دانشکده مهندسی مکانیک

بهینه سازی خنک کاری پره توربین

با استفاده از روش فورانی

پایان نامه کارشناسی ارشد

مهندسی مکانیک-تبدیل انرژی

دانشجو:

مجید اکبری

اساتید راهنما:

دکتر مهران رجبی زرگرآبادی

دکتر مجتبی بیگلری

شهریور ۱۳۹۰

بسم الله الرحمن الرحيم

تقدیم به

روح پدرم

زحمات و دلواپسی های

مادرم

و

حمایت ها و دلگرمی های

برادرانم

با تشکر از زحمات بی دریغ و راهنمایی های ارزنده اساتید گرامی، جناب آقـای دکتـر رجبـی و جناب آقای دکتر بیگلری که اینجانب را در انجام این پروژه یاری نمودند. همچنین از مهندس امید ذوالفقاریان، مهندس مجتبی اسداللهی، مهندس جواد محمدپور، مهندس علیرضـا طلـوع پیلـه ور و همه کسانی که در پیشرفت این پروژه یار و همراه اینجانب بودند، کمال تشکر را دارم.

مجید اکبری

تأییدیه صحت و اصالت نتایج

باسمه تعالی

اینجانب **مجید اکبری** به شماره دانشجویی **۸۸۱۱۱۶۸۰۰۱** دانشجوی رشته **مهندسی مکانیک** مقطع تحصیلی **کارشناسی ارشد** تأیید می‌نمایم که کلیه نتایج این پایان‌نامه حاصل کار اینجانب و بدون هرگونه دخل و تصرف است و موارد نسخه‌برداری‌شده از آثار دیگران را با ذکر کامل مشخصات منبع ذکر کرده‌ام. درصورت اثبات خلاف مندرجات فوق، به تشخیص دانشگاه مطابق با ضوابط و مقررات حاکم (قانون حمایت از حقوق مؤلفان و مصنفان و قانون ترجمه و تکثیر کتب و نشریات و آثار صوتی، ضوابط و مقررات آموزشی، پژوهشی و انضباطی ...) با اینجانب رفتار خواهد شد و حق هرگونه اعتراض درخصوص احقاق حقوق مکتسب و تشخیص و تعیین تخلف و مجازات را از خویش سلب می‌نمایم. در ضمن، مسؤولیت هرگونه پاسخگویی به اشخاص اعم از حقیقی و حقوقی و مراجع ذی‌صلاح (اعم از اداری و قضایی) به عهده‌ی اینجانب خواهد بود و دانشگاه هیچ‌گونه مسئولیتی در این خصوص نخواهد داشت.

نام و نام خانوادگی: **مجید اکبری**

امضا و تاریخ: ۱۳۹۰/۰۶/۲۴

مجوز بهره‌برداری از پایان‌نامه

بهره‌برداری از این پایان‌نامه در چهارچوب مقررات کتابخانه و با توجه به محدودیتی که توسط استاد راهنما به شرح زیر تعیین می‌شود، بلامانع است:

☐ بهره‌برداری از این پایان‌نامه برای همگان بلامانع است.

☐ بهره‌برداری از این پایان‌نامه با اخذ مجوز از استاد راهنما، بلامانع است.

☐ بهره‌برداری از این پایان‌نامه تا تاریخ ..... ممنوع است.

نام اساتید راهنما:

دکتر مهران رجبی زرگرآبادی

دکتر مجتبی بیگلری

تاریخ :۲۴ /۶/ ۱۳۹۰

امضا:

چکیده

در این پایان نامه به بررسی و بهینه سازی سیستم های خنک کاری پره های توربین گازی پرداخته شده است. گازهای حاصل از احتراق در محفظه احتراق توربین گاز، در برخورد به پره های توربین، دارای دمای بسیار بالا می باشند. این دما گاهی تا ۲۴۰۰ کلوین هم می رسد. در حالیکه پره توربین توانایی تحمل چنین تنش حرارتی را ندارد. از طرف دیگر برای دسترسی به بازدهی بالاتر در توربین های گاز پیشرفته امروزی، افزایش دمای ورودی به توربین، یک نیاز ضروری و مهم می باشد. به این ترتیب، خنک کاری پره توربین راهکار مناسبی برای رفع این مشکل می باشد. از جمله روش های خنک کاری موجود می توان روشهای جابجایی، برخوردی، لایه ای و ترکیبی را نام برد. در این پایان نامه، ابتداتحلیل عددی میدان جریان و دما و محاسبه اثربخشی خنک کاری فورانی روی هندسه پره توربین متقارن در حالت های ساکن و متحرک، با استفاده از نرم افزار فلوئنت انجام پذیرفته و صحت نتایج بدست آمده با نتایج تجربی، مورد بررسی قرار گرفته است. در این پایان نامه مدل های آشفتگی، k- ε استاندارد، k-ωsst و مدل های k-ε رینولدز پایین (LB)، (LS)، (AKN)، (CHC) مورد استفاده قرار گرفته است. در نهایت با انتخاب روش مناسب و منطبق با نتایج تجربی و با تغییر پارامتر های هندسی و جریانی، اثر زاویه تزریق، قطر سوراخ و تغییر نسبت دمش در سرعت های دورانی (۰ ، ۳۰۰ ، ۵۰۰، ۸۰۰) دور بر دقیقه، مورد بررسی قرار گرفته است.

کلمات کلیدی:

پره توربین، خنک کاری فورانی، مدل نزدیک دیواره، اثربخشی خنک کاری، مدل آشفتگی k-ε رینولدز پایین

فهرست

فصل اول

آشنایی با توربین گاز ۱

۱-۱)مقدمه ۲

۱-۲)تاریخچه ۳

۱-۳) مزایا و معایب توربین گاز ۴

۱-۴) اجزای توربین های گاز ۴

۱-۴-۱)کمپرسور ۵

۱-۴-۱-۱)کمپرسورهای سانتریفیوژ ۵

۱-۴-۱-۲)کمپرسور محوری ۷

۱-۴-۲)محفظه احتراق ۸

۱-۴-۲-۱)محفظه احتراق چند تایی ۱۰

۱-۴-۲-۲)محفظه احتراق یک تکه ۱۱

۱-۴-۲-۳)محفظه احتراق نوع Cannular ۱۲

۱-۴-۳)توربین ۱۲

۱-۴-۳-۱ پره های توربین گازی ۱۶

۱-۴-۳-۲ سیکل کارکرد توربین ۱۷

فصل دوم

معرفی روش های خنک کاری پره توربین و مروری بر تحقیقات انجام شده

۲-۱) مقدمه ۱۹

۲-۲روش های مختلف خنک کاری ۲۲

۲-۲-۱)خنک کاری خارجی ۲۲

۲-۲-۱-۱) استفاده از پوشش حرارتی ۲۲

۲-۲-۱-۲) خنک کاری لایه ای توربین ۲۳

۲-۲-۱-۳) روش خنک کاری فورانی ۲۵

۲-۲-۲) خنک کاری داخلی پره توربین ۲۷

۲-۲-۲-۱) خنک کاری برخوردی ۲۷

۲-۲-۲-۲) خنک کاری جابجایی ۳۰

۲-۲-۳)خنک کاری ترکیبی ۳۱
۲-۲-۳-۱)خنک کاری ترکیبی جابجایی _برخوردی ۳۱
۲-۲-۳-۲)خنک کاری ترکیبی برخوردی _ لایه ای ۳۲
۲-۲-۳-۳)خنک کاری ترکیبی لایه ای _جابجایی ۳۳
۲-۳)معرفی برخی از پارامتر های مربوط به خنک کاری ۳۴
۲-۴)مروری بر تحقیقات انجام شده ۳۶
۲-۵)نتیجه گیری ۴۲
فصل سوم
تبیین معادلات جریان
۳-۱)مقدمه ۴۴
۳-۲) معادلات حاکم بر جریان آشفته ۴۴
۳-۳) مدل های آشفتگی ۴۵
۳-۳-۱) رابطهٔ اساسی بوزینسک ۴۸
۳-۳-۲) مدل استاندارد k-ε ۵۰
۳-۳-۳) مدل های k-ε رینولدز پایین ۵۵
فصل چهارم
اعتبار سنجی تحلیل عددی جریان و انتقال حرارت
مقدمه ۶۱
۴=۲) روش محاسباتی ۶۱
۴-۳) اعتبار سنجی حل برای خنک کاری ۶۲
۴-۳-۱)هندسه و شبکه انتخابی ۶۲
۴-۳-۲) خواص ترمو فیزیکی ۶۴
۴-۳-۳) شرایط مرزی ۶۴
۴-۳-۴)بررسی حل مستقل از شبکه ۶۵
۴-۳-۵)بحث پیرامون نتایج ۶۷
۴-۳-۵-۱) توزیع اثربخشی خنک کاری ۶۷
۴-۳-۵-۲) مقایسه نتایج بدست آمده با نتایج تجربی و عددی موجود ۷۰
۴-۳-۵-۳) توزیع فشار ۷۴

۴-۳-۵-۴) توزیع سرعت.....۷۶
۴-۳-۵-۵) توزیع دما.....۷۵
۴-۳-۵-۶) بررسی اثرات چرخش.....۷۷

فصل پنجم

بررسی تاثیر پارامترهای هندسی و جریانی

۵-۱) مقدمه.....۸۳
۵-۲)تأثیرزاویه تزریق.....۸۳
۵-۲-۱) بررسی نمودار اثربخشی خنک‌کاری بر روی خط مرکزی.....۸۴
۵-۲-۲)توزیع راندمان بر روی سطح پره در زوایای تزریق مختلف.....۸۶
۵-۲-۳) نمودار اثربخشی جانبی خنک‌کاری برای زوایای تزریق مختلف.....۸۸
۵-۲-۴) توزیع دما برای زوایای تزریق مختلف.....۹۵
۵-۳) بررسی تأثیر نرخ دمش.....۹۸
۵-۳-۱) بررسی نمودار اثربخشی خنک‌کاری بر روی خط مرکزی.....۹۸
۵-۳-۲) توزیع اثربخشی خنک‌کاری.....۱۰۰
۵-۳-۳) نمودار اثربخشی جانبی خنک‌کاری در نسبت‌های دمش متفاوت.....۱۰۲
۵-۳-۴) توزیع دما در نسبت های دمش متفاوت.....۱۰۸
۵-۴) بررسی تأثیر اندازه قطر.....۱۱۰
۵-۴-۱)نمودار اثربخشی خنک‌کاری بر روی خط مرکز.....۱۱۰
۵-۴-۲) توزیع اثربخشی خنک‌کاری بر روی پره.....۱۱۳
۵-۴-۳) نمودار اثربخشی جانبی خنک‌کاری.....۱۱۵
۵-۴-۴)توزیع دما در قطرهای مختلف.....۱۲۰
۵-۵) نتیجه گیری.....۱۲۲
۵-۶)پیشنهاداتی برای ادامه تحقیق حاضر.....۱۲۴
فهرست منابع.....۱۲۶

فهرست علائم و نشانه‌ها

c_p	گرمای ویژه (J/Kg.K)
D ،d	قطر سوراخ خنک کاری(mm)
Pr	عدد پرانتل، ν/α
p	فشار (Pa)
T	دمای سیال (K)
U	سرعت (m/s)
Re	عدد رینولدز، $\mathrm{Re}=\frac{\rho UD}{\mu}$
Re_T	عدد رینولدز آشفتگی، $\mathrm{Re}_T=\frac{\rho k^2}{\mu\varepsilon}$
$V.R$	نسبت سرعت، $\mathrm{V.R}=\frac{\mathrm{u_j}}{\mathrm{u_\infty}}$
I	نسبت مومنتوم، $\frac{\rho_j u^2{}_j}{\rho_\infty u^2{}_\infty}$
M	نسبت دمش، $\frac{\rho_j u_j}{\rho_\infty u_\infty}$
$D.R$	نسبت چگالی، $\mathrm{D.R}=\frac{\rho_j}{\rho_\infty}$

علائم یونانی

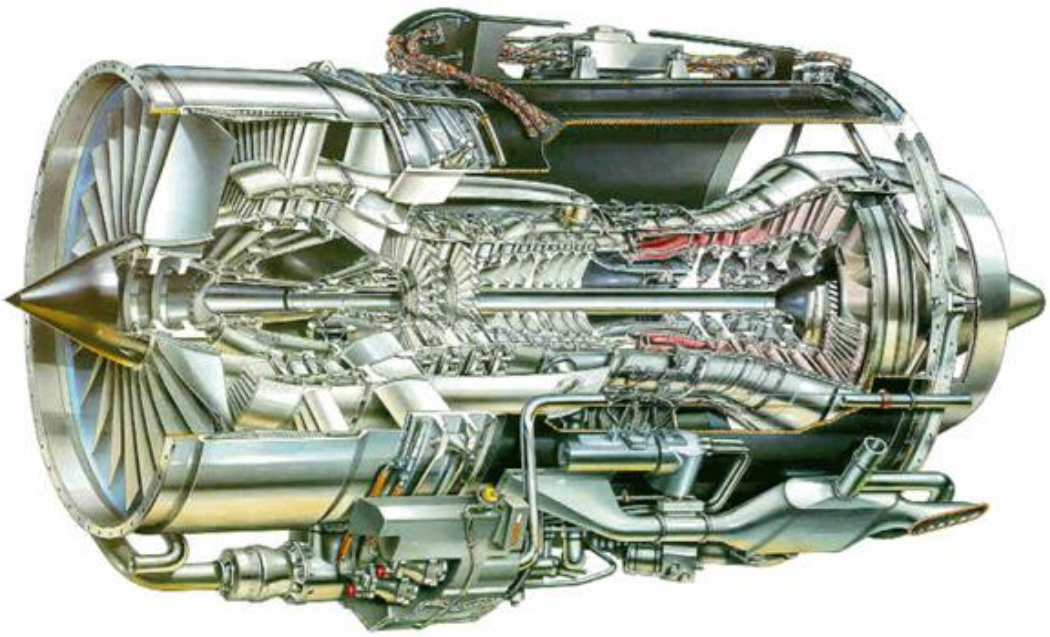
α	ضریب نفوذ حرارتی، $k/\rho c_p$ (Wm/J)
K	ضریب رسانش حرارتی (W/m·K)
η	اثربخشی آدیاباتیک، $(T_w-T_\infty)/(T_j-T_\infty)$
μ	لزجت دینامیکی(N.s/m^2)
ν	لزجت سینماتیکی، μ/ρ (m2/s)
ρ	چگالی سیال (Kg/m^3)
k	انرژی جنبشی آشفتگی(m^2/s^2)
ε	نرخ اضمحلال ویسکوز انرژی جنبشی آشفته(m^4/s^3)

زیرنویس‌ها

j	جت سرد
w	دیواره
∞	هوای گرم

فصل اول

آشنایی با توربین گاز



فصل اول

۱-۱)مقدمه

واژه توربین برای اولین بار به وسیله کلود بردین[1] در سال ۱۸۲۸ به وجود آمد که از لغت یونانی به معنی چرخنده یا سرگردان مشتق شده است. توربین، موتوری است که می‌تواند از یک سیال انرژی به دست آورد. ساده‌ترین توربین‌ها، یک بخش چرخنده و تعدادی پره دارند که به بخش اصلی متصل شده است سیال به پره‌ها برخورد می‌کند و بدین ترتیب از انرژی ناشی از متحرک بودن آن استفاده می‌کند. به عنوان اولین توربین‌ها می‌توان آسیاب بادی و چرخاب را نام برد. توربین های بخار،آبی، بادی ،گازی و... از انواع توربین های موجود می باشند. از زمان تولد توربینهای گاز امروزی در مقایسه با سایر تجهیزات تولید قدرت, زمان زیادی نمی گذرد. با این وجود امروزه این تجهیزات به عنوان سامانه های مهمی در امر تولید قدرت مکانیکی مطرح می باشند. از تولید انرژی برق گرفته تا پرواز هواپیماهای مافوق صوت همگی مرهون استفاده از این

[1] Claude Burdin (۱۸۷۳-۱۷۹۰)

وسیله سودمند می باشند. ظهور توربین های گاز، باعث پیشرفت زیادی در رشته های مهندسی مکانیک، متالورژی و سایر علوم مربوطه گشته است. بطوری که پیدایش سوپرآلیاژهای پایه نیکل و تیتانیوم به دلیل استفاده آنها در ساخت پره های ثابت و متحرک توربین ها که دماهای بالایی در حدود ۱۵۰۰ درجه سانتیگراد و یا بیشتر را متحمل می شوند، از سرعت بیشتری برخوردار شده است. به همین خاطر امروزه به تکنولوژی توربین های گازی تکنولوژی مادر گفته می شود و عمدتا کشورهای پیشرفته دارای قابلیت طراحی و ساخت توربین های گاز می باشند. کارایی توربین های گازی از حدود ۳٪ شروع شده و امروزه به حدود ۴۸٪ درسیکل های ترکیبی رسیده است.

۱-۲) تاریخچه

به صورت دسته بندی زمانی، تاریخچه توربین گاز و موتور جت را می توان به صورت زیر نشان داد:

یکصدوپنجاه سال پیش از میلاد : الکساندریا[1] توربین هوای داغ را برای به حرکت درآوردن اجسامی درجشنهای مذهبی ساخت.

هزاروهشتصدوبیست وچهار: کارنو[2]مقدمات اولیه تئوری موتور جت (توربین گاز) را ارائه کرد.

هزاروهشتصدوبیست و هفت: رابرت استرلینگ مبدل حرارتی را برای موتور هایی که در سیکل هوای داغ کار می کردند، اختراع کرد.

هزاروهشتصدوچهل شش: بوردن[3] استفاده از کمپرسور و توربین چند مرحله ای را پیشنهاد کرد.

[1] Alexandria
[2] Karnot
[3] Borden

هزارونهصدوپنج: سوسیتی اولین توربین گاز را که ۴ ٪ بازدهی داشت را درپاریس راه انـدازی کـرد.
هزارونهصدوسی وهفت: هواپیما با موتور توربین گاز ساخته شد و توسط فرانک ویتـل بپروازدرآمـد.
هزارونهصـدوچهل و هشـت : تـوربین گـازی بـا سـیکل نیمـه بـاز در سـوییس آزمـایش شـد.
هزارونهصـدوپنجاه وشـش: سـیکل بسـته تـوربین بـا سـوخت پـودر زغـال آزمـایش شـد.
هزارونهصدوشصـت : شـرکت جنـرال الکتریـک واحـد ترکیبـی بخـار و گـاز را بکـار گرفـت.
هزارونهصدوشصـت و یـک : انگلیسـی هـا هـاور کرافـت بـا موتـور تـوربین گـاز را بکـار بردنـد.
هزارونهصدوشصت و دو: شبکه تولید برق انگلستان واحد گازی به ظرفیت ۱۷/۵ مگاوات را آزمایش کرد.[1]

۱-۳) مزایا و معایب توربین گاز

مزایا:

۱-توربین گاز نسبت به وزن آن توان زیادی تحویل می دهد.

۲-موتورهای توربین گاز کوچکتر از توربین های دیگر هستند.

۳-سرعت عمل بالا.

معایب:

۱- این توربین ها نسبت به انواع مشابه گرانتر می باشند.

۱-۴) اجزای توربین های گاز

اصول همه توربین هـای گـاز یکـی اسـت و همگـی دارای کمپرسـور، محفظـه احتـراق و تـوربین می باشند.

۱-۴-۱)کمپرسور

وظیفه کمپرسور فشرده کردن هوا و افزایش فشار هوا برای ورود به محفظه احتراق می باشد و برحسب ساختمان و نحوه تراکم هوای عبوری از آن به دو دسته تقسیم می شوند.

۱-۴-۱-۱)کمپرسورهای سانتریفیوژ[1]

این نوع کمپرسور دارای دیسکی است که بر روی آن تیغه هایی تراشیده شده، به صورتی که مجرای بین آن ها واگراست. اصطلاح جریان گریز از مرکز به این دلیل است که جریان هوا در امتداد شعاع دیسک و در جهت نیروی گریز از مرکز (که در اثر چرخیدن دیسک تولید می شود) می باشد. این دیسک که ایمپلر نامیده می شود توسط یک محور به توربین متصل است و با آن می چرخد.

در اثر چرخش دیسک، هوا از طریق مرکز آن به داخل تیغه ها مکیده می شود و چون مجرای موجود بین دو تیغه به صورت واگراست هوا در حین عبور از بین آن ها فشارش زیاد و سرعتش کم می شود. ولی با توجه به اینکه خود دیسک در حال چرخش است به هوا انرژی جنبشی داده و سرعت آن را نیز افزایش می دهد.

هوا پس از عبور از این بخش وارد قسمت دیگری به نام پخش کننده می شود. این قسمت از تیغه های ثابتی تشکیل شده است که مجرای بین آن ها واگرا بوده و دور تا دور ایمپلر قرار گرفته اند. در این قسمت مجدداً فشار هوا زیاد شده و سرعت آن کم می گردد، به طوری که تقریباً پنجاه درصد افزایش فشار در ایمپلر و بقیه در پخش کننده صورت می گیرد. [۱]

[1] centrifugal Flow compressor

کمپرسورهایی که دارای یک دیسک و یک پخش کننده هستند، در یک مرحله افزایش فشار را انجام داده و به یک مرحله ای[1] معروفند، در بعضی از موتورها عمل فشردگی در دو مرحله انجام می گیرد و هوا پس از عبور از یک دیسک به دیسک دیگر وارد می شود و سپس وارد محفظه احتراق می گردد. این نوع کمپرسورها به دو مرحله ای[2] معروفند.

هوا پس از عبور از دیفیوزر وارد محفظه احتراق شده و قبل از رسیدن به محفظه احتراق باز هم به علت واگرا بودن فشارش زیاد و سرعتش کم می گردد. این ازدیاد فشار نهایی، آمادگی هوا را جهت احتراق بیشتر می‌کند. در محفظه احتراق، سوخت به داخل هوای فشرده شده پاشیده شده و مخلوط سوخت و هوا بوسیله شمع محترق می‌گردند. در اثر احتراق مخلوط سوخت و هوا، گازهای منبسط شده با درجه حرارت زیاد وارد نازل توربین شده و باعث چرخیدن توربین و در نتیجه گردش کمپرسور و متعلقات گردنده آن می‌شوند. گازهای سوخته سپس وارد اگزوز شده و با سرعت زیاد از دهانه اگزوز خارج می‌شوند که عکس‌العمل آنها باعث بوجود آمدن تراست در موتورهای جت خواهد شد.

شکل (۱- ۱) پروانه کمپرسورهای سانتریفیوژ[۱]

[1] Single Stage
[2] Double stage

۱-۴-۱-۲)کمپرسور محوری[1]

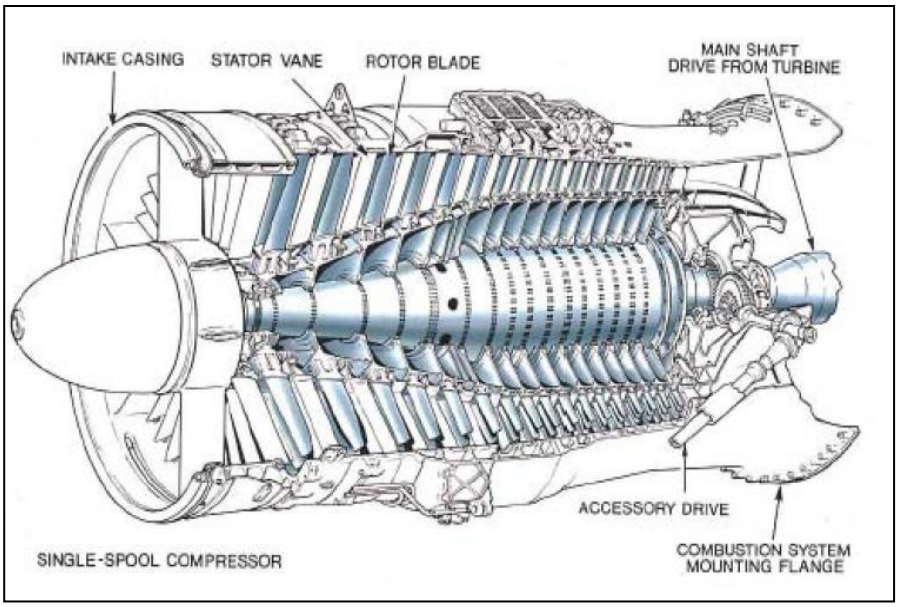
هر گاه جهت جریان هوای عبوری از کمپرسور موازی شفت موتور باشد آن کمپرسور جریان محوری به هوا داده و به کمپرسور تیغه ای(محوری) معروف است. این کمپرسور از چند ردیف تیغه ثابت و گردنده تشکیل شده است. اولین ردیف آن مربوط به تیغه های گردنده [2] است که معمولاً بر روی محیط خارجی یک دیسک سوار شده اند و ردیف بعدی تیغه های ثابت[3] (استاتور) است که از داخل بر روی پوسته موتور نصب شده اند و به همین صورت ردیف های بعدی در کنار هم قرار می گیرند. اصطلاحاً یک ردیف تیغه های روتور و استاتور را با هم یک مرحله ی[4] کمپرسور گویند.

نحوه کار کمپرسور محوری به این صورت است که هوا در هنگام ورود به کمپرسور به تیغه های ثابتی که آن ها را پره های راهنمای ورودی[5] یا (IGV) گویند برخورد می کند. این تیغه ها تحت زاویه ای معین، هوا را به اولین مرحله کمپرسور که با تیغه های گردنده شروع می شود هدایت می کنند. هر تیغه (IGV) با چرخش جزیی حول محور در محل خود می تواند تغییر زاویه داده و می تواند در شرایط مختلف کار موتور، مقدار هوای ورودی به کمپرسور را کنترل کند. چون مجرای بین دو تیغه مجاور روتور واگراست، بنابراین فشار هوای عبوری از بین این تیغه ها زیاد می شود و چون دیسکی که این تیغه ها بر روی آن سوار است با سرعت زیاد در حال چرخش است، این کار به هوا انرژی جنبشی داده و سرعتش نیز زیاد می گردد.

---

[1] Axial flow compressor
[2] Rotor Blades
[3] Stator Blades
[4] Stage
[5] Inlet Guide Vanes

پس از عبور از تیغه های گردنده هوا وارد تیغه های ثابت مـی شـود مجـرای بـین تیغـه هـای استاتور نیز واگرا بوده ولی چون ثابت است فشار هوا را زیاد و سرعت آن را کم می کند و بـه ایـن ترتیب در هر استاتور فشار افزایش می یابد. در هر مرحله افزایش فشار معمولاً ۰/۱تا ۰/۲ فشار هوا در مرحله ی قبلی است. در کمپرسور دمای هوا افزایش یافته و حجم آن کاهش می یابد، بـه ایـن دلیل مجرای کلی کمپرسورها به صورت همگراست. [۱]



شکل(۱-۲) کمپرسور محوری[۱]

۱-۴-۲)محفظه احتراق [1]

هوای فشرده شده پس از خروج از کمپرسور و دیفیوزر وارد قسمت دیگری می شود که در آنجا با مقدار متناسب سوخت مخلوط شده و مشتعل می گردد و باعث افزایش انـرژی جنبشـی هـوای عبوری از موتور می گردد. مقداری از این انرژی صرف چرخاندن توربین و کمپرسور شده و بقیه بـه

[1] Combustion Chamber

صورت گازهایی با سرعت زیاد از دهانه خروجی به بیرون فرستاده شده و ایجاد نیروی محرکه می کند. یک محفظه احتراق از دو لوله هم محور تشکیل شده است. لوله داخلی را لوله شعله [1] و لوله خارجی را لوله هوا[2] می نامند. دهانه ورودی هر دو لوله واگرا و دهانه خروجی شان همگراست.

در جلوی لوله داخلی انژکتور قرار دارد و قسمت بعد از آن منطقه احتراق [3] نامیده می شود. در این منطقه هوا و سوخت ترکیب شده و عمل احتراق انجام می پذیرد. بین دو لوله نامبرده فاصله ای وجود دارد که هوا از بین این دو حرکت کرده و به داخل محفظه احتراق راه می یابد و وظیفه خنک کاری محفظه احتراق را بر عهده دارد. هوا با سرعت وارد محفظه احتراق می گردد. تقریباً ۱۸٪ هوای ورودی از طریق صفحه مشبک و تیغه هایی که در اطراف سوخت پاش نصب شده اند و به نام تیغه های پیچاننده[4] معروف است وارد لوله شعله می شود و بقیه هوا به مجرای بین دو لوله هدایت می شود.

حدود ۱۰٪ از هوا از طریق سوراخ هایی که در محفظه احتراق قرار دارد وارد این منطقه می شود. هوایی که از این سوراخ ها وارد می شود و هوایی که از طریق تیغه های پیچاننده می آیند از دو جهت مختلف با هم ترکیب شده و بدین ترتیب محیط مناسبی برای نگهداری شعله در این منطقه به وجود می آید. [۱]

[1] Flame Tube
[2] Air casing
[3] Combustion Zone
[4] Swirl Vanes