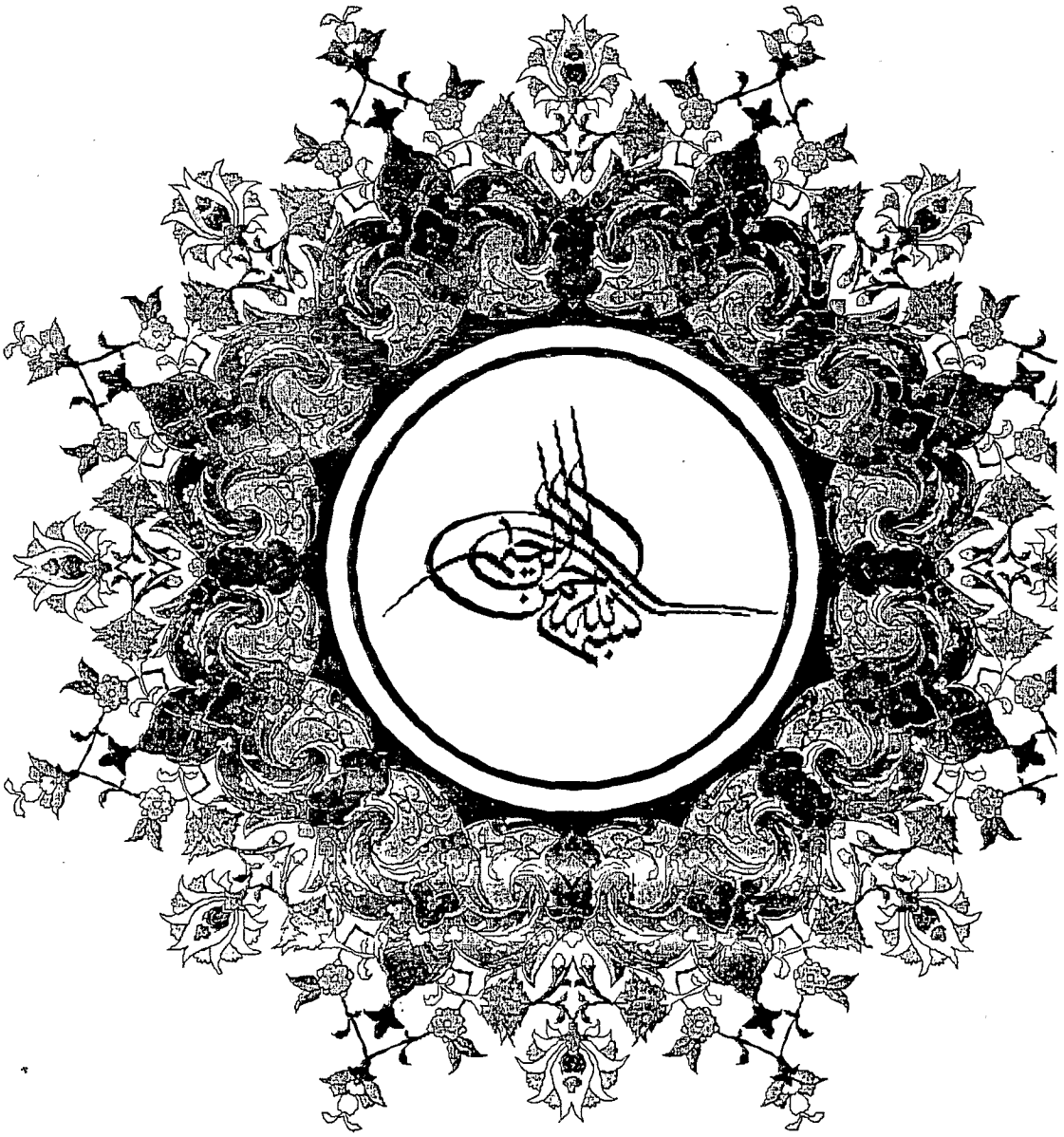


١٠٩٢٠٤

۸۷/۱/۱۰/۸۱۳د
۸۸-۱۲۳

دانشگاه سیستان و بلوچستان
تحصیلات تکمیلی

پایان نامه کارشناسی ارشد رشته مهندسی مکانیک گرایش تبدیل انرژی

عنوان:

بهینه‌سازی عملکرد موتور توربوشفت با استفاده از الگوریتم ژنتیک با چند تابع هدف

۱۳۸۸ /۱/ ۱۵

استاد راهنما:
دکتر سعید فراهت

استاد مشاور:
دکتر سید مسعود حسینی سروری

تحقیق و نگارش:
احسان خراسانی نژاد

(این پایان نامه از حمایت مالی معاونت پژوهشی دانشگاه سیستان و بلوچستان بهره‌مند شده است)

بهمن ۱۳۸۷

۱۰۹۲۰۴

بسمه تعالی

این پایان نامه با عنوان بهینه‌سازی عملکرد موتور توربوشفت با استفاده از الگوریتم ژنتیک با چند تابع هدف قسمتی از برنامه آموزشی دوره کارشناسی ارشد مکانیک توسط دانشجو احسان خراسانی نژاد تحت راهنمایی استاد پایان نامه دکتر سعید فراهت تهیه شده است. استفاده از مطالب آن به منظور اهداف آموزشی با ذکر مرجع و اطلاع کتبی به حوزه تحصیلات تکمیلی دانشگاه سیستان و بلوچستان مجاز می باشد.

(احسان خراسانی نژاد)

۸۷/۱۱/۱۷

این پایان نامه ۸ واحد درسی شناخته می شود و در تاریخ ۸۷/۱۱/۱۷ توسط هیئت داوران بررسی و درجه ..عالی.. به آن تعلق گرفت.

	نام و نام خانوادگی	امضاء	تاریخ
استاد راهنما:	دکتر سعید فراهت		۸۷/۱۱/۱۷
استاد مشاور:	دکتر سید مسعود حسینی سروری		۸۷/۱۱/۱۷
داور ۱:	دکتر منصور خانکی		۸۷/۱۱/۱۷
داور ۲:	دکتر حسین عجم		۸۷/۱۱/۱۷
نماینده تحصیلات تکمیلی:	دکتر فرشید فرشچی تبریزی		

دانشگاه سیستان و بلوچستان

تعهدنامه اصالت اثر

اینجانب احسان خراسانی نژاد تأیید می کنم که مطالب مندرج در این پایان نامه حاصل کار پژوهشی اینجانب است و به دستاوردهای پژوهشی دیگران که در این نوشته از آن استفاده شده است مطابق مقررات ارجاع گردیده است. این پایان نامه پیش از این برای احراز هیچ مدرک هم سطح یا بالاتر ارائه نشده است.

کلیه حقوق مادی و معنوی این اثر متعلق به دانشگاه سیستان و بلوچستان می باشد.

احسان خراسانی نژاد

امضاء

۹۷/۱۱/۱۹

تقدیم به:

ساحت مقدس آقا امام زمان (عج)

و

پدر و مادرم

اسوه‌های ایثار و فداکاری

و

همسر مهربانم

سپاسگزاری

خدا را شاکرم که به من هستی بخشید و نعمت‌های فراوان اعطا فرمود. و مرا دانستن آموخت و توفیق عمل به آنچه آموخته ام را از او مسئلت دارم.

از اساتید گرامی جناب آقای دکتر سعید فراهت که در طول انجام این پروژه از راهنمایی های ایشان بهرمند بودم کمال تقدیر وتشکر را دارم. همچنین از زحمات بی شائبه دکتر امین بهزاد مهر، دکتر سید مسعود حسینی سروری، دکتر حسین عجم، و دکتر علیرضا حسین نژاد که در طی دوران تحصیلات تکمیلی خود، از محضرشان بهره مند بودم، کمال تشکر و سپاسگذاری را دارم.

از جناب آقای دکتر آدمین کاظمی که مرا در انجام این پروژه یاری فراوان نمودند صمیمانه تقدیر و تشکر نموده و از تمامی دوستانم که در این مدت از محبت ها و همکاریشان بهره مند بوده ام، بویژه جناب مهندس شمس الدینی، مهندس کاضمیان، دکترسرحدی، دکتر سیدی، مهندس تقوی، مهندس جاوید نژاد، مهندس میرزایی بهرغانی، مهندس مهدوی عادلی، مهندس چوپان، مهندس فرساد، مهندس آذرکیش، مهندس مرتضوی، مهندس رمضانی‌مقدم، مهندس جعفریان و مهندس بیات سپاسگزاری می‌کنم.

در پایان از زحمات بی دریغ پدر و مادرم که در طول زندگانیم متحمل سختی های فراوان شدند تشکر و قدردانی به عمل می آورم، همچنین از همسرم مهربانم کمال سپاسگذاری را دارم.

احسان خراسانی نژاد

بهمن ۱۳۸۷

چکیده:

در این پروژه از الگوریتم ژنتیک چند هدفی جهت بهینه‌سازی عملکرد موتور توربوشفت استفاده شده است. در ابتدا بهینه‌سازی با یک تابع هدف انجام شده و مقادیر اکسترمم توابع هدف به طور جداگانه محاسبه گردیده است و با نتایج منحنی‌های عملکرد موتور مقایسه شده‌اند. بهینه‌سازی با یک تابع هدف با یک، دو و سه متغیر ورودی انجام شده است و از نتایج بدست آمده در هر مرحله جهت مقایسه با نتایج مراحل قبل استفاده شده است.

توابع هدف مورد بررسی توابع نیروی جلوبرنده ویژه، توان ویژه خروجی شافت و مصرف ویژه سوخت می‌باشند. متغیرهای طراحی مسئله شامل پارامترهای ترمودینامیکی مانند نسبت فشار کمپرسور، نسبت دمای توربین و عدد ماخ ورودی می‌باشند.

در بهینه‌سازی چند هدفی از روش NSGA-II[1] استفاده شده است. همچنین با برخی اصلاحات پیشنهاد شده در تحقیقات گذشتگان در قسمت اصلی برنامه، نتایج بدست آمده با روش NSGA-II مقایسه گردیده است. عمل بهینه‌سازی با چند تابع هدف یکبار با دو تابع هدف و یکبار با سه تابع هدف انجام گرفته و نتایج با یکدیگر مقایسه شده‌اند.

در حالت بهینه‌سازی با دو تابع هدف، توابع هدف تعیین شده، به چند دسته دوتایی تقسیم شده‌اند و منحنی Pareto Front هر یک رسم گردیدند. هر یک از منحنی‌های Pareto Front نشان دهنده بهترین نقاط طراحی برای توابع هدف موردنظر است. نقاط ارائه شده نسبت به یکدیگر غیربرترند اما بر هر نقطه دیگری برتری دارند. انتخاب هر یک از این نقاط به عنوان نقطه طراحی به عهده طراح است و بستگی به نیاز مسئله دارد.

در حالت بهینه‌سازی با سه تابع هدف امکان ارائه نتیجه به صورت نمودار وجود ندارد و نتایج به دست آمده در جداولی درج گردیده‌اند. در این جدول‌ها در ابتدا مقادیر متغیرهای طراحی بهینه شده و در ستون‌های بعد مقادیر اکسترمم توابع هدف آمده است. در بهینه‌سازی تک‌هدفی، پاسخ یک تابع هدف است ولی در بهینه‌سازی چندهدفی، پاسخ مجموعه‌ای از بردارهای هدف (شامل توابع هدف بهینه شده) است که پاسخ‌های حالت تک هدفی نیز یکی از این بردارهای هدف می‌باشد.

کلمات کلیدی: توربوشفت – بهینه‌سازی چند هدفی - الگوریتم ژنتیک -نقاط بهینه Pareto

1- Non-dominated Sorting Genetic Algorithm

فهرست مطالب

عنوان | صفحه

فصل اول: مقدمه ۱
۱-۱- مقدمه ۲
۱-۲- مروری بر کار گذشتگان ۷
فصل دوم: موتور توربوشفت ۱۰
۲-۱- مقدمه ۱۱
۲-۲- سیکل کاری و انواع موتورهای توربین گازی جت ۱۱
۲-۳- تحلیل ترمودینامیکی سیکل موتور توربوشفت ۱۲
۲-۴- خلاصه معادلات توربوشفت ۲۱
۲-۵- منحنی کارآیی توربوشفت ۲۲
فصل سوم: الگوریتم ژنتیک ۲۷
۳-۱- مقدمه ۲۸
۳-۲- مسائل بهینه‌یابی ۲۹
۳-۳- تکنیک‌های جستجو ۳۰
۳-۴- الگوریتم ژنتیک ۳۱
۳-۵- بهینه‌سازی چند هدفی ۴۰
۳-۶- روش‌های حل مسائل بهینه سازی چند هدفی ۴۴
۳-۷- بهینه یابی چند هدفی به کمک الگوریتم ژنتیک NSGA-II ۴۷
۳-۸- الگوریتم کلی برنامه در بهینه‌سازی چند هدفی ۵۴
۳-۹- الگوریتم حذف نقاط تکراری ۵۵
فصل چهارم: بهینه‌سازی ترمودینامیکی موتور توربوشفت ۵۸
۴-۱- مقدمه ۵۹
۴-۲- الگوریتم اعداد تصادفی ۵۹
۴-۳- ناحیه غیر قابل قبول و تابع جریمه ۶۰
۴-۴- بهینه‌سازی متغیرهای طراحی با یک تابع هدف ۶۱
۴-۵- نتایج بهینه‌یابی با یک تابع هدف ۶۲
۴-۶- بهینه‌سازی متغیرهای طراحی با چند تابع هدف ۶۶
۴-۷- نتایج خروجی با چند تابع هدف ۶۹
۴-۸- مقایسه روش NSGA-II با الگوریتم حذف نقاط تکراری ۷۴
۴-۹- مقایسه نتایج حاصل از بهینه‌یابی با دو و چهار تابع هدف ۷۶
۴-۱۰- نتیجه‌گیری و پیشنهاد برای ادامه کار ۷۸

مراجع ۸۱
پیوست ۸۳

فهرست جدول ها

عنوان جدول **صفحه**

جدول ۴-۱. نتایج حاصل از روش الگوریتم ژنتیک با یک ورودی متغیر و دو ثابت ۶۳

جدول ۴-۲. مقایسه نتایج روش الگوریتم ژنتیک با نتایج حاصل از نمودارهای عملکردی ۶۴

جدول ۴-۳. نتایج حاصل از روش الگوریتم ژنتیک با دو ورودی متغیر و یک ثابت ۶۵

جدول ۴-۴. نتایج حاصل از روش الگوریتم ژنتیک با سه ورودی متغیر ۶۶

جدول ۴-۵. نتایج و محدوده تغییرات توابع هدف و متغیرهای طراحی حاصل از بهینه‌سازی دو تابع هدفی ۷۳

فهرست شکل ها

عنوان شکل | صفحه

شکل ۱-۱. سیکل باز استاندارد هوایی یا برایتون ۳

شکل ۱-۲. سیکل بسته استاندارد هوایی یا برایتون ۳

شکل ۱-۳. شماتیک ساده موتور توربوجت ۵

شکل ۱-۴. شماتیک ساده موتور توربوفن ۵

شکل ۱-۵. شماتیک ساده موتور توربوپراپ ۶

شکل ۱-۶. شماتیک موتور توربوشفت ۷

شکل ۲-۱. شماتیک یک موتور توربین گاز ساده ۱۲

شکل ۲-۲. شماتیک کلی موتور توربوشفت ۱۳

شکل ۲-۳. سیکل موتور توربوشفت ۱۶

شکل ۲-۴. نمودار دما- آنتروپی در موتور توربوشفت در حالت ایده‌آل ۱۶

شکل ۲-۵. نمودار نیروی جلو برنده ویژه بر حسب عدد ماخ با $\tau_t = 0.7$ ۲۳

شکل ۲-۶. نمودار مصرف ویژه سوخت بر حسب نسبت فشار کمپرسور با $\tau_t = 0.6$ ۲۳

شکل ۲-۷. نمودار مصرف ویژه سوخت بر حسب نسبت دمای توربین با $M_0 = 0.5$ ۲۴

شکل ۲-۸. نمودار راندمان کلی برحسب نسبت فشار کمپرسور با $\tau_t = 0.6$ ۲۵

شکل ۲-۹. نمودار راندمان کلی برحسب نسبت دمای توربین با $M_0 = 0.5$ ۲۵

شکل ۳-۱. ماتریس جمعیت در الگوریتم ژنتیک ۳۲

شکل ۳-۲. طرح کلی الگوریتم ژنتیک ساده ۳۳

شکل ۳-۳. گزینش به کمک گردونه‌ی بخت ۳۷

شکل ۳-۴. مجموعه نقاط بهینه Pareto Front ۴۲

شکل ۳-۵. ناحیه Pareto بین ۰ و ۲ ۴۳

شکل ۳-۶. دسته بندی کروموزوم‌ها ۴۵
شکل ۳-۷. الگوریتم NSGA ۴۷
شکل ۳-۸. نمایشی از نحوه محاسبه فاصله جمعیتی ۵۲
شکل ۳-۹. عملکرد الگوریتم NSGA-II ۵۵
شکل ۴-۱. نحوه انتخاب والدین در عملگر پیوند در روش بهینه‌سازی چند هدفی ۶۷
شکل ۴-۲. منحنی Pareto Front برای توابع هدف، نیروی جلوبرنده ویژه و توان ویژه خروجی شافت ۷۰
شکل ۴-۳. منحنی Pareto Front برای توابع هدف، نیروی جلوبرنده ویژه و مصرف ویژه سوخت ۷۱
شکل ۴-۴. منحنی Pareto Front برای توابع هدف، توان ویژه خروجی شافت و مصرف ویژه سوخت ۷۲
شکل ۴-۵. مقایسه نمودارهای Pareto بدست آمده از روش‌های NSGA-II و الگوریتم حذف نقاط تکراری، برای توابع هدف نیروی جلوبرنده ویژه و مصرف ویژه سوخت ۷۵
شکل ۴-۶. مقایسه نمودارهای Pareto بدست آمده از روش‌های NSGA-II و الگوریتم حذف نقاط تکراری، برای توابع هدف نیروی جلوبرنده ویژه و توان ویژه خروجی شافت ۷۶
شکل ۴-۷. مقایسه نتایج حاصل از بهینه‌یابی با دو و سه تابع هدف، برای توابع هدف نیروی جلوبرنده ویژه و توان ویژه خروجی شافت ۷۷
شکل ۴-۸. مقایسه نتایج حاصل از بهینه‌یابی با دو و سه تابع هدف، برای توابع هدف نیروی جلوبرنده ویژه و مصرف ویژه سوخت ۷۷
شکل ۴-۹. مقایسه نتایج حاصل از بهینه‌یابی با دو و سه تابع هدف، برای توابع هدف توان ویژه خروجی شافت و مصرف ویژه سوخت ۷۸

فهرست علائم

علامت	نشانه
a	سرعت صوت
C_c	ضریب کار خروجی هسته موتور
C_p	گرمای ویژه در فشار ثابت
C_{shaft}	ضریب کار خروجی شافت
C_{tot}	ضریب کار خروجی کل
F	نیروی جلو برنده
f	نسبت سوخت به هوا
g_c	ثابت نیوتن
h	آنتالپی بر واحد جرم
h_{PR}	ارزش حرارتی سوخت
M	عدد ماخ
$\dot{m}$	نرخ جریان جرم
P	فشار
P_t	فشار کل
$\dot{Q}$	نرخ حرارت تولید شده
R	ثابت گاز
S_P	مصرف ویژه سوخت
T	دما
T_t	دمای کل
V	سرعت

$\dot{W}$	توان
γ	نسبت گرمای ویژه
π	نسبت فشار
τ	نسبت دما
τ_r	نسبت دمای کل به استاتیک
τ_λ	نسبت آنتالپی
η	بازده
ϕ	ضریب اتلاف

فصل اول

مقدمه

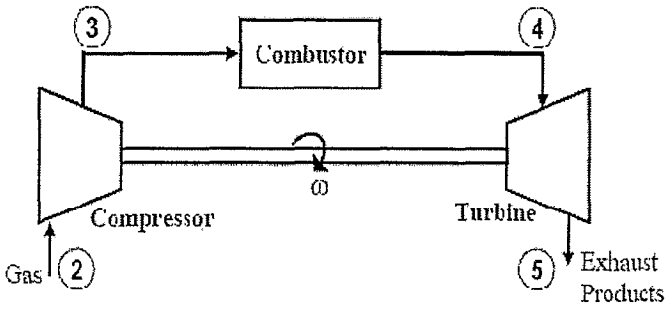
۱-۱- مقدمه

توربین‌های گازی از جمله ابداعات ارزشمندی می‌باشند که در طی یک قرن گذشته خدمات زیادی به بشر نموده‌اند بطوریکه تصور دنیایی که در آن از توربین گاز استفاده نشود غیر ممکن است. دو زمینه اصلی استفاده از توربین‌های گازی، تولید نیروی راننده در صنایع حمل و نقل و تولید توان الکتریکی در صنعت برق می‌باشد. امروزه همه هواپیماهای مدرن از موتور جت استفاده می‌کنند که قلب اصلی آن یک توربین گاز است. توربین‌های گازی هنگامی که در رانش هواپیماها استفاده می‌شوند، توان کافی برای راندن کمپرسور و همچنین یک ژنراتور کوچک برای تأمین برق تجهیزات جانبی را تولید می‌کنند. گازهای خروجی با سرعت بالا مسئول تولید نیروی لازم برای رانش هواپیما هستند. اغلب ناوگان نیروی دریایی کشورهای پیشرفته از موتورهای توربین گاز برای ایجاد جلوبرندگی[1] و توان الکتریکی استفاده می‌کنند. از توربین‌های گاز برای تولید الکتریسیته در نیروگاههای گازی نیز استفاده می‌کنند که بدلیل برخورداری از مزایای نسبی، استفاده از آنها رو به افزایش می‌باشد.

از زمان تولد توربین‌های گازی امروزی در مقایسه با سایر تجهیزات تولید قدرت، زمان زیادی نمی‌گذرد. ظهور توربین‌های گازی باعث پیشرفت زیادی در رشته‌های مهندسی مکانیک، متالورژی و سایر علوم مربوطه گشته است. بطوری که پیدایش سوپرآلیاژهای پایه نیکل و تیتانیوم به خاطر استفاده آنها در ساخت پره‌های ثابت و متحرک توربین‌ها که دماهای بالایی در حدود ۱۵۰۰ درجه سانتیگراد و یا بیشتر را متحمل می‌شوند، از سرعت بیشتری برخوردار شد. به همین خاطر امروزه به تکنولوژی توربین‌های گازی تکنولوژی مادر گفته می‌شود و کشوری که بتواند توربین‌های گازی را طراحی کند و بسازد هر چیز دیگری را هم می‌تواند تولید کند. همانطور که بیان گردید از این تجهیزات در نیروگاهها برای تولید برق، موتورهای جلوبرنده (هواپیما وکشتیها)، در صنایع نفت و گاز برای به حرکت درآوردن پمپها و کمپرسورها در خطوط انتقال فراورده ها و... استفاده می شود که امروزه کاربرد توربین‌های گازی در حال گسترش می‌باشد. به طور کلی کلیه توربین‌های گازی از سه قسمت کمپرسور، محفظه احتراق و توربین تشکیل می‌شوند، که بنا به کاربرد، قسمت‌های دیگری نیز برای افزایش راندمان و کارایی به آنها اضافه می‌شود.

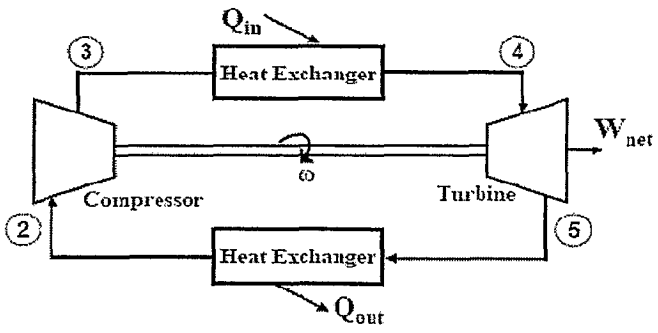
1- Thrust

به عنوان مثال در برخی از موتورهای هواپیما قبل از کمپرسور، از دیفیوزر و بعد از توربین، از نازل استفاده می‌شود. سیکل ترمودینامیکی توربین‌های گازی، سیکل استاندارد هوایی یا برایتون می‌باشد که در حالت ایده‌آل مطابق شکل ۱-۱، شامل دو فرآیند آیزنتروپیک در کمپرسور و توربین و دو فرآیند ایزو بار در محفظه احتراق و دفع گازها می‌باشد.



شکل ۱-۱. سیکل باز استاندارد هوایی یا برایتون[۱]

سیکل توربین‌های گازی در دو نوع باز و بسته می باشند. در سیکل باز (شکل فوق) گازهای خروجی از توربین به درون اتمسفر تخلیه می شوند که این سیکل بیشتر در موتورهای هواپیما مورد استفاده قرار می‌گیرد. در نوع بسته گازهای خروجی از توربین (مرحله ۵) از درون بخش دفع گرما (cooler) عبور کرده و بعد از خنک شدن مجدداً وارد کمپرسور گردیده و سیکل تکرار می‌شود. شکل ۱-۲، سیکل بسته برایتون را نشان می‌دهد.

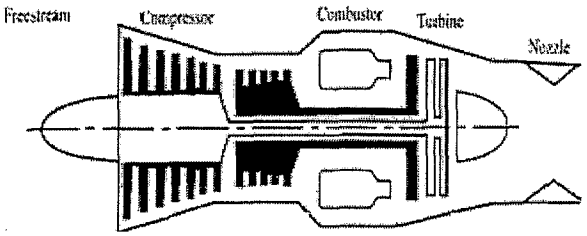


شکل ۱-۲. سیکل بسته استاندارد هوایی یا برایتون[۱]

سیکل توربین‌های گازی موتورهای هواپیما شبیه به توربین‌های گازی صنعتی می‌باشد بجز اینکه قبل از ورود هوا به کمپرسور از یک دیفیوزر و بعداز توربین از یک نازل برای بالا بردن سرعت گازهای خروجی و حرکت هواپیما به سمت جلو استفاده می‌کنند. این گازهای پرسرعت بر هوای خارج از موتور نیرویی وارد می‌کنند که طبق قانون سوم نیوتن نیروی عکس العمل آن سبب حرکت هواپیما به سمت جلو می‌شود. شایان ذکر است که نازل در هواپیماهای جت از نوع متغیر می‌باشد، یعنی دهانه آن با توجه به دبی (گذرجرمی) گازهای خروجی قابل تغییر و تنظیم است.

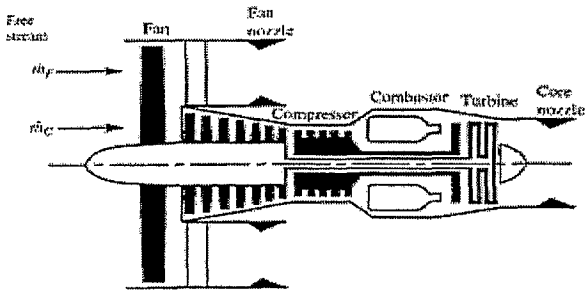
موتورهای هواپیما انواع مختلفی دارند که به دو دسته کلی تقسیم می‌شوند[۲]. ۱- موتورهای پیستونی که از نظر کاری شبیه به موتور خودروها می‌باشند. ۲- موتورهای توربینی که این موتورها به چهار دسته کلی توربوجت، توربوفن، توربوپراپ و توربوشفت تقسیم‌بندی می‌شوند.

توربوجت اولین و ساده ترین شکل از یک موتور جت جهت تولید تراست است. همان طوری که در شکل ۱-۳، شماتیک آن دیده می شود[۳] دارای کمپرسور، محفظه‌ی احتراق، توربین و سایر قسمت‌های استاندارد یک موتور توربین گازی می‌باشد. تفاوت بارزی که بین یک توربوجت و یک موتور توربین گازی ساده وجود دارد در کمپرسور توربوجت است که دارای ضریب تراکم بسیار بالاتری نسبت به یک توربین گاز ساده است. تفاوت اساسی دیگر در توربین آن است که در توربوجت توربین تنها به کمپرسور متصل است و تنها میزان بسیار کمی از قدرت همان توربین جهت سایر موارد فرعی مانند پمپ‌ها استفاده می‌شود و در توربوجت، پر انرژی بودن گازهای خروجی یک موضوع بسیار مهم و قابل توجه است، در حالیکه در یک موتور توربین گازی به غیر از توربینی که به کمپرسور متصل است توربین دیگری نیز جدا از آن در قسمت خروجی محفظه‌ی احتراق قرار دارد که در واقع به شافت خروجی موتور متصل است و جهت استفاده در مواردی از قبیل تولید برق و سایر موارد مشابه مورد استفاده قرار می‌گیرد. نکته‌ی قابل توجهی که در مورد موتورهای توربین گازی وجود دارد این است که از گازهای خروجی آنها هیچ استفاده‌ای نمی‌شود به همین جهت سعی میشود که تمام حرارت و انرژی قابل استفاده‌ی گازهای محترق قبل از خروج جهت بازدهی بیشتر گرفته شود.



شکل ۱-۳. شماتیک ساده موتور توربوجت

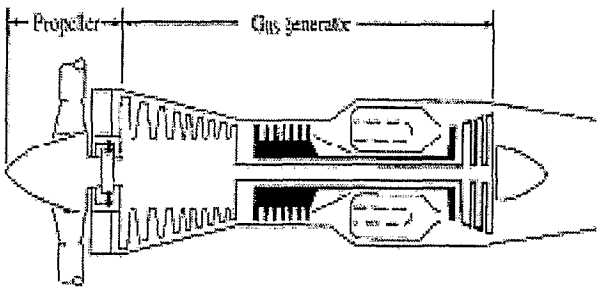
موتور توربوفن، شکل تغییریافته و پیشرفته‌ی یک موتور توربین گازی ساده است. همانند سایر موتورهای جت، توربوفن هم دارای هسته‌ی موتوری توربوجت است. در یک توربوفن مرکز موتور توسط یک لایه شامل یک فن در جلو و توربین اضافی درکنار آن احاطه شده است. فن و توربین فن از تعداد زیادی تیغه همانند کمپرسور و توربین هسته تشکیل شده اند که به یک شافت اضافی متصل‌اند. شافتی که به فن متصل است از وسط هسته‌ی شافت مرکزی عبور می‌کند و به این صورت اگر موتور دارای سه شافت باشد، فن جلویی به درونی‌ترین شافت و آن نیز به آخرین طبقه‌ی توربین در انتهای موتور (مرکز) متصل است. شکل ۱-۴، شماتیک ساده موتور توربوفن را نشان می‌دهد[۳].



شکل ۱-۴. شماتیک ساده موتور توربوفن

موتورهای توربوپراپ از هسته‌ی یک موتور توربین گازی برای گرداندن ملخ استفاده می‌کنند. موتورهای ملخ‌دار با حرکت دادن حجم بالایی از هوا و تغییر کمی در سرعت آن، تراست تولید می‌کنند. این پیشرانش‌ها بسیار کارآمد هستند و از هر نوع نیروی محرکه‌ای (موتور) برای به گردش در آوردن ملخ می‌توانند استفاده کنند. در پیشرانش توربوپراپ دو قسمت اصلی و برجسته وجود دارند، یکی موتور و دیگری ملخ یا پروانه. هسته‌ی موتور در این نوع پیشرانش بسیار مشابه یک توربوجت ساده است، با این تفاوت که به جای رانش قوی

گازهای خروجی به بیرون برای تولید تراست، بیشتر انرژی گازهای خروجی صرف گرداندن توربین می‌شود. این قسمت در بیشتر موتورها شامل چند طبقه از توربین‌های کاملا مجزا است که نیروی آنها از طریق یک شافت دیگر به جعبه دنده و بعد به ملخ انتقال می‌یابد. سرعت گازهای اگزوز در یک توربوپراپ پایین است و تراست کمی تولید می‌کند، چون بیشتر انرژی گازهای اگزوز صرف به گردش در آوردن توربین می‌شود. بطور میانگین در یک توربوپراپ، تراست تولیدی توسط هسته‌ی جت حدود ۱۵٪ است درحالیکه تراست تولیدی توسط ملخ آن مقدار باقیمانده یعنی ۸۵٪ است[۴]. در تصور توربوفن و توبوپراپ مشابه یکدیگرند، اما توربوفن دقیقاً خاصیت یک جت را داراست به این معنا که برای تولید تراست از گازهای خروجی استفاده می‌کند و یک داکت یا مجرا دارد و قسمت فن دارای نازل نیز می‌باشد، ولی توربوپراپ فقط از موتور جت استفاده می‌کند و تولید عمده‌ی، تراست توسط ملخ انجام می‌شود. توربوپراپ از بازدهی بالاتری ازسوخت نسبت به توربوفن برخوردار است اما به هر حال صدا و ارتعاش تولیدی توسط ملخ توربوپراپ یک اشکال عمده است. شکل ۱-۵، موتور توربوپراپ را نشان می‌دهد[۳].



شکل ۱-۵. شماتیک ساده موتور توربوپراپ

توربوشفت گونه‌ای از موتورهای جت است که تقریباً تمام هلیکوپترهایی که امروزه ساخته می‌شوند، از آن نیرو می‌گیرند. همانطور که در شکل ۱-۶، مشاهده می‌شود توربوشفت از بسیاری قسمت‌های توربوجت استفاده می‌کند. یک تفاوت اساسی بین توربوشفت و سایر موتورهایی که در بالا معرفی شدند این است که توربین تنها به کمپرسور متصل نیست. البته همانند توربوپراپ در اکثر موتورهای توربوشفت چند طبقه از توربین‌های مجزا از کمپرسور، وجود دارند که انرژی آنها از طریق شافتی مجزا به جعبه دنده جهت تغییر به گشتاور مناسب انتقال می‌یابد و بعد مورد استفاده قرار می‌گیرد. بطور نمونه تیغه های روتور هلیکوپتر را می‌چرخاند. از طرفی