill-1-23699): برای استفاده در موتورهای جت مدرن و با هدف برآوردن نیازهای عملیاتی خاص آنان تولید شده است و طبیعی است که دمای بیشتری را می‌تواند تحمل نماید، زیرا موتورهای امروزی ضریب تراکم به مراتب بالاتری دارند، البته اصلاحات مستمر به‌عمل آمده بر روی روغن تایپ Tayp1 کیفیت آن را در عمل در سطح روغن Tayp 2 حفظ کرده است، اما جایگزینی این دو نوع روغن مجاز نیست.

هشدار: روغن‌های مصنوعی موتور جت حاوی مواد افزودنی هستند که به شدت سمی بوده و به سهولت ازطریق پوست جذب می‌گردد، از این رو از تماس طولانی پوست با آن باید اجتناب گردد.

۹-۲-۱- Oil Change :

بسیاری از موتورهای جت هواپیماهای شخصی ممکن است در هر ۲۰۰ الی ۳۰۰ ساعت پرواز یک لیتر روغن کم نمایند، به‌طور نمونه فاصله تعویض روغن در این نوع هواپیماها ۳۰۰ الی ۴۰۰ ساعت پروازی یا ۶ ماه فاصله تقویمی است. در Airliners مقدار مصرف روغن به ازای هر ساعت پرواز به ۲/۰ تا ۳/۰ لیتر می‌رسد و بسیاری شرکت‌های هواپیمایی فاصله‌ای برای تعویض روغن مقرر نمی‌نمایند، دلیل این امر آن است که باتوجه به ظرفیت ۲۰ الی ۳۰ لیتری مخازن روغن این نوع موتورها، در سرویس‌های روزمره به طور خودکار روغن را تعویض می‌نمایند. اصولاً باید توجه داشت که در موتورهای جت برخلاف نوع پیستونی، روغن تماسی با گازهای احتراق نداشته بنابراین دیرتر کثیف خواهد شد.

۹-۲-۲- Oil Service:

طبیعی است که بعد از هر پرواز، موتور باید به علت کم کردن روغن سرویس شود، باید توجه داشت تا از امتزاج روغن اجتناب گردد در غیر اینصورت بایستی عمل پر دردسر Flushing صورت پذیرد. نکته مهم دیگر این است که سرویس کردن سیستم روغن‌کاری بایستی اندکی بعد از خاموش کردن موتور صورت پذیرد تا از Overservicing اجتناب گردد، چون در بعضی موتورها ممکن است روغن بتدریج از مخزن به قسمت‌های پایین موتور حین اوقات خاموشی نفوذ و تراوش نماید که در اینصورت مکانیک ممکن است به اشتباه بیش از نیاز روغن به موتور اضافه نماید.

۹-۲-۳- تغییر رنگ روغن:

تغییر رنگ روغن موتورهای جت امری عادی است و از این حقیقت ناشی می‌گرددکه ماده ضد اکسیداسیون افزوده شده به روغن اکسیژن را جذب نموده و تیره می‌گردد. بنابراین تیره شدن تدریجی روغن نه تنها مایه نگرانی نبوده بلکه نشانگر انجام وظیفه درست ماده ضد اکسیداسیون در جذب اکسیژن موجود در هوایی است که به‌طور معمول در محفظه یاتاقان و گیربکس وارد می‌شود. ولیکن تغییر سریع و شدید روغن می‌تواند نشانگر مشکلات موتور عمدتاً ناشی از نشت بیش از حد هوا به داخل محفظه یا یاتاقان‌ها باشد که بایستی چاره‌اندیشی لازم در اینخصوص اتخاذ شود.

۹-۲-۴- نمونه‌گیری روغن:

بعد از خاموش کردن موتور و قبل از سرویس کردن آن، بسیاری از شرکت‌ها از مخزن روغن از سطحی عاری از رسوبات نمونه‌برداری می‌کند. با آزمایش نمونه می‌توان به وجود آلوده‌کننده‌های معلق در موتور پی برد، شمارش این آلوده‌کننده‌ها توسط دستگاه Oil Spectrometer می‌تواند نشانه خوبی از سایش موتور به دست دهد و کاربر با استفاده از نتایج حاصله بر انجام اقدامات مقتضی می‌تواند از وارد آمدن صدمات بیشتر به موتور ممانعت به عمل آورد. فاصله زمانی این نمونه‌برداری بستگی به شرایط موتور دارد.

۹-۲-۵- انواع سیستم‌های روغنکاری:

سیستم روغن‌کاری موتور جت معمولا Dry Sump است ولی در گذشته سیستم Wet Sump هم مورد استفاده بوده است، ولی امروزه این نوع فقط در روی APU و GPU می‌تواند دیده شود که روغن آنها در محفظه Accessory Gearbox ذخیره می‌گردد. در موتورهای جت دو نوع سیستم روغنکاری یافت می‌شود:

- **Expendable (Total Loss System):**

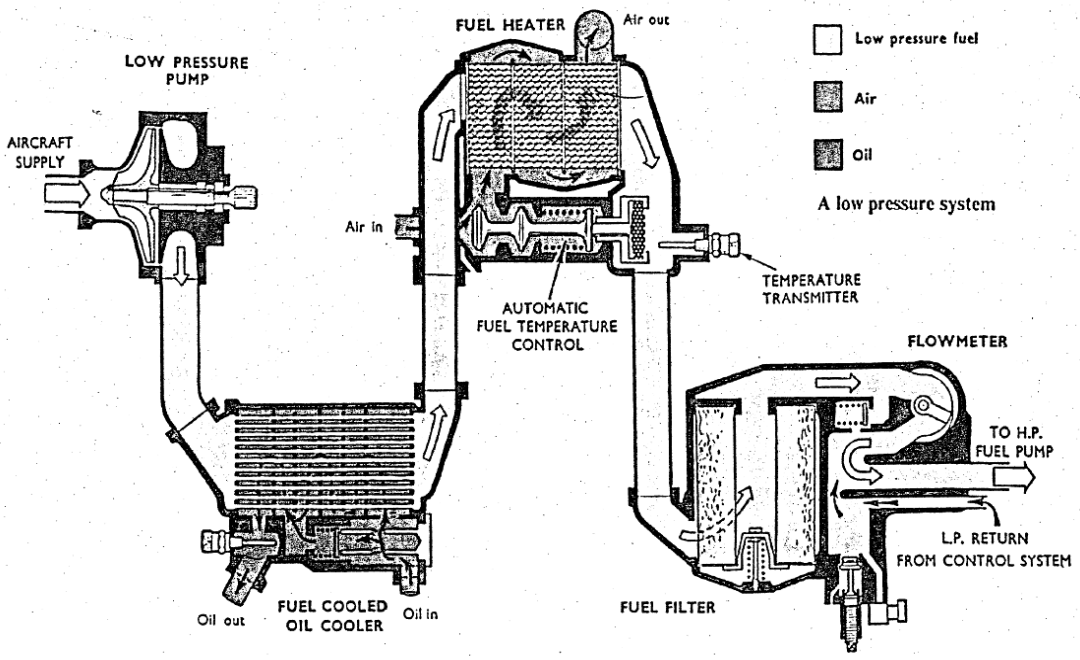
دراین نوع بعد از Lubrication، موتور Return نداشته و مستقیما به خارج پاشیده می‌شود. از این نوع در روی موتورهایی استفاده می‌شود که برای مدت کوتاهی مورد استفاده قرار می‌گیرند.

- **Recirculatory Lubrication System:**

در این سیستم، روغن بعد از روغنکاری قسمت‌های مختلف موتور توسط Scavinge Pump به محفظه روغن بازگشته و این سیکل مرتب تکرار می‌گردد. قطعات اصلی این سیستم عبارت است از:

- Oil Tank: روغن موتور در این قسمت ذخیره‌شده و برای تشخیص مقدار روغن موجود در آن معمولاً دارای Sight Glass است. در داخل Oil Tank قطعه‌ای به نام De-Aerator Tray وجود دارد که روغن برگشتی از موتور بر روی این قطعه پخش شده و هوا و بخارات از روغن جدا گشته و این بخارات از طریق یک لوله (Vent Line) به Gearbox ریخته و هوا را به اتمسفر می‌فرستد.

- Pressure Pump: پمپ روغن موتورهای جت از نوع Gear Type یا در مواردی Gerotor است که توسط موتور چرخیده و روغن را تحت فشار به نقاط موردنیاز می‌فرستد و همچون موتور پیستونی برای تنظیم فشار دارای Relief Valve می‌باشد. این پمپ همراه به Scavenge Pumps در داخل گیربکس قرار داشته و توسط محور مشترک می‌چرخند.



شکل ۹-۱: سیستم روغن‌کاری Recirculatory Lubrication System

- Oil Cooler: چون روغن بعد از روغنکاری گرم و داغ می‌شود، بنابراین نیاز به خنک‌کننده دارد. در موتورهای توربوپراپ خنک‌کننده روغن از نوع Air–Cooled است، یعنی بوسیله Ramair همچون موتورهای پیستونی خنک می‌شود و از آنجا که این خنک‌کننده در Return Line قرار دارد لذا به Tank همیشه روغن خنک وارد می‌شود. به این سیستم Cold Tank Oil System می‌گویند. در موتورهای توربوجت و توربوفن به علت سرعت زیاد، چنین Oil Cooler‌هایی به علت پسای زیاد کاربردی ندارد. از اینرو از Fuel Cooled Oil Cooler استفاده می‌شود که در خط Pressure Line سیستم روغن کاری قرار دارد، لذا روغن برگشتی از موتورها بصورت داغ وارد Tank می‌شود. به این سیستم Hot Tank Lubrication System می‌گویند.

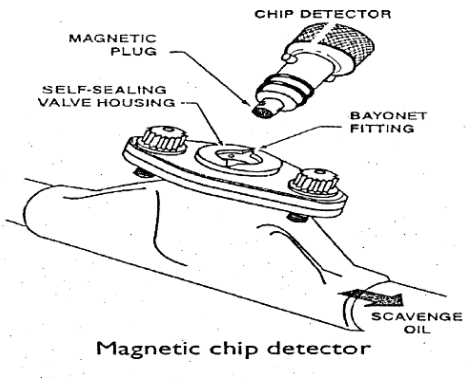
در قسمت ورودی روغن معمولا ترموستات وجود دارد که اگر روغن خنک باشد از ورود آن به مرکز Cooler جلوگیری می‌کند. در ضمن بعد از Oil Cooler قطعه Transmitter Oil Temperature قرار دارد که درجه حرارت روغن را به Oil Temperature Indicator می‌فرستد.

- Pressure Filter: این قطعه مواد خارجی موجود در روغن که قطر آنها حدود چند میکرون باشد را می‌گیرد و از اینرو به آنها Micronic Filter نیز گفته می‌شود. هر فیلتر دارای یک Bypass Valve است که در صورت Clog شدن فیلتر باز شده و روغن جریان عادی خود را داشته و بدین ترتیب از Oil Starvation جلوگیری

می‌شود. بعد از فیلتر، روغن عازم روغنکاری یاتاقان‌ها و گیربکس می‌شود. یاتاقان‌های موتور جت و بعضی از چرخ دنده‌های گیربکس توسط Oil Jets به صورت Spray روغنکاری می‌شوند و قبل از هر Oil Jet یک Last Chance Filter وجود دارد. روغن بعد از روغنکاری یاتاقان‌ها به کف Bearing Housing ریخته و سپس توسط Pumps Scavenge به محفظه روغن بازگردانده می‌شود.

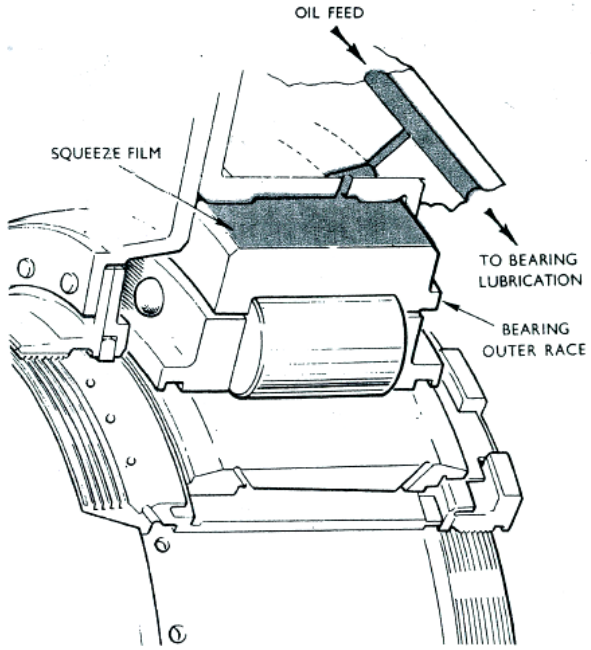
نکته: باید توجه داشت که در موتورهای Twin Spool در مسیر جریان روغن به سمت یاتاقان جلویی کمپرسور کم فشار یک Metering Pump وجود دارد که نیرو محرکه آن از محور HP Compressor آن را به حرکت در می‌آورد و در لحظات اولیه که دور کمپرسور فشار پایین کم است، از Flooding و سرریز شدن یاتاقان‌ها جلوگیری می‌کند.

- Scavenge Pumps: این پمپ‌ها نیز از نوع Gear Type بوده و معمولا به صورت Pack در داخل گیربکس قرار داشته و دارای محور مشترک هستند. در موتور جت نیز ظرفیت Scavenge Pump بیشتر از Pump Pressure است که دلیل آن افزایش حجم روغن به علت حرارت و مخلوط‌شدن با هوای یاتاقان‌ها است. در نتیجه یاتاقان‌ها کاملا تخلیه شده و جریان روغن به سمت آنها افزایش می‌یابد.
- Strainers And Magnetic Chip Detectors: در خط برگشت روغن و قبل از Scavenge Pumps توری‌های سیمی قرار گرفته‌اند که با گرفتن مواد خارجی روغن از صدمه به Scavenge Pumps ممانعت به عمل می‌آورند. در ورودی صافی‌ها برای جذب براده‌های آهنی Magnetic Detectors قرار دارند که با چک کردن آنها می‌توان به عیوب داخلی موتور پی برد و چنانچه مقدار براده جمع‌شده بیشتر از حد مشخصی باشد، منجر به تعویض موتور می‌گردد. در بعضی موتورها چنانچه Chip Detector براده بگیرد، چراغی در کابین خلبان روشن می‌شود.

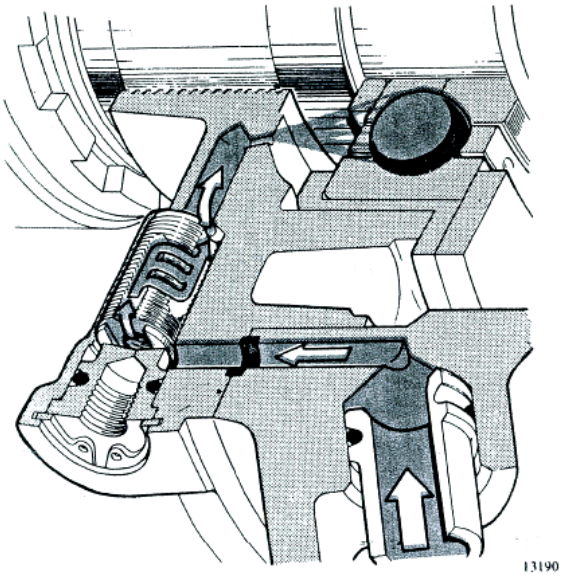


شکل ۹-۲: Magnetic Chip Detector

نکته: همانطور که در ابتدای بحث عنوان شد چون در موتورهای جت به علت فقدان قطعات Reciprocating و نحوه کار موتور، Load فیزیکی کمتر از موتورهای پیستونی است، از روغن رقیق با چسبندگی کم استفاده می‌شود و به همین سبب نیروی لازم برای استارت موتور حتی در هوای سرد (تا -40°C) کم است، اما در موتورهای توربوپراپ به علت وجود گیربکس کاهنده دور و همچنین سیستم تغییر گام، از روغن غلیظ‌تر استفاده می‌شود. در خاتمه برای آشنایی بیشتر شما دانشجویان عزیز سیستم روغنکاری یک موتور بزرگ و معروف قدیمی P&W JT 8–D که روی بسیاری هواپیماها نصب است را به عنوان نمونه ارائه کرده ایم، باشد که با مطالعه آن درک بیشتری از این سیستم حاصل شود.



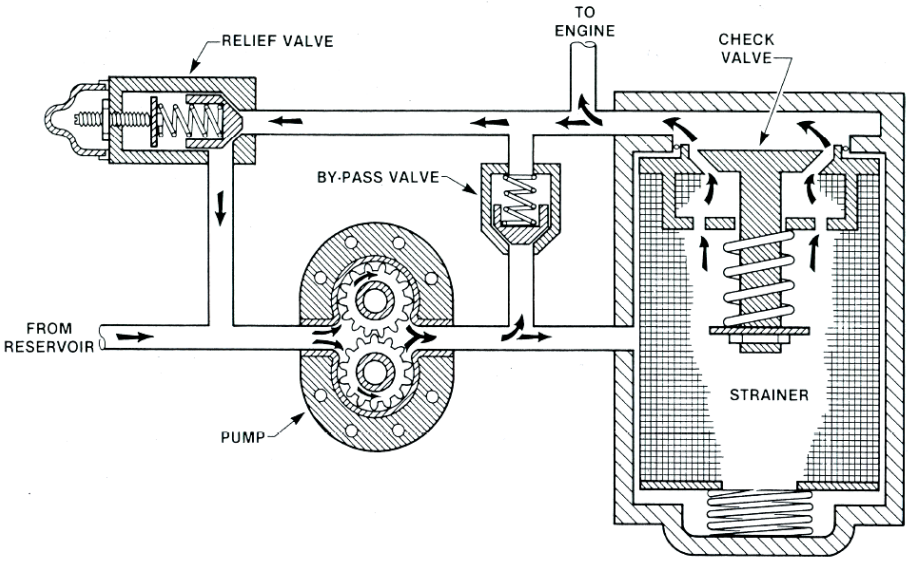
شکل ۹-۳: یاقان



شکل ۹-۴: فیلتر روغن نوع پیچشی

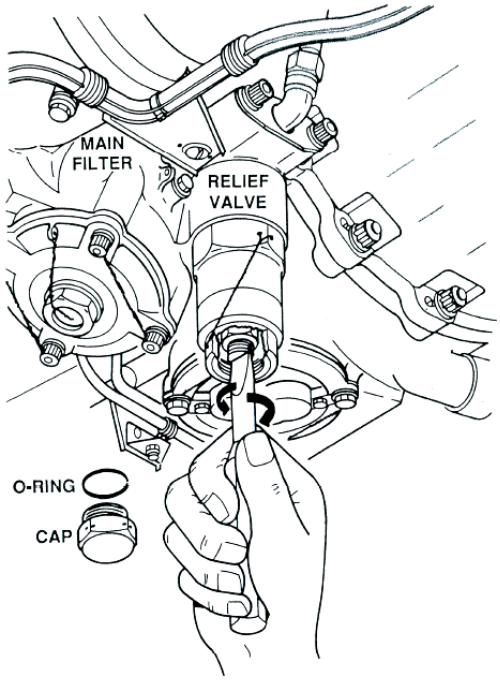
جهت روانکاری برینگ‌ها در موتورهای توربینی از روش تزریق روغن(Oil Injection) و در موتورهای با دور بیشتر(High RPM) و دمای بالا(High Temperature) از روش پاشش تحت فشار روغن(Oil Spray) استفاده می‌گردد. روغن با فشار و حجم مناسب تحت فشار از کانال‌های بخصوصی که روی برینگ‌ها تعبیه گردیده، به ساچمه‌های برینگ یا سطح مورد نظر یاتاقانها تزریق می‌شود.

در سیستم Oil Spray، روغن با فشار از مجاری بخصوص به ساچمه‌های برینگ‌ها پاشیده می‌شود تا حدی که به نظر می‌رسد برینگ همراه با تمامی ساچمه‌ها در روغن غوطه‌ور است. جهت جلوگیری از نشت روغن، پمپ‌های مکش روغن و نیز سیستم آب‌بندی(Sealing) مناسب تعبیه گردیده است.

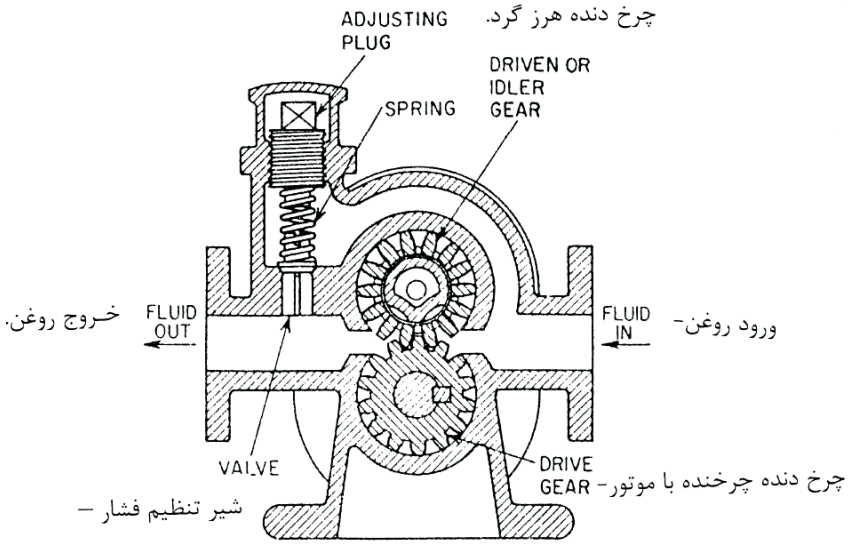


شکل ۹-۵: وضعیت سیستم فشار روغن در موتور هواپیما

در شکل(۹-۵)، مدار روانکاری روغن در نمونه‌ای از موتور توربینی دیده می‌شود. معمولا پمپ‌های فشار روغن از نوع چرخ دنده‌ای است زیرا علاوه بر دوام عالی دارای قطعات متحرک کمی هستند. روغن را تحت فشار از فیلتر عبور داده و فشار اضافی نیز ازطریق شیر تخلیه فشار اضافی(Relife Valve) به ورودی پمپ باز می‌گردد به موازات فیلتر نیز یک شیر گذر فرعی(By – Pass Valve) قرار دارد تا در صورت مسدود شدن فیلتر بر اثر رسوبات بیش از حد، راه عبور برای روغن را باز کند.



شکل ۹-۶: وضعیت تنظیم شیر کاهنده فشار روغن



شکل ۹-۷: پمپ روغن چرخ‌دنده‌ای مجهز به شیر تنظیم فشار

شکل(۹-۷)، نمایی از داخل یک پمپ روغن چرخ دنده‌ای که دارای شیر تنظیم فشار است. این شیر، فشار اضافی را از خروجی پمپ به ورودی برمی‌گرداند (جهت جلوگیری از افزایش فشار غیرمجاز و خنک کردن پمپ). برای آشنایی بیشتر درمورد روانکاری موتورهای توربین‌دار به بررسی مدار یک نوع ساده موتور توربینی می‌پردازیم. روش کار روانکاری و همچنین قطعات و چیدمان آنها در تمامی موتورها با تفاوت‌های جزئی تقریباً یکسان است.

موتور فوق بعنوان یک توربو ژنراتور در هواپیما کاربرد دارد. بعنوان موتور کمکی برای تولید برق و هوای فشرده که APU (واحد قدرت کمکی) نام دارد، این موتور نیز مانند موتورهای توربینی جهت نیروگاههای برق یا توربوژنراتورها و توربوپمپ‌ها و توربوکمپرسورها که معمولاً در صنایع نفت و گاز استفاده می‌شوند، دارای دور ثابت (Constant Speed RPM) است.

همانگونه که قبلاً اشاره گردید در صنعت موتورهای توربین‌دار از بهترین نوع روانکاری، یعنی تزریق روغن و اسپری روغن استفاده می‌شود. در صنایع علاوه بر دو مورد ذکر شده انواع روغنکاری‌های بشرح زیر:

- Oil Splash پاشش روغن
- Oil Ring رینگ روغن
- Oil Mist (Soak Sup) فیتیله‌ای
- Oil Disk دیسک روغن

استفاده می‌شوند که برای اطلاعات بیشتر می‌توانید کتاب سیستم‌های روانکاری از کتاب آیلار را مطالعه نمائید.

همانگونه که ذکر شد در این موتور، روغن تحت فشار به برینگ‌ها تزریق می‌شود لذا باید فشار، حجم و دمای روغن تنظیم و کنترل شود. سیستم روانکاری از نوع حلقه بسته است یعنی روغن از تانک یا مخزن خارج شده عملیات روغنکاری را انجام داده و نهایتاً مجدد به مخزن باز می‌گردد، که یک مسیر دورانی یا Loop را طی می‌کند. روغن درون مخزن قرار دارد، مجرای تخلیه روغن(Drain Plug) به قطعه آهنربا مجهز است تا در زمان تعویض روغن اگر براده از جنس آهن، کروم، نیکل در روغن باشد، جذب آهنربا شود و با مشاهده براده و تعیین جنسیت آن توسط واحد آزمایشگاه مشخص می‌گردد، چه قطعه‌ای از سیستم روانکاری در معرض فرسایش قرار گرفته است که این مکانیزم در تسهیل عیب‌یابی سیستم بسیار مؤثر است. در بعضی از سیستم‌های روانکاری براده‌یاب در خط برگشت روغن قرار دارد.

روغن توسط پمپ چرخ دنده‌ای(پمپ سمت راست در تصویر) مکش و تحت فشار قرار می‌گیرد. بعد از عبور از فیلتر عمل فیلتراسیون روی روغن صورت می‌پذیرد. ضمناً شیر گذر فرعی در صورت پر شدن و مسدود شدن فیلتر راه عبور روغن فیلتر نشده را باز می‌کند زیرا وجود روغن فیلتر نشده بهتر از نبود روغن است و نهایتا در اولین فرصت فیلتر سرویس می‌گردد.

روغن فیلتر شده توسط شیر کنترل فشار (Oil Pressure Regulating Valve) تنظیم فشار می‌گردد و توسط چند عدد حس‌گر که عبارتند از حس‌کننده دمای روغن که دمای روغن را به کنترلر یا PLC یا صفحه نمایش اپراتور (خلبان) می‌رساند و حس‌گر کنترل مقدار فشار روغن که مانند حس‌گر قبلی فشار را مانیتور می‌نماید، کنترل می شود.

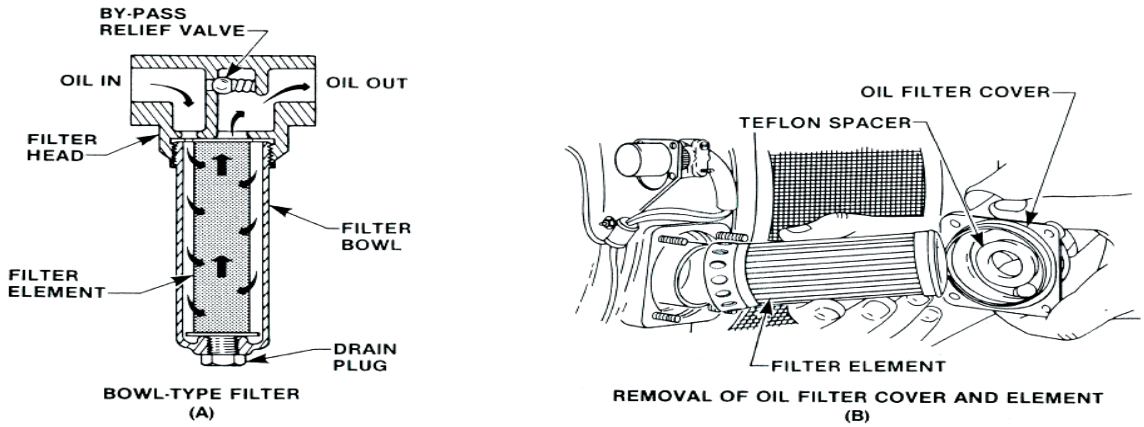
در صنعت راونکاری، کمبود فشار روغن از حد معین و تجاوز دمای روغن از محدودهٔ مشخص خطرناک است، لذا حداقل دو عقربه نشانه دهنده دما و فشار روغن جهت کنترل موجود است. در سیستم‌های جدید نیز کامپیوتر مسئول مانیتورینگ است. روغن بعد از پمپاژ، فیلتراسیون، مانیتور دما و فشار به دو راه اصلی تقسیم می‌شود، یک راه روغن را به برینگ‌های جلویی و راه دیگر روغن را به برینگ‌های سمت توربین یا انتهایی (سمت راست تصویر) می‌رساند. روغن برینگ‌های جلویی یا کمپرسور بعد از روانکاری برینگ‌ها بر اثر جاذبه درون مخزن برمی‌گردد. روغن برینگ‌های عقبی یا سمت توربین توسط پمپ مکش(SCAVENGE PUMP) به مخزن باز می‌گردد ظرفیت پمپ برگشت سه برابر ظرفیت پمپ فشار است، بدین دلیل که روغن از برینگ‌ها نشت نکند.

روغن برگشتی از برینگ‌های توربین بدلیل حرارت بالا باید خنک شود، عمل خنک کاری در این موتور توسط Finned Tube Air/ Oil Cooler صورت می‌پذیرد. روغن از درون یک لوله فلزی که مانند سرسیلندر موتور سیکلت پرپره است و توسط هوا خنک می‌شود عبور نموده و کاهش حرارت می‌یابد.

در موتورهای بزرگ‌تر عمل خنک کاری روغن توسط رادیاتورهای هوا خنک صورت می‌پذیرد. در بعضی از انواع موتورهای توربین عمل خنک‌کنندگی روغن در مبدل لوله و پوسته صورت می‌گیرد. عمل خنک کاری با آب و در بعضی از موارد با سوخت صورت می‌پذیرد. در این نوع سوخت گرم شده و روغن سرد می‌شود.

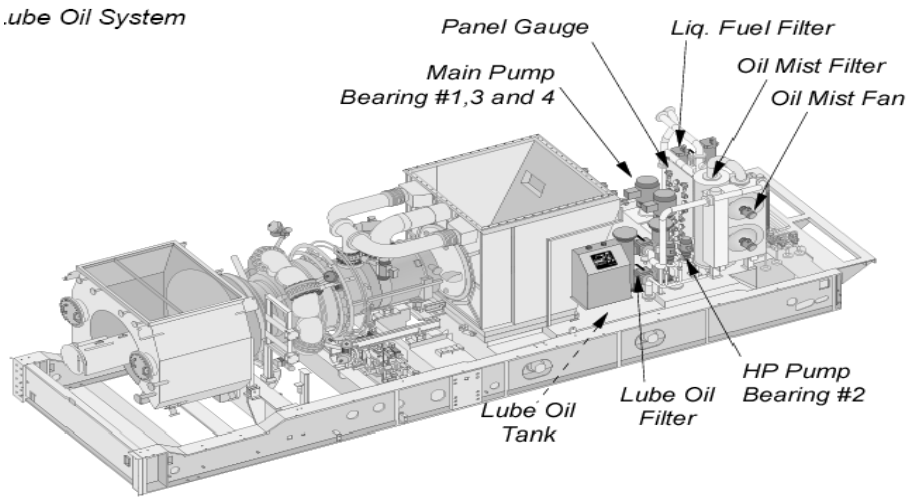
جهت سنجش مقدار فشار روغن و کنترل آن از نوعی پرشر سوئیچ استفاده می‌شود. در صورت قطع فشار روغن یا افت فشار، سیستم روانکاری با خطر جدی روبرو می‌شود. پرشرسوئیچ‌ها دارای دو دسته هستند:

- نوع پیستونی
- نوع بردن تیوپی (دارای ساختمانی مستحکم‌تر می‌باشد و برای شرایط سخت کاری ساخته شده است)



شکل ۹-۸: فیلتر روغن موتور توربین

نمایی از براده‌یاب(CHIP Detector) که دارای مدار الکتریکی است. درصورت عبور براده از جلوی حس‌گر و برخورد براده با آن و جذب نشدن بخاطر جریان روغن، سیگنال ارسالی از براده یاب توسط تایمر پایدار شده تا اپراتور زمان بیشتری برای دیدن چراغ روشن داشته باشد(احتمال دیده نشدن سیگنال گذار کمتر است).

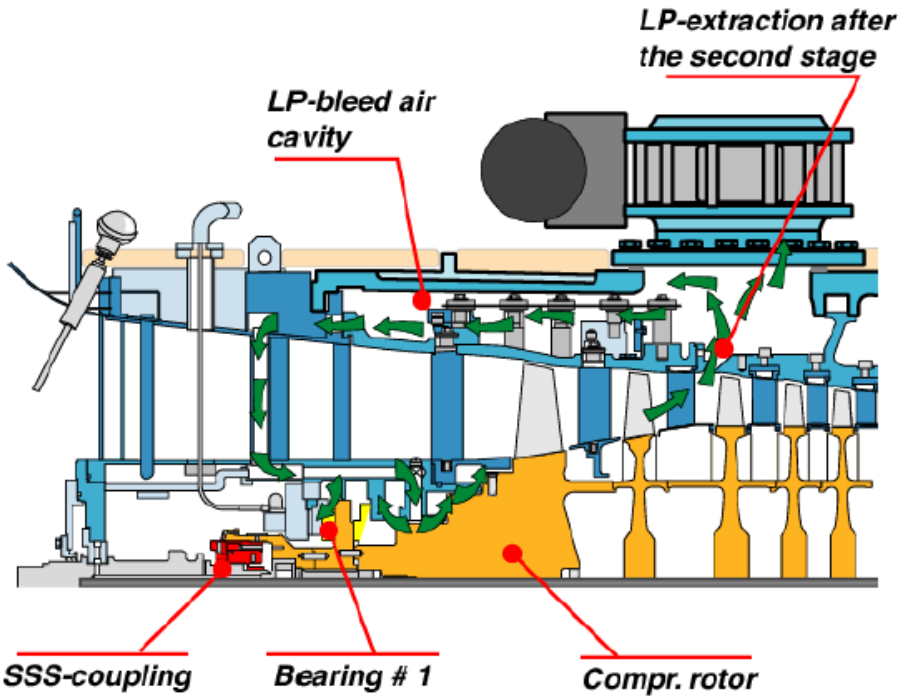


شکل ۹-۹: سیستم روغن‌کاری توربین SGT 600

در تصویر فوق، موتور توربین‌دار SGT600 دیده می‌شود. المانهای سیستم روانکاری در این تصویر مشخص گردیده‌اند. در بعضی از موتورهای زمینی، معمولاً از جریان برق تاسیسات برای سیستم‌هایی نظیر سوخت، روانکاری، کنترل وغیره بهره می‌گیرند، تا توان موتور کاهش نیابد در حقیقت گیربکس متعلقات وجود ندارد و پمپ‌های روغن و سیستم خنک‌کاری روغن و کنترل آن با برق تاسیسات کار می‌کنند. ضمناً بخاطر فراهم‌بودن جای کافی در موتورهای زمینی متعلقات موتور روی آن نصب نمی‌شوند، بلکه با فاصله روی پانل‌ها و دیواره‌ها نصب می‌شوند تا در سرویس‌ها و بازرسی‌ها، پرسنل راحت‌تر باشند. همچنین هرچقدر متعلقات از موتور داغ فاصله بیشتری داشته باشند حرارت موتور کمتر به آنها صدمه می‌زند.

بخش دهم

خنک‌کاری و آب‌بندی توسط هوا



مرکز آموزش OTC

بخش دهم : خنک کاری و آب بندی توسط هوا

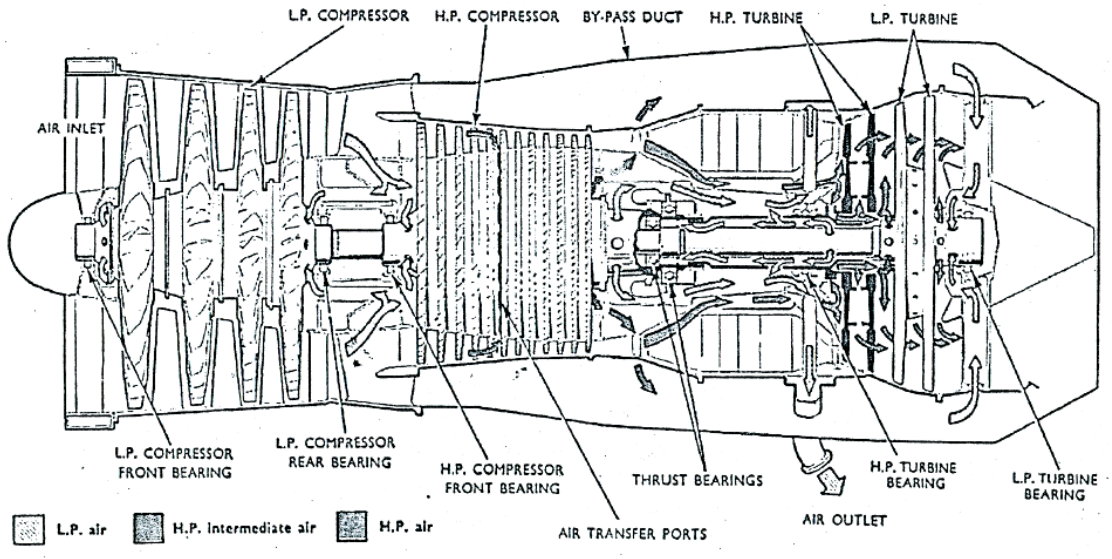
منظور از Air Cooling، خنک‌کردن قسمت‌های داخلی و خارجی موتور توسط هوا می‌باشد. موتورهای جت از نوع درون سوزند یعنی محفظه احتراق در داخل موتور قرار دارد، بنابراین مقداری از حرارت به داخل و خارج از موتور منتقل می‌شود که با خنک کردن موتور توسط هوا این گرما به خارج انتقال می‌یابد.

منظور از Air Sealing آب‌بندی محفظه یاتاقان‌های موتور به کمک هواست تا از نشت روغن به خارج از Bearing Housing جلوگیری شود.

خنک‌کردن موتور به دو بخش تقسیم می‌گردد:

۱۰-۱- External Cooling:

خنک کردن قسمت‌های خارجی موتور مانند پوسته کمپرسور و پوسته محفظه احتراق و Accessories که روی موتور سوارند. برای خنک کردن قسمت‌های خارجی موتور از هوای اتمسفر مطابق تصویر استفاده می‌شود. یک دیواره بنام Fire Wall قسمت Cold Zone را از Hot Zone جدا می‌کند. این جداسازی از انتقال حرارت از ناحیه Hot Zone به Cold Zone جلوگیری نموده و همچنین به منظور ممانعت از انتقال بخارات قابل اشتغال ناشی از نشت لوله‌ها Cold Zone به Hot Zone صورت گرفته است. جریان مداوم Ramair زیر Cowling، ضمن خنک‌کردن آن با فرستادن بخارات به خارج خطر آتش سوزی را تقلیل می‌دهد.

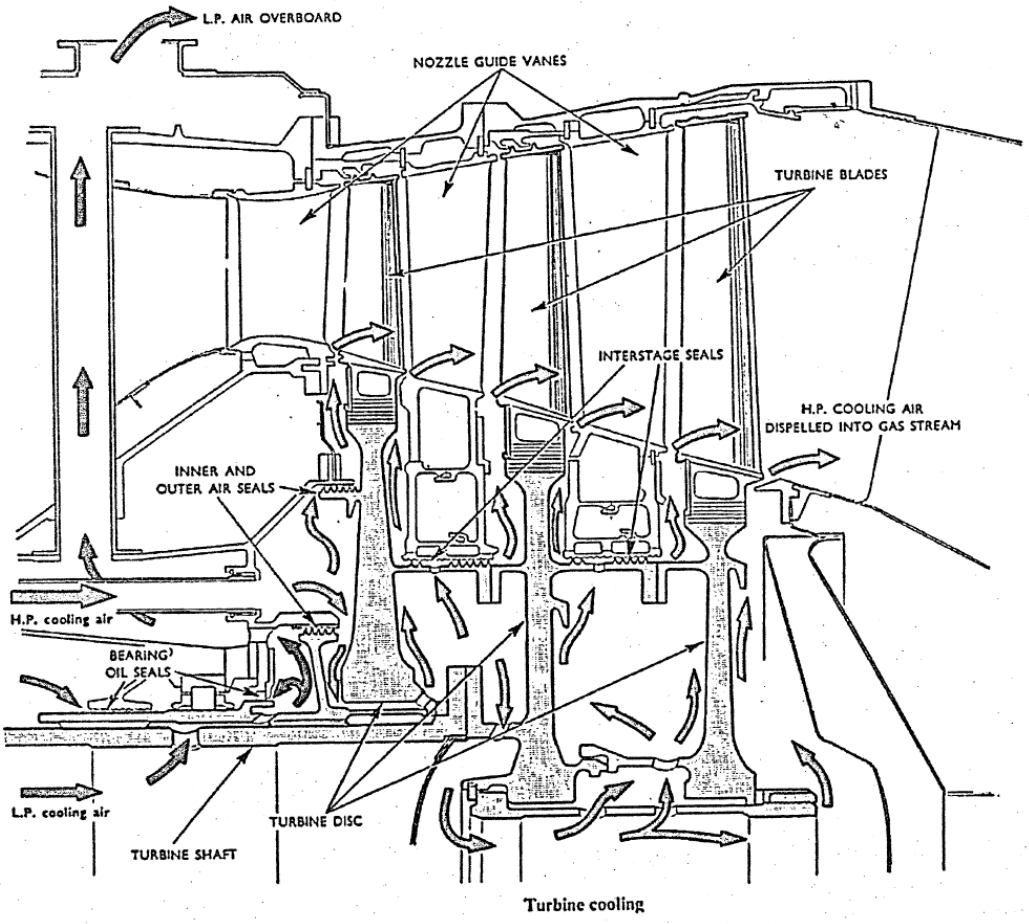


شکل ۱۰-۱: وضعیت جریان هوای خنک‌کاری در موتور توربینی

۱۰-۲- Internal Cooling And Sealing:

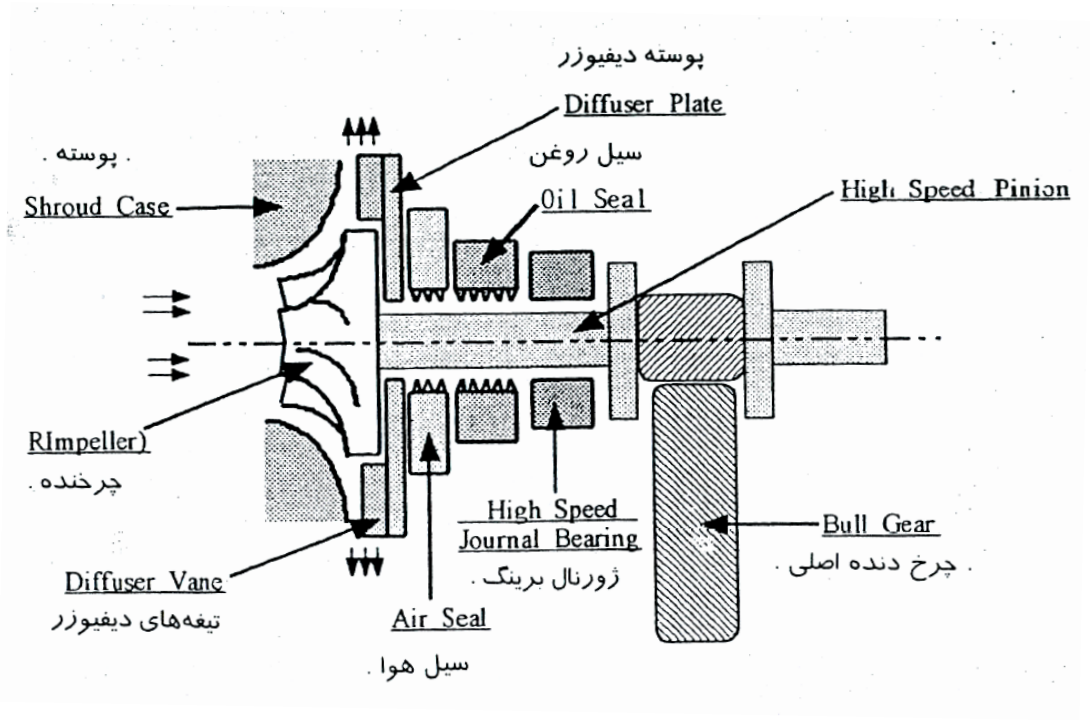
خنک کردن دیسک و تیغه‌های توربین، یاتاقان‌ها و شفت‌ها و نیز آب‌بندی یاتاقان‌ها به منظور جلوگیری از نشتی روغن می‌باشد. برای خنک کردن یاتاقان‌ها و آب بندی آنها و خنک کردن شفت‌ها از هوای کمپرسور (ردیف‌های

وسط) استفاده می‌شود. این هوا پس از خنک‌کردن ازطریق یک لوله به بیرون از موتور و به اتمسفر فرستاده می‌شود که به آن Breathing Air می‌گویند. آب‌بندی کردن Bearing Housings توسط Thread Type Oil Seal که اسم دیگر آن Labyrinth Type Oil Seal است، به کمک هوای کمپرسور انجام می‌شود. مقداری از این هوا دائماً به داخل یاتاقان‌ها ازطریق این Sealها نفوذ کرده و در نتیجه از خروج روغن از یاتاقان‌ها جلوگیری می‌شود. یاتاقان‌هائی را که بدین‌طریق آب‌بندی می‌شود، اصطلاحاً Pressurized می‌گویند. خنک کردن دیسک و تیغه‌های توربین و NGVs در بخش‌های قبلی تشریح گردیده است.

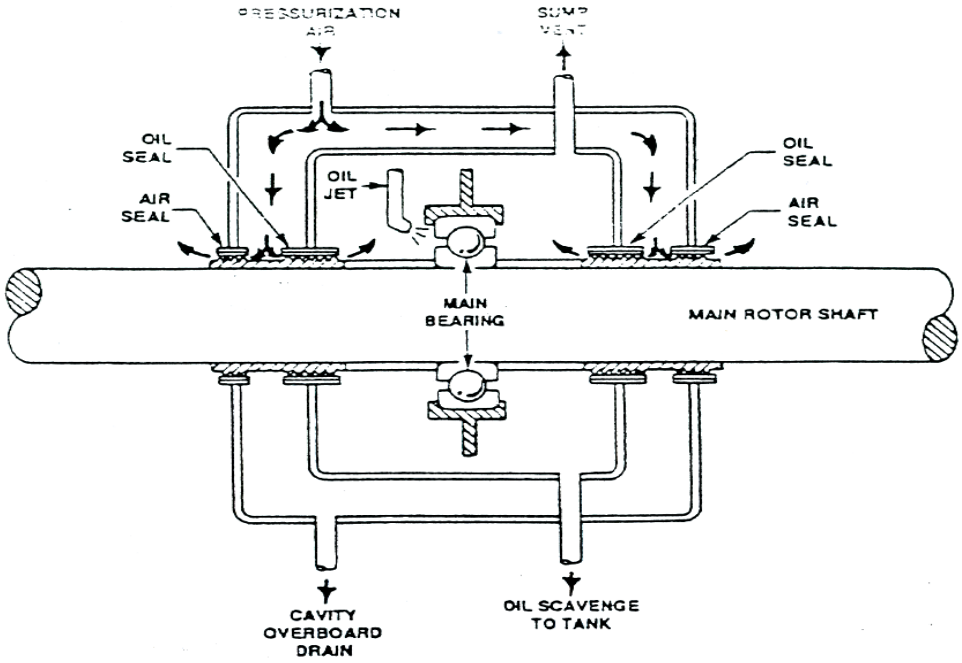


شکل ۱۰-۲: Internal Cooling and Sealing

هوای نفوذ کرده به درون برینگ همراه روغن به مخزن رفته، سپس از آنجا تخلیه می‌گردد. نفوذ زیاد هوا به درون روغن باعث اکسیداسیون روغن می‌شود، لذا برای جلوگیری از نفوذ بیش از حد هوا به روغن جلوی هوا نیز یک لابیرنت سیل قرار می‌دهند.



شکل ۱۰-۳: ژورنال برینگ با لابرینت سیل‌های هوا وروغن



شکل ۱۰-۴: مجموعه برینگ با سیستم آب بندی

معمولاً برینگ‌ها در یک اتاقک قرار می‌گیرند که Bearing Housing نام دارد. روغن به برینگ تزریق یا اسپری می‌گردد، چون فشار بالا است، احتمال نشت روغن و نفوذ آن به درون موتور وجود دارد. در صورتیکه روغن نشت نماید، چون درجه حرارت موتورهای توربینی بالا است موجب سوخته شدن سریع روغن و تشکیل

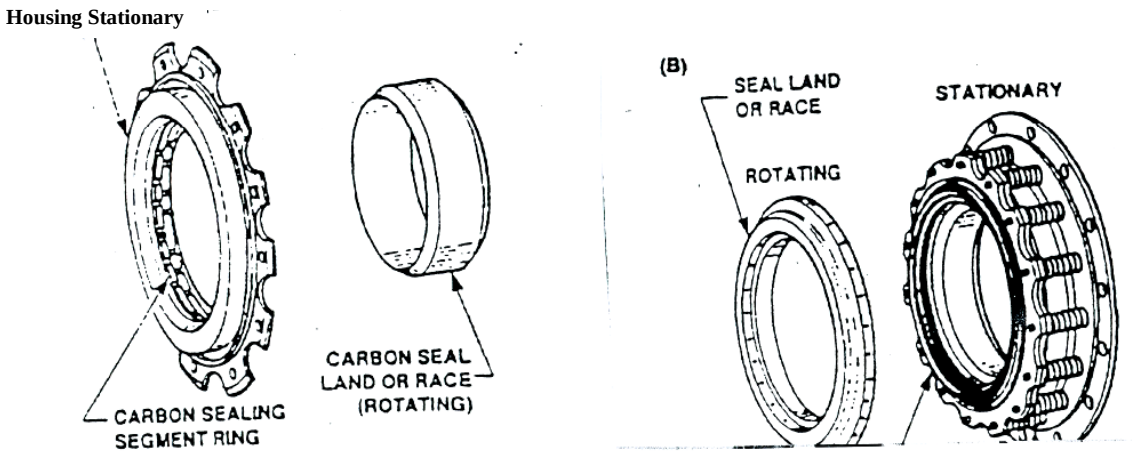
ذغال و رسوبات دور شفت و آسیب‌زدن به آن می‌شود، ضمناً روغن سوخته می‌تواند باعث آسیب زدن و مسدودشدن مسیرهای خنک کاری هوا درون تیغه‌های ثابت و متحرک توربین شده و تیغه‌ها را بسوزاند، بنابراین یک سیستم آب‌بندی با راندمان عالی تهیه گردیده که از نشت روغن و سوختن آن جلوگیری شود.

جهت جلوگیری از نشت روغن از برینگ‌ها و یاتاقان‌ها دو روش وجود دارد.

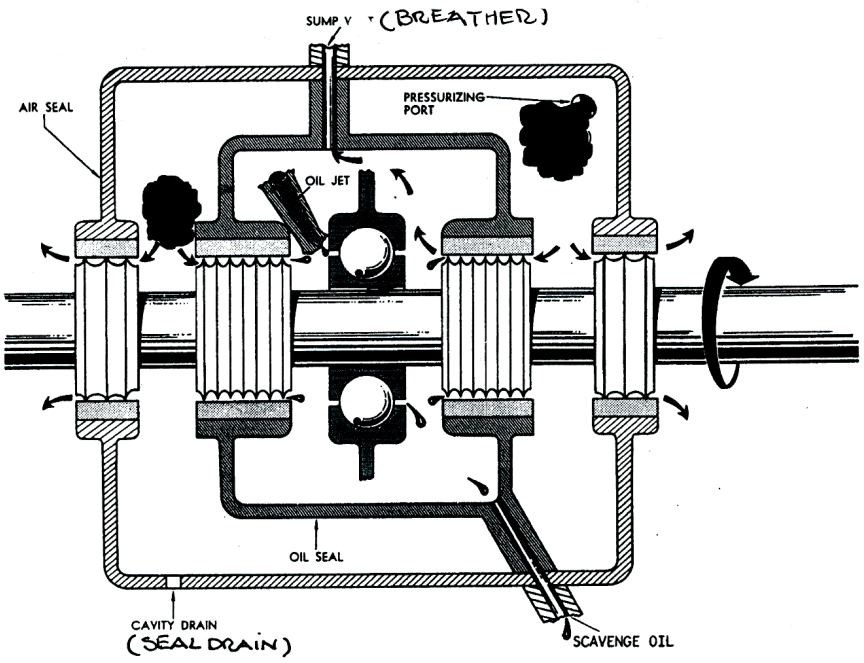
- آب بندی لابیرنتی (فلزی) Labyrinth Seal
- آب بندی زغال کربنی Carbon Seal

در آب‌بندی لابیرنتی، قطعه‌ای بوش مانند و دوار که درون آن دندانه دندانه است و معمولاً از جنس فلز است، در دو طرف برینگ قرار داده می‌شود. همانگونه که در تصویر(۱۰-۵) دیده می‌شود، لابیرنت‌ها برای جلوگیری از نفوذ روغن به خارج از برینگ استفاده می‌شوند. ضمناً چون فشار هوای اطراف برینگ‌ها بیشتر از فشار روغن است لذا علاوه بر لابیرنت سیل که از نشت روغن به خارج از برینگ ممانعت می‌کند، نفوذ هوای پر فشار به داخل برینگ نیز از نشت روغن جلوگیری می‌کند.

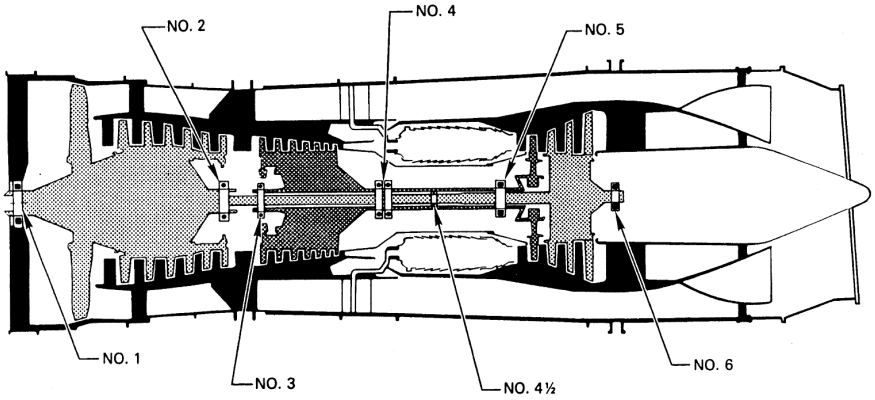
همچنین چون بین دندانه‌های لابیرنت سیل و شفت فاصله جزئی وجود دارد، بعد از چندین ساعت کارکرد، عبور هوای داغ از لابیرنت سیل باعث فرسایش تاج دندانه‌ها و افزایش نشت می‌گردد، بنابراین در بعضی از موتورهای توربین‌دار از لابیرنت سیل استفاده نمی‌شود و به جای آن از سیل نوع کربنی(Carbon Seal) که نوعی کربن آلیاژی است، استفاده می‌گردد. کربن سیل با شفت در حال چرخش در تماس است و چون جنس شفت از کربن سیل زغالی مستحکم‌تر است، شفت آسیب نمی‌بیند ولی در دراز مدت کربن سیل فرسوده شده و باید تعویض گردد. عمر کربن سیل نسبت به لابیرنت سیل کمتر است، اما هیچگونه نشت در این نوع سیل وجود ندارد. پشت سگمنت‌ها یا تکه‌های کربن که بصورت نیم دایره هستند و دور شفت را می‌گیرند، فنرهایی قرار دارد که دائما کربن سیل را تحت فشار قرار می‌دهد تا با شفت در حال چرخش در تماس باشد.



شکل ۱۰-۵: تصاویر کربن سیل و جایگاه آن



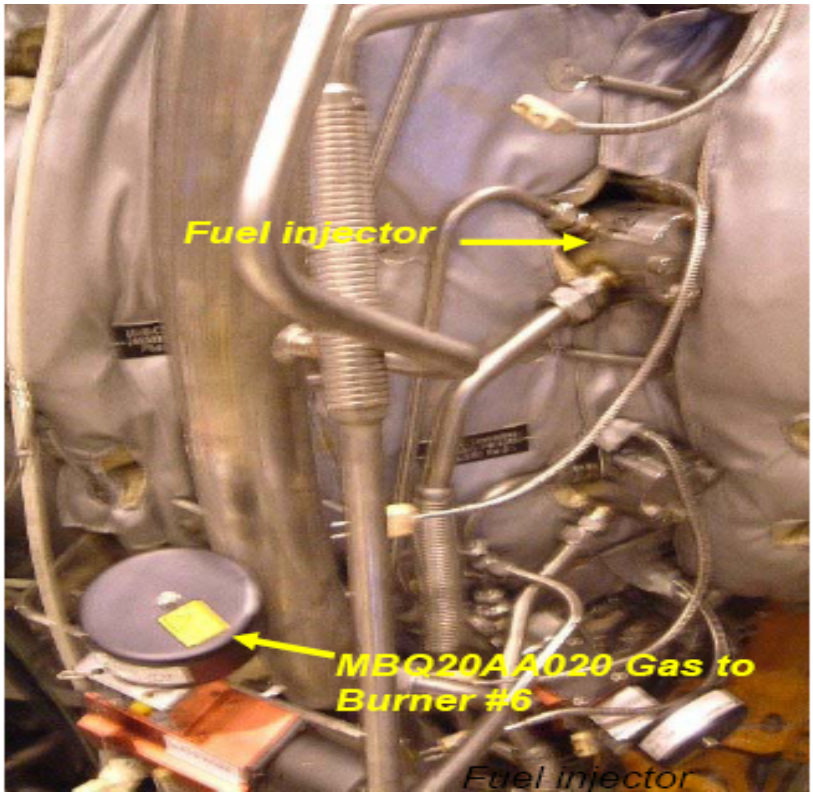
شکل ۱۰-۶: مجموعه برینگ و آب بندی آن



شکل ۱۰-۷: برینگ‌های اصلی توربین

بخش یازدهم

سیستم سوخت



مرکز آموزش OTC

بخش یازدهم: سیستم سوخت

۱۱-۱- الزامات سوخت موتور:

دور موتور جت و تراست حاصل از آن بستگی مستقیم با مقدار سوخت مصرفی دارد، از اینرو سیستم سوخت‌رسانی باید قادر به رساندن سوخت حساب شده به Burners باشد که:

(i) Be sufficient to obtain max power.
(ii) Deliver an atomized spray of fuel sufficient to maintain a flame at minimum thrust at any altitude forward speed.
(iii) Vary approximately with changes in forward speed and altitude to hold the selected thrust or rpm.
(iv) Be injected in atomized form throughout the full rang of flow.

به طور کلی سیستم سوخت رسانی از تعدادی واحد تشکیل گردیده که بخشی از آنها در بدنه هواپیما قرار داشته و به Airframe Fuel System معروف بوده و قسمت دیگر در روی موتور قرار دارد که به آنها Engine Fuel System می‌گویند.

Airframe Fuel System از قسمت‌های زیر تشکیل شده است:

- Fuel tank(s)
- Booster Pump(s)
- Fuel Selector Valve(s)
- L.P.Fuel Cock(s)

Engine Fuel System نیز از دو قسمت تشکیل شده است:

- L.P.Engine Fuel System:
  - L.P Pump
  - Fuel Cooled Oil Cooler
  - Fuel Heater
  - Fuel Filter
  - Fuel Flow Transmitter
- H.P.Engine Fuel System:
  - H.P.Pump
  - Fuel Control Unit (F.C.U)
  - H.P.Cock
  - Pressurizing Valve
  - Fuel Nozzles

۱۱-۱-۱- Airframe Fuel System:

سوخت در داخل باک‌های هواپیما که موقعیت آنها در داخل بدنه یا بال و بعضی اوقات باک‌های خارجی زیر بال است، ذخیره می‌گردد. تعداد باک‌ها بستگی به نوع هواپیما داشته و ظرفیت سوخت هواپیما متناسب با برد آن

می‌باشد. در داخل و انتهای باک‌ها پمپ‌های الکتریکی(Boost Pumps) به صورت غوطه‌ور(Submerged) قرار دارند که هدف اصلی آنها رساندن سوخت با فشار مثبت L. P. Pump به در روی موتور است تا از ایجاد Vapor Lock در لوله‌ها جلوگیری شود بخصوص باتوجه به اینکه هواپیماهای جت در ارتفاع زیاد پرواز می‌کنند، کمبود شدید فشار هوا شرایط را برای تبخیر سوخت مساعد می‌نماید. به کمک Selector Valve خلبان یا مهندس پرواز می‌تواند سوخت را از یک باک به باک دیگر و یا به موتور انتقال داده و بالاخره L.P.Cock، شیری است که برای قطع و وصل جریان سوخت از بدنه به موتور تعبیه شده است.

۱۱-۱-۲- Engine Fuel System:

۱۱-۱-۲-۱- L.P Engine Fuel System:

اولین قطعه این سیستم L.P Fuel Pump است که بوسیله موتور به گردش درآمده و سوخت را با فشار مثبت به H.P.Fuel Pump می‌رساند و از ایجاد Vapor Lock جلوگیری می‌کند. قطعه دیگر این سیستم Fuel Cooled Oil Cooler است و همانطور که در سیستم روغن‌کاری عنوان شد، به علت سرعت زیاد در هواپیماهای جت روغن توسط سوخت خنک می‌شود تا از ایجاد پسا جلوگیری گردد.

- Fuel Heater: به علت پرواز در ارتفاعات زیاد و پایین بودن شدید درجه حرارت امکان یخ زدن سوخت و گیر کردن فیلتر وجود دارد. در چنین حالتی ترموستات Fuel Heater عمل کرده و مجرای هوای جریان گرم H.P Compressor را به Fuel Heater باز کرده و با گرم کردن سوخت از یخ بستن آن جلوگیری می‌نماید. در بعضی از هواپیماها ممکن است موقع یخ بستن فیلتر چراغی در کابین روشن شده و خلبان با اطلاع از مسئله کلید Fuel Heater را روشن می‌کند.
- Fuel Filter: به منظور جلوگیری از ورود احتمالی مواد خارجی به قسمت‌های حساس سیستم، فیلتر Micronic در سیستم سوخت تعبیه شده و دارای Bypass نیز می‌باشد. بالاخره چون آگاهی از میزان جریان سوخت برای خلبان مهم است، Fuel Flow Transmitter که به صورت الکتریکی عمل می‌کند، سیگنال لازم متناسب با جریان سوخت را به نشان‌دهنده فرستاده و بصورت PPH(Pounds Per Hour) نشان داده می‌شود.

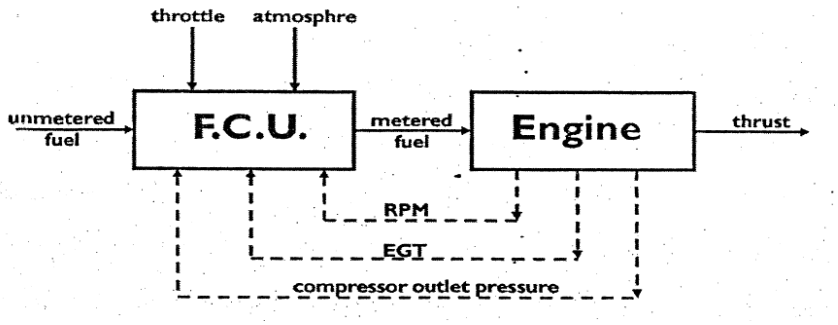
۱۱-۱-۲-۲- H.P.Engine Fuel System:

- H.P. Fuel Pump: این پمپ نیز Engine Driven بوده و از نوع پیستونی به شکل (Plunger) Variable Displacement Piston می‌باشد. همانطور که می‌دانید این پمپ‌ها دارای Cam Plate متغیری هستند که با تغییر زاویه آنها طول حرکت پیستون‌ها تغییر کرده و خروجی پمپ نیز تغییر می‌نماید. این پمپ‌ها هماهنگ با FCU کار کرده و سوخت را با فشار زیاد به سمت Burners می‌فرستند و بطوریکه در

قسمت FCU شرح خواهیم داد، وظیفه FCU در واقع تغییر زاویه Cam Plate متناسب با وضعیت موتور با در نظر گرفتن عوامل مختلف همچون Rpm و EGT و شرایط محیطی و ارتفاع بوده و بدین ترتیب سوخت با فشار مناسب به موتور تحویل می‌گردد. برای انجام کار خویش، FCU پنج سیگنال به شرح زیر دریافت می‌نماید:

(i) Throttle (Thrust Iever) Movement.
(ii) Compressor Inlet Temperature Pressure.
(iii) Compressor Rpm.
(iv) Compressor Outlet Pressure or Burner Pressure (Pb).
(V) Exhaust Gas Temperature (EGT).

در موتورهای جت چون FCUها جهت کنترل سوخت از موتور سیگنال‌های لازم را طبق دیاگرام زیر دریافت می‌دارند، از این رو به آنها Closed Loop می‌گویند. اما مثلا در موتور پیستونی چون به کاربراتور سیگنالی از موتور فرستاده نمی‌شود از اینرو به آن Open Loop اطلاق می‌گردد.



شکل ۱۱-۱: شماتیک واحد کنترل سوخت

۱۱-۲- انواع FCU:

اصولا وظیفه این واحد تامین سوخت کافی و قابل اشتغال در تمام وضعیت‌های دسته گاز و در تمام شرایط جوی و پروازی (هوای سرد و گرم، ارتفاع پایین و بالا، سرعت کم و زیاد و...) برای موتور می‌باشد و به سه نوع Electronic , Hydromechanical , Mechanical یافت می‌شود که نوع هیدرومیکانیکی در هواپیمای بازرگانی و مسافربری کاربرد زیادی دارد. این نوع FCUبه اشکال مختلف تا به حال ساخته شده که طرز کار یک مورد آن به اختصار شرح داده می‌شود.

همانطور که می‌دانید هوا پس از فشرده شدن توسط کمپرسور(متناسب با ضریب تراکم آن) با فشار زیاد وارد محفظه احتراق می‌شود تا در آنجا سوخت توسطBurners به آن پاشیده شده و سپس احتراق صورت پذیرد. بنابراین فشار سوخت باید بسیار زیاد باشد تا بتواند در داخل چنین هوای پر فشاری Spray شود و دلیل تعبیه H.P.Fuel Pump نیز همین است که همانطوری که گفته شد از نوع Variable Displacement Piston بوده و همراه با FCU عمل کرده و زاویه Cam Plate آن بطور خودکار توسط FCU با درنظر گرفتن عوامل مختلف موثر

بر کار موتور تنظیم می‌گردد که در میان این عوامل فقط وضعیت دسته گاز به طور Manual توسط خلبان تعیین گشته و بقیه عوامل به طور اتوماتیک اثر می گذارند. قطعات اصلی این نوع FCUها عبارتند از:

۱۱-۲-۱- Throttle Valve: این قطعه توسط دسته گاز (Throttle (Thrust Lever عمل نموده و متناسب با وضعیت آن باز و بسته شده و خروجی پمپ را تغییر می‌دهد، یعنی اگر خلبان دسته گاز را به جلو دهد زاویه Cam Plate زیاد شده و خروجی پمپ افزایش یافته و سوخت بیشتری به محفظه احتراق پاشیده شده و دور توربین و در اثر آن کمپرسور زیاد گشته و تراست موتور زیاد می‌شود و اگر خلبان دسته گاز را برگرداند تمام مراحل فوق بطور معکوس صورت می‌پذیرد.

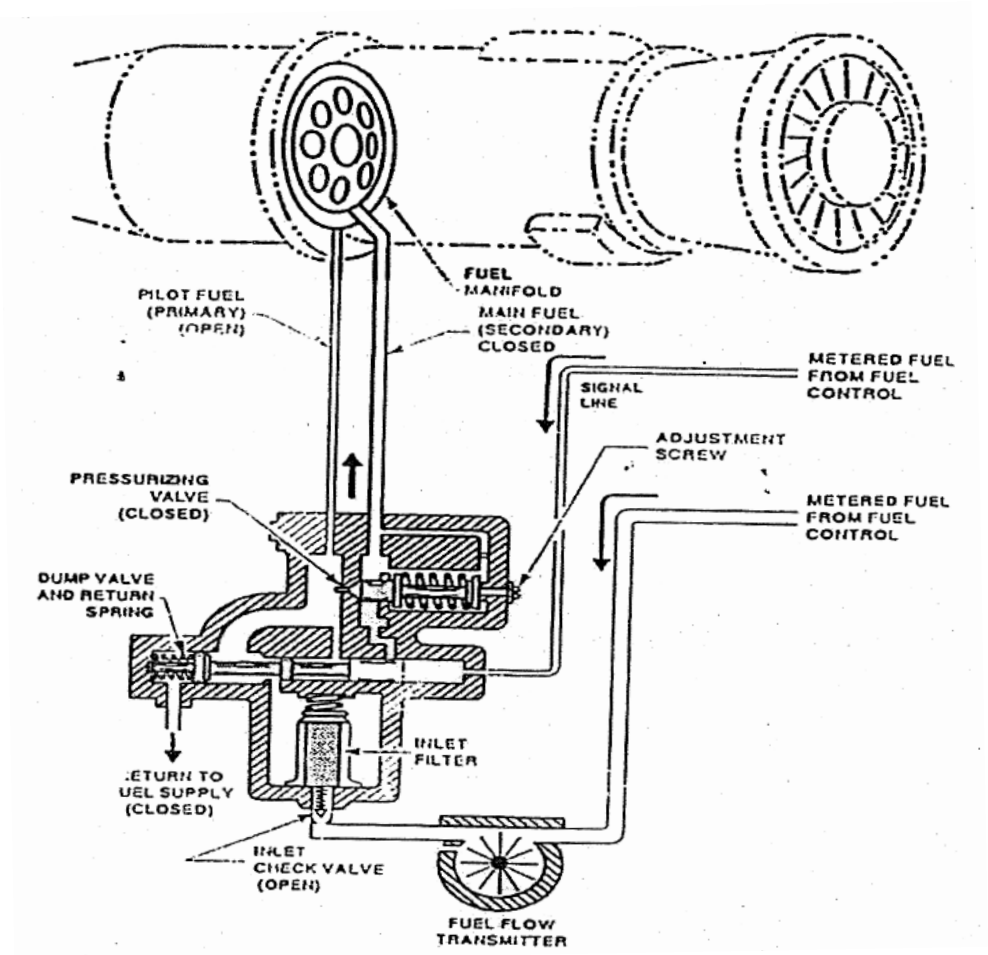
۱۱-۲-۲- Barometric Pressure Control (BPC): مطابق اصول آئرودینامیک، با افزایش ارتفاع دانسیته هوا به علت کاهش فشار، کاهش می‌یابد. لذا مقدار هوای کمتری وارد کمپرسور و محفظه احتراق گشته و متناسب با آن جریان سوخت نیز باید کاهش یابد در غیر اینصورت توربین Overheat خواهد نمود. مکانیزمی که موجب این عمل می‌شود، BPC نام دارد که هرچه ارتفاع افزایش می‌یابد، متناسب با Atmospheric Condition زاویه Cam Plate را کاهش داده و خروجی پمپ کاهش می‌یابد، در نتیجه فشار سوخت کم شده و سوخت کمتری به محفظه احتراق پاشیده می‌شود.

۱۱-۲-۳- Engine Speed Governor: معمولا وظیفه این دستگاه، جلوگیری از Over Speed شدن موتور از طریق کنترل جریان سوخت می‌باشد تا کمپرسور از ماکزیمم دور تجاوز ننماید. اما در بعضی موتورها ممکن است دور انتخاب شده توسط خلبان را کنترل نماید که به این نوع All Speed Governor می‌گویند و بطور کلی وظیفه این واحد نیز تغییر زاویه Cam Plate متناسب با نیاز می‌باشد.

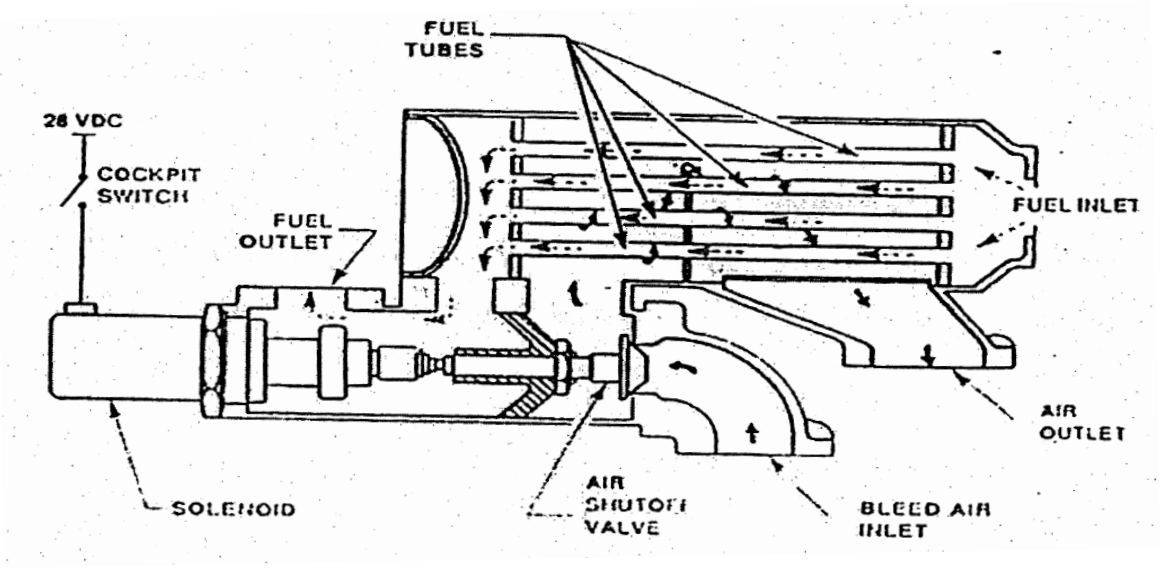
۱۱-۲-۴- Acceleration Control Unit: اگر خلبان دسته گاز را سریعا به جلو یا عقب حرکت دهد، تغییرات سریع و آنی جریان سوخت ممکن مشکلات مختلفی را موجب گردد. بنابراین وظیفه این واحد هماهنگ کردن جریان سوخت و جریان هوا می‌باشد. به عنوان مثال در موقع Rapid Acceleration اولا از Over Heating جلوگیری می‌کند، ثانیا از واماندگی کمپرسور ممانعت به عمل می‌آورند، و در نهایت از Rich Blow Out محفظه احتراق جلوگیری می‌نماید. در موقع Rapid Deceleration نیز از Lean Die Out جلوگیری می‌نماید.

۱۱-۲-۵- EGT Control Unit: EGT را می‌توان مهمترین و به اصطلاح بحرانی‌ترین فاکتور در کار موتور به حساب آورد که مستقیما با سلامت موتور ارتباط دارد. لذا به جا خواهد بود که با کنترل آن به‌طور خودکار و جلوگیری از تجاوز آن از حدود مقرر، از وارد آمدن صدمه به توربین و موتور جلوگیری به عمل آید. وظیفه این واحد نیز همین است که سیگنال مربوطه را از ترموکوپل‌هایی که در قسمت توربین یا اگزوز نصب شده‌اند، دریافت داشته و جریان سوخت را کنترل نماید.

- **H.P. Cock**: این شیر در مسیر جریان سوخت به Fuel Nozzles قرار داشته و توسط دسته‌ای از داخل کابین عمل می‌نماید و اگر آنرا در وضعیت Off قرار دهیم، موتور خاموش خواهد شد و طبیعی است موقع روشن کردن موتور، در لحظه مقتضی باید در وضعیت On قرار داده شود.
- **Pressurizing Valve**: در قسمت‌های پیشین توضیح داده شد که در موتورهای پر قدرت سوخت‌پاش‌ها از نوع Duplex هستند، یعنی دارای دو مجرا برای پاشیدن سوخت هستند که در قدرت‌های کم، سوخت کم فشار از طریق Primary Orifice پاشیده می‌شود، ولی وقتی پر قدرت کار می‌کند، این Valve باز شده و اجازه می‌دهد که سوخت از طریق Main Orifice نیز پاشیده شود.



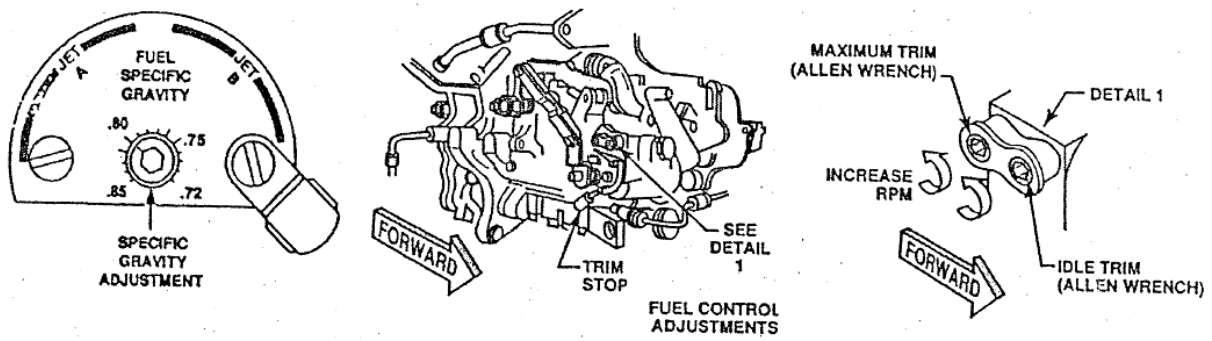
شکل ۱۱-۲: سوپاپ کنترل فشار



شکل ۱۱-۳: گرمکن سوخت

- **Drin Valve = Dump Valve = Drip Valve**: این Valve در آخرین نقطه سیستم سوخت قرار داشته و کارش این است که وقتی خلبان H.P. Cock را می‌بندد تا موتور خاموش شود، باز شده و سوخت داخل Manifold Fuel را تخلیه می‌نماید، در نتیجه این سوخت که فشارش کم است از طریق Nozzle به محفظه احتراق تراوش نکرده و ایجاد دوده در محفظه احتراق نمی‌نماید. مطابق تصویر Pressurizing Valve و Dump Valae در موتورهای امروزی در یک واحد قرار داشته و به P&D valve موسوم است.

شایان ذکر است که در جهان به اندازه موتورهای ساخته شده، FCU نیز طراحی و ساخته شده است که هر یک مکانیزم و اصول کار خاص خود را دارند و برای آگاهی از جزئیات امر باید به Manual مربوطه مراجعه کرده و یا حتی بهتر است دوره خاص آن گذرانده شود. اصولا FCU دستگاه پیچیده‌ای بوده و همانطوری که بعدا در قسمت تنظیمات شرح داده شده است Line Maintenance آن حتی در پیشرفته‌ترین Airlineهای جهان بسیار محدود می‌باشد.



شکل ۱۱-۴: ادوات کنترلی سوخت

۱۱-۳- Eletronic Engine Control (EEC):

امروزه سازندگان موتور جت سعی دارند در موتورهای خود با وجود پیچیدگی، از FCU الکترونیکی استفاده نمایند. منظور از این عنوان این نیست که FCU بطور کلی الکتریکی شده است، بلکه قسمت‌های عمده همچنان Hydromechanical عمل می‌کنند، ولی بخش کنترل‌کننده و فرمان‌دهنده الکتریکی بوده و طبیعی است به علت حساسیت بالای Electronic Circuitry سیستم از دقت بیشتر و عملکرد بهتر برخوردار خواهد بود. به علت حاکمیت تام الکتریک بر این سیستم عنوان جدید FADEC (Full Authority Digital Engine Control) نیز به آنها اطلاق می‌شود. به عنوان مثال کمپانی معروف Garrett در دو موتور توربوفن جدید خود از کامپیوتری استفاده می‌کند که سیگنال‌های زیر را دریافت می‌دارد:

1. N_1 Fan Speed
2. N_2 Intermittent Pressure Compressor Speed
3. N_3 High Pressure Speed
4. T_{12} Inlet Total Temperature
5. T_{18} High Pressure Turbine Inlet Temperature
6. P_{12} Inlet Total Pressure
7. Input Power – 28 Volt DC
8. PMG- Permanent Magnet AC Generator
9. PLA – Power Lever Angle
10. IGV – Inlet Guide Vane Position
11. High Pressure Discharge Static Pressure

بخش الکترونیک FCU این داده‌های دریافتی را تحلیل نموده و دستور لازم برای تنظیم زاویه Igv و نیز تنظیم جریان سوخت در بخش Hydromechanical ارسال می‌دارد. همانطور که قبلا شرح داده شد، کنترل Active Clearance Control System نیز با این دستگاه است که بطور خودکار فاصله پوسته موتور را از قسمتهای دوار همچون توربین تنظیم نموده و به راندمان موتور کمک شایانی می‌نماید.

اطلاعات سازنده حکایت از این دارد که نسبت به همتای Hydro Mechanical خود این سیستم سوخت را با دقت بیشتری Meter نموده و کنترل خودکار Overheat و Overspeed وStall Free Acceleration را ازطریق نظاره مداوم بر پارامترهای اساسی موتور میسر ساخته است.

۱۱-۴- سیستم سوخت APU:

APU سیستم، یک موتور جت کوچک است که به عنوان موتور کمکی معمولا در دم هواپیماهای بزرگ نصب می‌شود و هنگامی که موتورهای اصلی خاموش هستند(معمولا روی زمین و نیز در هوا)، در صورت فقدان تجهیزات زمینی (GPU) ویا عدم تمایل به استفاده از آنها به خاطر هزینه، خلبان یا مهندس پرواز آنرا روشن می‌نماید. هدف اصلی از این موتور چرخاندن آلترناتور و تامین برق هواپیما و نیز با Bleed کمپرسور آن تامین نیازهای نیوماتیکی هواپیما همچون ارکاندیشن و... است. نکته مهم در رابطه با کار APU آن است که چون برق هواپیما ۱۱۰V-AC با فرکانس ثابت ۴۰۰Hz است. برای اینکه فرکانس در حد ۴۰۰Hz ثابت بماند دور آلترناتور

و در نتیجه دور APU باید ثابت بماند، از اینرو APU فاقد دسته گاز بوده و بعد از روشن شدن دور به صورت خودکار تا حداکثر ممتد مجاز و به اصطلاح Rated RPM بالا رفته و ثابت می‌ماند. بدین ترتیب دیگر نیازی به دستگاه پیچیده و گرانقیمت CSD نبوده و نیز در وزن صرفه جویی می‌شود. طبیعی است وقتی Load آلترناتور افزایش یافته و یا هوا از کمپرسور Bleed شود، دور APU کاهش خواهد یافت و بالعکس.

در موتورهای توربین‌دار زمینی بویژه موتورهای تلمبه‌خانه‌های نفت، توربوژنراتورها و توربوکمپرسورها چون دورموتور ثابت است لذا کنترل کننده‌های سوخت آنها مانند APU در موتورهای هوایی می‌باشد.

در موتورهای قدیمی معمولا کنترل‌کننده‌های سوخت یا FCU از نوع هیدرومکانیکال بود. به عنوان نمونه کاربراتور اتومبیل‌ها که از تعدادی ژیگلور شیر اتصالات مکانیکی تشکیل شده و تعدادی سیگنال ورودی به آن باعث کنترل و عملکرد آن می‌شد. سیگنال‌هایی از قبیل: گاورنر، دمای خروجی گازهای داغ EGT ،فشار هوای محیطی دمای هوای ورودی به کمپرسور، وضعیت دسته گاز.

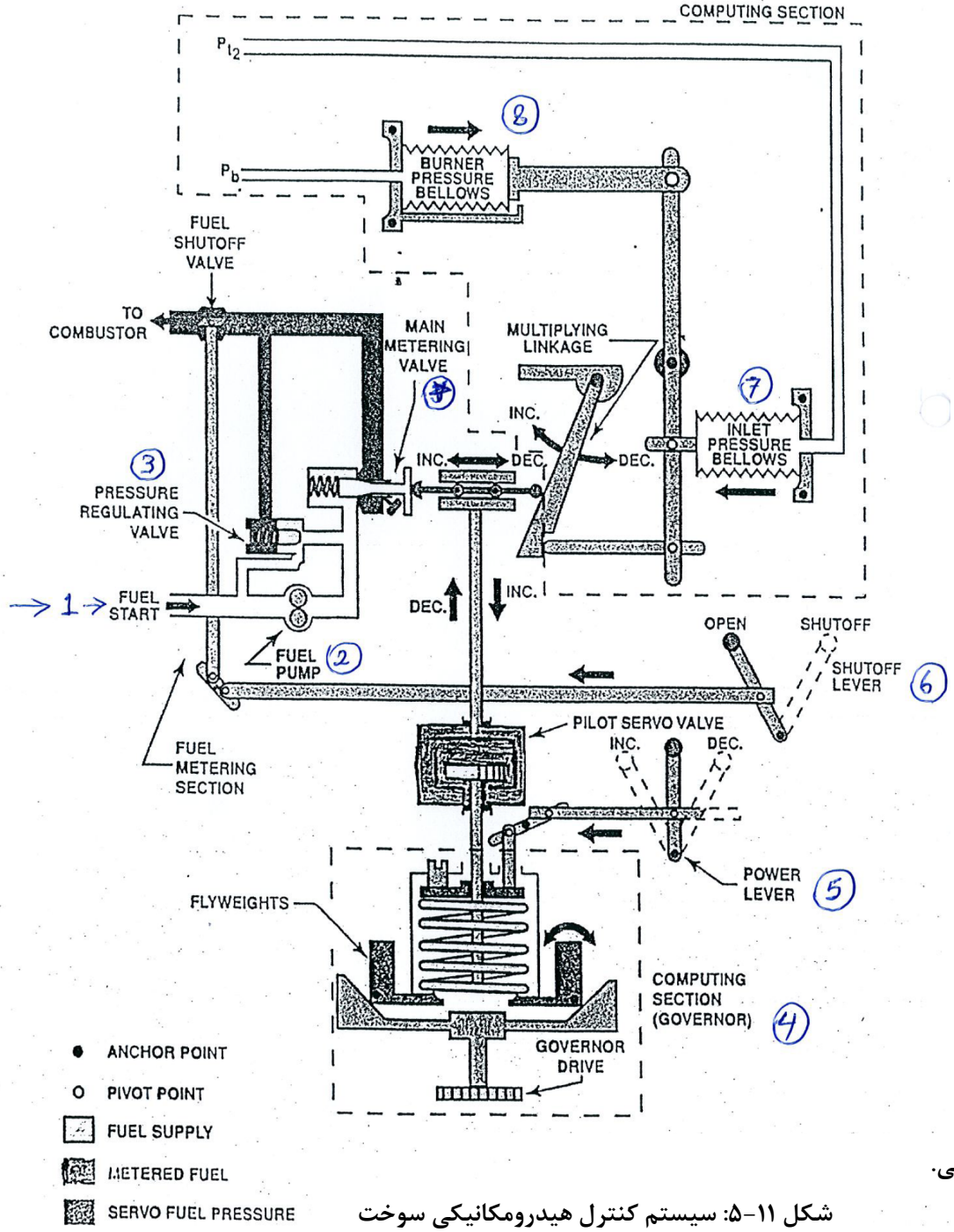
در موتورهای توربین دار زمینی مدرن بجای F.C.U نوع هیدرومکانیکال از کنترل‌کننده الکتریکی موتور که Unit Control Engine یا E.C.U نام دارد و نام دیگر این نوع کنترل کننده‌ها در کامپیوترهای صنعتی P.L.C است، استفاده می‌شود.

تعداد دادهٔ ورودی به PLC و پردزاش آن، باعث تنظیم مقدار سوخت تزریق شده به محفظه‌های احتراق می‌شود. جهت آشنایی بیشتر با کنترل‌کننده سوخت، در ادامه یک نوع FCU برای موتور دور ثابت به صورت خلاصه تشریح گردیده است (شکل ۱۱-۵).

سوخت از مخزن اصلی وارد پمپ فرعی یا کمکی به نام بوستر پمپ شده و با عبور از فیلتر، تصفیه و فیلتراسیون می‌گردد. سپس با عبور از گرمکن سوخت، دمای سوخت افزایش می‌یابد تا بهتر بخار شده و احتراق کامل‌تری صورت پذیرد. در ادامه سوخت وارد FCU می‌گردد و از مجرای شماره(۱) توسط پمپ(۲) تحت فشار و رانش قرار گرفته و توسط شیر کنترل فشار(۳)، تنظیم فشار صورت می‌پذیرد (ساختمان داخلی این شیر بگونه‌ای است که هرگونه فشار اضافی سوخت در خروجی FCU را به ورودی پمپ بازمی‌گرداند به عبارتی By Pass می‌کند). در ادامه سوخت وارد شیر کنترل اصلی به نام Main Metering Valve می‌شود، این شیر تحت تأثیر تعدادی اتصالات مکانیکی که به آن متصل است تحریک شده و باز و بسته می‌گردد و مقدار خروجی سوخت را کنترل می‌نماید. سیگنال‌های وارده به آن عبارتند از سیگنال گاورنر یا تنظیم‌کننده دور(۴)، سیگنال دسته گاز(۵) (Power Lever) که حکم پدال گاز در خودروها را دارد و در موتورهای توربین‌دار به‌صورت دستی کنترل می‌گردد. سیگنال ورودی از شیر قطع و وصل کامل سوخت برای Shut Down کردن که از قطعه شماره(۶) Shut off Lever ارسال می‌گردد.

فشار هوای ورودی به موتور نیز یکی از سیگنال‌هایی است که از سنسور ورودی مقدار فشار ورودی به موتور(۷) به FCU وارد می‌شود. فشار هوای خروجی از کمپرسور نیز یکی از سیگنال‌هاست(۸) که مشخص‌کننده راندمان خروجی کمپرسور است.

در مدار سیگنال EGT وجود ندارد ولی اکثر کنترل‌کننده‌های سوخت از EGT نیز سیگنال می‌گیرند زیرا درصورت افزایش دمای خروجی از حد بحرانی و مجاز، احتمال سوختن توربین‌ها و صدمه دیدن موتور بسیار زیاد است، لذا اگر EGT سیگنال بیشتر از حد مجاز را ارسال نماید، FCU خیلی سریع عمل کرده و موتور خاموش می‌شود.



شکل ۱۱-۵: سیستم کنترل هیدرومکانیکی سوخت

* شیر اصلی.

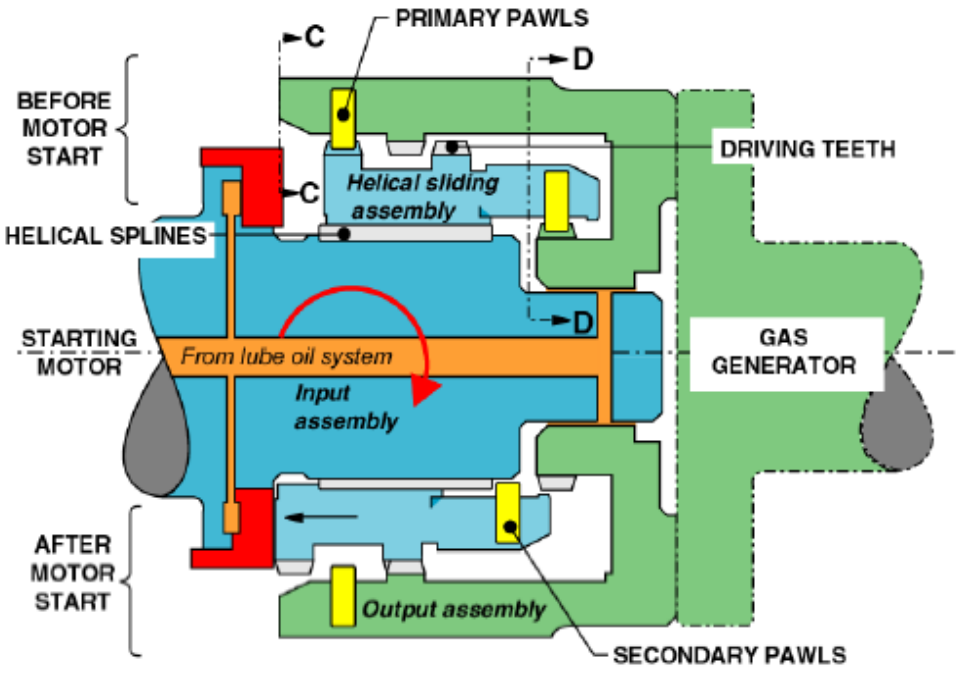
۱۱-۴- مخازن سوخت:

موتورهای توربین‌دار معمولاً از سوخت مایع استفاده می‌کنند، اما در بعضی از مدل‌ها از سوخت‌های گازی نیز استفاده می‌شود. در ایستگاههای پمپاژ و تقویت فشار صنعت گاز معمولاً از سوخت گاز بهره می‌برند. مخزن سوخت برای موتورهایی که بنزین‌سوز هستند یکی از قطعات مهم است که باید قابلیت تخلیه داشته باشد تا در موارد بخصوصی نظافت و سرویس شود. سطح کف آن باید شیب‌دار باشد تا رسوبات احتمالی وارد سیستم سوخت نشود.

معمولاً پمپ‌های سوخت از نوع تیغه‌ای Vane Type می‌باشند، البته از پمپ‌های مدل سانتریفوژ و چرخ دنده‌ای نیز استفاده می‌شود.

بخش دوازدهم

سیستم استارت



مرکز آموزش OTC

بخش دوازدهم: سیستم استارت

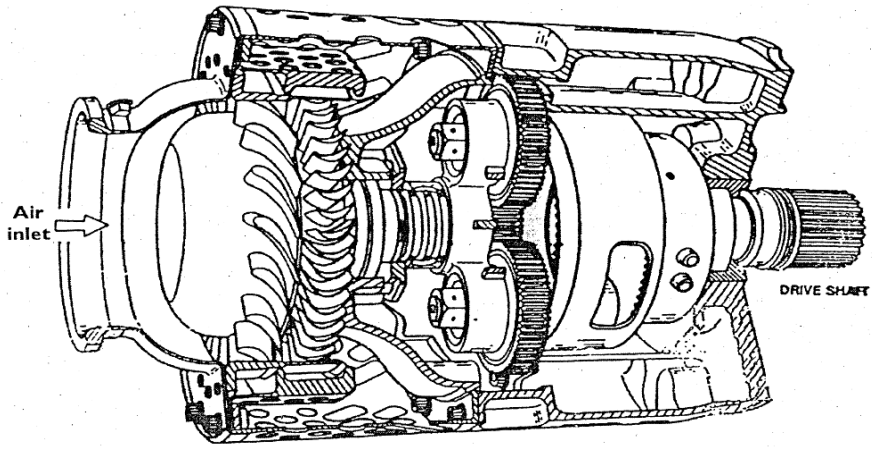
در موتورهای جت دستگاه استارت به گیربکس Accessory متصل بوده و ازطریق آن کمپرسور را می‌گردانند. در موتورهای Twin Spool، استارتر فقط کمپرسور فشار بالا را می‌گرداند. چرخش کمپرسور توسط استارتر هوای کافی برای احتراق را فراهم کرده و نیز به موتور در خیز برداشتن به دور Idle بعد از آغاز احتراق کمک می‌نماید. نه استارتر و نه توربین به تنهایی دارای قدرت کافی برای رساندن موتور از سکون به دور Idle نبوده ولی ترکیب این دو به نرمی ظرف تقریبا ۳۰ ثانیه موتور را روشن می‌نماید. دلیل این مسئله اینرسی بالای موتور جت به علت وزن آن و نیز پسای پره‌های پر شمار کمپرسور است.

عمل استارت با چرخاندن کلید مربوطه آغاز گشته ولی خاتمه آن بطور اتوماتیک در ۵ تا ۱۰ درصد دور، پس از رسیدن به دور خود کفائی صورت می‌پذیرد. در این نقطه قدرت توربین به تنهایی برای رساندن موتور به دور Idle کافی است. دور Idle، دوری است که در آن موتور بتواند شاداب روی پای خود بایستد. این دور در موتورهای جت نسبت به پیستونی خیلی بالا است. همانطور که در بخش‌های قبل اشاره شد این مقدار برای موتور ۷۴۷ حدود ۶۵٪ دور N2 است. رابطه بین ضریب تراکم و دور موتور جت به شدت غیرخطی است بگونه‌ای که مثلا در یک موتور با ضریب تراکم ۳۰:۱ در حالت Idle، ضریب تراکم حدود ۱:۲ است پس آنچنان هوایی برای احتراق قوی وجود ندارد، بنابراین به این عللی که در بالا ذکر شد، ترکیب استاتر و احتراق (توربین) باید موتور را به دوری برسانند که قادر به Idling باشد و طبیعی است که این دور بالا باشد. اگر به موتور در رسیدن به دور صحیح مساعدت نگردد، ممکن است حالتی موسوم به Hung Start روی دهد. بدین ترتیب که موتور در دوری نزدیک به دور قطع استارتر پایدار گردیده و به Idle نمی‌رسد. برای رفع این مشکل بایستی موتور را خاموش کرده و عیب‌یابی صورت گیرد. هر اقدامی برای افزایش دور موتور ازطریق افزودن سوخت غالبا منجر به Hot Start نیز خواهد شد، زیرا موتور فاقد هوای کافی برای حمایت از احتراق بیشتر می‌باشد. روال معمول و عادی روشن کردن موتور بدین طریق است که ابتدا استارتر را به کار انداخته و سپس در دوری حدود ۱۰٪ جرقه را فعال ساخته و شیر سوخت، باز می‌شود. احتراق عادی(Light – Off) در ۲۰ ثانیه یا کمتر صورت خواهد پذیرفت. در غیر اینصورت بایستی عمل استارت را عقیم گذاشته و به جستجوی عیب پرداخته شود. مشکلاتی نظیر قدرت کم استارتر، جرقه ضعیف یا وجود هوا در لوله‌های سوخت می‌توانند فرایند استارت را مختل سازند. در روی موتورهای جت انواع مختلفی از سیستم مورد استفاده می‌باشد که در مورد هر یک شرحی داده می‌شود.

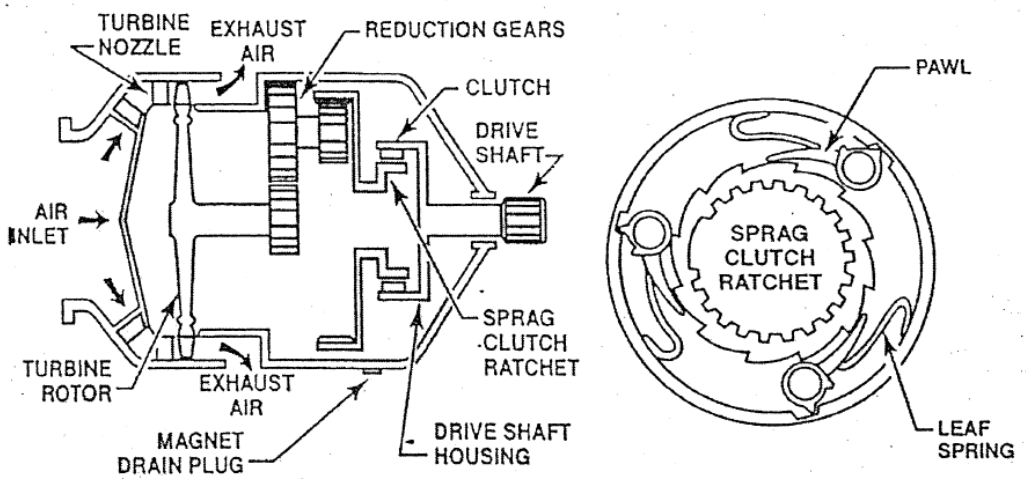
- **Electric Starting System**: این نوع یک موتور الکتریکی DC است که از برق باتری یا EPU تغذیه می‌شود و ازطریق جعبه دنده کاهنده کمپرسور را به چرخش درمی‌آورد. وقتی موتور روشن شد و دور کمپرسور به حد Self Sustaining رسید، مکانیزم کلاچ ارتباط را قطع می‌کند. این سیستم سبک، اقتصادی و کم صدا بوده

ولی مناسب موتورهای کوچک و کم قدرت مانند هلی‌کوپترها و APU و یا موتورهای زمینی نظیر توربوکمپرسورها و توربو ژنراتورها می‌باشد. نوع خاصی از این سیستم فاقد کلاچ بوده و همیشه با موتور درگیر است و به استارتر - ژنراتور موسوم است زیرا پس از روشن کردن موتور تبدیل به ژنراتور می‌شود.

- **Solid Propellant (Cartridge) Starter**: این نوع به دلیل عدم نیاز به تجهیزات زمینی و سرعت عمل و Compactness برای موتورهای نظامی مناسب است ولی به دلیل Noise زیاد برای Airliners مناسب نمی‌باشد. این سیستم دارای یک Cartridge است که در داخل آن سوخت جامد وجود دارد. هنگام عمل، این سوخت توسط جریان برق مشتعل شده و گازهای حاصل از آن، یک توربین از نوع Impulse را به حرکت در می‌آورد که از طریق جعبه دنده کاهنده دور با موتور ارتباط پیدا می‌کند و وقتی روشن شد و دور آن به Self Sustaining رسید، کلاچ سبب جدا شدن شفت استارت از کمپرسور می‌شود.
- **Liquid Fuel Starter**: در این سیستم از یک محفظه احتراق به عنوان استارتر استفاده می‌شود یعنی با هدایت هوای فشرده و سوخت و احتراق آنها، گاز حاصل از احتراق پس از برخورد با توربین نظیر سیستم قبل موتور را به چرخش درمی‌آورد. در این سیستم چنانچه سوخت از نوع Mono–Propellant باشد برای احتراق احتیاج به هوا نداریم.
- **Air Turbine Starter**: در بیشتر موتورهای جت بازرگانی باتوجه به مزایای سبکی، قیمت پایین و سادگی عمل از این سیستم استفاده می‌شود. این نوع از یک توربین که با هوای فشرده کار می‌کند، تشکیل شده که با دوری زیاد حدود ۶۰۰۰۰ تا ۸۰۰۰۰ دور چرخیده و چرخش آن از طریق گیربکس و کلاچ به کمپرسور منتقل می‌شود و وقتی دور موتور به حد Self Sustaining رسید، کلاچ به طور اتوماتیک ارتباط را قطع می‌کند. نسبت قدرت به وزن در این دستگاه بالا بوده و وزن آن تقریبا یک پنجم استارتر الکتریکی معادل خود می‌باشد. یک جریان هوای پر حجم کم فشار حدود ۴۵ Psi در حد ۱۰۰-۵۰ Ppm از منبع به سمت استارتر روان گردیده و توربین را با دور زیاد چرخانده و سیستم کاهنده، دور آنرا ۲۰تا۳۰ برابر کاهش داده و گشتاور لازم برای چرخاندن موتور فراهم می‌گردد. بعنوان مثال استاتر موتور۷۴۷ با وزنی معادل ۳۰Lb (14 Kg) قدرتی معادلHp ۲۰۰ تولید می‌کند. جریان هوا برای استارتر بادی از چهار منبع قابل تامین است:
  - هوای فشرده از GPU
  - هوای فشرده از کمپرسور APU
  - هوای فشرده از کمپرسور یکی از موتورهای هواپیما که روشن است
  - هوای فشرده ذخیره شده در یک Bottle



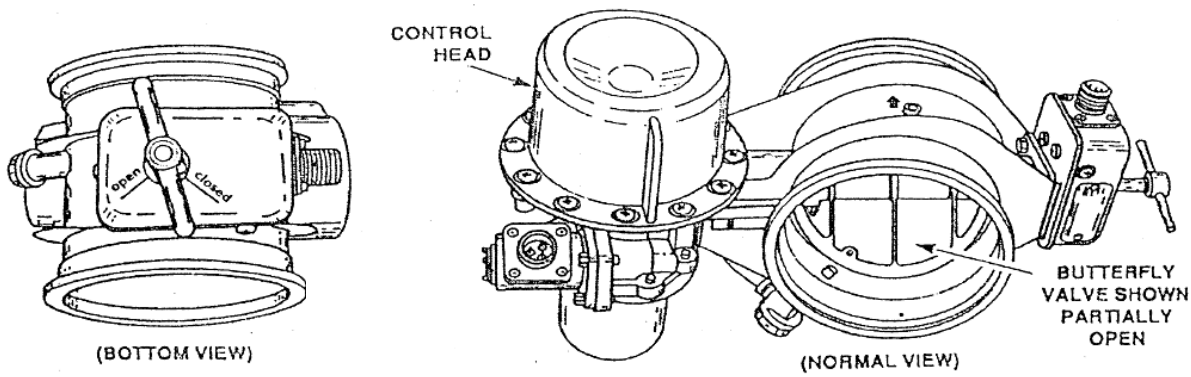
شکل ۱۲-۱: استارتر بادی



شکل ۱۲-۲: استارتر بادی

مطابق تصویر(۱۲-۳) از دستگاه استارتر، Valve کنترل هوای آن که به صورت الکتریکی و در صورت لزوم توسط Handle دستی عمل می‌کند، قرار گرفته و از کابین خلبان کنترل می‌شود. دستگاه استارت دارای منبع روغن از نوع سر خود بوده و از ۴ اونس در دستگاه‌های کوچک تا ۱۲ اونس در استارترهای بزرگ گنجایش روغن دارد. بازرسی سطح روغن و Plug مغناطیسی آن کار معمول پرسنل تعمیر و نگهداری می‌باشد. سیستم روغنکاری استارتر بادی Wet Sump Splash می‌باشد.

نکات ایمنی بکار رفته در ساختمان استارتر یکی Shear Point روی محور آن است که در گشتاور معینی بریده و از صدمه به موتور ممانعت می‌شود. دیگر اینکه به منظور جلوگیری از رسیدن استارتر به دور انفجار (Burst Speed) چنانچه جریان هوای ورودی در لحظه مقرر قطع نگردد، طراحی NGV قبل از توربین به گونه‌ای است که Choked شده و توربین در حالت Overspeed کنترل شده، پایدار می‌ماند.



شکل ۱۲-۳: سیستم استارت بادی جت دو موتوره

درگیر کردن استارتر با موتور در حال گردش می‌تواند موجب صدمه به استارتر شود بنابراین در صورت لزوم بایستی با رعایت محدودیت‌های مقرر توسط سازنده صورت پذیرد. تنها حالاتی که درگیر نمودن استارتر با موتور در حال دوران محتمل است، عبارتند از:

-آتش در لوله اگزوز موتور روی زمین هنگام Shut Down به منظور دفع بخارات سوخت

-حین استارت زدن اضطراری در هوا در حالیکه دور آسیاب گردی برای روشن شدن موتور کافی نباشد.

- **سیکل کاری استارتر بادی:** استارتر بادی دارای سیکل کاری مقرر می‌باشد. به عنوان نمونه:

- حین استارت زدن موتور، ۵ دقیقه روشن، ۲ دقیقه خاموش برای خنک شدن
- حین Motoring، 5 دقیقه خاموش برای خنک شدن بعلت بار بیشتر. دلیل این محدودیت زمانی این است که Ring Gear سیستم سیاره‌ای کاهنده دور، گرمای اصطکاکی زیادی تولید می‌کند و حجم کم روغن سیستم روغن‌کاری سر خود، دارای قابلیت خنک کنندگی محدودی است زیرا روغن کاری به روش Splash صورت می‌پذیرد. در تصویر فوق، سیستم استارت بادی یک هواپیمای جت دو موتوره مشاهده می‌شود.

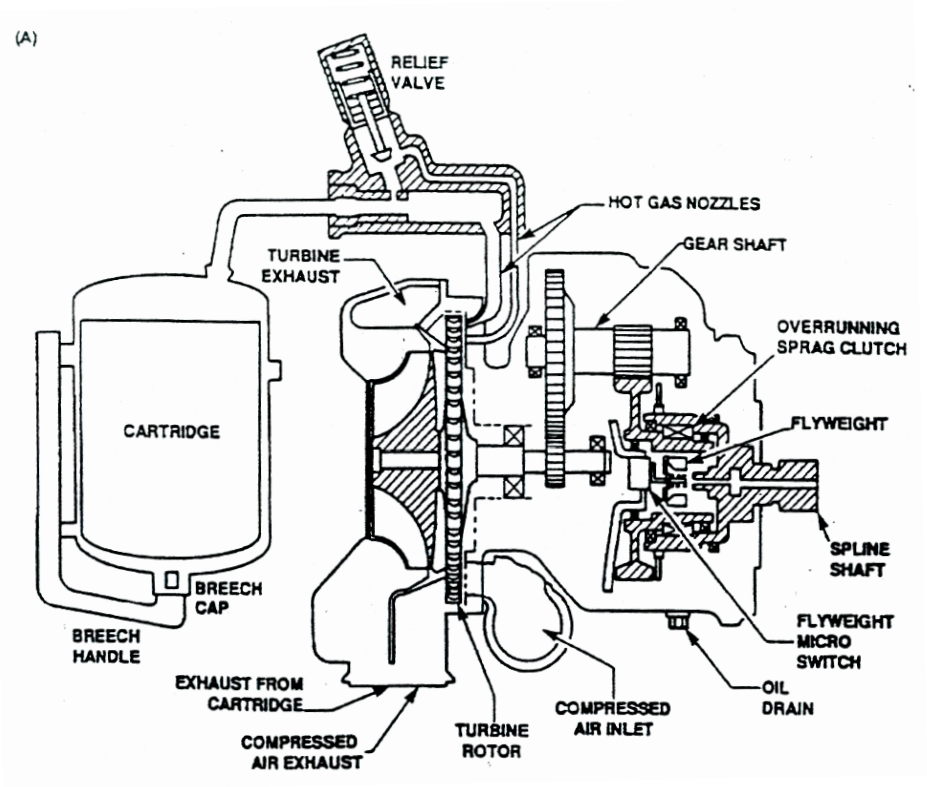
- **Turbine Impingement Starter:** در این نوع یک جریان هوای کم فشار (۴۵ Psi) پر حجم حدود (۲۰۰-۳۰۰ Ppm) مستقیما به توربین اصلی خود موتور هدایت شده و موجب روشن شدن موتور می‌شود. بعد از رسیدن به دور خود اتکایی، ارتباط منبع هوا قطع می‌گردد.
- **Hydraulic Starter:** در این نوع یک موتور هیدرولیکی بر روی موتور نصب بوده و با فشار حاصل از APU یا پمپ دستی و اکومولاتور کار کرده و کاربرد چندانی روی هواپیما ندارد.
- **Gas Turbine Starter:** در این نوع از یک موتور توربوشفت کوچک به عنوان استارتر برای یک موتور جت پر قدرت استفاده می‌شود.

استارت برای موتورهای توربین‌دار زمینی توسط استارتر برقی صورت می‌پذیرد، بخصوص برای موتورهای توربوژنراتور- توربوپمپ و توربوکمپرسور. باتوجه به فراهم بودن برق در تاسیسات از برق آن برای

استارت استفاده می شود، پس به سبب آن نیروی استارتر برقی جهت استارت استفاده خواهد شد.

معمولاً استارتر در این نوع موتورها توسط کوپلینگ به شفت کمپرسور متصل است و آنرا تا دور معینی می‌چرخاند، بعد از عمل استارت کوپلینگ بصورت اتوماتیک ارتباط موتور و استارتر را قطع می‌کند. از این استارتر جهت موتورینگ کردن نیز استفاده می‌شود. عمل چرخاندن موتور بدون احتراق موتورینگ نام دارد و جهت عیب‌یابی یا شستشوی موتور و نیز برای زمانی که موتور بعد از کار خاموش می‌شود، به منظور جلوگیری از تاب برداشتن شفت موتور اجرا می شود. در این شرایط شفت را بصورت آرام و با دور کم موتور می‌چرخانند تا در طی زمان سرد شدن شفت تاب برندارد. در بعضی از موتورهای توربین‌دار زمینی نیز استارتر بصورت استارتر ژنراتور(Generator Starter) است یعنی بعد از عمل استارت برقی همچنان استارتر با موتور درگیر است و زمانی که موتور پایدار شد، برق استارتر قطع شده و استارتر که با موتور درگیر است بعنوان ژنراتور یا تولید کننده برق استفاده می‌شود.

- **استارت توسط موتور توربین‌دار کوچک:** همانگونه که در تصویر دیده می‌شود یک موتور بسیار کوچک توربین‌دار برای استارت استفاده می‌شود موتور از نوع توربوشفت بوده و انرژی گردشی شفت جهت عمل استارت استفاده می‌گردد.



شکل ۱۲-۴: یک نوع استارتر توربینی

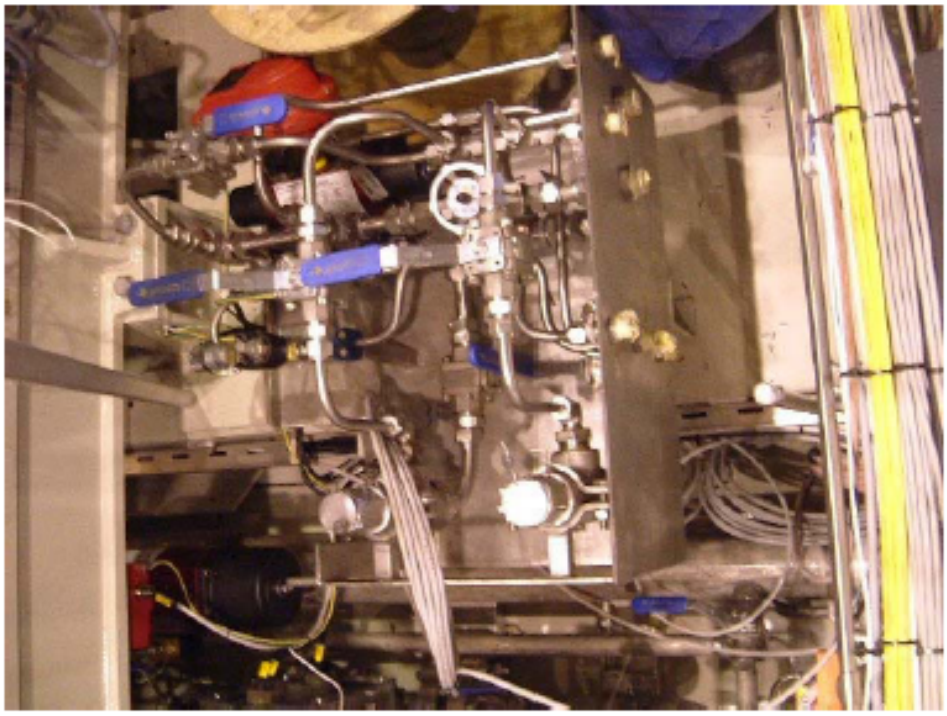
در بعضی از موتورهای توربین‌دار برای استارت بسیار سریع، از نوعی استارت دارای خشاب و کارتریج (پوکه) استفاده می‌شود. بعد از عمل احتراق کارتریج، توسط جریان برق از گازهای خروجی از کار تریج توربین کوچکی به دوران درمی‌آید که توسط گیربکس کاهنده دور بالا به دور پایین، باعث افزایش قدرت جهت چرخاندن موتور می شود.

- **استارت توسط سوخت مایع ایزوپروپیل نیترات:** سوخت به همراه هوا ترکیب شده و خروجی گازهای داغ استارتر موتور را می‌چرخاند.

بعد از استارت الکتریکی، فراوانترین استارت روی موتورهای توربین‌دار بویژه موتورهای هواپیماهای مسافری استارت بادی است. هوای خروجی از کمپرسور کمکی روی زمین Ground Power یا موتور روشن دیگر یا APU باعث عملکرد این نوع استارتر می‌گردد. استارتر دارای توربین و گیربکس است که دور بالا را کاهش داده و سبب افزایش قدرت می‌شود.

بخش سیزدهم

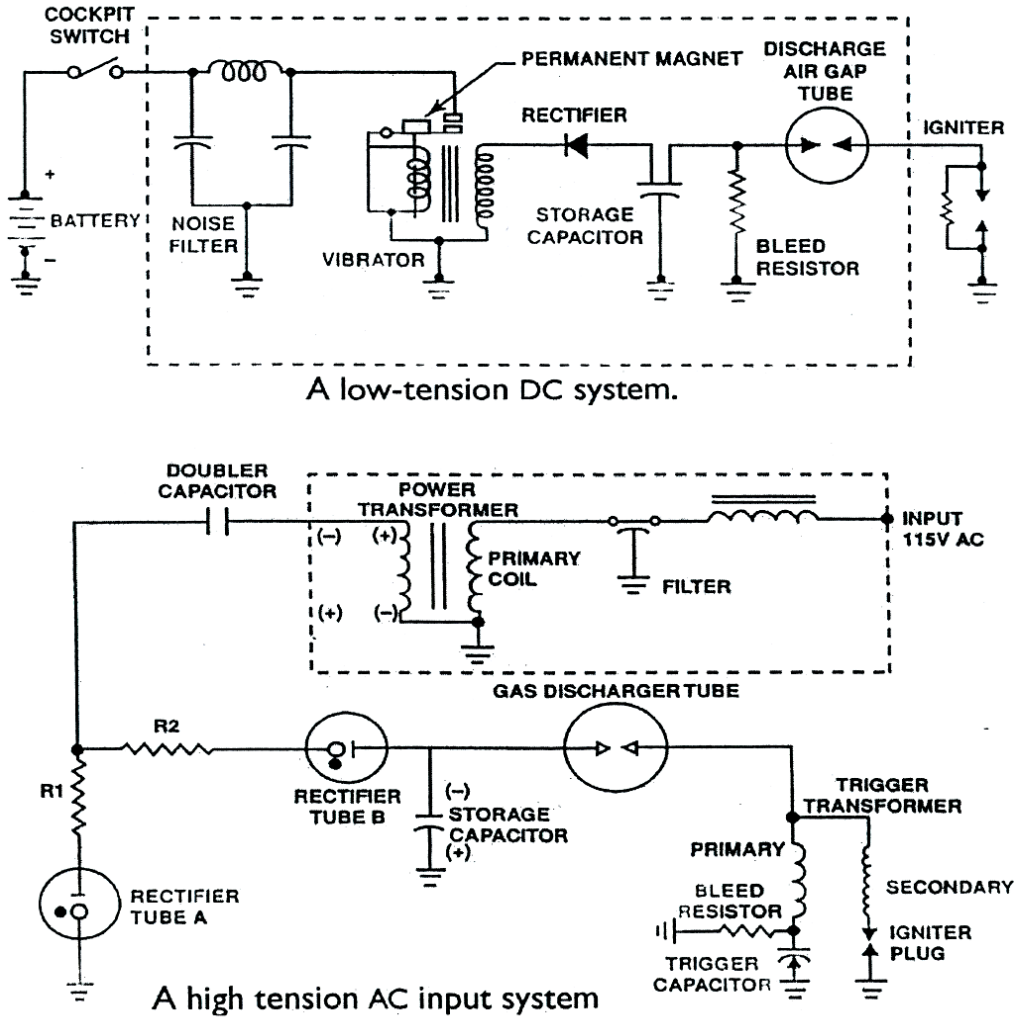
سیستم جرقه و الکتریک



مرکز آموزش OTC

بخش سیزدهم : سیستم جرقه و الکتریک

این سیستم برق موردنیاز جهت ایجاد جرقه در شمع‌های موتور جت را به شکل مساعد تامین نموده و هر موتور جت معمولا دارای دو شمع است که در طرفین موتور قرار داشته و تواما کار می‌نمایند و پس از روشن شدن موتور جت سیستم جرقه به طور خودکار قطع می‌شود. اما چنانچه شرایط جوی نامساعد باشد، خلبان سیستم را تا هر زمان که تشخیص دهد، روشن نگه می‌دارد تا چنانچه موتورFlame Out شد با داشتن جرقه فورا روشن شود.



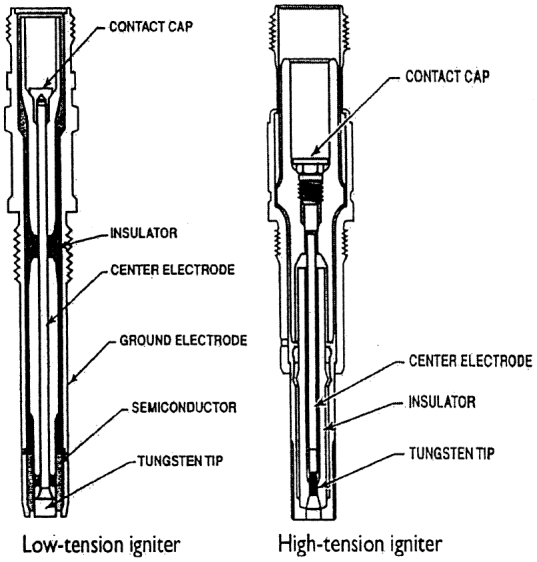
شکل ۱۳-۱: سیستم جرقه

موتورهای جت همچون موتورهای پیستونی که دارای دو ماگنیتو هستند، دارای دو سیستم جرقه مستقل و جدا از هم می‌باشند یکی جهت تولید برق با ژول کم و دیگری جهت تولید برق با ژول بالا، هنگام استارت‌زدن در روی زمین یا هنگامیکه شمع بطور پیوسته روشن باشد، از سیستم کم ژول استفاده می‌شود. اما در ارتفاعات زیاد و هوای بسیار سرد برای Relight موتور از سیستم ژول بالا استفاده می‌گردد.

به طور کلی سیستم جرقه موتورهای جت از نوع High Energy Capacitor Type بوده و برحسب قدرت طبقه بندی شده است. به عنوان مثال دارای قدرت ۳ ژول، ۱۲ ژول و ۲۰ ژول بوده که یک ژول برابر یک وات در ثانیه می‌باشد. ولتاژ جرقه سیستم موتور جت حدود ۲۰۰۰ ولت و بیشتر و شدت جریان آن به ۲۰۰ آمپر می‌رسد. از این رو این سیستم برخلاف سیستم جرقه موتور پیستونی کشنده است. ورودی این سیستم متناسب با نوع هواپیما ممکن است DC۲۸ V و یا AC۱۱۵ V باشد. امروزه سیستم جرقه موتور جت نیز همچون پیستونی به دو شکل High Tension با ولتاژ خروجی حدود ۲۰۰۰۰ ولت و شدت جریان حدود ۲۰۰ آمپر و Low Tension با ولتاژ خروجی حدود ۲۰۰۰ ولت و شدت جریان حدود ۲۰۰ آمپر یافت می‌شود. به علت توان الکتریکی بالای سیستم جرقه موتور جت و ایجاد گرمای زیاد که می‌تواند موجب صدمه در مدارات شود، این سیستم می‌تواند به دو صورت Intermittent Duty و Continuous Duty باشد. نوع اول دارای Time Limit است، به عنوان نمونه دو دقیقه روشن، سه دقیقه خاموش برای خنک شدن (برای نوع DC) و ۱۰ دقیقه روشن و ۱۰ تا ۲۰ دقیقه خاموش (برای نوع AC).

۱۳-۱- شمع:

در موتورهای جت از انواع مختلف شمع استفاده می‌شود. در اغلب موتورهای قوی امروزی از نظر نحوه جرقه زدن و شکل ظاهری تقریبا شبیه شمع موتورهای پیستونی بوده، یعنی از الکترودهای مثبت و منفی تشکیل شده که بین آنها جرقه زده می‌شود. ولی Gap به مراتب بزرگ‌تر بوده و الکترودها نیز طاقت تحمل جرقه شدیدتر را دارند. شمع جت همچنین کمتر دچار Fouling می‌شود، زیرا جرقه شدید و قوی، کربن و سایر رسوبات را برطرف می‌سازد. مواد به کار رفته در ساخت شمع جت بسیار مرغوب‌تر بوده و به همین سبب چندین برابر گرانتر است. جنس Shell از آلیاژ نیکل-کروم و الکترد مرکزی از تنگستن یا ایریدیم است که همگی در مقابل فرسایش بسیار مقاومند. در بعضی موتورها با قدرت کمتر نظیر PT-6 از شمع نوع GLOW TYPE استفاده می‌شود که قیافه‌ای شبیه فندک اتومبیل داشته و در اثر عبور جریان سرخ و گداخته شده و مخلوط را مشتعل می‌سازد و در هوای بسیار سرد کاربرد خوبی دارد.



شکل ۱۳-۲: ؟؟؟؟؟

نکتــه: ولتاژ زیاد و آمپر نسبتا زیاد سیستم جرقه موتور جت می‌تواند کشنده باشد. از تماس با سیم‌های سیستم جرقه هنگام روشن بودن موتور باید اکیدا اجتناب گردد. ضمنا بعد از خاموش شدن موتور بایستی حداقل پنج

دقیقه صبر کرد تا خازن‌های سیستم کاملا تخلیه شده و سپس مبادرت به کارهای تعمیراتی نمود و طبق معمول بهترین روش تبعیت از دستورات سازنده است.

۱۳-۱-۱- سرویس شمع:

طبیعی است که تمیز کردن شمع موتور جت بایستی طبق دستورالعمل سازنده آن صورت پذیرد و بازرسی آن شامل بازرسی ظاهری و اندازه‌گیری GAP می‌باشد. بعد از این مراحل چک عملیاتی صورت می‌پذیرد. بطور مثال می‌توان سیم شمع را خارج از موتور بدان متصل نموده و با روشن کردن سیستم جرقه شدت جرقه آنرا با یک شمع نو مقایسه کرد. ضمن اینکه احتیاط اکید در این مورد باید همواره موردنظر باشد. یک راه دیگر این است که شمع‌ها را در موتور نصب کرده و با استفاده از سوئیچ‌های موجود در کابین هر لحظه یک شمع را به جرقه وا داشت و با چسباندن گوش خود به لوله اگزوز موتور، شدت صدای جرقه‌ها را کنترل کرد. نرخ معمول جرقه بین ۰/۵ تا ۲ جرقه در ثانیه است، ضمن اینکه مطابق معمول بهترین مرجع دستورالعمل سازنده می‌باشد.

۱۳-۱-۲-تعویض شمع:

بیشتر شرکت‌ها براساس تجربه حاصل از روند و آهنگ استهلاک عملیاتی به یک فاصله زمانی معین برای تعویض شمع دست می‌یابند. به عنوان مثال برای یک هواپیمای دور پرواز زمان تعویض شمع می‌تواند بین ۸۰۰ تا ۱۲۰۰ ساعت پرواز باشد، ولی در یک هواپیمائی که در نقاط متعدد فرود می‌آید به علت کارکرد مکرر شمع‌ها این فاصله زمانی به ۲۰۰ تا ۳۰۰ ساعت کار موتور تقلیل می‌یابد. این نکته نیز قابل یادآوری است که عمر شمع در سیستم Low Tension حدود دو برابر است.

۱۳-۲- درخت برق موتور(Branched Electrical Cable):

همانگونه که در خودروها یک شبکه برق برای سیستم برقی یا الکتریکی تعبیه شده است، روی موتورهای توربین‌دار نیز یک شبکه شاخه‌ای مانند درخت که بنام درخت برق یا Branched Electrical Cable وجود دارد که عمل انتقال سیگنالهای الکتریکی بین موتور و کنترلرها یا PLC و در هواپیماها ارتباط موتور با کابین را نیز فراهم می‌کند. این شبکه روی قسمت سرد موتور Cold Section نصب است، تا از حرارت زیاد در امان باشد و معمولا توسط بست‌های خاصی به قسمت‌های خارجی و لوله‌های روی موتور متصل است تا سایش نداشته باشد. تعدادی از قطعات که به شبکه برق متصل هستند عبارتند از:

- شیرهای تخلیه هوای اضافی Bleed Valve
- سنسورهای دور موتور R.P.M. Sensor

- سنسورهای دما Temprature Sensor
- سنسور فشار Pressure Sensor
- سنسورهای گرفتگی فیلترهاClogging Filter Sensor
- سنسور دمای خروجیE.G.T Sensor
- سنسورهای گشتاور و قدرت Power Sensor
- سنسورهای لرزش Vibration Sensor

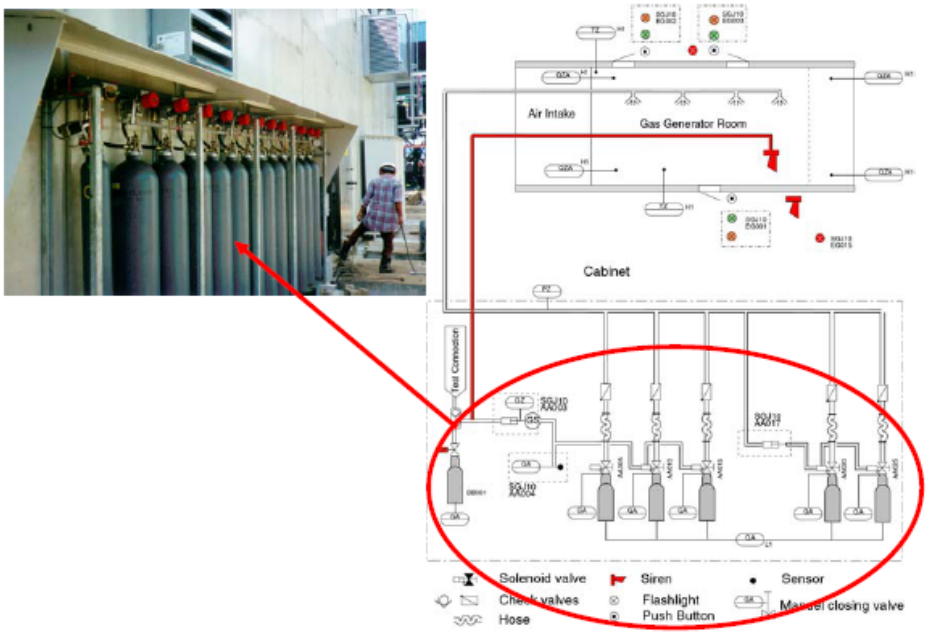
۱۳-۳- سیستم گشتاور در موتورهای توربوشفت:

یکی از سیستم‌هایی که بصورت برقی یا الکتریکال عمل می‌نماید، سیستم مشخص نمودن قدرت موتور یا گشتاور آن است Torqumeter System در موتورهای توربوشفت قدیمی‌تر از نیروی فشار روغن موجود در گیربکس که به یک پرشرسوئیچ وارد می‌شود، جهت تعیین گشتاور استفاده می‌گردد. در موتورهای جدید از سیستم القاء الکترو مغناطیسی استفاده شده است که بسیار دقیق‌تر بوده و کارایی بیشتری دارد.

سیستم تعیین گشتاور در موتور توربوشفت مدرن بدین‌صورت است که قسمتی از شفت خروجی موتور که Out Put Shaft نام دارد، درون یک سیم پیچ که جریان برق به آن وارد شده، می‌چرخد. با چرخش این شفت که هسته یک بوبین است و درون سیم پیچی که Torquemeter Head نام دارد، قرار گرفته خطوط القاء مغناطیسی قطع و جریان برقی توسط Head یا سیم پیچ تقویت می‌گردد. جریان برق توسط مدار بخصوص تقویت شده و به نشانگر میزان گشتاور وارد شده و باعث عملکرد آن می‌شود.

بخش چهاردهم

سیستم اطفاء حریق



مرکز آموزش OTC

بخش چهاردهم: سیستم اطفاء حریق

هدف از این سیستم آگاهی از وقوع حریق در موتور و مبارزه و خاموش کردن آن می‌باشد که کلیه موتورهای جت به آن مجهز هستند. این سیستم باید طوری طراحی و ساخته شده باشد که وقوع حریق بلافاصله به اطلاع خلبان و در موتورهای زمینی به اطلاع اپراتور و PLC رسانده شده و اقدامات فوری برای اطفاء آن قبل از گسترش آتش صورت پذیرد.

این سیستم از تعدادی Element و سنسور حرارتی تشکیل شده که در اطراف موتور در نقاط مناسب قرار داده می شوند و ممکن است به شکل سیم‌های طویل باشند که در این حالت به آن Continuous Element می‌گویند. در صورت وقوع آتش‌سوزی و بالارفتن درجه حرارت، سیستم چراغی را در کابین روشن نموده و یا زنگی را به صدا در می‌آورد. خلبان بلافاصله پس از آگاهی از این موضوع با بستن شیر Engine Shut Off Cock جریان سوخت را به موتور قطع و آنرا خاموش می‌نماید و در صورتی که موتور توربوپراپ باشد بایستی آنرا Feather نیز بنماید. خلبان سپس سیستم اطفاء حریق را به کار می‌اندازد. این سیستم معمولا متشکل از دو کپسول پر از گاز فرئون و یا Methyl-Bromide می‌باشد و وقتی خلبان کلید سیستم را در وضعیت روشن قرار دهد، Solenoid Valve در کپسول‌ها عمل نموده و با باز شدن مسیر، گاز با فشار از طریق لوله‌های مشبک (Perforated Spray Pipes) که اطراف موتور قرار دارند، تخلیه گشته و باعث می‌شود که اولا پوسته موتور سریعا خنک گشته و ثانیا با جلوگیری از تماس هوا با آتش آنرا خاموش سازد.

نکته: پس از خاموش شدن آتش خلبان مجاز به روشن کردن مجدد موتور نیست، زیرا ممکن است دوباره آتش رخ داده و کپسول‌ها خالی از گاز باشند. ضمنا این سیستم باید طوری طراحی و ساخته شده باشد که Warning اشتباهی به خلبان ندهد.

The Fire Warning System Must Be So Designed That False Warning Will Not Occur. The Discharge Must Be Sufficient To Give A Predetermined Concentration Of Extinguishing For A Period That May Vary Between 0.5 And 2 Seconds.

در موتورهای توربین‌دار که روی زمین نصب هستند نیز سیستم اخطار و اطفاء حریق موجود است. معمولاً در قسمت‌هایی که احتمال آتش سوزی و افزایش حرارت قبل از آتش سوزی وجود دارد، تعدادی حس‌گر یا سنسور موجود است که دما را حس می‌نمایند و زمانی که آتش سوزی رخ دهد، معمولاً هشدار نوری یا صوتی به صدا درآمده و کنترلر کامپیوتری یا PLC در اکثر موتورها بصورت اتوماتیک عمل نموده و مواد ضد حریق را روی موتور می‌پاشند.

معمولاً سیستم PLC بگونه‌ای است که در صورت افزایش دما در حد بحرانی اخطار داده و گاهی نیز موتور را خاموش می‌نماید. در زمان بروز حریق موتور توسط PLC خاموش گردیده و سیگنال ارسالی از PLC به

آتش خاموش کن‌ها FIRE Extinguishing Nozzle و عملکرد آنها باعث اطفاء حریق می‌گردد.

بعد از حریق به هیچ وجه موتور روشن نمی‌گردد تا رفع نقص و بازرسی‌های مربوطه صورت پذیرد. سیستم اطفاء حریق برای موتورهای زمینی نیز بصورت اتوماتیک است اما در بعضی از موتورهای قدیمی و تکنولوژی های ضعیف‌تر، زمان استارت اپراتورهایی همراه با کپسول آتش خاموش کن آماده‌اند تا هرگونه آتشی را مهار نمایند.

در بعضی از موتورها برای حس افزایش دمای حاصل از آتش سوزی یا حرارت‌های فوق العاده زیاد و خارج از حد توان موتور از حسگرهای ترموکوپل استفاده می‌شود که از دو فلز غیر همجنس آلومل کرومل (آلیاژ آلومینیوم. آلیاژ کروم) استفاده می‌شود و بر اثر افزایش دما یک فلز دهنده الکترون و دیگری گیرنده الکترون می‌شود، سیگنال خروجی از ترموکوپل تقویت و به کنترلر ارسال می‌گردد.

کپسول‌های اطفاء حریق کروی بدلیل فرم بخصوص و جنس بهتر حجم بیشتر و فشار بیشتری را تحمل می‌کنند و معمولاً در موتورهای مدرن از اینگونه کپسول‌ها استفاده می‌شود. بعد از حس دما توسط حس گرها و سیگنال ارسالی به کنترلر، برق از کنترلر به شیر برقی و کارتریج نصب شده روی کپسول جریان پیدا می‌کند و باعث باز شدن مسیر مواد اطفا حریق به سمت موتور می‌گردد.