



دانشگاه صنعتی شریف
دانشکده مهندسی هوافضا

پایان نامه کارشناسی

عنوان

طراحی اولیه ی موتور توربوجت کوچک

نگارش

سیدسروش بصّام

استاد راهنما

دکتر عباس ابراهیمی

مرداد ۹۲

طراحی اولیه موتور توربوجت کوچک

چکیده

در این پژوهش، به طراحی اولیه ی یک موتور توربوجت کوچک پرداخته شده است. به همین منظور ابتدا ضمن بررسی موتورهای توربوجت کوچک موجود، پایگاه داده ای از اطلاعات مربوط به مشخصه های عملکردی این موتورها تشکیل شد. سپس تعریف مسئله بر اساس تحلیل داده های پایگاه داده ای صورت گرفت. با استفاده از نرم افزار Gasturb، یک مدل پیش فرض برای این کلاس از موتورها ساخته شده و سیکل نقطه طراحی آن مورد بررسی قرار گرفت. سپس با استفاده از امکان بهینه سازی در این نرم افزار، سیکل مذکور نسبت به مصرف سوخت مخصوص بهینه سازی شده و تحلیل پارامتریک سیکل بر روی آن صورت گرفت. سپس در بخش های بعدی فرایند طراحی اولیه کمپرسور و توربین محوری برای سیکل بهینه ی بخش قبل مورد بررسی قرار گرفت و به همین منظور کد رایانه ای در محیط نرم افزار Matlab نوشته شد. در نهایت طرح مورد ارزیابی قرار گرفته و با نمونه های مشابه مقایسه شد.

واژه های کلیدی:

موتور توربوجت کوچک، تحلیل پارامتریک سیکل، سیکل نقطه طراحی، بهینه سازی سیکل، شاخص عملکرد، انتخاب طراحی، طراحی کمپرسور، طراحی توربین

صفحه

فهرست عناوین

1	مقدمه.....	1
4	2 بررسی موتورهای توربوجت کوچک.....	2
7	2.1 معرفی چند نمونه از موتورهای توربوجت کوچک موجود.....	7
7	2.1.1 موتور J-450 ساخت کمپانی Sophia Precision.....	7
7	2.1.2 موتور Olympus ساخت کمپانی AMT Netherlands.....	7
8	2.1.3 موتور KJ-66.....	8
8	2.2 موتورهای توربوجت کوچک نسل آینده.....	8
11	3 پایگاه داده موتورهای توربوجت کوچک.....	11
11	3.1 پایگاه داده ای از مشخصه های هندسی موتورهای توربوجت کوچک.....	11
12	3.2 پایگاه داده ای از مشخصه های عملکردی موتورهای توربوجت کوچک.....	12
13	3.3 تحلیل داده های موجود در پایگاه داده.....	13
16	4 تعریف مسئله ی طراحی.....	16
16	4.1 شاخص های عملکردی موتور.....	16
17	4.1.1 تعیین شاخص های عملکردی موتور توربوجت کوچک.....	17
17	4.2 محدودیت های طراحی.....	17
17	4.2.1 تعیین محدودیت های طراحی برای موتور توربوجت کوچک.....	17
18	4.3 شرایط پروازی.....	18
18	4.4 انتخاب های طراحی.....	18
19	5 تحلیل پارامتریک سیکل برای موتورهای توربوجت کوچک.....	19
20	5.1 معرفی نرم افزار GasTrub.....	20
20	5.2 ایجاد مدل پیش فرض برای موتورهای توربوجت کوچک.....	20
21	5.3 خروجی های برنامه برای مدل پیش فرض.....	21
23	5.4 تحلیل پارامتریک سیکل برای مدل پیش فرض.....	23
23	5.4.1 نمودار مصرف سوخت مخصوص بر حسب نیروی پیشران مخصوص.....	23
25	5.4.2 نمودار مصرف سوخت مخصوص بر حسب نیروی پیشران مخصوص با کانتور بازده.....	25
27	5.4.3 نمودار مصرف سوخت مخصوص بر حسب نیروی پیشران مخصوص با کانتور دمای گاز خروجی.....	27
28	6 بهینه سازی سیکل نقطه طراحی.....	28

سیدسروش بّصّام، "طراحی اولیه ی موتور توربوجت کوچک"، پایان نامه کارشناسی، استاد راهنما: دکتر ابراهیمی،

دانشگاه صنعتی شریف، دانشکده مهندسی هوافضا، مرداد ۹۲

1.6	اطلاعات ورودی برای بهینه سازی سیکل نقطه طراحی	29
2.6	نتایج بهینه سازی سیکل نقطه طراحی	29
6.3	خروجی های برنامه برای سیکل نقطه طراحی بهینه	30
1.3.6	مشخصات سیکل نقطه طراحی بهینه سازی شده	30
1.1.3.6	نمودار دما بر حسب انتروپی برای سیکل نقطه طراحی بهینه	31
2.3.6	تحلیل پارامتریک سیکل برای سیکل نقطه طراحی بهینه	31
3.3.6	بررسی تاثیر نوع سوخت در شاخص های عملکردی موتور	34
7	طراحی کمپرسور برای سیکل بهینه	35
1.7	کد رایانه ای طراحی کمپرسور	35
1.1.7	اطلاعات اولیه موجود در کد	35
2.1.7	ورودی های کد	36
3.1.7	فرضیات حاکم و انتخاب های طراحی	36
4.1.7	شرح روند محاسبات در کد	36
5.1.7	خروجی های کد	39
2.7	نتایج بخش طراحی کمپرسور	40
1.2.7	مشخصه های اصلی کمپرسور	40
2.2.7	مشخصات هندسی کمپرسور	40
3.2.7	شاخص های طراحی کمپرسور	41
8	طراحی توربین محوری برای سیکل بهینه	41
1.8	کد رایانه ای طراحی توربین	42
1.1.8	اطلاعات اولیه موجود در کد	42
2.1.8	ورودی های کد	42
3.1.8	فرضیات حاکم و انتخاب های طراحی	43
4.1.8	شرح روند محاسبات در کد	44
1.4.1.8	طراحی نازل در طبقه ی اول	44
2.4.1.8	طراحی روتور در طبقه اول	45
5.1.8	خروجی های کد	46
2.8	نتایج بخش طراحی توربین	46
1.2.8	مشخصه های اصلی توربین	46
2.2.8	مشخصات هندسی توربین	47
3.2.8	شاخص های طراحی توربین	47

49	9 جمع‌بندی و نتیجه‌گیری.....
53	منابع و مراجع.....
54	پیوست‌ها.....

صفحه

فهرست اشکال

شکل 1.2 نمادگذاری رایج در موتور توربوجت [۳]: ۲، ورودی کمپرسور، ۳، ورودی محفظه احتراق، ۴، ورودی توربین، ۵، خروجی توربین، ۸، خروجی موتور	4.....
شکل 2.2 موتور Olympus ساخت کمپانی AMT Netherlands	7.....
شکل 3.2 موتور KJ 66	8.....
شکل 4.2 موتور Jesus JF-50 Bee و اجزای داخلی آن	9.....
شکل 5.2 موتور WREN MW 54	10.....
شکل 6.2 موتور Olympus ساخت کمپانی AMT Netherlands	10.....
شکل 1.3 نمودار مصرف سوخت مخصوص بر حسب نیروی پیشران مخصوص پایگاه داده	15.....
شکل 1.5 دما بر حسب انتروپی متعلق به سیکل نقطه طراحی موتور Sophia Precision J450	22.....
شکل 2.5 رابط کاربری نرم افزار برای تعیین پارامترهای متغیر و اندازه بازه ها	23.....
شکل 3.5 نمودار مصرف سوخت مخصوص بر حسب نیروی پیشران مخصوص به ازای تغییرات نسبت فشار و دمای ورودی توربین، متعلق به سیکل نقطه طراحی موتور Sophia Precision J450	24.....
شکل 4.5 نمودار مصرف سوخت مخصوص بر حسب نیروی پیشران مخصوص به ازای تغییرات نسبت فشار، دمای ورودی توربین، و با کانتور بازده متعلق به سیکل نقطه طراحی موتور Sophia Precision J450	26.....
شکل 5.5 نمودار مصرف سوخت مخصوص بر حسب نیروی پیشران مخصوص به ازای تغییرات نسبت فشار، دمای ورودی توربین، و با کانتور دمای گاز خروجی متعلق به سیکل نقطه طراحی موتور	27.....
شکل 1.6 نمودار دما بر حسب انتروپی متعلق به سیکل نقطه طراحی بهینه	31.....
شکل 2.6 نمودار مصرف سوخت مخصوص بر حسب نیروی پیشران مخصوص به ازای تغییرات نسبت فشار و دمای ورودی توربین متعلق به سیکل نقطه طراحی بهینه	32.....
شکل 3.6 نمودار مصرف سوخت مخصوص بر حسب نیروی پیشران مخصوص به ازای تغییرات نسبت فشار، دمای ورودی توربین، و با کانتور دمای گاز خروجی متعلق به سیکل نقطه طراحی بهینه	33.....
شکل 4.6 نمودار دبی جرمی سوخت بر حسب نیروی پیشران به ازای ارزش حرارتی متغیر	34.....
شکل 1.9 نمودار مصرف سوخت مخصوص و نیروی پیشران مخصوص موتورهای موجود در پایگاه داده ای: بررسی جایگاه طرح پیشنهادی در بین موتورهای پایگاه داده ای	50.....

صفحه

فهرست جداول

جدول 1.2	مقایسه موتور توربوجت با اندازه کامل و توربوجت کوچک	5
جدول 1.3	داده‌های ابعاد و وزن	11
جدول 2.3	داده‌های مصرف سوخت مخصوص و نیروی پیشران مخصوص	12
جدول 3.3	داده‌های دبی جرمی هوا، نسبت فشار و دور موتور	12
جدول 4.3	داده‌های دمای گاز خروجی و نوع سوخت مصرفی	13
جدول 5.3	داده‌های نیروی پیشران مخصوص و مصرف سوخت مخصوص	14
جدول 6.3	معادله‌ی خط روند، میانگین و انحراف معیار پایگاه داده	15
جدول 1.4	میانگین و انحراف معیار داده‌ها	17
جدول 1.5	اطلاعات ورودی به نرم‌افزار جهت محاسبات سیکل نقطه طراحی موتور Sophia Precision J450	21
جدول 2.5	اطلاعات سیکل نقطه طراحی موتور Sophia Precision J450 محاسبه شده توسط نرم افزار	22
جدول 1.6	اطلاعات ورودی به نرم‌افزار شامل بازه‌ی متغیرها و قیدهای تعیین شده جهت بهینه‌سازی سیکل	29
جدول 2.6	نتایج بهینه‌سازی: مقادیر متغیرها و قیدهای بهینه‌سازی سیکل نقطه طراحی	30
جدول 3.6	اطلاعات سیکل نقطه طراحی بهینه‌سازی شده	30
جدول 1.7	اطلاعات اولیه موجود در کد طراحی کمپرسور	35
جدول 2.7	ورودی‌های کد طراحی کمپرسور	36
جدول 3.7	خروجی‌های کد طراحی کمپرسور: اطلاعات مربوط به مشخصه‌های اصلی کمپرسور طراحی شده	40
جدول 4.7	خروجی‌های کد طراحی کمپرسور: اطلاعات مربوط به مشخصه‌های هندسی کمپرسور طراحی شده	40
جدول 5.7	خروجی‌های کد طراحی کمپرسور: مقادیر شاخص‌های کمپرسور طراحی شده	41
جدول 1.8	اطلاعات اولیه موجود در کد طراحی توربین	42
جدول 2.8	ورودی‌های کد طراحی توربین	43
جدول 3.8	خروجی‌های کد طراحی توربین: اطلاعات مربوط به مشخصه‌های اصلی توربین طراحی شده	46

جدول 4.8 خروجی‌های کد طراحی توربین: اطلاعات مربوط به مشخصه های هندسی توربین طراحی شده	47
جدول 5.8 خروجی‌های کد طراحی توربین: مقادیر شاخص های توربین طراحی شده	47
جدول 1.9 مقایسه مشخصات سیکل نقطه طراحی موتور Sophia Precision J450 و سیکل نقطه طراحی بهینه‌سازی شده	49

فهرست علائم

علائم لاتین

فشار	P
دما	T
توان	P
مساحت دهانه	A
دبی جرمی	\dot{m}
ثابت ویژه گاز	R
ظرفیت گرمایی ویژه	c_p
عدد ماخ	M
سرعت محوری	C_z
سرعت خطی پره	U
مصرف سوخت مخصوص	SFC
دور موتور	RPM

علائم یونانی

ضریب بار	ψ
نسبت ظرفیت گرمایی	Γ
نسبت دمای کل	T
نسبت فشار کل	Π

زیر نویس ها

T	شرایط سکون
H	ریشه
C	کمپرسور
θ	مولفه ی چرخشی سرعت در کمپرسور و توربین
Z	مولفه ی محوری سرعت

1 مقدمه

امروزه، با گسترش دامنه ی کاربرد موتورهای توربوجت کوچک، از تولید نیروی پیشران در هواپیما های مدل و پهپاد تا کاربردهای آموزشی، بررسی فرایند طراحی آن حائز اهمیت می نماید [۱۰]، [۱۱]. پژوهش پیش رو، ضمن بررسی طراحی های گذشته، به ارائه ی یک طراحی اولیه بر مبنای اصول طراحی موتور و با لحاظ ویژگی ها و ملزومات خاص این دسته از موتورها می پردازد.

مرجع [۱] ضمن معرفی موتورهای توربوجت کوچک موجود از ابتدا تا سال ۲۰۰۵، به بررسی کارکرد این دسته از موتور ها پرداخته و در نهایت فرایند طراحی و ساخت یک موتور توربوجت نوعی را ارائه می دهد.

مرجع [۲] به طور مشخص به فرایند طراحی موتور توربوجت کوچک Kurt Schreckling می پردازد. این فرایند با طراحی توربین آغاز می شود. سپس کمپرسور، محفظه ی احتراق و سایر اجزای موتور طراحی می شود.

مرجع [۵] به بررسی عملکرد موتور Sophia Precision J450 تحت شرایط مختلف پروازی می پردازد. همچنین شاخص های عملکرد این موتور به ازای مقادیر مختلف انتخاب های طراحی مورد مطالعه قرار می گیرد.

در پژوهش حاضر، ابتدا ضمن جمع آوری پایگاه داده از موتورهای توربوجت کوچک موجود، داده ها تحلیل شده و براساس آن بازه ی قابل قبول برای هریک از مشخصه های موتور اعم از شاخص های عملکردی^۱، انتخاب های طراحی^۲، و محدودیت های طراحی^۳ تعیین شد. در

^۱Performance Parameter

مرحله ی بعد، با استفاده از نرم افزار Gasturb10 سیکل نقطه طراحی موتور Sophia Precision J450 بررسی شد و تحلیل پارامتریک^۴ سیکل بر روی این موتور صورت گرفت. سپس، با استفاده از امکان بهینه سازی این نرم افزار و خروجی بخش تحلیل داده های پایگاه داده، سیکل بهینه به دست آمد.

فصل اول از این پژوهش، به معرفی اجمالی موتورهای توربوجت کوچک اختصاص دارد. در این فصل ضمن بررسی کاربرد های مختلف این کلاس، به معرفی چند نمونه پرداخته می شود. در فصل دوم، پایگاه داده ای^۵ از موتورهای توربوجت کوچک ارائه شده و ضمن تحلیل این داده ها، بازه های قابل قبول برای هریک از مشخصه های موتور تعیین می گردد. در فصل بعد، ضمن تبیین شاخص های عملکردی، انتخاب های طراحی و محدودیت های طراحی به تعریف مسئله ی طراحی با توجه به خروجی فصل قبل پرداخته می شود. سپس در فصل چهارم، با استفاده از نرم افزار Gasturb یک مدل پیش فرض برای کلاس توربوجت کوچک ساخته شده و سیکل نقطه طراحی آن مورد بررسی قرار می گیرد. در فصل بعد، با استفاده از همین نرم افزار و قابلیت بهینه سازی آن، سیکل مذکور بهینه سازی شده و تحلیل پارامتریک سیکل ارائه می شود. براساس خروجی های به دست آمده، در دو فصل بعدی به ترتیب به طراحی کمپرسور و توربین محوری برای سیکل بهینه پرداخته می شود. در نهایت طراحی صورت گرفته با نمونه های مشابه مقایسه و ویژگی های آن ارزیابی می گردد.

² Design Choice

³ Design Limit

⁴ Parametric Cycle Analysis

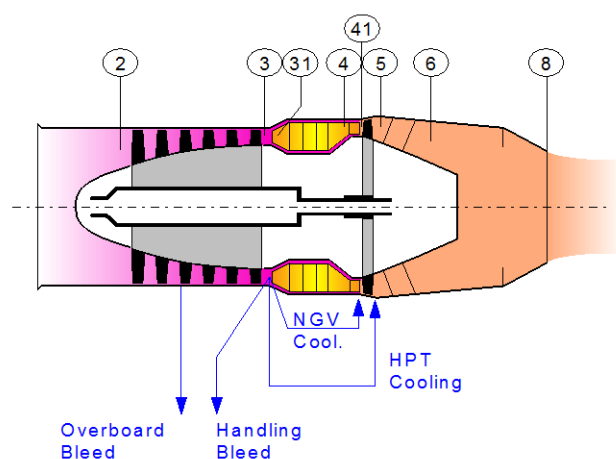
⁵ Database

2 بررسی موتورهای توربوجت کوچک

موتور توربوجت، قدیمی ترین موتور جت است که از طریق مکیدن هوا به داخل و افزایش انرژی حرارتی آن تولید نیروی پیشران می کند. این موتور در دهه ی ۱۹۳۰ توسط مهندس Whittle انگلیسی و Ohain آلمانی که مستقل کار می کردند به طور عملی ساخته شد [۳].

موتور توربوجت شامل ورودی هوا، کمپرسور هوا، محفظه ی احتراق، توربین و نازل است. هوای ورودی پس از فشرده شدن در کمپرسور وارد محفظه ی احتراق می شود. در محفظه ی احتراق ضمن اضافه شدن سوخت به هوا و عمل احتراق، انرژی حرارتی سیال افزایش می یابد. سپس در توربین این انرژی حرارتی به انرژی مکانیکی تبدیل شده و شفت توربین را می گرداند. در این قسمت توان مورد نیاز کمپرسور تامین می شود. سپس در نازل با انبساط گاز خروجی، نیروی پیشران تولید می شود.

شکل 1.2 نمادگذاری رایج در موتور توربوجت [۳]: ۲، ورودی کمپرسور، ۳، ورودی محفظه احتراق ۴، ورودی توربین، ۵، خروجی توربین ۸، خروجی موتور



موتور توربوجت در مقایسه ی با موتور توربوفن، بازده بسیار پایین و نویز بالایی دارد [۸]. لذا، امروزه در اکثر هواپیماهای مدرن کلاس حمل و نقل موتور توربوفن به کار گرفته می شود. هرچند، موتورهای توربوجت به علت سرعت گاز خروجی بالا هم چنان بر روی موشک های کروز نصب می شود.

موتور توربوجت کوچک کلاسی از موتورهای توربوجت است که در مقایسه با موتور توربوجت با اندازه کامل نیروی پیشران کمتری تولید می کند و لذا، از آن نمی توان در هواپیماهای حمل و نقل امروزی بهره برد. موتور توربوجت کوچک فقط نمونه ی کوچک شده ی موتور با اندازه ی کامل نیست؛ بلکه ملاحظات خاص دیگری وجود دارد که طراحی متفاوت و اغلب ساده تری می طلبد. در رابطه با موتور توربوجت کوچک اساس طراحی بر مبنای کارکرد و سادگی ساخت استوار است. حال آن که در موتورهای توربوجت با اندازه ی کامل امروزی، مواردی نظیر کمپرسور و توربین چند طبقه، خنک کاری پره، و سیستم های کنترل هوشمند پیچیده ضمن افزودن درجه ی پیچیدگی طراحی مسائلی نظیر مصرف بهینه ی سوخت و دامنه ی عملیاتی گسترده این دسته از موتورها را مد نظر قرار داده است. جدولی که در ادامه آورده شده است، تفاوت های موتور توربوجت با اندازه ی کامل و موتور توربوجت کوچک را نشان می دهد.

جدول 1.2 مقایسه موتور توربوجت با اندازه کامل و توربوجت کوچک

Engine Firm/Constructor First Run	FD3 Schreckling 1990	Micro-Turbine Kamps 1993	T 250P JPX 1995	Marbore Turbomeca 1952 Fouga CM 170 "Magister"	CF6-80C GE, MTU, SNECMA 1983 Airbus A 330 Boeing 747
Thrust (Newtons)	30	50	59	3,900	262,500
Mass (Kg)	0.75	1.14	1.55	146	4,066
Pressure Ratio	1.5	2	2.15	4.1	32
Turbine					
Intake temperature (°C)	ca.700	ca.650	ca.740	780	1.280
Specific Thrust (N/kg)	40	44	38	27	65
Consumption (kg/min.)	0.16	0.166	0.177	7.6	158
Specific Consumption (kg/N/h)	0.32	0.2	0.18	0.117	0.036

در دهه های اخیر طراحی و تولید موتورهای توربوجت کوچک با گسترش چشم گیری مواجه بوده که یکی از دلایل عمده ی آن تنوع کاربرد این دسته از موتورهاست [۱۶]. از کاربردهای موتور توربوجت کوچک می توان به تولید نیروی پیشران در هواپیماهای سبک نظیر پهپاد و هواپیمای مدل اشاره کرد. در برخی از مراکز آموزشی از این دسته از موتورها برای نشان دادن کارکرد موتور جت استفاده می شود [۱۰].

همان طور که گفته شد یکی از کاربردهای اصلی موتورهای توربوجت جت کوچک، تولید نیروی پیشران در هواپیماهای مدل است. در سالهای اخیر موتورهای با قابلیت تولید نیروی پیشران بالای 140 نیوتون به شکل گسترده تولید شده است. با این حال سازندگان این موتورهای با افزایش دور موتور به ابعاد کوچکتر نیز دست یافته اند به طوری که امروزه کمپرسور با قطر 50 میلی متر در موتورهای تجاری استفاده می شود. در این گونه موتورها دور موتور به 180000 دور در دقیقه می رسد.

بدیهی است موتورهای توربوجت کوچک با کاربری مدل، با پیشرفت موتورهای با اندازه ی کامل دچار تغییر می شوند، اما روند این تغییر نسبتا ملایم است. برای مثال طراحی موتورهای توربوجت به سمت نسبت فشار کمپرسور و دمای ورودی توربین بالاتر معطوف بوده است. حال آنکه در موتورهای توربوجت مدل این پارامترها با رشد نسبتا کمی همراه بوده است. لذا، مصرف سوخت مخصوص^۱ آن ها همچنان بالاست و نیروی پیشران مخصوص^۲ محدودی تولید می کند [۲].

در ادامه به بررسی برخی از موتورهای توربوجت مدل پرداخته می شود.

¹ Specific Fuel Consumption

² Specific Thrust

1.2 معرفی چند نمونه از موتورهای توربوجت کوچک موجود

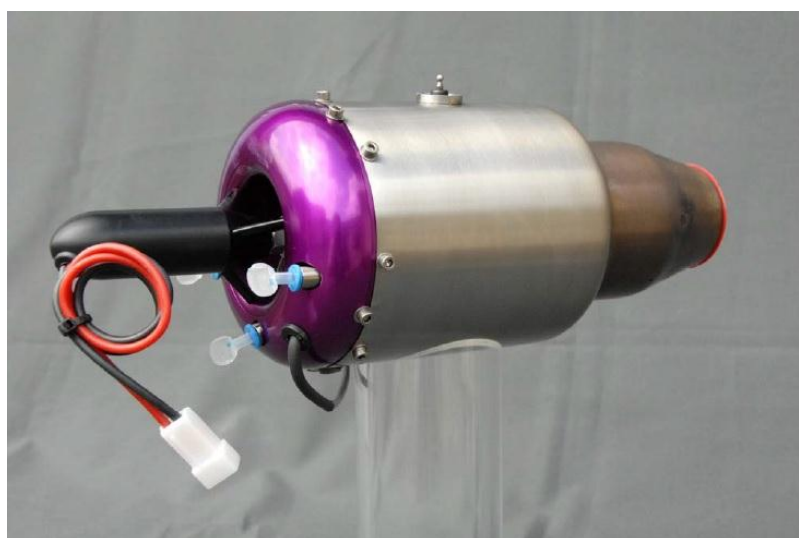
1.1.2 موتور J-450 ساخت کمپانی Sophia Precision

در این موتور کمپرسور و توربین شعاعی به کار برده شده و سوخت آن ترکیبی از کروژین و بنزین است. نسبت فشار بیشینه آن ۲,۴ و دور موتور ۱۳۰۰۰۰ دور بر دقیقه است. این موتور برای تولید نیروی پیشرانی برابر با ۵۵ نیوتون طراحی شده است و در حالت بیشینه می تواند تا ۶۰ نیوتون نیرو تولید کند [۸].

2.1.2 موتور Olympus ساخت کمپانی AMT Netherlands

در این موتور توربین محوری به کار برده شده است که امروزه به شکل استاندارد در موتورهای با مقیاس کامل استفاده می شود. نیروی پیشران تولیدی این موتور به ۲۳۰ نیوتون می رسد و به عنوان موتوری قدرتمند در این کلاس شناخته می شود. این موتور با وزن ۲,۴ کیلوگرم نسبت فشار ۴ و دمای گاز خروجی ۶۵۰ درجه سانتیگراد در حالت بیشینه در حدود ۸۰۰ میلی لیتر کروژین مصرف می کند [۱۲].

شکل 2.2 موتور Olympus ساخت کمپانی AMT Netherlands



3.1.2 موتور KJ-66

این موتور به دلیل پرفورمنس بالا، از شهرت بالایی در موتورهای این کلاس برخوردار است. توربین آن محوری و مناسب سرعت های بالا طراحی شده است. در دور موتور ۱۱۵۰۰۰ دور بر دقیقه، نیروی پیشرانی برابر با ۷۵ نیوتون تولید می کند. با استفاده از مواد با ضخامت کم و سبک وزن این موتور در حدود ۹۵۰ گرم است [۸]، [۱۰].

شکل 3.2 موتور KJ 66



2.2 موتورهای توربوجت کوچک نسل آینده

از آن جایی که برای اغلب هواپیماهای مدل نیروی پیشران ۵۰ تا ۶۰ نیوتون کفایت می کند، صنعت تولید موتور به سمت طراحی موتورهایی که با ابعاد کوچک تر همین میزان نیرو را تولید می کنند حرکت می کند. طراحی پره هایی به ضخامت ۰,۴ میلی متر، کمپرسورهایی با قطر ۳۵ میلی متر و توسعه ی توربوشارژر هایی که از صنعت خودروسازی وارد شده اند از نشانه های حرکت به سمت تولید موتور با ابعاد کوچک تر است. هم چنین با پیشرفت تکنولوژی ساخت پره، امکان افزایش دور موتور تا ۱۸۰۰۰۰ دور بر دقیقه فراهم شده است [۲].

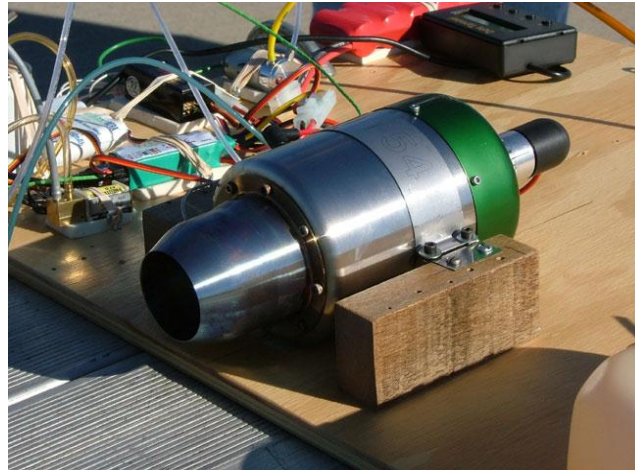
از موتورهایی که اخیراً و با این ملاحظات طراحی شده اند می توان به Jesus JF-50 Bee اشاره کرد. فرم کلی طراحی این مدل مشابه مدل های بزرگتر قبلی است با این تفاوت که قطر خارجی موتور به ۸۰ میلی متر، طول آن به ۱۷۳ میلی متر، و وزن آن به ۸۰۰ گرم کاهش یافته است. در حالت بیشینه، این موتور قابلیت تولید نیروی پیشرانی معادل ۶۰ نیوتون در ۱۸۰۰۰ دور بر دقیقه را دارد. نسخه ای از این که با نام Nano Bee در مرحله ی آزمایشگاهی قرار دارد، با قطر خارجی ۵۸ میلی متر طراحی شده است.

شکل 4.2 موتور Jesus JF-50 Bee واجزای داخلی آن



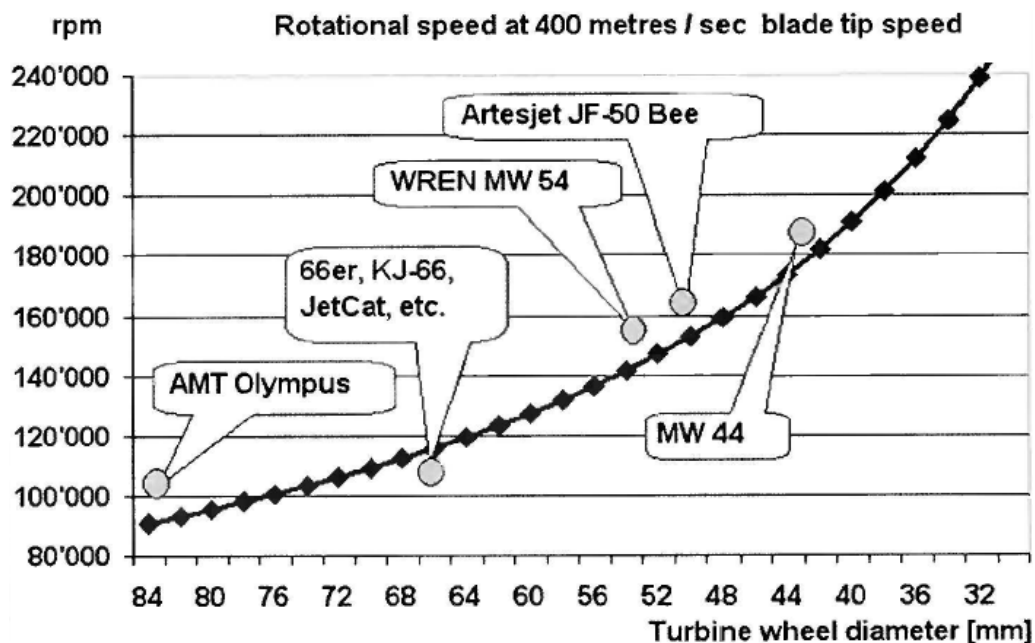
نمونه ی دیگر این موتورها WREN MW 54 و MW44 است. WREN MW 54 با قطر داخلی ۸۷ میلی متر، طول ۱۵۰ میلی متر، و وزن ۶۵۰ گرم ساخته شده است. این موتور قابلیت تولید نیروی پیشرانی معادل ۵۴ نیوتون در دور موتور ۱۶۰۰۰ دور در دقیقه را دارد. MW 44 با قطر داخلی ۴۴ میلی متر و وزن ۴۷۰ گرم ساخته شده و در دور موتور ۱۹۰۰۰ دور بر دقیقه تا ۳۲ نیوتون نیرو تولید می کند.

شکل 5.2 موتور WREN MW 54



همان طور که دیده شد با پیشرفت تکنولوژی ساخت پره و طراحی بهینه و دقیق اجزای موتور امکان حرکت به سمت توسعه و طراحی موتورهای توربوجت مدل با ابعاد کوچک و دور موتور بالا فراهم شده است. شکل زیر به روند کاهش قطر توربین و افزایش دور موتور در طراحی ها اشاره دارد.

شکل 6.2 موتور Olympus ساخت کمپانی AMT Netherlands



3 پایگاه داده موتورهای توربوجت کوچک

پس از بررسی منابع موجود، موتورهای توربوجت کوچک با کاربری تولید نیروی پیشران در هواپیمای مدل شناسایی و اطلاعات مربوط به آن ها جمع آوری شد. آنچه در ادامه می آید، خلاصه ای از اطلاعاتی در رابطه با این دسته از موتور هاست.

1.3 پایگاه داده ای از مشخصه های هندسی موتورهای توربوجت کوچک

اطلاعات مربوط به طول موتور (بر حسب میلی متر)، قطر خارجی موتور (بر حسب میلی متر)، و وزن موتور (بر حسب کیلوگرم) در جدول 1.3 آورده شده است.

جدول 1.3 داده های ابعاد و وزن

Company	Model	Length(mm)	Envelope Diameter(mm)	Weight (kg)
behotec	JB-180 Gold	320	113	1.58
AMT Netherlands	Olympus HP	384	131	2.8
AMT Netherlands	Mercury	220	100	2
Kurt Schreckling	FD3/64 LS	265	110	1.15
KJ-66		230	112	0.95
Sophia Precision	J-450	330	118	1.8
WREN	MW 54	150	87	0.8
Jesus	JF-50 Bee	173	80	0.8
JPX	Turborec T240	335	116	1.7
TDI	J45G	248	112	4.1
Artes Jet	JG-100 Eagle	250	108	1.25

2.3 پایگاه داده ای از مشخصه های عملکردی موتورهای توربوجت کوچک

اطلاعات مربوط به نیروی پیشران بیشینه (بر حسب نیوتون)، و مصرف سوخت مخصوص (بر حسب میلی گرم بر نیوتون ثانیه) در جدول 2.3 آورده شده است.

جدول 2.3 داده های مصرف سوخت مخصوص و نیروی پیشران مخصوص

Company	Model	Maximum Thrust (N)	SFC (mg/Ns)
Behotec	JB-180 Gold	180	40.9
AMT Netherlands	Olympus HP	230	46.3
AMT Netherlands	Mercury	88	55.8
Kurt Schreckling	FD3/64 LS	24	90
KJ-66		75	53.3
Sophia Precision	J-450	60	41.9
WREN	MW 54	54	51.85
Jesus	JF-50 Bee	63	46.5
JPX	Turborec T240	45	51.2
TDI	J45G	130	36.11
Artes Jet	JG-100 Eagle	150	

هم چنین، سایر اطلاعات مربوط به دبی جرمی هوا (بر حسب کیلوگرم بر ثانیه)، نسبت فشار، دور موتور (بر حسب دور در دقیقه)، نوع سوخت مصرفی، و دمای گاز خروجی از موتور (بر حسب درجه سانتیگراد) در جدول 3.3 و 4.3 آورده شده است.

جدول 3.3 داده های دبی جرمی هوا، نسبت فشار و دور موتور

Company	Model	Air Flow (kg/s)	Pressure Ratio	RPM
behotec	JB-180 Gold			120000
AMT Netherlands	Olympus HP	0.45	3.8	108500
AMT Netherlands	Mercury	0.25	2.8	152000
Kurt Schreckling	FD3/64 LS	0.115	1.4	75000
KJ-66		0.23	2.3	115000
Sophia Precision	J-450	0.12	2.4	130000

WREN	MW 54	0.18	2.3	160000
Jesus	JF-50 Bee	0.2	2.3	180000
JPX	Turborec T240	0.13	2.15	122000
TDI	J45G	0.32		
Artes Jet	JG-100 Eagle		3.4	132000

جدول 4.3 داده‌های دمای گاز خروجی و نوع سوخت مصرفی

Company	Model	Exhaust Temperature	Fuel Type
behotec	JB-180 Gold	680	Jet A1, Paraffin, Diesel
AMT Netherlands	Olympus HP	750	JP-4, jet A
AMT Netherlands	Mercury	750	JP-4, jet A, Petroleum
Kurt Schreckling	FD3/64 LS	630	Gasoline, Kerosene
KJ-66			
Sophia Precision	J-450	675	Kerosene, Jet A
WREN	MW 54		
Jesus	JF-50 Bee		
JPX	Turborec T240	650	Gaseous Propane
TDI	J45G		
Artes Jet	JG-100 Eagle	595	

اطلاعات کامل تر درباره ی موتورهای توربو جت در پیوست آورده شده است؛^۱ در این جا فقط اطلاعات مربوط به موتورهای آمده که در یک کلاس طراحی شده و به لحاظ نیروی تولیدی، ابعاد و سایر مشخصات مشابه هستند. در ادامه به تحلیل این داده ها پرداخته می شود.

3.3 تحلیل داده‌های موجود در پایگاه داده

هدف از تحلیل داده های پایگاه داده ای در این بخش، تعیین بازه های قابل قبول برای مشخصه های موتور اعم از شاخص های عملکردی، انتخاب های طراحی، و محدودیت های

^۱ جدول پ-۴

طراحی است. تحلیل این داده ها از چند جهت ضرورت دارد. اولاً تعریف مسئله ی طراحی بر اساس نتایج این تحلیل صورت می گیرد. ثانیاً به منظور ارزیابی طراحی انجام گرفته، مقادیر مشخصه های طرح با بازه های قابل قبول به دست آمده در این بخش ارزیابی می گردد.

در ادامه، با تحلیل اطلاعات مربوط به مشخصات عملکردی موتور های پایگاه داده بازه ای تعیین می شود که موردانتظار است مشخصه های موتور طراحی شده در آن صدق کند. هم چنین خط روند برای این اطلاعات به دست می آید تا هنگامی که مشخصات عملکردی موتور طراحی شده به دست آمد، با مقایسه ی آن بتوانیم جایگاه طراحی را در بین موتور های حاضر بسنجیم.

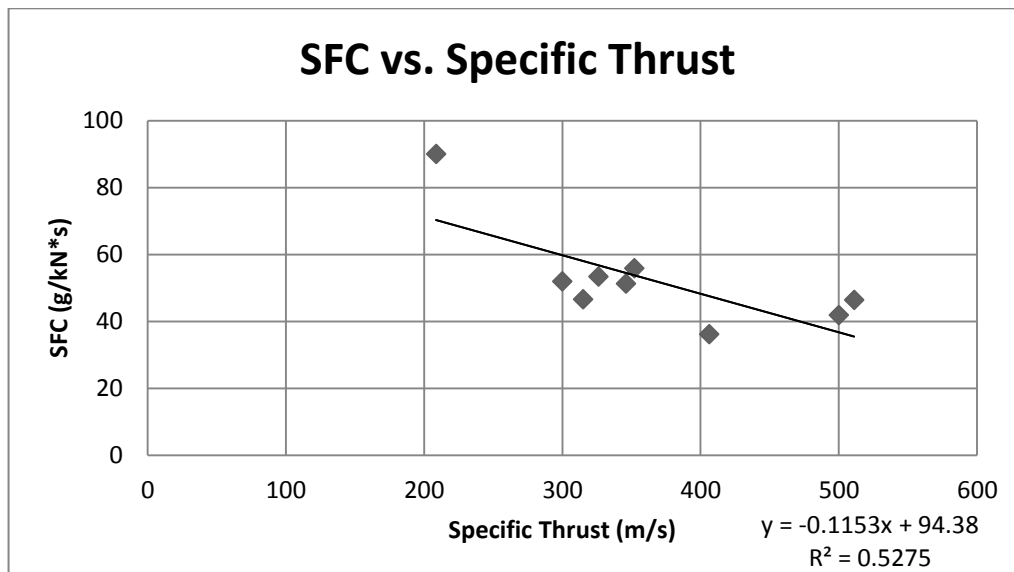
اطلاعات مورد نیاز برای تحلیل با انجام محاسبات بیشتر بدست آمده است. نیروی پیشران مخصوص (بر حسب متر بر ثانیه) و مصرف سوخت مخصوص (بر حسب گرم بر کیلو نیوتون ثانیه) در جدول 5.3 آورده شده است.

جدول 5.3 داده های نیروی پیشران مخصوص و مصرف سوخت مخصوص

Company	Model	Specific Thrust (m/s)	SFC (g/kN*s)
behotec	JB-180 Gold		
AMT Netherlands	Olympus HP	511.11	46.3
AMT Netherlands	Mercury	352.00	55.8
Kurt Schreckling	FD3/64 LS	208.70	90
KJ-66		326.09	53.3
Sophia Precision	J-450	500.00	41.9
WREN	MW 54	300.00	51.85
Jesus	JF-50 Bee	315.00	46.5
JPX	Turborec T240	346.15	51.2
TDI	J45G	406.25	36.11
Artes Jet	JG-100 Eagle		

نمودار مصرف سوخت مخصوص بر حسب نیروی پیشران مخصوص در ادامه آورده شده است.

شکل 1.3 نمودار مصرف سوخت مخصوص بر حسب نیروی پیشران مخصوص پایگاه داده



مشخصات نمودار و اطلاعات سودمند دیگر شامل معادله خط روند، میانگین، و انحراف معیار داده ها در جدول 6.3 آورده شده است.

جدول 6.3 معادله ی خط روند، میانگین و انحراف معیار پایگاه داده

Trend line Equation	$y = -0.1153x + 94.38$	
Specific Thrust	Mean	362.81
	Standard Deviation	96.45
SFC	Mean	52.55
	Standard Deviation	15.31

اطلاعاتی که در این بخش بدست آمد، در تعیین مقادیر مشخصه های طراحی به کار می رود.

4 تعریف مسئله ی طراحی

1.4 شاخص های عملکردی موتور

شاخص های عملکردی موتور شاخص هایی از قبیل نیروی پیشران، نیروی پیشران مخصوص، توان تولیدی، توان مخصوص، مصرف سوخت مخصوص، مصرف سوخت مخصوص در واحد نیروی پیشران^۱، و مصرف سوخت مخصوص در واحد توان^۲ است که عملکرد موتور را در شرایط مختلف نشان می دهند [۳].

نیروی پیشران مخصوص و مصرف سوخت مخصوص دو مشخصه ی عملکردی مهم موتور های توربو جت هستند. در یک طراحی مطلوب، هدف تولید نیروی پیشران مورد نیاز با کمترین میزان مصرف سوخت است. هر چه به جلو پیش می رویم، با پیشرفت تکنولوژی و بهبود طراحی ها، مصرف سوخت موتور ها کاهش می یابد؛ هر چند نرخ این پیشرفت در موتور های کوچک نسبت به موتور های با اندازه ی کامل کم تر است.

واژه ی "مخصوص"، به منظور حذف تاثیر عواملی نظیر هندسه ی موتور و دبی هوا به کار می رود. لذا، به جای نیروی پیشران، از نیروی پیشران مخصوص و به جای مصرف سوخت، از مصرف سوخت مخصوص استفاده شده است.

به طور کلی مصرف سوخت در یک موتور وابسته به طراحی آن است؛ به عبارت دیگر به عوامل مختلفی نظیر بازده اجزای موتور، دبی جرمی هوا، دمای ورودی توربین و عوامل متعدد دیگر بستگی دارد.

¹ Thrust Specific Fuel Consumption (TSFC)

² Power Specific Fuel Consumption (PSFC)

1.1.4 تعیین شاخص های عملکردی موتور توربوجت کوچک

نیروی پیشران مخصوص و مصرف سوخت مخصوص به عنوان شاخص های عملکردی موتور توربوجت کوچک انتخاب شد. با استفاده از داده های بخش قبل بازه ی قابل قبول برای این دو پارامتر مشخص می شود. کران بالا و پایین بازه ی قابل قبول برای نیروی پیشران مخصوص، برابر مجموع و تفاضل انحراف معیار نیروی پیشران مخصوص و میانگین داده ها تعیین شد. هم چنین، کران بالا برای مصرف سوخت مخصوص، مجموع انحراف معیار مصرف سوخت مخصوص و میانگین داده ها تعیین شد.

جدول 1.4 میانگین و انحراف معیار داده ها

Specific Thrust	Mean	341.85
	Standard Deviation	47.04
Desired Specific Thrust (m/s)		[294.81,388.89]
SFC	Mean	46.42
	Standard Deviation	7.27
Desired SFC (g/kN.s)		<53.69

2.4 محدودیت های طراحی

پارامترهایی نظیر دمای ورودی توربین، و بازده اجزای موتور که به دلیل ملاحظات تکنولوژی محدود می شوند [۳].

1.2.4 تعیین محدودیت های طراحی برای موتور توربوجت کوچک

برای کاهش هزینه ها و سادگی طراحی ساخت، خنک کاری صورت نمی گیرد. لذا، دمای ورودی توربین باید با توجه به بیشینه ی دمای قابل تحمل توسط مواد موجود تعیین شود. با مطالعه منابع مختلف و لحاظ حاشیه ی امنیت در نهایت این مقدار برابر ۷۵۰ درجه ی سانتیگراد در نظر گرفته شد [۷]، [۱۰]، [۱۱]. برای تحلیل سیکل و تعیین نقطه ی طراحی، لحاظ

کردن این محدودیت کافی است و سایر محدودیت های طراحی مربوط اجزای موتور (مانند سرعت نوک پره در کمپرسور) در بخش های بعدی تعیین می شود.

بعلاوه، به دلیل ملاحظات ایمنی، دمای گاز خروجی از موتور توربوجت کوچک باید کم تر از حد معینی باشد. حد بیشینه ی این دما پس از بررسی نمونه های موجود در پایگاه داده تعیین شد. همچنین، بازده اجزای موتور با توجه به بازه های معمول برای موتورهای توربوجت و پس از بررسی بازده موتورهای توربوجت موجود در پایگاه داده ای انتخاب گردید [۵]، [۷]، [۱۰]، [۱۱].

3.4 شرایط پروازی

شرایطی قبیل ماخ پروازی، فشار و دمای محیط که به عنوان داده های ورودی در محاسبات وارد می شوند.

برای تحلیل سیکل و تعیین نقطه ی طراحی شرایط استاندارد و ماخ صفر را در نظر می گیریم [۵].

4.4 انتخاب های طراحی

پارامتر هایی نظیر نسبت فشار کمپرسور، نسبت فشار فن (در موتورهای توربوفن)، و ضریب کنارگذر^۱ که طراح با انتخاب درست آن ها، لازمه های طراحی را برآورده می کند [۳].

مقادیر انتخاب های طراحی با انجام بهینه سازی در بخش بعد به دست می آید.

¹ Bypass Ratio

به طور خلاصه موتور هدف باید نیروی پیشران مخصوصی بین ۲۹۴,۸۱ الی ۳۸۸,۸۹ متر بر ثانیه را با مصرف سوخت مخصوصی کمتر از ۵۳,۶۹ گرم بر کیلونیوتون ثانیه تولید نماید. خنک کاری در این موتور صورت نمی گیرد. لذا، دمای ورودی توربین ۷۵۰ درجه ی سانتیگراد است. حال، با تعیین شدن مشخصات موتور هدف، در بخش های بعدی به طراحی سیکل نقطه طراحی پرداخته می شود.

5 تحلیل پارامتریک سیکل برای موتورهای توربوجت کوچک

هدف اصلی در مطالعات پارامتریک^۱ (تحلیل پارامتریک سیکل) بدست آوردن تخمینی از شاخص های عملکردی موتور بر حسب محدودیت های طراحی، شرایط پروازی، و انتخاب های طراحی است.

برای تعیین انتخاب های طراحی، لازم است رفتار این پارامتر ها نسبت به تغییر شاخص های عملکردی سنجیده شود. دمای ورودی به توربین و نسبت فشار دو مشخصه از موتور هستند که در تعیین سیکل موتور نقش بسزایی دارند [۳].

به منظور تحلیل پارامتریک سیکل از نرم افزار GasTurb استفاده شده است. در ادامه ضمن معرفی نرم افزار GasTurb، به ایجاد یک مدل پیش فرض برای موتور توربوجت کوچک و تحلیل پارامتریک سیکل آن پرداخته می شود.

¹ Parametric Study

1.5 معرفی نرم افزار GasTrub

نرم افزار 10 GasTurb یک نرم افزار مهندسی است که به منظور طراحی موتورهای توربینی به کار گرفته می شود. این نرم افزار به دو بخش نقطه ی طراحی، و خارج طراحی تقسیم می شود. در بخش نقطه ی طراحی، سه زیر بخش محاسبات سیکل، مطالعات پارامتریک، و بهینه سازی مورد استفاده قرار گرفته است [۶]، [۹].

2.5 ایجاد مدل پیش فرض برای موتورهای توربوجت کوچک

به منظور تحلیل سیکل، از بخش محاسبات سیکل در نرم افزار 10 Gasturb استفاده شد. این نرم افزار اطلاعات یک موتور توربوجت را بصورت پیش فرض ذخیره دارد. اما به دلیل اینکه موتور توربوجت کوچک تفاوت هایی با نمونه ی اندازه ی کامل دارد، ابتدا اطلاعات موتور توربوجت کوچک Sophia Precision J-450 به عنوان ورودی به برنامه داده شد. جهت انجام محاسبات سیکل داده های جدول 1.5 به عنوان ورودی به نرم افزار ارائه شد.

جدول 1.5 اطلاعات ورودی به نرم افزار جهت محاسبات سیکل نقطه طراحی موتور Sophia

Precision J450

Turbojet SL static, ISA

Altitude	m	0
Delta T from ISA	K	0
Relative Humidity [%]		0
Mach Number		0
Basic Data		
Inlet Corr. Flow W2Rstd	kg/s	0.11612
Intake Pressure Ratio		1
Pressure Ratio		2.15
Burner Exit Temperature	K	1033.33
Burner Design Efficiency		1
Burner Partload Constant		1.6
Fuel Heating Value	MJ/kg	43.124
Overboard Bleed	kg/s	0
Power Offtake	kW	0
Mechanical Efficiency		1
Burner Pressure Ratio		1
Turbine Exit Duct Press Ratio		1
Air System		
Rel. Handling Bleed		0
Rel. Enthalpy of Handling Bleed		0
Rel. Overboard Bleed W Bld/W2		0
Rel. Enthalpy of Overb. Bleed		0
NGV Cooling Air W Cl NGV/W2		0
Turbine Cooling Air W Cl/W2		0
Cooling Air Pumping Diameter	m	0
Comp Efficiency		
Isentr.Compr.Efficiency		0.7
Comp Design		
Nominal Spool Speed		115000
Compressor Inlet Radius Ratio		0.5
Turb Efficiency		
Isentr.Turbine Efficiency		0.71
Nozzle Calculation		
Nozzle Thrust Coefficient		1
Design Nozzle Petal Angle [°]		20

3.5 خروجی های برنامه برای مدل پیش فرض

با اجرای برنامه تحت شرایط ورودی جدول 2.5، اطلاعات کامل سیکل به دست آمد. این اطلاعات در جدول 2.5 گردآوری شده است.

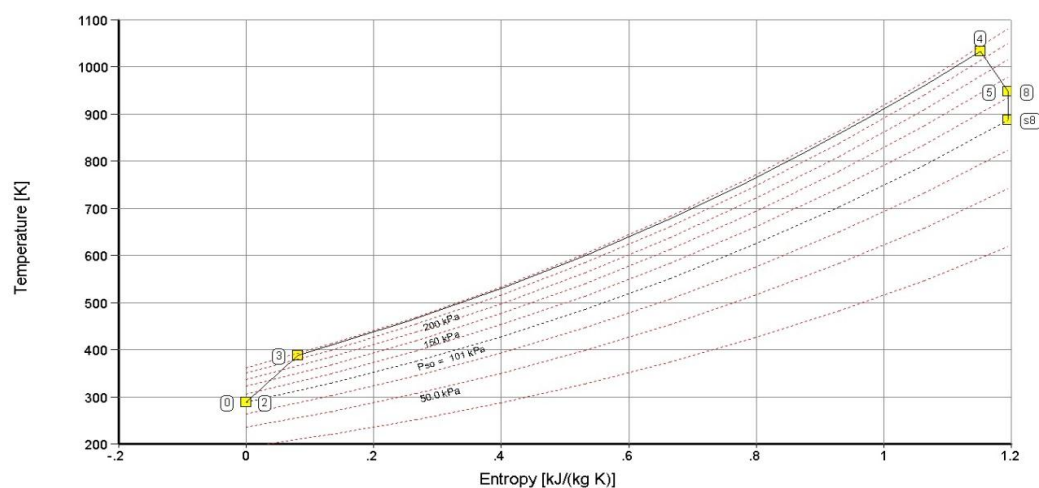
جدول 2.5 اطلاعات سیکل نقطه طراحی موتور Sophia Precision J450 محاسبه شده توسط نرم افزار

Turbojet SL static, ISA

Station	W	T	P	WRstd	FN	=	0.04
amb		288.15	101.325		TSFC	=	44.2996
2	0.116	288.15	101.325	0.116	FN/W2	=	379.18
3	0.116	388.48	217.849	0.063	Prop Eff	=	0.0000
31	0.116	388.48	217.849		eta core	=	0.0976
4	0.118	1033.33	217.849	0.104			
41	0.118	1033.33	217.849	0.104	WF	=	0.00195
49	0.118	948.22	131.912		s NOx	=	0.04166
5	0.118	948.22	131.912	0.165	XM8	=	0.6393
6	0.118	948.22	131.912		A8	=	8.741E-4
8	0.118	948.22	131.912	0.165	P8/Pamb	=	1.3019
P2/P1 = 1.0000	P6/P5 = 1.0000	CD8 = 0.9113			Ang8	=	20.00
Efficiencies:	isent	polytr	RNI	P/P	W NGV/W2	=	0.00000
Compressor	0.7000	0.7301	1.000	2.150	WCL/W2	=	0.00000
Burner	1.0000			1.000	Loading %	=	100.00
Turbine	0.7100	0.6971	0.253	1.651	e45 th	=	0.71000
Spool mech	1.0000	Nominal	Spd	115000	WBld/W2	=	0.00000
Bleed Air:	PBld = 101.33	TBld = 288.1			PWX	=	0.00
					ZWBld	=	0.00000

نمودار دما بر حسب انتروپی برای این سیکل در شکل 1.5 آورده شده است.

شکل 1.5 دما بر حسب انتروپی متعلق به سیکل نقطه طراحی موتور Sophia Precision J450



حال با ذخیره ی این اطلاعات، مرحله ی بعدی یعنی تحلیل پارامتریک سیکل آغاز می شود.

4.5 تحلیل پارامتریک سیکل برای مدل پیش فرض

1.4.5 نمودار مصرف سوخت مخصوص بر حسب نیروی پیشران مخصوص

در این مرحله هدف رسم نمودار مصرف سوخت مخصوص بر حسب نیروی پیشران مخصوص در نسبت فشار و دمای ورودی توربین متغیر است. با مطالعه ی پایگاه داده بازه ی معقول برای نسبت فشار ۱,۵ تا ۴، و برای دمای ورودی به توربین ۶۵۰ تا ۸۵۰ درجه ی سانتیگراد در نظر گرفته شد.

همان طور که در شکل 2.5 مشاهده می شود جهت ترسیم نمودار مورد نظر ابتدا پارامترهای متغیر معرفی شدند. پارامتر اول نسبت فشار است که مقدار آن از ۱,۴ تا ۴,۲ در بازه های به طول ۰,۴ تغییر می کند. پارامتر دوم دمای ورودی توربین است که از ۹۲۵ کلوین تا ۱۱۲۵ کلوین متغیر بوده و طول بازه ۲۵ کلوین است.

شکل 2.5 رابط کاربری نرم افزار برای تعیین پارامترهای متغیر و اندازه بازه ها

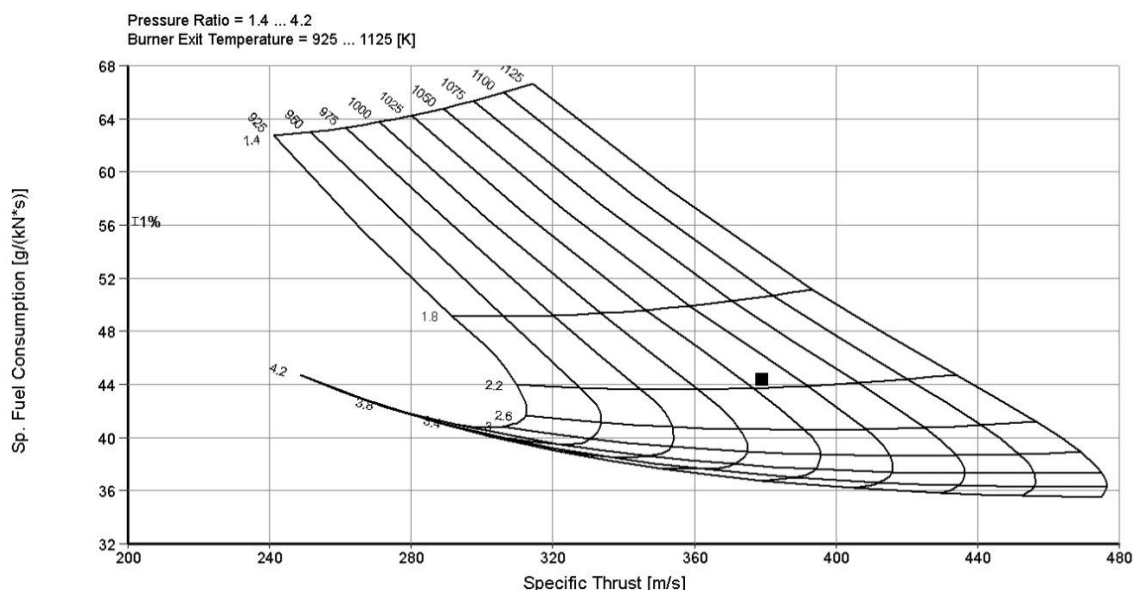
First Parameter	
Pressure Ratio	
Ref Value = 2.15	
Start Value	1.4
Number of Values	8
Step Size	0.4
End Value	4.2

Second Parameter	
Burner Exit Temperature	
Ref Value = 1033.33 K	
Start Value	925
Number of Values	9
Step Size	25
End Value	1125

با اجرای برنامه و تعیین نیروی پیشران مخصوص و مصرف سوخت مخصوص به عنوان محور، شکل 3.5 حاصل می گردد.

شکل 3.5 نمودار مصرف سوخت مخصوص بر حسب نیروی پیشران مخصوص به ازای تغییرات نسبت فشار و

دمای ورودی توربین، متعلق به سیکل نقطه طراحی موتور Sophia Precision J450



این نمودار، خروجی بخش تحلیل سیکل است که به کمک آن می توان تغییرات شاخص های عملکردی موتور، یعنی نیروی پیشران مخصوص و مصرف سوخت مخصوص، را به ازای تغییر نسبت فشار و دمای ورودی توربین مشاهده و تحلیل کرد. خطوط منحنی مورب، که در طول آن دمای ورودی توربین ثابت است، نمایانگر تغییرات نسبت فشار بوده و خطوط افقی، که نسبت فشار در طی آن ثابت است، نشان دهنده ی تغییرات دمای ورودی توربین است. همچنین، نقطه ای که به صورت مربع مشخص شده است، نقطه ی طراحی موتور Sophia Precision J-450 است که اطلاعات آن به عنوان ورودی ارائه شده است.

در دمای ورودی توربین ثابت، با افزایش نسبت فشار، نیروی پیشران مخصوص ابتدا افزایش می یابد، سپس به یک بیشینه می رسد، و در نهایت کاهش می یابد. مصرف سوخت مخصوص نیز به همین شکل رفتار می کند.

در یک نسبت فشار ثابت، با افزایش دمای ورودی توربین، نیروی پیشران مخصوص افزایش می یابد اما تغییر چندانی در مصرف سوخت مخصوص حاصل نمی گردد.

همان طور که مشاهده می شود، روند ها در نمودار به وضوح نشان می دهند که افزایش هر دو پارامتر نسبت فشار و دمای ورودی توربین تاثیر مطلوبی بر عملکرد موتور دارد. هرچند، وقتی هر یک از این پارامتر ها به صورت جداگانه بررسی شود، مشاهده می شود که در نقاط مجزایی بهینه شده و سپس کاهش می یابند. همچنین، به طور مشخص در دمای بالای 1100 کلوین و نسبت فشار بالای 3 کاهش مصرف سوخت بسیار ناچیز است، یعنی با افزایش بیشتر دما و نسبت فشار صرفه جویی چندانی در مصرف سوخت حاصل نمی گردد. به لحاظ تولید نیروی پیشران مخصوص، دمای ورودی توربین بالاتر به وضوح اثرات مثبت چشمگیری در گرفتن کار بیشتر از سیال دارد؛ حال آن که افزایش نسبت فشار در دمای ثابت خصوصاً در محدوده 3 تا 4,2 تاثیر چندانی بر افزایش نیروی پیشران مخصوص ندارد. هرچند، به لحاظ مصرف سوخت، با افزایش نسبت فشار خصوصاً در قسمت های بالایی نمودار یعنی محدوده نسبت فشار 1,4 تا 2,6 مصرف سوخت کاهش چشم گیری می یابد.

2.4.5 نمودار مصرف سوخت مخصوص بر حسب نیروی پیشران مخصوص با کانتور بازده

در بخش ترسیم نمودار این نرم افزار امکان اضافه کردن کانتور های یک پاراکتر دلخواه را به کاربر می دهد. یکی از فرضیاتی که به برنامه ارائه شد، بازده توربین و کمپرسور بود. حال می خواهیم تاثیر تغییر این دو پارامتر را به همراه بازده مرکزی بررسی کنیم. لذا، در قسمت اضافه کردن کانتور، بازده توربین، بازده کمپرسور و بازده مرکزی را تعیین می شود. بازه ی تغییر این پارامترها به ترتیب 0,715 تا 0,755، 0,676 تا 0,708 و 0,06 تا 0,16 می باشد.

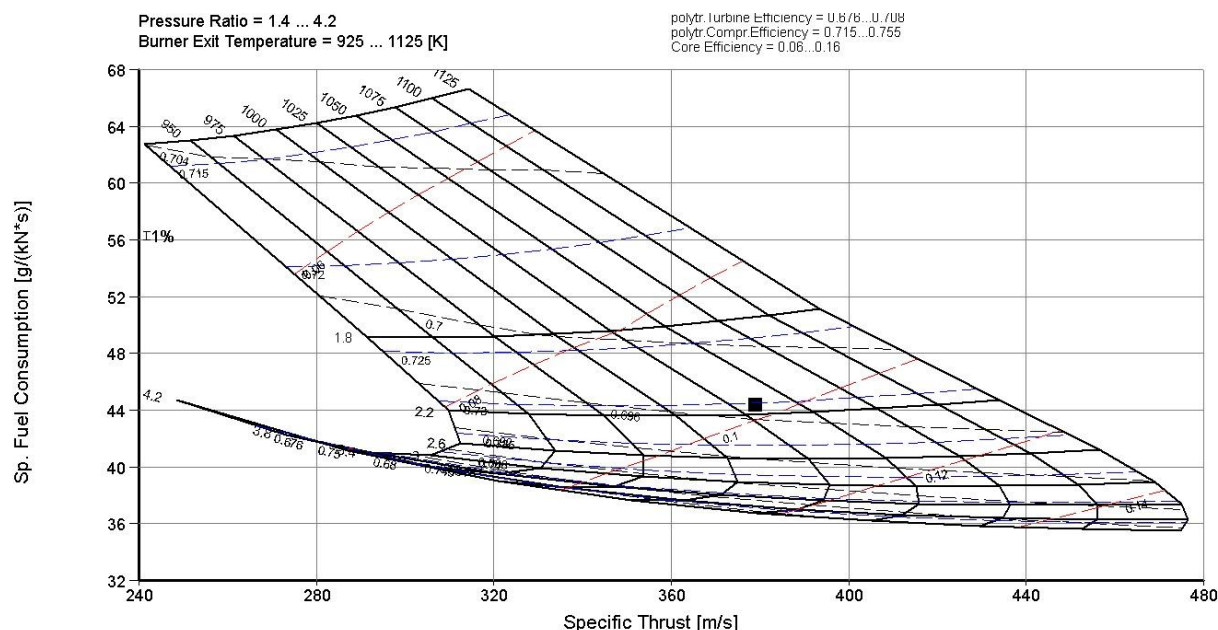
همان طور که ملاحظه می شود رفتار بازده کمپرسور مشابه نسبت فشار است. یعنی در بازده کمپرسور کمتر (قسمت های بالایی نمودار)، با افزایش بازده کمپرسور مصرف سوخت مخصوص به شدت کاهش می یابد. هرچند، با افزایش بازده در بازه 0,735 تا 0,755 تغییر چشم گیری

در کاهش مصرف سوخت مخصوص صورت نمی گیرد. این در حالی است که برای چنین افزایشی، تغییر سطح تکنولوژی و به تبع آن افزایش هزینه ی ساخت را در پی خواهد داشت. خطوط مورب خط چین، خطوط بازده توربین هستند. همان طور که مشاهده می شود در طول این خط با افزایش دمای ورودی توربین مصرف سوخت مخصوص و نیروی پیشران مخصوص هر دو افزایش می یابند.

خطوط بازده مرکزی ثابت، نشان می دهد که با افزایش بازده مرکزی مصرف سوخت مخصوص کاهش می یابد. هم چنین با افزایش دمای ورودی توربین، نیروی پیشران مخصوص افزایش و مصرف سوخت مخصوص کاهش می یابد.

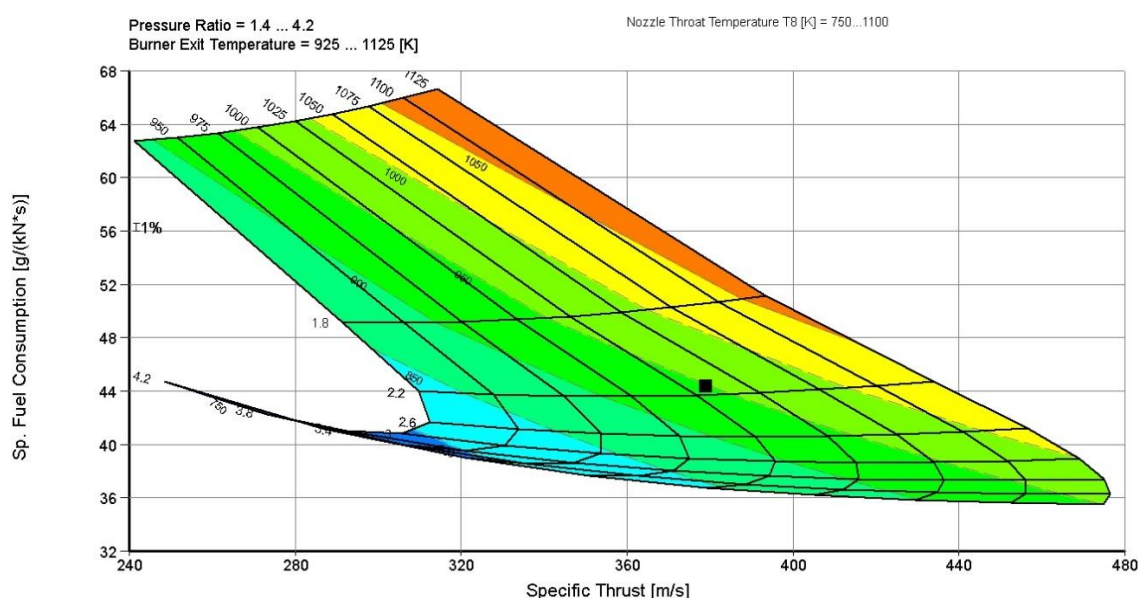
شکل 4.5 نمودار مصرف سوخت مخصوص بر حسب نیروی پیشران مخصوص به ازای تغییرات نسبت فشار،

دمای ورودی توربین، و با کانتور بازده متعلق به سیکل نقطه طراحی موتور Sophia Precision J450



3.4.5 نمودار مصرف سوخت مخصوص بر حسب نیروی پیشران مخصوص با کانتور دمای گاز خروجی یکی از محدودیت های طراحی موتور های توربوجت کوچک دمای گاز خروجی است. دمای گاز خروجی به دلیل ملاحظات ایمنی باید از حد معینی کم تر باشد. در نمودار زیر کانتور دمای گاز خروجی از طریق دستور اضافه کردن کانتور مشابه بخش قبل اضافه شده است.

شکل 5.5 نمودار مصرف سوخت مخصوص بر حسب نیروی پیشران مخصوص به ازای تغییرات نسبت فشار، دمای ورودی توربین، و با کانتور دمای گاز خروجی متعلق به سیکل نقطه طراحی موتور



همان طور که مشاهده می شود کانتور دمای گاز خروجی از ۷۵۰ کلوین تا ۱۱۰۰ کلوین ترسیم شده است. با مطالعه ی منابع موجود بیشینه ی دمای گاز خروجی ایمن برای موتورهای توربوجت کوچک ۱۰۲۳ کلوین (۷۵۰ درجه سانتیگراد) در نظر گرفته شد [۱]، [۲]، [۵]، [۷]. این محدودیت طراحی، امکان انتخاب نسبت فشار و دمای ورودی توربین بالا را محدود می کند.

اگرچه تحلیل پارامتریک سیکل که در این بخش ارائه شد تا حد زیادی به درک روابط متقابل پارامترهای مختلف اعم از شاخص های عملکردی، محدودیت های طراحی و انتخاب های طراحی کمک می کند، اما برای طراحی یک سیکل بهینه نسبت به یکی از این پارامترها، نیاز است از روش های بهینه سازی استفاده شود. در واقع در این بخش به طور کیفی به بررسی رفتار پارامترهای موتور پرداخته شد. در بخش بعدی به صورت کمی و به کمک قابلیت بهینه سازی نرم افزار به تعیین نقطه ی طراحی پرداخته می شود.

6 بهینه سازی سیکل نقطه طراحی

با استفاده از قابلیت بهینه سازی در نرم افزار GasTurb سیکل مدل پیش فرض موجود در بخش قبل نسبت به مصرف سوخت مخصوص بهینه سازی شد. در قسمت بهینه سازی سیکل در نرم افزار Gasturb کاربر مجاز به انتخاب حداکثر ۱۲ متغیر و ۱۲ قید بر روی مقادیر خروجی است. هر پارامتر خروجی از سیکل می تواند به عنوان پارامتر هدف جهت بهینه سازی انتخاب شود [۹]. در این بخش هدف بهینه سازی، مصرف سوخت مخصوص کمینه تعیین شد.

استراتژی های جستجو برای مقدار بهینه در این نرم افزار شامل جستجوی روندم اتفاقی، رندوم بی پایان و سیستماتیک می شود. در صورتی که پس از چند بار اجرای برنامه با انتخاب استراتژی جستجوی رندوم انطباقی نتیجه ی یکسانی حاصل شد می توان نتیجه گرفت که بهینه ی یافت شده یک بهینه ی جهانی است [۶].

فرایند بهینه سازی سیکل با تعیین متغیر ها و قید ها و بازه های آن، و همچنین مصرف سوخت مخصوص کمینه به عنوان هدف بهینه سازی آغاز شد. جستجوی رندوم انطباقی به عنوان استراتژی بهینه سازی انتخاب و برنامه اجرا گردید. پس از چند بار اجرای برنامه و دریافت نتیجه ی یکسان، نتیجه به عنوان خروجی بخش بهینه سازی ذخیره شد [۶]، [۹].

1.6 اطلاعات ورودی برای بهینه سازی سیکل نقطه طراحی

با استفاده از امکان بهینه سازی سیکل در نرم افزار Gasturb10 می توان انتخاب های طراحی را به گونه ای لحاظ کرد که مشخصات عملکردی موتور بهینه شود. به همین منظور اطلاعات سیکل بالا در قسمت بهینه سازی نرم افزار وارد شد. نسبت فشار، دبی جرمی هوا، دور موتور و دمای ورودی توربین به عنوان متغیر به نرم افزار معرفی شده اند. برای هریک از این متغیرها بازه ای با استفاده پایگاه داده تعیین شد. سپس قید های مسئله معرفی شدند. قید ها عبارت اند از نیروی پیشران مخصوص، که باید در بازه ی قابل قبولی که در بخش قبل به دست آمد صدق کند، و دمای گاز خروجی که بعلت ملاحظات ایمنی باید کمتر از ۷۵۰ درجه باشد. هدف بهینه سازی، کمینه شدن مصرف سوخت مخصوص تعیین گردید. در ادامه ورودی های لازم آورده شده است.

جدول 1.6 اطلاعات ورودی به نرم افزار شامل بازه ی متغیرها و قیدهای تعیین شده جهت بهینه سازی

سیکل

Type	Parameter	Range
Variables	Burner exit temperature (K)	[925, 1125]
	Pressure Ratio	[1.4, 4]
	Air flow (kg/s)	[0.1, 0.4]
	RPM	[70000, 150000]
Constraint	Exhaust Gas Temperature (K)	< 1023
	Specific Thrust (m/s)	[295, 388]
Figure of Merit	Minimize SFC	-

2.6 نتایج بهینه سازی سیکل نقطه طراحی

با اجرای برنامه، کمینه ی مصرف سوخت مخصوص برابر ۳۷,۸۹ گرم بر کیلونیوتون ثانیه به دست آمد. متغیر هایی که به عنوان ورودی به نرم افزار معرفی شد، مطابق جدول زیر بهینه سازی شد.

جدول 2.6 نتایج بهینه سازی: مقادیر متغیرها و قیدهای بهینه سازی سیکل نقطه طراحی

Type	Parameter	Range	Optimization Result
Variables	Burner exit temperature (K)	[925,1125]	1017.17
	Pressure Ratio	[1.4,4]	3.3
	Air flow (kg/s)	[0.1,0.4]	0.19
	RPM	[70000,150000]	132000
Constraints	Exhaust Gas Temperature (K)	<1023	873
	Specific Thrust (m/s)	[295,388]	387
Figure of Merit	Minimized SFC		37.89

3.6 خروجی های برنامه برای سیکل نقطه طراحی بهینه

1.3.6 مشخصات سیکل نقطه طراحی بهینه سازی شده

پس از وارد کردن مقادیر متغیرها و قیدهای بهینه سازی به عنوان ورودی به برنامه، اطلاعات کامل سیکل بهینه سازی شده در جدول زیر گردآوری شد.

جدول 3.6 اطلاعات سیکل نقطه طراحی بهینه سازی شده

Station	W	T	P	WRstd	FN	=	0.07
amb		288.15	101.325		TSFC	=	37.8964
2	0.188	288.15	101.325	0.188	FN/W2	=	387.99
3	0.188	454.99	335.917	0.071	Prop Eff	=	0.0000
31	0.188	454.99	335.917		eta core	=	0.1170
4	0.191	1017.17	335.917	0.108			
41	0.191	1017.17	335.917	0.108	WF	=	0.00277
49	0.191	873.05	137.206		s NOx	=	0.06976
5	0.191	873.05	137.206	0.246	XM8	=	0.6847
6	0.191	873.05	137.206		A8	=	0.0012
8	0.191	873.05	137.206	0.246	P8/Pamb	=	1.3541
P2/P1 = 1.0000		P6/P5 = 1.0000	CD8 = 0.9183		Ang8	=	20.00
Efficiencies:	isent	polytr	RNI	P/P	W_NGV/W2	=	0.00000
Compressor	0.7000	0.7448	1.000	3.315	WCL/W2	=	0.00000
Burner	1.0000			1.000	Loading %	=	100.00
Turbine	0.7100	0.6860	0.401	2.448	e45 th	=	0.71000
Spool mech	1.0000	Nominal	Spd	83505	WBld/W2	=	0.00000
Bleed Air:	PBld =	101.33	TBld =	288.1	PWX	=	0.00
					ZWBld	=	0.00000
hum [%]	war0	FHV	Fuel				
0.0	0.00000	43.124	Generic				

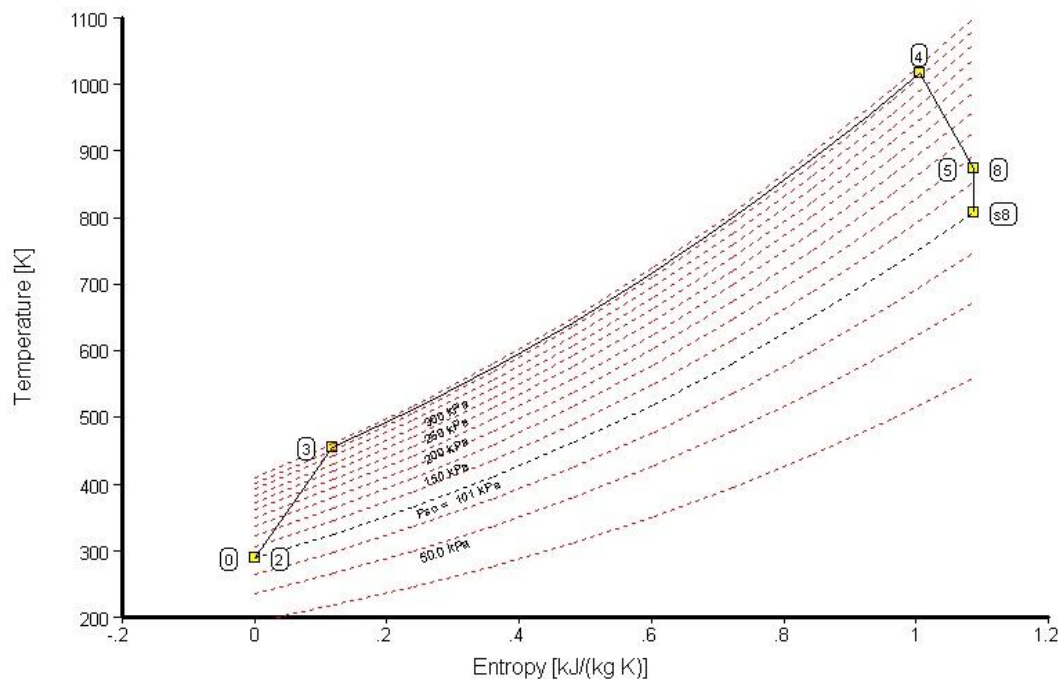
سیدسروش بّصّام، "طراحی اولیه ی موتور توربوجت کوچک"، پایان نامه کارشناسی، استاد راهنما: دکتر ابراهیمی،

دانشگاه صنعتی شریف، دانشکده مهندسی هوافضا، مرداد ۹۲

1.1.3.6 نمودار دما بر حسب انتروپی برای سیکل نقطه طراحی بهینه

نمودار دما بر حسب انتروپی سیکل بهینه به شکل زیر است.

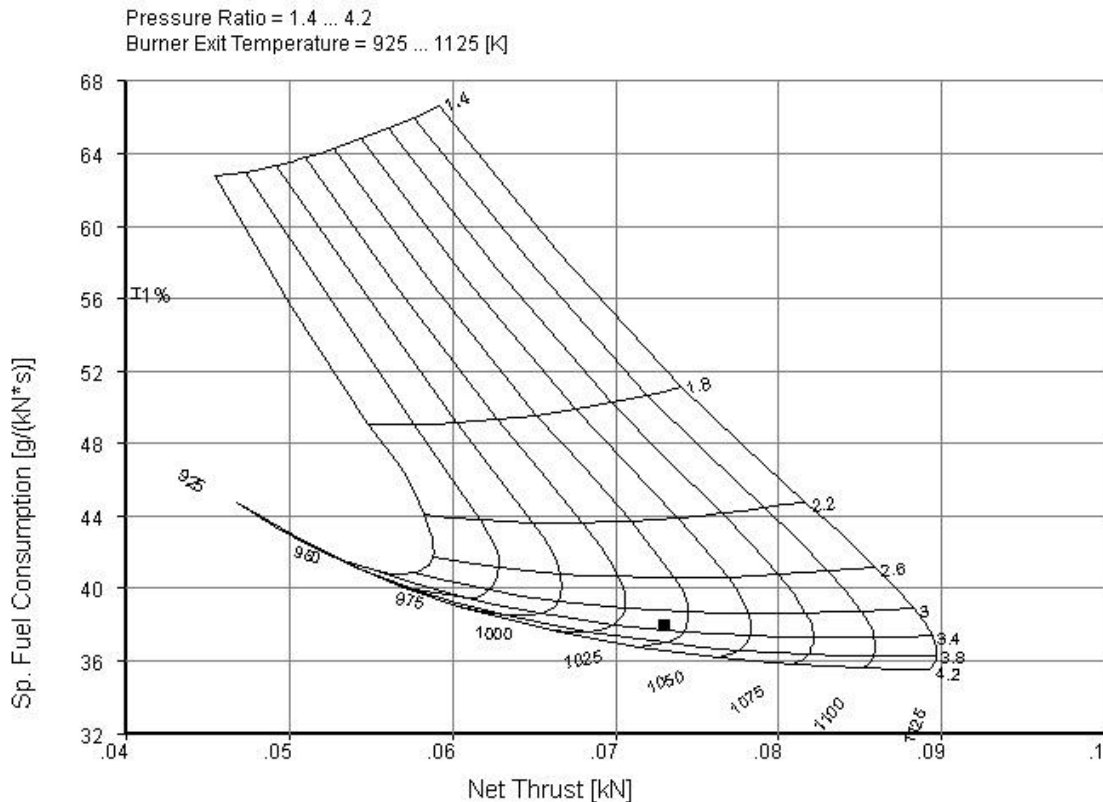
شکل 1.6 نمودار دما بر حسب انتروپی متعلق به سیکل نقطه طراحی بهینه



2.3.6 تحلیل پارامتریک سیکل برای سیکل نقطه طراحی بهینه

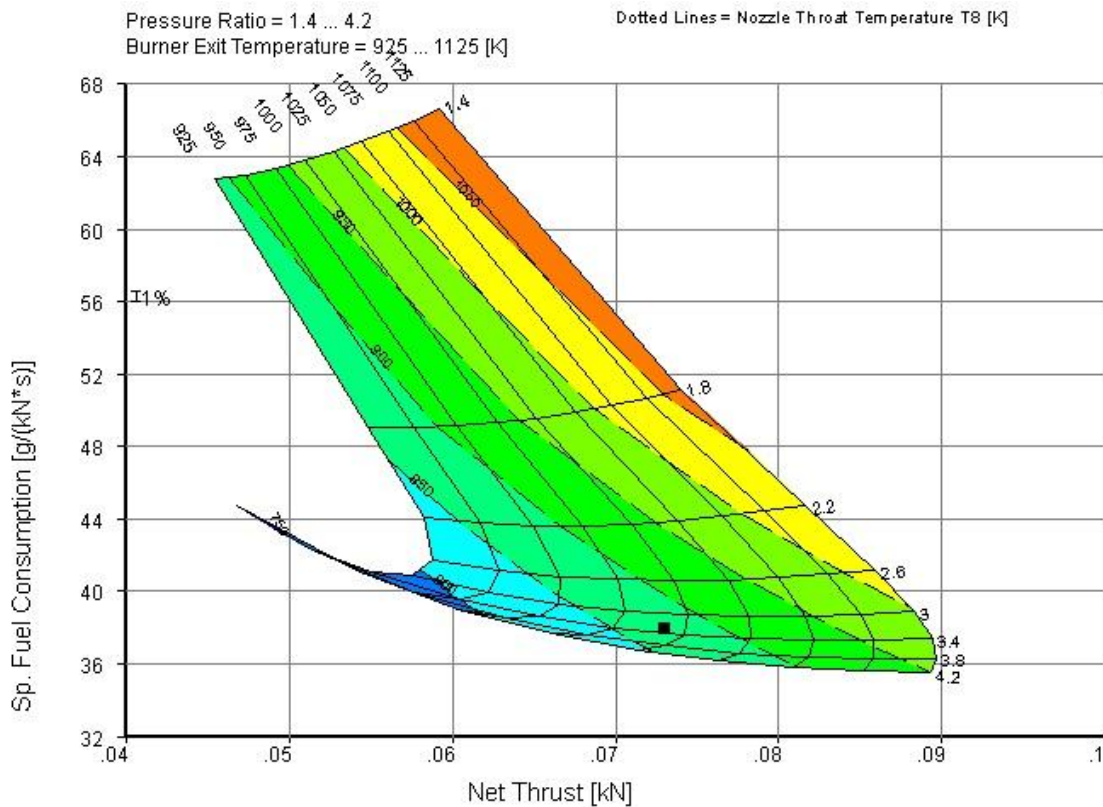
با اطلاعاتی که درباره ی سیکل بهینه در بخش قبلی به دست آمد، می توان تحلیل پارامتریک سیکل را برای سیکل بهینه اجرا نمود. همانطور که قبلا اشاره شد، هدف از این کار، بررسی رفتار شاخص های طراحی به ازای تغییرات در شرایط پروازی، گزینه های طراحی و محدودیت های طراحی است.

شکل 2.6 نمودار مصرف سوخت مخصوص بر حسب نیروی پیشران مخصوص به ازای تغییرات نسبت فشار و دمای ورودی توربین متعلق به سیکل نقطه طراحی بهینه



مشابه قبل تغییرات نسبت فشار در بازه ی ۱٫۴ تا ۴٫۲ و دمای ورودی توربین در بازه ی ۹۲۵ کلوین تا ۱۱۲۵ کلوین تعیین شد. اما این بار با تعیین شدن دبی جرمی هوا در بخش قبل، مصرف سوخت مخصوص بر حسب نیروی پیشران ترسیم شده است. نقطه ی طراحی به دست آمده با علامت مربع در شکل مشخص شده است. برای اینکه چرایی انتخاب این نقطه مشخص شود لازم است سایر محدودیت های طراحی به صورت کانتور در تصویر منظور شود. لذا با استفاده از دستور اضافه کردن کانتور، محدودیت های طراحی در قالب کانتور اعمال شده و نمودار زیر حاصل شد.

شکل 3.6 نمودار مصرف سوخت مخصوص بر حسب نیروی پیشران مخصوص به ازای تیبررات نسبت فشار، دمای ورودی توربین، و با کانتور دمای گاز خروجی متعلق به سیکل نقطه طراحی بهینه

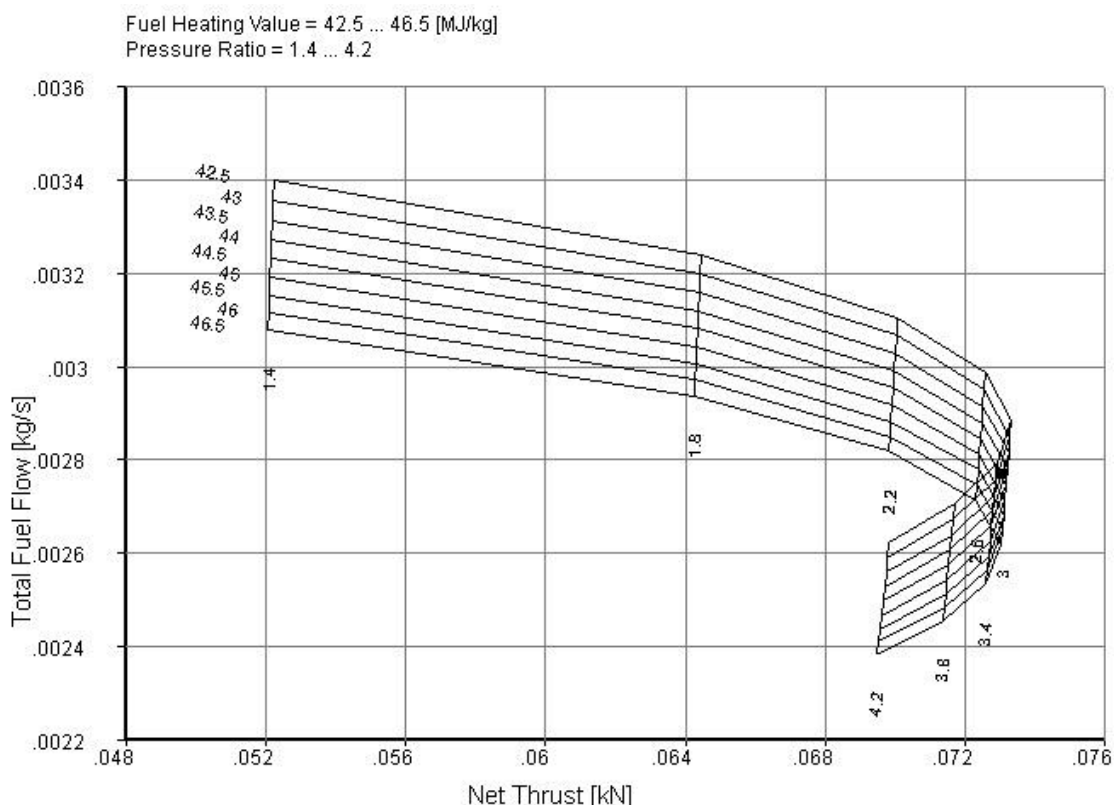


همان‌طور که مشاهده می‌شود دمای گاز خروجی سیکل بهینه، در ناحیه ی ایمن قرار دارد. محدودیت دیگر، دمای ورودی توربین است. همان‌طور که در بخش تعریف مسئله اشاره شد، بیشینه ی این دما ۱۰۲۳ کلوین است. توجه شود علت این‌که نقطه ی طراحی در کمینه ی مصرف سوخت مخصوص قرار نگرفته در این امر نهفته است که محدودیت های دیگری از قبیل دور موتور و دبی جرمی هوا در بهینه سازی در نظر گرفته شد. لذا، با اعمال همه ی قید ها به طور همزمان و انجام بهینه سازی این نقطه حاصل شده است.

3.3.6 بررسی تاثیر نوع سوخت در شاخص های عملکردی موتور

به منظور بررسی تاثیر نوع سوخت در شاخص های عملکردی موتور این بار ارزش حرارتی و نسبت فشار را به عنوان انتخاب طراحی در نظر گرفته و مقدار آن ها با توجه به اطلاعات پایگاه داده به ترتیب در بازه ۴۲,۵ تا ۴۶,۵ و ۱,۴ تا ۴,۲ تغییر داده شده است. همچنین، دبی جرمی سوخت و نیروی پیشران به عنوان شاخص عملکردی در نظر گرفته شده است. همان طور که مشاهده می شود در یک ارزش حرارتی ثابت، با افزایش نسبت فشار دبی جرمی سوخت کاهش می یابد. اما نیروی پیشران ابتدا افزایش یافته، سپس به بیشینه ی خود می رسد و در نهایت کاهش می یابد. همان طور که مشاهده می شود نقطه ی طراحی که با علامت مربع نشان داده شده است در یکی از این نقاط بیشینه قرار دارد.

شکل 4.6 نمودار دبی جرمی سوخت بر حسب نیروی پیشران به ازای ارزش حرارتی متغیر



7 طراحی کمپرسور برای سیکل بهینه

در بخش قبل، اطلاعات کامل سیکل تعیین شد. بخشی از این اطلاعات به عنوان ورودی در بخش طراحی کمپرسور مورد استفاده قرار می‌گیرد. خروجی این بخش ابعاد کمپرسور، توان مورد نیاز، و تعداد استیج است. این اطلاعات ضمن این که تخمینی از ابعاد و هندسه ی موتور به دست می‌دهد، مقدار توانی را که توربین باید تامین کند مشخص می‌کند و لذا به عنوان ورودی در بخش طراحی توربین مورد استفاده قرار می‌گیرد. به همین منظور با استفاده از نرم افزار متلب، کد کامپیوتری نوشته شده است. این کد با دریافت ورودی های طراحی، محاسبات لازم را انجام داده و خروجی های مذکور را به کاربر می‌دهد. در ادامه شرح کامل کد آورده شده است.

1.7 کد رایانه ای طراحی کمپرسور

1.1.7 اطلاعات اولیه موجود در کد

اطلاعات اولیه موجود در کد شامل فشار و دمای محیط (که در شرایط استاندارد در نظر گرفته شده) ، ثوابت ترمودینامیکی، و بازده پلی تروپیک است که مقادیر آن در جدول زیر گردآوری شده است [۳]، [۴].

جدول 1.7 اطلاعات اولیه موجود در کد طراحی کمپرسور

Basic Data	Value
Ambient Temperature (K)	288.15
Ambient Pressure (kPa)	101.32
γ	1.4
c_p (J/kg)	1004.5
R (J/kg)	286.86
Polytropic efficiency (e_c)	0.92

2.1.7 ورودی های کد

به محض اجرای برنامه، ورودی های لازم برای محاسبات شامل نسبت فشار، دبی جرمی هوا، و دور موتور از کاربر دریافت می شود. ورودی ها و مقادیری که برنامه دریافت کرده در جدول زیر آورده شده است.

جدول 2.7 ورودی های کد طراحی کمپرسور

Input Variable	Value
Pressure Ratio	3.3
Air flow (kg/s)	0.19
RPM	132000

3.1.7 فرضیات حاکم و انتخاب های طراحی

فرضیات حاکم در این کد شامل موارد زیر می باشد:

- طراحی کمپرسور برای خط میانی صورت می گیرد.
- ماخ ورودی در راستای محوری برابر ۰٫۱ در نظر گرفته شده است.
- نسبت شعاع ریشه با شعاع نوک پره برابر ۰٫۵ فرض شده است.
- فرض طبقه های های تکرار شونده برقرار است
- سرعت محوری در طول کمپرسور ثابت می ماند
- فرض می کنیم شعاع نوک پره در طول کمپرسور ثابت می ماند
- درجه ی واکنش به عنوان انتخاب طراحی در نظر گرفته شد

4.1.7 شرح روند محاسبات در کد

پس از دریافت ورودی ها ابتدا فشار و دمای استاتیک در ورودی کمپرسور بدست می آید [۴].

$$T_1 = T_{t1} / [1 + (\gamma - 1)M_1^2] \quad (1.7)$$

$$P_1 = P_{t1} / [1 + (\gamma - 1)M_1^2]^{\gamma / \gamma - 1} \quad (2.7)$$

که M_1^2 ، ماخ ورودی کمپرسور در راستای محوری است و برابر ۰٫۱ در نظر گرفته شد. حال با داشتن ماخ و دمای استاتیک در ورودی سرعت محوری به دست می آید.

$$C_{z1} = M_1 \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T_1} \quad (3.7)$$

معادله ی پیوستگی برای جریان یکنواخت پایا در ورودی به شکل زیر است.

$$\dot{m} = \frac{p_1}{RT_1} A_1 C_{z1} \quad (4.7)$$

لذا، مساحت ورودی بدست می آید [۴]. می توان نوشت:

$$A_1 = \pi r_{t1}^2 \left[1 - \left(\frac{r_{h1}}{r_{t1}} \right)^2 \right] \quad (5.7)$$

با اعمال فرض نسبت شعاع ریشه به نوک پره برابر ۰٫۵، شعاع نوک و ریشه ی پره به دست می آید.

سپس با داشتن نسبت فشار کمپرسور، فشار و دمای ورودی، می توان شرایط خروجی را محاسبه نمود.

$$p_{t,exit} = CPR \cdot p_{t1} \quad (6.7)$$

$$\tau_c = \pi_c^{\gamma-1/\gamma e_c} \quad (7.7)$$

که در آن $p_{t,exit}$ فشار کل در خروجی کمپرسور، CPR نسبت فشار کمپرسور، τ_c نسبت دما و e_c بازده پلی تروپیک است. حال با مشخص شدن شرایط خروجی و با فرض ثابت بودن سرعت محوری در طول کمپرسور، مشابه قبل ماخ خروجی و در نهایت مساحت خروجی به دست می آید.

با فرض ثابت ماندن شعاع نوک پره داریم:

$$r_{h,exit} = \sqrt{r_t^2 - A_{exit}/\pi} \quad (8.7)$$

پس از مشخص شدن هندسه ی کمپرسور، در مرحله ی بعد توان مورد نیاز کمپرسور به دست می آید:

$$P_{comp} = \dot{m}_{air} \cdot c_p \cdot (T_{t,exit} - T_{t1}) \quad (9.7)$$

به منظور تعیین تعداد طبقه، با انتخاب مقدار درجه ی واکنش برابر ۹.۰، سرعت چرخشی مطلق در خروجی روتور به دست می آید

$$C_{\theta_{2,m}} = 2(1 - \circ R)U \quad (10.7)$$

که U ، سرعت روتور در خط میانی و $\circ R$ ، درجه ی واکنش در خط میانی است. با استفاده از رابطه ی اویلر داریم

$$T_{t_{2,m}} = T_{t1} + \frac{U \cdot C_{\theta_{2,m}}}{c_p} \quad (11.7)$$

که $T_{t_{2,m}}$ ، دمای کل جریان ورودی به استاتور است. حال با داشتن افزایش دمای کل در طول یک طبقه، تعداد طبقه ی مورد نیاز برای تامین افزایش دمای کل مورد نیاز در طول کمپرسور به دست می آید.

$$\Delta T_{st} = T_{t_{2,m}} - T_{t1} \quad (12.7)$$

$$\Delta T_{comp.} = T_{t,exit} - T_{t1} \quad (13.7)$$

که ΔT_{st} و ΔT_{comp} به ترتیب افزایش دمای کل در طول یک طبقه و افزایش دمای کل مورد نیاز در طول کمپرسور است. لذا تعداد طبقه، N_{st} برابر است با

$$N_{st} = \frac{\Delta T_{comp.}}{\Delta T_{st}} \quad (14.7)$$

باید توجه داشت که تعداد استیج بیشتر به معنای هزینه ی ساخت و وزن بیشتر می باشد. از طرف دیگر، تعداد طبقه نمی تواند از یک حد مشخص کمتر باشد زیرا اولاً باید نسبت فشاری که در بخش سیکل نقطه ی طراحی تعیین شد تامین گردد؛ ثانیاً اگر چنانچه تعداد طبقات کم باشد، بار بر روی آنها افزایش یافته و احتمال وقوع جدایش وجود دارد [۴]. برای کسب اطمینان از صحت طراحی و عدم به وجود آمدن جدایش، شاخص هایی تعیین شده است. نقش ماهوی این شاخص ها در واقع کسب اطمینان از عدم رخداد جدایش و بار بیش از حد بر روی طبقات است.

برای هریک از شاخص های طراحی کمپرسور یک بازه ی نوعی در نظر گرفته شده است. در صورتی که مقادیر شاخص های یک کمپرسور در این بازه صدق کند، به این معنی است توزیع بار بین طبقات مناسب بوده، احتمال وقوع جدایش پایین است و به طور خلاصه طراحی قابل قبول می باشد. لذا، در مرحله ی آخر، برنامه مقادیر برخی از این شاخص ها را محاسبه و چاپ می کند.

5.1.7 خروجی های کد

همان طور که قبلاً گفته شد، خروجی این برنامه شامل ابعاد و هندسه ی کمپرسور، توان مورد نیاز، و تعداد طبقات کمپرسور است. هم چنین، به منظور کسب اطمینان از صحت طراحی مقادیر برخی از شاخص های طراحی کمپرسور محاسبه و به کاربر اعلام می شود. در ادامه خروجی و مقادیر مربوط به کمپرسور طراحی شده آورده شده است.

2.7 نتایج بخش طراحی کمپرسور

پس از وارد کردن مقادیر ورودی‌های کد و اجرای آن، مقادیر زیر به عنوان خروجی کد به دست آمد. این خروجی‌ها را در سه گروه مشخصه‌های اصلی، مشخصه‌های هندسی، و شاخص‌های طراحی طبقه بندی کرد. گروه اول، خروجی‌هایی اصلی مورد نظر از این بخش هستند. گروه دوم، مشخصه‌های هندسی کمپرسور را در بر می‌گیرند، و گروه سوم، مقادیر شاخص‌های طراحی هستند که جهت بررسی صحت طراحی محاسبه شده اند.

1.2.7 مشخصه‌های اصلی کمپرسور

توان مورد نیاز کمپرسور و تعداد طبقه‌های آن، دو مشخصه‌ی اصلی کمپرسور طراحی شده است که مقادیر آن در جدول زیر آمده است.

جدول 3.7 خروجی‌های کد طراحی کمپرسور: اطلاعات مربوط به مشخصه‌های اصلی کمپرسور

طراحی شده

Output Variable	Value
Compressor Required Power (kW)	24.66
Stage Number	2

2.2.7 مشخصات هندسی کمپرسور

مشخصات هندسی کمپرسور شامل قطر دهانه‌ی ورودی، قطر دهانه‌ی خروجی، مساحت دهانه ورودی، مساحت دهانه خروجی، و ارتفاع پره است که در جدول زیر به همراه مقادیر خروجی آورده شده است.

جدول 4.7 خروجی‌های کد طراحی کمپرسور: اطلاعات مربوط به مشخصه‌های هندسی کمپرسور

طراحی شده

Output Variable	Value
inlet area (m ²)	0.0046
inlet diameter (m)	0.0884

exit area (m2)	0.002
exit diameter (m)	0.0884
blade height (m)	0.0221

3.2.7 شاخص های طراحی کمپرسور

شاخص های طراحی شامل ضریب پخش، درجه ی واکنش، ضریب بار و شرط دهالر است که بازه ی قابل قبول برای هر کدام به همراه مقادیر مربوط به کمپرسور طراحی شده در جدول زیر گردآوری شده است [۳]، [۴].

جدول 5.7 خروجی های کد طراحی کمپرسور: مقادیر شاخص های کمپرسور طراحی شده

Compressor Design Parameter	Range of Value	designed compressor value
Degree of Reaction	$0.1 \leq R \leq 0.9$	0.85
Diffusion Factor	$D \leq 0.6$	0.44
Loading Coefficient	$0.2 \leq \psi \leq 0.5$	0.3
De Haller Criterion	$\frac{W_2}{W_1} \geq 0.72$	0.72

8 طراحی توربین محوری برای سیکل بهینه

فرایند طراحی توربین به لحاظ قوانین و فرضیات حاکم تا حدودی به طراحی کمپرسور شباهت دارد. همان طور که گفته شد توان مورد نیاز کمپرسور، که در بخش قبل محاسبه شد، به عنوان ورودی در این بخش مورد استفاده قرار می گیرد. مشابه بخش قبل، مقادیر انتخاب های طراحی به نحوی تعیین می شود که توان مورد نیاز کمپرسور تحت شرایط مسئله تامین شود. به همین منظور با استفاده از نرم افزار متلب، برنامه ای نوشته شد تا با دریافت ورودی هایی نظیر شرایط هوای ورودی، دبی جرمی هوا و دور موتور، محاسبات لازم انجام شده و خروجی های مطلوب شامل توان، هندسه و ابعاد توربین به دست آید.

1.8 کد رایانه ای طراحی توربین

1.1.8 اطلاعات اولیه موجود در کد

اطلاعات اولیه موجود در کد شامل شرایط هوای ورودی، ثوابت ترمودینامیکی و مقادیر آن در جدول زیر آورده شده است. همچنین، به علت عدم خنک کاری درصد جرم خنک کاری برابر صفر در نظر گرفته شد.

لازم به ذکر است هوای ورودی به توربین به علت شرکت در فرایند احتراق ویژگی های متفاوتی به لحاظ ظرفیت گرمایی و اندیس آدیاباتیک نسبت به هوای ورودی به کمپرسور دارد [۴]، [۵].

جدول 1.8 اطلاعات اولیه موجود در کد طراحی توربین

Basic Data	Value
Ambient Temperature (K)	298.15
Ambient Pressure (kPa)	101.32
Mass coolant fraction	0
$\gamma_{compressor}$	1.4
$c_{pcompressor}$ (J/kg)	1004.5
$\gamma_{turbine}$	1.3
$c_{pturbine}$ (J/kg)	1243.67
R (J/kg)	286.86

2.1.8 ورودی های کد

- دبی جرمی هوا که در فاز قبل به دست آمد، به عنوان ورودی در نظر گرفته شد. لازم به ذکر است که دبی جرمی سوخت نیز به آن اضافه شده و در واقع دبی جرمی خروجی از محفظه ی احتراق به عنوان دبی ورودی به توربین در نظر گرفته شد.

- ورودی دیگر، فشار کل خروجی از محفظه ی احتراق است که در واقع از سوی کمپرسور دیکته می شود.
- همچنین، دمای خروجی محفظه ی احتراق به عنوان ورودی در نظر گرفته شد. ورودی ها و مقادیری که برنامه دریافت کرده در جدول زیر آورده شده است.
- یکی از قیدهای طراحی توربین این است که چون شفت توربین را به کمپرسور متصل کرده، لذا دور موتور شفت نیز از بخش قبلی به عنوان ورودی در این بخش لحاظ گردید.

جدول 2.8 ورودی های کد طراحی توربین

Input Variable	Value
Turbine inlet total temperature (K)	1017
Turbine inlet total pressure (kPa)	333.3
RPM	132000
Air flow (kg/s)	0.192
Compressor required power(kW)	24.6

3.1.8 فرضیات حاکم و انتخاب های طراحی

- فرایند طراحی توربین در خط میانی صورت می گیرد.
- بازده مکانیکی ناشی از هدر رفت توان در بیرینگ برابر با 0.995 انتخاب شد.
- سرعت محوری در طول توربین ثابت در نظر گرفته شد.
- ماخ خروجی از نازل اول برابر ۱.۱ انتخاب شد.
- جریان در نازل آدیاباتیک است.
- زاویه ی جریان در خروجی نازل برابر در نظر گرفته شد.
- شعاع میانگین توربین برابر شعاع میانگین کمپرسور در ورودی در نظر گرفته شد.
- ماخ نسبی در خروجی برابر ۰.۷۲ قرار داده شد.

4.1.8 شرح روند محاسبات در کد

فرایند محاسبات در برنامه با دریافت ورودی آغاز می شود. با داشتن توان مورد نیاز کمپرسور که در بخش قبل محاسبه شد و در نظر گرفتن بازده مکانیکی ناشی از هدر رفت توان در بیرینگ، توانی که توربین باید تولید کند به دست آمد.

$$P_{turb.} = \frac{P_{comp.}}{\eta_{mech}} \quad (1.8)$$

این توان از انرژی حرارتی سیال طبق رابطه ی زیر تامین می شود. برای حالتی که خنک کاری وجود ندارد داریم [۴].

$$P_{turb.} = \dot{m}_{air} \cdot c_p \cdot (T_{t4} - T_{t5}) \quad (2.8)$$

به این ترتیب دمای کل خروجی از توربین محاسبه می شود. افت دمای کل در توربین در حدود ۱۰۰ درجه است. حال سوال پیش رو این است که چه تعداد طبقه در توربین چنین افتی را ایجاد می کند. پاسخ به این سوال به انتخاب طراحی درجه ی واکنش بستگی دارد.

می دانیم عدم چرخش جریان در خروجی توربین مطلوب است، ولی خروجی طبقه های میانی می تواند چرخش جریان داشته باشد. و این یعنی فرض طبقه های تکرار شده برخلاف کمپرسور در توربین اعمال نمی شود. البته فرض سرعت محوری یکسان در طول توربین هنوز برقرار است. لازم به ذکر است که طراحی توربین مانند کمپرسور در خط میانی صورت می پذیرد.

1.4.1.8 طراحی نازل در طبقه ی اول

انتخاب طراحی در این قسمت ماخ خروجی از نازل است. از آنجا که نازل اول باید در وضعیت خفگی کار کند، ماخ خروجی از نازل اول اندکی فرا تر از صوت و برابر با 1.1 در نظر گرفته شد [۳]، [۴]. اکنون با داشتن دمای کل ورودی، و اعمال فرض آدیاباتیک بودن جریان در نازل، فشار استاتیک در خروجی نازل محاسبه می شود. با داشتن ماخ و محاسبه ی سرعت صوت،

سرعت مطلق سیال در خروجی نازل محاسبه می شود. زاویه ی α در خروجی نازل بعلاّت محدودیت در تغییر مسیر جریان سیال باید کمتر از 70 باشد. با انتخاب α برابر 60 درجه، مولفه های سرعت مطلق در خروجی از نازل به دست می آید [4].

باید توجه داشت که با فرضیات بالا سرعت محوری بدست آمده در کل توربین ثابت است. لذا، در ورودی به توربین با فرض اینکه جریان ورودی در جهت محوری وارد می شوند و به تبع آن فقط سرعت محوری دارد و با داشتن دمای کل می توان مشابه قبل ماخ در ورودی به توربین را محاسبه نمود.

2.4.1.8 طراحی روتور در طبقه اول

با دانستن شعاع میانگین توربین که به عنوان تخمین برابر شعاع میانگین در ورودی کمپرسور قرار داده شد مقدار سرعت خطی در شعاع میانگین به دست آمد. هرچند، این مقدار را می توان به منظور رسیدن به نقطه ی طراحی مطلوب از لحاظ تولید توان یا توزیع بار بر روی طبقه ها بعداً تغییر داد. لذا به وضوح این یک انتخاب طراحی است که به منظور تخمین اولیه جهت آغاز سیکل تکرارشونده ی طراحی توربین از مقدار شعاع میانگین کمپرسور استفاده شده است.

ماخ نسبی در خروجی یک انتخاب طراحی است که تولید توان و به طور کلی عملکرد توربین را تحت تاثیر قرار می دهد. افزایش مقدار این پارامتر موجب بهبود عملکرد می گردد اما نباید فراموش کرد که روتور در طبقه ی اول باید دور از حالت خفگی¹ باقی بماند. به همین منظور مقدار این پارامتر برابر با 0.72 انتخاب شد که البته تا 0.9 قابل تغییر است [3]، [4].

¹ Choked

5.1.8 خروجی های کد

همان طور که اشاره شد، خروجی های این کد شامل ابعاد و هندسه ی توربین و مقادیر شاخص های طراحی توربین است. ضمناً، مقادیر شاخص های طراحی نیز در خروجی برنامه چاپ می شود تا امکان ارزیابی طراحی از طریق مقایسه ی این مقادیر با بازه ی قابل قبول برای هر کدام فراهم آید.

2.8 نتایج بخش طراحی توربین

انتخاب های طراحی مذکور به نحوی تعیین شده اند که ضمن ارضا شدن قید های طراحی توربین (نظیر تولید توان لازم)، مقادیر شاخص های طراحی توربین در بازه های قابل قبول قرار گیرد. پس از وارد کردن مقادیر انتخاب های طراحی و ورودی های کد و اجرای آن، مقادیر زیر به عنوان خروجی کد به دست آمد. مشابه بخش طراحی کمپرسور این خروجی ها را در سه گروه مشخصه های اصلی، مشخصه های هندسی، و شاخص های طراحی طبقه بندی کرد. گروه اول، خروجی هایی اصلی مورد نظر از این بخش هستند. گروه دوم، مشخصه های هندسی توربین را در بر می گیرند، و گروه سوم، مقادیر شاخص های طراحی هستند که جهت بررسی صحت طراحی محاسبه شده اند.

1.2.8 مشخصه های اصلی توربین

توان تولید شده توسط نازل و روتور و تعداد طبقه های توربین مشخصه های اصلی طراحی توربین هستند که مقادیر آن ها در جدول زیر آورده شده است.

جدول 3.8 خروجی های کد طراحی توربین: اطلاعات مربوط به مشخصه های اصلی توربین طراحی

شده

Output Variable	Value
Stage Number	1
Total power generated by the turbine (kW)	24.663

سیدسروش بصّام، "طراحی اولیه ی موتور توربوجت کوچک"، پایان نامه کارشناسی، استاد راهنما: دکتر ابراهیمی،

دانشگاه صنعتی شریف، دانشکده مهندسی هوافضا، مرداد ۹۲

2.2.8 مشخصات هندسی توربین

شامل مشخصات هندسی توربین شامل قطر دهانه ی ورودی، قطر دهانه ی خروجی، مساحت دهانه ورودی، مساحت دهانه خروجی، و ارتفاع پره است که در جدول زیر به همراه مقادیر خروجی آورده شده است.

جدول 4.8 خروجی های کد طراحی توربین: اطلاعات مربوط به مشخصه های هندسی توربین طراحی شده

Output Variable	Value
inlet area (m2)	0.0167
inlet diameter (m)	0.145
blade height (m)	0.08

3.2.8 شاخص های طراحی توربین

شاخص های طراحی شامل ضریب پخش، درجه ی واکنش، ضریب بار و شرط دهالر است که بازه ی قابل قبول برای هر کدام به همراه مقادیر مربوط به توربین طراحی شده در جدول زیر گردآوری شده است [۴].

جدول 5.8 خروجی های کد طراحی توربین: مقادیر شاخص های توربین طراحی شده

Compressor Design Parameter	Range of Value	designed compressor value
Degree of Reaction	$0.1 \leq R \leq 0.9$	0.23
Loading Coefficient	$0.4 \leq \psi \leq 1$	0.6

همان طور که مشاهده شد انتخاب های طراحی طوری تعیین شد که توربین طراحی شده، توان مورد نیاز کمپرسور را تامین می کند. به علاوه، مقادیر شاخص های طراحی در بازه های قابل قبول قرار گیرد. اگرچنانچه توان مورد نیاز کمپرسور با تغییر انتخاب های طراحی در ناحیه مجاز به هیچ وجه قابل تامین نبود، آن گاه نیاز است طبقه ی دوم برای تولید توان کافی اضافه شود. برای چنین حالتی کد شماره ی ۳ در پیوست آورده شده است. بخش اول این کد عینا با

کد مورد استفاده در این بخش یکسان است؛ اما در ادامه ی آن روند طراحی طبقه ی دوم (مشابه طبقه ی اول) آورده شده است.

9 جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در فصل سوم به بهینه‌سازی سیکل نقطه‌ی طراحی پرداخته شد. به‌منظور ارزیابی سیکل بهینه، مشخصات اصلی آن با سیکل اولیه که متعلق به موتور Sophia Precision J450 می‌باشد در جدول زیر آورده شده است.

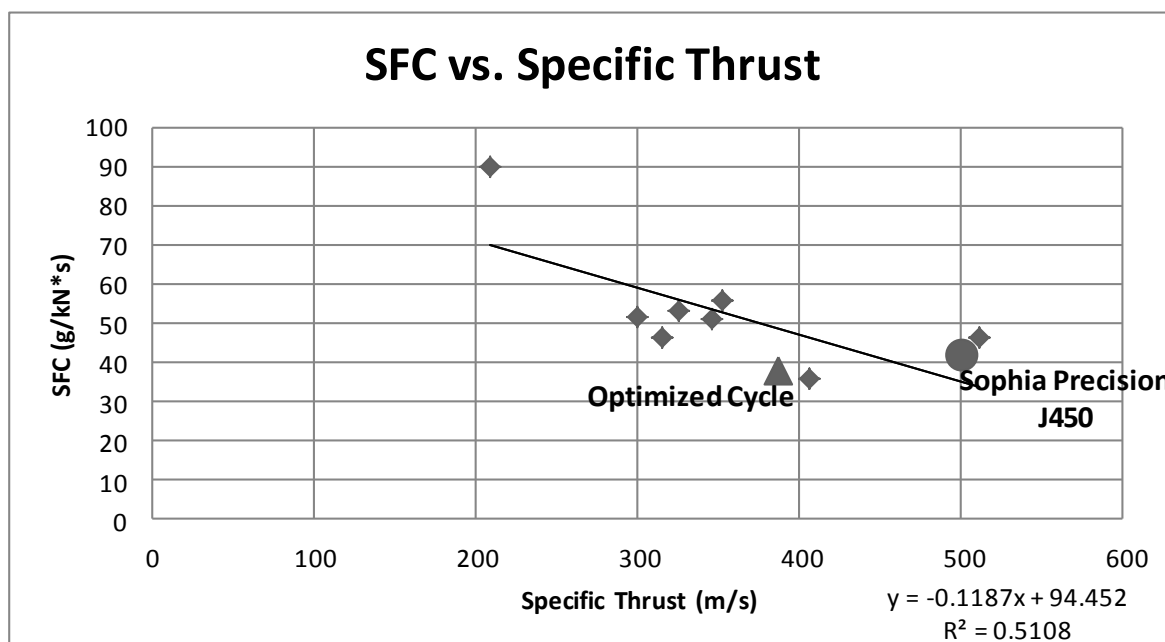
جدول 1.9 مقایسه مشخصات سیکل نقطه طراحی موتور Sophia Precision J450 و سیکل نقطه طراحی بهینه‌سازی شده

Parameter	Sophia Precision J 450	Optimized Cycle
Pressure Ratio	2.15	3.3
Burner Exit Temperature	1033	1017
Air Flow	0.116	0.19
RPM	115000	132000
Specific Thrust	379.18	387
SFC	44.29	37.89
inlet Diameter	118	88

همان‌طور که مشاهده می‌گردد، در سیکل بهینه ضمن افزایش ۲ درصدی نیروی پیشران مخصوص، مصرف سوخت مخصوص ۱۴,۴ درصد کاهش یافته است. البته این امر مستلزم افزایش نسبت فشار و دور موتور بوده است.

برای بررسی این که طراحی چه جایگاهی نسبت به طرح‌های موجود دارد باید آن را از دیدگاه شاخص‌های عملکرد موتور ارزیابی نمود. به همین منظور اطلاعات سیکل بهینه در نمودار مصرف سوخت مخصوص بر حسب نیروی پیشران مخصوص متعلق به پایگاه داده ای (که پیش‌تر در بخش تحلیل داده‌ها ارائه شد) وارد گردیده که در ادامه آورده شده است.

شکل 1.9 نمودار مصرف سوخت مخصوص و نیروی پیشران مخصوص موتورهای موجود در پایگاه داده ای: بررسی جایگاه طرح پیشنهادی در بین موتورهای پایگاه داده ای



همان‌طور که مشاهده می‌شود ناحیه ی بالای خط روند در واقع حاکی مصرف سوخت مخصوص بالا بوده و لذا طراحی که در ناحیه ی زیرین خط روند قرار گیرد از میانگین نمونه های موجود در پایگاه داده ای به لحاظ مصرف سوخت به صرفه تر است.

طراحی صورت گرفته در این پژوهش با علامت مثلث موجود در نمودار دیده می‌شود. این نمودار نشان می‌دهد که طرح پیشنهادی ضمن مصرف سوخت مخصوص پایین، نیروی پیشران مخصوص نسبتاً بالایی تولید می‌نماید.

در این پژوهش ضمن تعریف مسئله ی طراحی بر اساس تحلیل داده های پایگاه داده ای، با استفاده از نرم‌افزار Gasturb به بهینه سازی و تحلیل پارامتریک سیکل یک موتور توربوجت کوچک پرداخته شد. سپس روند طراحی کمپرسور و توربین برای این سیکل بهینه مورد

بررسی قرار گرفت. در نهایت طرح پیشنهادی با مقایسه‌ی با طرح‌های موجود مورد ارزیابی قرار گرفت. پیشنهاد می‌شود در جهت تکمیل پژوهش موارد زیر در آینده مورد بررسی قرار گیرد:

- بررسی سیکل خارج از نقطه طراحی و تحت شرایط پروازی مختلف
- مطالعه‌ی مقایسه‌ای بین کمپرسور محوری و شعاعی برای سیکل بهینه
- بهینه‌سازی سیکل با هدف کمینه‌سازی پیچیدگی ساخت
- بررسی کارکرد کمپرسور و توربین در شرایط پروازی مختلف با استفاده از نقشه‌ی عملکرد
- طراحی محفظه‌ی احتراق برای تولید انرژی حرارتی مورد نیاز در کوتاه‌ترین طول و کمترین زمان ممکن
- بررسی امکان‌پذیری طراحی و تولید پره با قابلیت خنک‌کاری در ابعاد کوچک
- بررسی تاثیر دهانه‌ی موتور در افزایش فشار هوای ورودی
- مطالعه‌ی رفتار سیال در موتور و بررسی احتمال وقوع جدایش در کمپرسور
- بررسی امکان‌پذیری ساخت پره با قابلیت تحمل دمای بالا از دیدگاه مواد و روش‌های ساخت
- برآورد هزینه‌ی ساخت و نگهداری موتور
- حساسیت‌سنجی تاثیر نوع سوخت بر شاخص‌های عملکردی موتور
- بازیابی طراحی کمپرسور و توربین با در نظر گرفتن جریان سه بعدی و جریان در راستای پره
- تخمین وزن موتور و بررسی جایگاه آن در میان موتورهای پایگاه داده
- بررسی تغییرات شاخص‌های عملکردی موتور در دور موتور متغیر
- تخمین طول کل موتور با احتساب محفظه‌ی احتراق کمپرسور و توربین
- بررسی تغییرات احتمالی نتایج در صورت تغییر استراتژی بهینه‌سازی

- بررسی تاثیر وجود رطوبت هوا در عملکرد موتور
- تخمین عمر متوسط موتور در شرایط کاری مختلف
- تخمین میزان آلاینده ها و بررسی روش های کاهش آلاینده های تولید شده توسط موتور
- محاسبه ی نویز ایجاد شده توسط موتور و ارائه راهکار جهت کاهش نویز

منابع و مراجع

- Kamps T.; *Model Jet Engines*, Third Edition, Traplet Publication Ltd., 2005. [1]
- Schreckling K.; *Gas Turbine Engine for Model Aircraft*, first Edition, Traplet Publication Ltd., 2003. [2]
- Mattingly J.; *Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets*, Second Edition, AIAA, 2006. [3]
- Farrokhi S.; *Aircraft Propulsion*, First Edition, Wiley, 2008. [4]
- Al-Namani S.; *Development of shrouded turbojet to form a turboramjet for future missile application*, Naval Postgraduate School, California, U.S., June 2000. [5]
- Kurzke J.; *GasTurb12 Design and Off-Design Performance of Gas Turbines*, First Edition, 2012. [6]
- Bakalis D.; *Data analysis and performance model calibration of a small turbojet engine*, Department of Mechanical Engineering, University of Thessaly, Greece. [7]
- Munson K.; *Unmanned Aerial Vehicles and Targets*, First Edition, Jane's Information Group, 2007. [8]
- GasTurb Inc.; *GasTurb12 Manual*; <http://www.gasturb.de/manual.html>. [9]
- Leong C.; Jacob J. and Liou W.; *Development of a Turbojet Engine Lab For Propulsion Education*, AIAA-2004-4085, 2004. [10]
- Hendrick P.; *Performance measurement & simulation of a didactic turbojet*, AIAA-98-3892, 1998. [11]
- AMT Netherlands; Olympus HP; <http://www.amtjets.com/OlympusHP.php> [12]
- AMT Netherlands; Mercury HP; <http://www.amtjets.com/MercuryHP.php> [13]
- TDI Technical Directions Inc.; TDI Engines; <http://www.tdi-engines.com/products.php> [14]
- Behotec Turbines; Jet Turbines; <http://www.tzimport.com/behotec-turbine.html> [15]
- RCU Review: *Twenty Years of Micro-Turbojet Engines*; http://www.rcuniverse.com/magazine/article_display.cfm?article_id=166 [16]

پیوست‌ها

جدول پ-1: پایگاه داده ای موتورهای توربوجت کوچک

Company	Model	Length (mm)	Diameter (mm)	thrust (kN)	SFC (mg/Ns)	rpm	CPR	air flow (kg/s)	Weight (kg)	fuel	application
microturbo	TRS 18	578	306	1.15	34.5				37.5	JP-4, JP-5, JP-8	UAV
Rolls-Royce Deutschland	T117	766	355	1.03	34		5.5	1.6	24.2	JP-4, JP-8	UAV
Granit	MD 120	1290	265	1.18	64.94	52000	7	2.1	35	JP-4, JP-5	UAV
Hamilton Sundstrand	TJ-50	305	102	0.25	38.8		5.2	0.38	6.3		
Teledyne Continental	J-700-CA-400	340	211	0.79	33.71	72000		1.2	17.2	JP-4, JP-5, JP-8, JP-10	UAV
williams	WR24-6	490	274	0.54	35.41	60000	5.3	1.36	13.6	JP-4, JP-5	
Agilis Engines	TJ60	337	125	0.26	35.12	130000			4.1		
behotec	JB-180 Gold	320	113	0.18	40.9	120000			1.58	Jet A1, Praffin, Diesel	Model Aircraft
AMT Netherlands	Olympus HP	384	131	0.23	46.3	108500	3.8	0.45	2.8	JP-4, jet A	Model Aircraft
AMT Netherlands	Mercury	220	100	0.088	55.8	152000	2.8	0.25	2	JP-4, jet A, Petroleum	Model Aircraft
Kurt Schreckling	FD3/64 LS	265	110	0.024	90	75000	1.4	0.115	1.15	Gasoline, Kerosene	Model Aircraft
KJ-66		230	112	0.075	53.3	115000	2.3	0.23	0.95		Model Aircraft
Sophia Precision	J-450	330	118	0.06	41.9	130000	2.4	0.12	1.8	Kerosene, Jet A	Model Aircraft
WREN	MW 54	150	87	0.054	51.85	160000	2.3	0.18	0.8		Model Aircraft
Jesus	JF-50 Bee	173	80	0.063	46.5	180000	2.3	0.2	0.8		Model Aircraft
JPX	Turborec T240	335	116	0.045	51.2	122000	2.15	0.13	1.7	Gaseous Propane	Model Aircraft
TDI	J45G	248	112	0.13	36.11			0.32	4.1		
Artes Jet	JG-100 Eagle	250	108	0.15		132000	3.4		1.25		Model aircraft

سیدسروش بَصّام، "طراحی اولیه ی موتور توربوجت کوچک"، پایان نامه کارشناسی، استاد راهنما: دکتر ابراهیمی،

دانشگاه صنعتی شریف، دانشکده مهندسی هوافضا، مرداد ۹۲

جدول پ-2: کد طراحی کمپرسور

```

%Basic Data%
p_0a= 101;
T_0a=288;
gamma=1.4;
R=286.86;
%input%
CPR=input('CPR');
mdot_a=input('mass flow rate');
RPM=input('RPM');
etta_poly=input('polytropic efficiency');
%mean line design procedure%
%Design Choice: Inlet Mach number%
M_z1=0.1;
T_1=T_0a/(1+((gamma-1)*(M_z1^2)/2));
av_1=((gamma-1)*1004*T_1)^0.5;
c_z1=M_z1*av_1;
p_1=p_0a/(1+(((gamma-1)*M_z1^2)/2))^(gamma/(gamma-1));
dnst_1=p_1*1000/(R*T_1);
A_1=mdot_a/(dnst_1*c_z1);
%Design choice: Hub-to-tip ratio%
hub_tip_ratio=0.5;
r_t1=((A_1)/(3.14*(1-(hub_tip_ratio)^2)))^0.5;
r_h1=r_t1*hub_tip_ratio;
p_texit=CPR*p_0a;
T_texit=T_0a*(CPR)^((gamma-1)/(etta_poly*gamma));
%assumption: constant axial velocity%
c_exit=c_z1;
T_exit=T_texit-(c_exit^2/(2*1004));
av_exit=((gamma-1)*1004*T_exit)^0.5;
M_exit=c_exit/av_exit;
p_exit=p_texit/(1+(((gamma-1)*(M_exit)^2)/2))^(gamma/(gamma-1));
dnst_exit=p_exit*1000/(R*T_exit);

```

```

A_exit=mdot_a/(dnst_exit*c_exit);
%assumption: tip constant%
r_texit=r_t1;
r_hexit=((r_texit^2)-(A_exit/3.14))^0.5;
%blade angles%
r_m1=(r_h1+r_t1)/2;
u_tip=RPM*0.1047197*r_t1;
u_m=u_tip*(r_m1/r_t1);
alpha_1=0;
beta_1=atand(u_m/c_z1)
w_1rm=c_z1/cosd(beta_1);
M_1rm=w_1rm/av_1;
%Design choice: Degree of Reaction%
D_R=0.85;
c_theta2m=(1-D_R)*2*u_m
Dehaller=((u_m-c_theta2m)^2+(c_z1)^2)^0.5/w_1rm
beta_2=atand((u_m-c_theta2m)/c_z1)
%Design choice: solidity%
solidity=1;
D_fac=1-(((u_m-
c_theta2m)^2+(c_z1)^2)^0.5/w_1rm)+(c_theta2m/(2*solidity*w_1rm))
loadingp_m=(c_theta2m)/u_m
alpha_2m=atand(c_theta2m/c_z1)
D_R=1-(c_theta2m/(2*u_m))
flow_coeff=c_z1/u_m
%number of stages%
T_t2m=T_0a+(u_m*(c_theta2m/1004));
total_temp_rise_1stg=T_t2m-T_0a
total_temp_rise_comp=T_texit-T_0a
stnumber=total_temp_rise_comp/total_temp_rise_1stg
pwr_c=mdot_a*(1.004)*(T_texit-T_0a)

```

جدول پ-3: کد طراحی توربین یک طبقه

```
mdot_a=0.19;
```

```

RPM=132000;
T_01=1017;
p_01=333.3;
r_m1=0.0331;
mdot_c=0.19;
e=0;
T_0c=771;
p_0c=2020;
M_0=0;
p_0=101;
T_0=298;
c_pc=1004.5;
gamma_c=1.4;
gamma_t=1.3;
c_pt=1243.67;
etta_mech=0.995;
pwr_c=0.024;
pwr_t=pwr_c/etta_mech;
mdot_st1=mdot_a;
T_05=((-pwr_t/mdot_a)+(c_pt*T_01*(1-e))+(e*c_pc*T_0c))/(c_pt-
(c_pt*e)+(c_pc*e));
%First Nozzle Pitchline Design%
%Design Choice: nozzle exit mach number%
M_2=1.1;
T_2=T_01/(1+(0.15*(M_2^2)));
a_2=(gamma_t*287*T_2)^0.5;
c_2=M_2*a_2;
%Design Choice: exit flow angle%
alpha_2=52;
c_z=c_2*cosd(alpha_2);
c_theta2=c_2*sind(alpha_2);
c_1=c_z;
T_1=T_01-((c_1^2)/(2*c_pt));
a_1=(gamma_t*287*T_1)^0.5;
M_1=c_1/a_1;
e_N1=0.0252;

```

```

%First Turbine Rotor Pitchline Design%
M_3r=0.82;
u_m=RPM*r_m1*(2*3.14/60);
w_theta2=u_m-c_theta2;
w_theta3=-(((M_3r^2)*((a_2^2)+((gamma_t-1)*(w_theta2^2)/2)))-
(c_z^2))/(1+((gamma_t-1)*(M_3r^2)/2))^0.5;
c_theta3=w_theta3+u_m;
DR=1-((c_theta2+c_theta3)/(2*u_m))
w_theta2=c_theta2-u_m;
beta_2=atand(w_theta2/c_z);
beta_3=atand(w_theta3/c_z);
alpha_3=atand(c_theta3/c_z);
w_2=((c_z^2)+(w_theta2^2))^0.5;
T_2=T_01-((c_2^2)/(2*c_pt));
T_02r=T_2+((w_2^2)/(2*c_pt));
e_R1=0.035;
%First Stage Loading Parameter and Shaft Power%
w_st1=u_m*(c_theta2-c_theta3)
loading_st1=w_st1/(u_m^2)
pwr_st1=mdot_st1*w_st1

```

جدول پ-4: کد طراحی توربین دو طبقه^{۱۴}

```

mdot_a=input('turbine inlet mass flow rate');
RPM=input('RPM');
T_01=input('TIT');
p_01=input('turbine inlet total pressure');
r_m1=input('turbine meanline radius');
mdot_c=input('Coolant mass flow rate');
e=input('mass coolant fraction');
T_0c=771;
p_0c=2020;

```

¹⁴ در صورتی که توربین یک طبقه نتواند تحت شرایط طراحی توان مورد نیاز کمپرسور را طراحی کند، این کد جهت طراحی توربین دو طبقه مورد استفاده قرار می‌گیرد

```

M_0=0;
p_0=101;
T_0=298;
c_pc=1004.5;
gamma_c=1.4;
gamma_t=1.3;
c_pt=1243.67;
etta_mech=0.995;
pwr_c=input('Compressor required power');
pwr_t=pwr_c/etta_mech;
mdot_st1=mdot_a;
T_05=((-pwr_t/mdot_a)+(c_pt*T_01*(1-e))+(e*c_pc*T_0c))/(c_pt-(c_pt*e)+(c_pc*e));

%First Nozzle Pitchline Design%
M_2=1.1;
T_2=T_01/(1+(0.15*(M_2^2)));
a_2=(gamma_t*287*T_2)^0.5;
c_2=M_2*a_2;
alpha_2=65;
c_z=c_2*cosd(alpha_2);
c_theta2=c_2*sind(alpha_2);
c_1=c_z;
T_1=T_01-((c_1^2)/(2*c_pt));
a_1=(gamma_t*287*T_1)^0.5;
M_1=c_1/a_1;
e_N1=0.0252;

%First Turbine Rotor Pitchline Design%
M_3r=0.85;
u_m=RPM*r_m1*(2*3.14/60);
w_theta2=u_m-c_theta2;
w_theta3=-(((M_3r^2)*((a_2^2)+((gamma_t-1)*(w_theta2^2)/2)))-(c_z^2))/(1+((gamma_t-1)*(M_3r^2)/2)))^0.5;
c_theta3=w_theta3+u_m;
DR=1-((c_theta2+c_theta3)/(2*u_m))
w_theta2=c_theta2-u_m;

```

```

beta_2=atand(w_theta2/c_z);
beta_3=atand(w_theta3/c_z);
alpha_3=atand(c_theta3/c_z);
w_2=((c_z^2)+(w_theta2^2))^0.5;
T_2=T_01-((c_2^2)/(2*c_pt));
T_02r=T_2+((w_2^2)/(2*c_pt));
e_R1=0.035;

%First Stage Loading Parameter and Shaft Power%
w_st1=u_m*(c_theta2-c_theta3)
loading_st1=w_st1/(u_m^2)
pwr_st1=mdot_st1*w_st1

%Second Nozzle pitchline Design%
    %input%
        c_3=((c_theta3^2)+(c_z^2))^0.5;
        T_03=T_01+(((c_3^2)-(c_2^2))/(2*c_pt));
        T_3=T_03-((c_3^2)/(2*c_pt));

    %Design Choices%
        alpha_4=68;
        r_m3=0.1;
M_4=0.887    ;
T_4=T_03/(1+(0.15*(M_4^2)));
a_4=(gamma_t*287*T_4)^0.5;
c_4=M_4*a_4;
c_zst2=c_4*cosd(alpha_4);
c_theta4=c_4*sind(alpha_4);
T_3=T_03-((c_3^2)/(2*c_pt));
a_3=(gamma_t*287*T_3)^0.5;
M_3=c_1/a_3;
e_N3=0.022;

%Second Rotor Pitchline Design%
    %Design Choice%
        M_5r=0.85;

u_mst2=RPM*r_m3*(2*3.14/60);

```

```

w_theta4=c_theta4-u_mst2;
w_theta5=-(((M_5r^2)*((a_4^2)+((gamma_t-1)*(w_theta4^2)/2)))-
(c_zst2^2))/(1+((gamma_t-1)*(M_5r^2)/2)))^0.5;
c_theta5=w_theta5+u_mst2;
DR_st2=1-((c_theta4+c_theta5)/(2*u_mst2))
beta_4=atand(w_theta4/c_zst2);
beta_5=atand(w_theta5/c_zst2);
alpha_5=atand(c_theta5/c_zst2);
w_4=((c_zst2^2)+(w_theta4^2))^0.5;
T_4=T_03-((c_4^2)/(2*c_pt));
T_04r=T_4+((w_4^2)/(2*c_pt));
e_R3=0.035;
%Second Stage Loading Parameter and Shaft Power%
w_st2=u_mst2*(c_theta4-c_theta5)
loading_st2=w_st2/(u_mst2^2)
mdot_st2=mdot_st1;
pwr_st2=mdot_st2*w_st2

```