

تحلیل عملکرد و آلاینده‌گی محفظه احتراق یک موتور توربوپراپ در رژیم‌های کاری مختلف

ابراهیم نوروزی^۳
دانشکده مهندسی مکانیک
دانشگاه علم و صنعت ایران

سید محمد واعظی^۲
دانشگاه صنعتی مالک اشتر
(تاریخ دریافت: ۱۳۹۴/۹/۱؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۴/۱۲/۱۰)

محمد مزیدی شرف آبادی^۱
پژوهشکده توسعه و بهینه‌سازی فناوری‌های انرژی
پژوهشگاه صنعت نفت

چکیده

تحلیل عملکرد موتورهای جت در شرایط محیطی متنوع حائز اهمیت است و گام نخست در طراحی این موتورها محسوب می‌شود. در این پژوهش، مشخصات و پارامترهای یک نمونه موتور توربوپراپ در نرم‌افزار تجاری گسترده ۱۰ مدل‌سازی و نتایج عملکردی به‌دست‌آمده در سه رژیم پروازی برخاستن، نظامی و ۱۰۰٪ نرمال با استفاده از نتایج آزمون موتور صحنه‌گذاری شده است. تحلیل عملکرد محفظه احتراق برای تخمین دمای گاز خروجی از آن که بر روی طول عمر و دوام اجزای بخش داغ موتور تأثیر دارد، امری ضروریست. در این مطالعه، تحلیل یک‌بعدی عملکرد محفظه احتراق یک موتور توربوپراپ نمونه با استفاده از روابط نیمه‌تجربی انجام شده است. به‌همین منظور، نرم‌افزاری تخصصی در محیط متلب با نام کلاد ۱ توسعه داده شده است. نتایج به‌دست‌آمده از این نرم‌افزار برای رژیم‌های مختلف کاری موتور با نتایج تجربی حاصل از آزمون موتور مقایسه شده‌اند که هم‌خوانی خوبی را نشان می‌دهند. حداکثر خطای نسبی مربوط به رژیم نظامی است که ۳/۹۲٪ گزارش شده است. در پایان توزیع دمای گاز به-همراه میزان نشر آلاینده‌ها در رژیم‌های مختلف کاری موتور محاسبه و مقایسه شده‌اند. میزان نشر آلاینده NO_x در رژیم پروازی برخاستن حداکثر است، درحالی‌که میزان نشر آلاینده‌های CO و UHC در رژیم ۱۰۰٪ نرمال بیش‌ترین مقدار را داراست.

واژه‌های کلیدی: موتور توربوپراپ، محفظه احتراق، مدل‌سازی عملکرد، توزیع دمای گاز، نشر آلاینده‌ها

Performance and Emission Analysis of Combustion Chamber of a Turboprop Engine at Different Operation Regimes

M. Mazidi SharafAbadi
Division of Optimization and Development of
Energy Technologies
Research Institute of Petroleum Industry

S. M. Vaezi
Malek Ashtar University
of Technology

E. Norouzi
Mechanical Engineering Department
Iran University of Science and
Technology

(Received:22/November/2015; Accepted:29/February/2016)

ABSTRACT

Performance analysis of jet engines in various environmental conditions is important and is the first step in the design of such engines. In this paper, the performance of a typical turboprop engine was modeled in the commercial software GasTurb10 and the obtained results are validated at three flight regimes take off, military and 100% normal using engine test results. Performance analysis of combustion chamber was essential for estimating its exhaust gas temperature, which has influence on the lifetime and durability of engine hot section. In this study, one-dimensional performance analysis of a turboprop engine combustion chamber was carried out applying semi-experimental correlations. For this, a computer program called CLAD1 was developed in MATLAB. The results obtained for various engine operation regimes were compared with reliable experimental results. showing good agreements. The maximum relative error was 3.92% for military regime. Finally, the gas temperature distribution and emission of pollutants in different operation regimes were calculated and compared. The amount of NO_x emission was maximum at take off flight regime, whereas the emission of pollutants CO and UHC have their highest values at 100% normal regime.

Keywords: Turboprop Engine, Combustion Chamber, Performance Modeling, Gas Temperature Distribution, Emission

۱- استادیار: mazidim@ripi.ir

۲- کارشناس ارشد (نویسنده پاسخگو): smvturboengine@gmail.com

۳- کارشناس ارشد: e_norouzi@mecheng.iust.ac.ir

فهرست علائم و اختصارات

A	مساحت، m^2
A_r	نسبت سطح سوراخ
C_d	ضریب تخلیه
EI	اندیس آلپندگی
f	نسبت سوخت به هوا، $kg\ fuel\ kg^{-1}\ air$
h	آنتالپی، $J\ kg^{-1}$
K	ضریب اتلاف سوراخ
\dot{m}	نرخ جریان جرمی، $kg\ s^{-1}$
P	فشار، Pa
Q_{LHV}	ارزش حرارتی پایین سوخت، $J\ kg^{-1}$
T	دما، K
V_c	حجم محفظه احتراق، m^3

علائم یونانی

α	نسبت جریان جرمی
Δ	اختلاف
φ	نسبت جریان جرمی به نسبت سطح
η	بازده
ρ	چگالی، $kg\ m^{-3}$
τ	زمان تشکیل NO_x ، s

زیرنویسها

an	کانال حلقوی
c	احتراق
DZ	ناحیه ترقیق
f	سوخت
g	گاز
geom	هندسی
h	سوراخ
j	جت
PZ	ناحیه اولیه
RZ	ناحیه گردش مجدد
st	استوکیومتری
SZ	ناحیه ثانویه
۳	ورودی محفظه احتراق
۴	ورودی توربین

۱- مقدمه

موتورهای توربین گاز هوایی در گستره وسیعی از شرایط محیطی عمل می کنند. تحلیل عملکرد به عنوان گام نخست در

طراحی این موتورها محسوب می شود. پارامترهای طراحی موتور باید به گونه ای انتخاب شوند که موتور در شرایط مختلف محیطی عملکرد قابل قبولی داشته باشد. برای تحلیل عملکرد موتورهای توربین گاز ابتدا مدل های ریاضی و ترمودینامیکی مورد نیاز برای اجزای مختلف موتور ارائه می گردد. سپس، با در نظر گرفتن فرضیات ساده کننده در خواص ترموفیزیکی و ساختار موتور، شبیه سازی عملکرد موتور انجام می شود. در شبیه سازی عملکرد موتور ابتدا نتایج نقطه طراحی شامل پارامترهای عملکردی، توزیع دما و توزیع فشار در امتداد موتور استخراج و مورد ارزیابی قرار می گیرند. سپس در عملکرد خارج از طرح، تغییرات توان یا نیروی پیشرانش، مصرف سوخت ویژه، فشار خروجی کمپرسور و دمای ورودی توربین (خروجی محفظه احتراق) ارائه می شوند. در مرحله نخست تحلیل عملکرد کلی موتور، تحلیل صفر بعدی صورت می پذیرد. سپس جهت طراحی اجزا و تعیین رفتار سیال در طول موتور تحلیل ها به صورت یک بعدی، دوبعدی و نهایتاً سه بعدی انجام می شود.

تحلیل محفظه احتراق به عنوان یکی از مهمترین اجزای موتور که پیوسته در معرض جریان سیال با دمای بسیار بالا است، حائز اهمیت است. دمای خروجی محفظه احتراق در توربین های گازی و موتورهای جت از یک طرف بر روی بازده سیکل موتور و از طرف دیگر بر طول عمر و دوام اجزای بخش داغ نقش تعیین کننده ای را ایفا می کند. یکی از روش های بررسی رفتار جریان در یک محفظه احتراق، استفاده از روش های تحلیلی است که قادر به تحلیل جریان سیال، انتقال حرارت و همچنین پدیده هایی نظیر واکنش های شیمیایی می باشند. این روش ها نسبت به روش های دیگر نظیر روش های تجربی و عددی دارای مزایایی شامل کاهش اساسی در هزینه و زمان است. با استفاده از این روش ها، طراحی جدید و بهینه سازی طرح های قدیمی که انجام آزمون روی آن ها مشکل و پرهزینه است، امکان پذیر می گردد.

لفوره^۱ [۱] روابطی مبتنی بر تحقیقات تجربی و تحلیلی ارائه کرده است که در اغلب فعالیت های طراحی و محاسبات انتقال حرارت در محفظه احتراق برای تحلیل عملکرد سیالاتی - حرارتی محفظه احتراق مورد استفاده قرار می گیرند. کنرادو^۲ و همکارانش [۲] اصول طراحی پایه ای برای طراحی

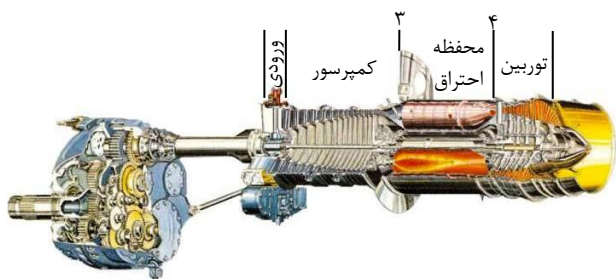
1- Lefebvre

2- Conrado

دمای گاز در طول محفظه احتراق، افت فشار، میزان نشر آلاینده‌ها و دمای میانگین خروجی از محفظه محاسبه می‌شوند.

۲- معرفی موتور توربوپراپ نمونه و محفظه احتراق آن

موتور هوایی مورد مطالعه در این پژوهش از نوع توربوپراپ تک‌محوره است. این موتور دارای یک کمپرسور جریان محوری ۱۴ مرحله‌ای است که به‌وسیله یک توربین ۴ مرحله‌ای به حرکت در می‌آید. توان ایجادشده (۴۹۱۰ اسب بخار) به‌طور مستقیم و از طریق کمپرسور با سرعت دورانی ثابت (۱۳۸۲۰ دور در دقیقه) به جعبه‌دنده‌ای با نسبت ۱ : ۱۳/۵ منتقل می‌شود. نسخه زمینی این موتور با نام ۵۰۱-دی^۵ برای انواع مصارف تولید توان صنعتی و دریایی به‌کار گرفته می‌شود. شکل ۱ طرحواره موتور توربوپراپ مورد بررسی در این پژوهش را به همراه شماره مقاطع آن نشان می‌دهد.



شکل (۱): طرحواره موتور توربوپراپ نمونه [۷].

سامانه احتراق موتور توربوپراپ نمونه شامل ۶ محفظه احتراق از نوع لوله- حلقوی با طول ۵۴/۸ سانتی‌متر است. این محفظه شامل سه ناحیه اولیه، ثانویه و ترقیق است. همان‌طور که در شکل ۲ نشان داده شده است، ناحیه اولیه شامل یک ردیف و نواحی ثانویه و ترقیق متشکل از دو ردیف سوراخ ورود هوا هستند. ۸ ردیف مجرای چرخشی بر روی قسمت عدسی‌شکل محفظه احتراق برای ایجاد اغتشاش در جریان ورودی هوا تعبیه شده است. در این محفظه احتراق از دو روش خنک‌کاری استفاده شده است؛ روش لایه‌ای که از طریق ۱۰ ردیف نوار موج‌دار که به‌طور محیطی در ۵ مقطع از جداره محفظه احتراق مستقر شده‌اند، انجام می‌شود و روش خنک‌کاری پاششی که به‌طور موضعی در ۶ بخش از جداره محفظه احتراق تعبیه شده‌اند، میسر می‌گردد.

محفظه احتراق توربین گاز را ارائه و برنامه‌ای محاسباتی بر مبنای روابط نیمه‌تجربی توسعه داده‌اند. همچنین، یک مثال طراحی با کمک این برنامه ارائه شده است. کاویان و مقدس [۳] تأثیر فشار، دما، نرخ جریان جرمی هوای ورودی و نسبت سوخت به هوای ورودی را در عملکرد محفظه احتراق حلقوی بررسی کردند. انصاری و دارمی‌زاده [۴] نیز تحلیل عددی جریان در محفظه احتراق حلقوی توربین گاز و تأثیر متقابل جت‌های روبرو در جریان مقاطع را مطالعه نمودند.

منصوری و مظاهری [۵] عملکرد گذرای یک موتور توربوجت تک‌محور بدون پس‌سوز در دوره‌های بالا را شبیه‌سازی کردند و آن را با استفاده از نتایج آزمون موتور اعتبارسنجی نمودند. همچنین با انجام مطالعات پارامتری، تأثیر سناریوهای مختلف تغییرات دبی سوخت بر رفتار حالت گذرای موتور را بررسی کردند. در کاری دیگر، منصوری و همکاران [۶] مدل‌سازی ریاضی و شبیه‌سازی عملکرد خارج از طرح موتور توربوجت جی ۱۷۹ را انجام دادند. به‌منظور اعتبارسنجی مدل شبیه‌سازی ارائه‌شده، نتایج حاصل از شبیه‌سازی نقطه طرح و خارج از طرح موتور با نتایج برنامه شبیه‌سازی توربین گاز^۲ در شرایط ایستای سطح دریا مورد مقایسه و ارزیابی قرار گرفت.

در این پژوهش، ابتدا با طرح‌ریزی و انجام آزمون تجربی موتور، پارامترهای واقعی مورد نیاز استخراج شده‌اند. سپس عملکرد موتور مورد نظر با استفاده از پارامترهای اصلی آن در نرم‌افزار صفر بعدی گسترش^۳ ۱۰ مدل‌سازی شده است. پس از اعتبارسنجی نتایج مدل‌سازی عملکرد موتور با نتایج تجربی، برخی از نتایج مدل‌سازی عملکردی که برای شبیه‌سازی یک بعدی محفظه احتراق مورد نیاز است، استخراج می‌شوند. این نتایج شامل نرخ جریان جرمی سوخت و هوای ورودی به محفظه احتراق و همچنین دما و فشار هوای ورودی به آن است. سپس نتایج حاصل به‌عنوان ورودی برای کد یک‌بعدی بومی تحلیل محفظه احتراق که در محیط متلب با عنوان کلاد^۴ ۱ توسعه داده شده است، در نظر گرفته می‌شود و پس از اعتبارسنجی این نرم‌افزار، سایر پارامترهای اصلی محفظه احتراق نظیر توزیع جریان جرمی در نواحی مختلف، توزیع

1- J79

2- GSP

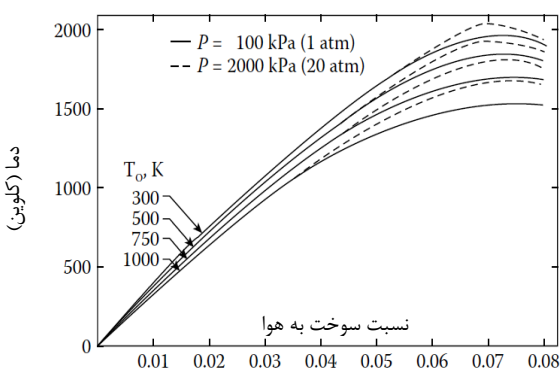
3- GasTurb10

4- Combustion Liner Analysis-1 Dimensional (CLAD1)

۵- محاسبه دمای گاز

تخمین توزیع جریان با پیش‌بینی دمای شعله آدیاباتیک که تابعی از نسبت هوا به سوخت محلی است، همراه است. برای تخمین توزیع جریان، محفظه احتراق به چهار ناحیه گردش مجدد^۱، اولیه، ثانویه و ترفیق تقسیم می‌شود. جریان در ناحیه گردش مجدد شامل مجموع همه جریان عبوری از (الف) سوئیچرلر، (ب) هر هوای اضافی عبوری از فلر^۲، (ج) دوسوم هوای عبوری از ردیف اول سوراخ‌ها در ناحیه اولیه و (د) یک‌سوم هوای عبوری از ردیف دوم سوراخ‌های ناحیه اولیه است. فرض می‌شود هوایی که برای خنک‌کاری لایه‌ای جداره ناحیه اولیه به کار می‌رود، وارد ناحیه گردش مجدد نمی‌شود. چنانچه تنها یک ردیف از سوراخ‌ها برای عبور هوای اولیه وجود داشته باشد، آنگاه فرض می‌شود نیمی از هوای عبوری در گردش مجدد سهمیم است [۹].

دمای شعله آدیاباتیک متأثر از نسبت سوخت به هوا، میزان دما و فشار ورودی است. همان‌طور که قبلاً بحث شد، مقدار کلی هوا در هر چهار ناحیه احتراق قابل پیش‌بینی است و بنابراین نسبت هوا به سوخت و در نتیجه نسبت هم‌ارزی در هر ناحیه می‌تواند محاسبه شود. برای محاسبه نسبت هم‌ارزی، نسبت هوا به سوخت استوکیومتری متداول برای کروسن، یعنی ۱۴/۴۷، به کار گرفته شده است. منحنی‌های صعودی دما برای کروسن که در شکل ۳ نمایش داده شده‌اند، می‌توانند برای تخمین افزایش دما (ΔT)، برای یک ناحیه احتراق مشخص استفاده شوند. این منحنی‌ها افزایش دمای مرتبط با احتراق در یک دما و فشار ورودی مشخص را به‌عنوان تابعی از نسبت هم‌ارزی ارائه می‌دهند.



شکل (۳): منحنی‌های صعودی دمای آدیاباتیک [۱].

در معادلات بالا، K ضریب اتلاف سوراخ است که از رابطه زیر محاسبه می‌شوند:

$$K = 1 + 0.64 \left[2\varphi^2 + \sqrt{4\varphi^4 + 1.56\varphi^2(4\alpha - \alpha^2)} \right], \quad (4)$$

که در آن، α ، نسبت جریان جرمی است:

$$\alpha = \frac{\dot{m}_h}{\dot{m}_{an}}, \quad (5)$$

و φ ، از تقسیم نسبت جریان جرمی به نسبت سطح به‌دست می‌آید:

$$\varphi = \frac{\alpha}{A_r}. \quad (6)$$

نسبت سطح سوراخ، A_r ، از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$A_r = \frac{A_{h,geom}}{A_{an}}. \quad (7)$$

با به‌کارگیری معادلات و روابط فوق، می‌توان از رویه زیر برای تخمین افت فشار و توزیع جریان در سوراخ‌های محفظه احتراق استفاده نمود:

۱- معادله (۲) به‌گونه‌ای بازنویسی شود که فشار برحسب نرخ جریان جرمی قابل توصیف گردد،

۲- نرخ جریان جرمی اولیه برای همه سوراخ‌های محفظه احتراق حدس زده شود،

۳- با حدس اولیه، از رویه زیر برای محاسبه ضرایب تخلیه استفاده شود:

گام اول- نسبت جریان جرمی، α ، از معادله (۵) محاسبه شود،

گام دوم- نسبت سطح سوراخ، A_r ، از معادله (۷) محاسبه شود،

گام سوم- نسبت جریان جرمی به نسبت سطح، φ ، از معادله (۶) محاسبه شود،

گام چهارم- ضریب اتلاف، K ، از معادله (۴) محاسبه شود و

گام پنجم- ضریب اتلاف، K ، را در یکی از معادلات (۳-الف) یا (۳-ب) وارد نموده تا ضریب تخلیه مناسب مشخص شود.

۴- افت فشار در طول محفظه احتراق محاسبه شود،

۵- توزیع جریان جرمی برای هر سوراخ محفظه احتراق با ارتباط دادن به میزان افت فشار اصلاح شود،

۶- فرآیند تکرار توزیع جریان جرمی جدید دوباره انجام شده تا افت فشار همگرا شود (افت‌های اصطکاکی نادیده گرفته شده و فرض می‌شود که افت فشار در تمامی قسمت‌ها یکسان است).

1- Recirculation

2- Flare

به طور محلی وجود دارد. بنابراین، یک دمای خروجی میانگین برای این ناحیه به صورت زیر فرض شده است:

$$T_{out,RZ} = \frac{1}{3}T_3 + \frac{2}{3}T_{RZ} \quad (۱۲)$$

دما در نواحی باقیمانده می تواند با فرض توزیع دمای خطی به طریق زیر محاسبه شود:

$$T_{out,zone} = T_3 + \eta_{zone}\Delta T_{zone} \quad (۱۳)$$

۶- محاسبه میزان نشر آلاینده ها

در حال حاضر تعداد زیادی مدل های تجربی و نیمه تجربی برای پیش بینی میزان نشر آلاینده ها به طور گسترده ای استفاده می شود. این روابط ابعاد محفظه احتراق، نوع طراحی و شرایط عملکردی، نوع سوخت و ویژگی های پاشش سوخت را لحاظ می کنند. میزان غلظت آلاینده NO_x در گازهای خروجی وابسته به سه عامل زمان متوسط حضور در ناحیه احتراق، نرخ واکنش شیمیایی و نرخ اختلاط است. اندازه محفظه احتراق، افت فشار، تقسیم بندی جریان و شرایط عملکردی فشار، دما و نرخ جریان جرمی هوا در این سه عامل موثرند. لفوره [۱] از این رهیافت برای توسعه و استخراج رابطه نیمه تجربی زیر جهت تخمین میزان نشر NO_x استفاده کرد:

$$EI_{NO_x} = 9 \times 10^{-8} P_3^{1.25} V_c \exp(0.01 T_{st}) / \dot{m}_3 \bar{T}_{PZ} \quad (۱۴)$$

که در آن، V_c (m³) حجم محفظه احتراق و T_{st} (K) دمای شعله استوکيومتری و \bar{T}_{PZ} (K) دمای متوسط ناحیه اولیه است.

معادله (۱۴) این واقعیت را نشان می دهد که در مخلوط های سوخت و هوای ناهمگن دمای شعله استوکيومتری در تشکیل NO_x موثر است. همچنین، دمای متوسط گاز در ناحیه اولیه اثر زمان باقی ماندن در ناحیه احتراق بر میزان تشکیل NO_x را در معادله فوق نشان می دهد.

آدگرز و کرتچمر [۱۱] رابطه زیر را برای تخمین میزان نشر آلاینده NO_x از گازهای خروجی محفظه احتراق پیشنهاد کردند:

$$EI_{NO_x} = 29 \times 10^{(-9410/T_{g,max})} P_3^{0.66} \times [1 - \exp(-250\tau)] \quad (۱۵)$$

که در آن، τ (s)، زمان تشکیل NO_x است و که برای سوخت پاش های فشاری محفظه های احتراق هوایی مقدار آن ۱ (میلی ثانیه) توصیه شده است.

دمای شعله آدیاباتیک، T_g (K) می تواند با استفاده از عبارت تعریف شده در معادله (۸) به دست آید:

$$T_g = T_3 + \Delta T \quad (۸)$$

که در آن، T_3 (K) دمای ورودی به محفظه است.

برای تخمین دقیق تر دمای گاز، بازده احتراق باید در محاسبات وارد شود. گوسلین^۱ و همکاران [۱۰]، همچنین ادگرز^۲ و کرتچمر^۳ [۱۱]، روابطی تجربی برای تخمین بازده احتراق در نواحی گردش مجدد، اولیه، ثانویه و ترقیق ارائه داده اند که دمای میانگین نواحی احتراق را یکی پس از دیگری تخمین می زند. رابطه ذیل برای پیش بینی بازده احتراق در ناحیه گردش مجدد به کار می رود:

$$\eta_{RZ} = 0.56 + 0.44 \times \tanh[1.548 \times 10^{-3}(T_3 + 108 \ln P_3 - 1863)] \quad (۹)$$

جایی که P_3 (Pa) فشار هوای ورودی به محفظه است.

بازده احتراق برای ناحیه اولیه به شکل زیر ارائه می شود:

$$\eta_{PZ} = 0.71 + 0.29 \times \tanh[1.548 \times 10^{-3}(T_3 + 108 \ln P_3 - 1863)] \quad (۱۰)$$

رابطه ای که توسط گوسلین و همکاران [۱۰] برای نواحی ثانویه و ترقیق ارائه شده اند، بازده احتراق کمتری را برای این نواحی نسبت به ناحیه اولیه پیش بینی می کند. به این دلیل، با فرض وجود احتراق کامل در ناحیه اولیه، بازده احتراق ۹۰ درصدی برای نواحی ثانویه و ترقیق در نظر گرفته می شود.

توزیع دما در ناحیه گردش مجدد بین T_3 ، در ورودی وجه سوخت پاش و T_{RZ} ، در انتهای ناحیه گردش مجدد خطی در نظر گرفته می شود. دما برای مابقی ناحیه اولیه بین T_{PZ} و T_{RZ} خطی تغییر خواهد کرد.

از آنجایی که بازده احتراق در ناحیه اولیه با به کارگیری معادله (۱۰) قابل محاسبه است، دمای میانگین گاز در این ناحیه می تواند پیش بینی شود. برای دمای بیشینه در ناحیه گردش مجدد داریم:

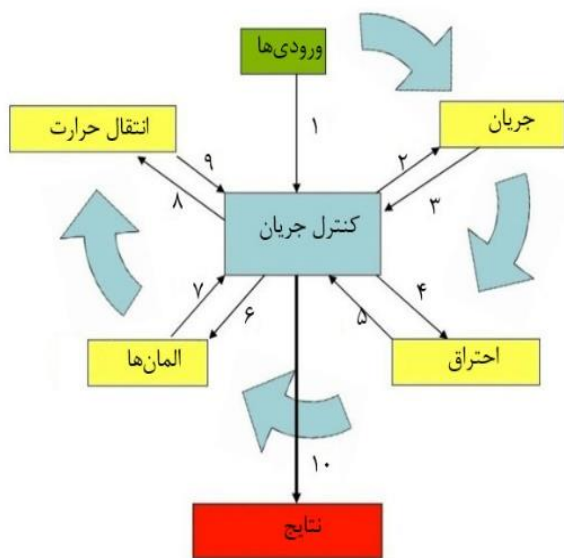
$$T_{out,RZ} = T_3 + \eta_{RZ}\Delta T \quad (۱۱)$$

بر اساس مطالعه آدگرز و کرتچمر^۴ [۱۲]، ناحیه گردش مجدد تنها قسمتی مخلوط شده است^۵ و این دمای بیشینه تنها

1- Gosselin
2- Odgers
3- Kretchemer
4 - Odgers and Kretschmer
5 - Partially Stirred

۸- تحلیل نتایج

در این بخش ضمن صحنه‌گذاری مدل‌سازی موتور توربوپراپ نمونه در رژیم‌های کاری مختلف توسط نرم‌افزار گسترده ۱۰ با استفاده از نتایج تجربی، ورودی‌های لازم جهت تحلیل محفظه احتراق در نقطه طرح و شرایط خارج از طرح از خروجی‌های این نرم‌افزار به‌دست آمده است. سپس با استفاده از این داده‌ها و همچنین روابط نیمه‌تجربی گردآوری‌شده در قالب نرم‌افزار کلاسد تحلیل محفظه احتراق در رژیم‌های کاری مختلف موتور انجام شده است. در نهایت دمای خروجی محفظه احتراق که از نرم‌افزار کلاسد به‌دست آمده است با دماهای حاصل از آزمون موتور مقایسه و صحنه‌گذاری می‌شود.



شکل (۴): توالی محاسبات در نرم‌افزار یک‌بعدی کلاسد ۱.

آزمون موتور توربوپراپ نمونه براساس دستورالعمل‌های شرکت سازنده با نصب دو سنسور دما و فشار در ورودی موتور، سنسور اندازه‌گیری گشتاور و دبی‌سنج مصرف سوخت انجام می‌پذیرد. همچنین، در دهانه خروجی هر یک از شش محفظه احتراق موتور سه ترموکوپل تعبیه شده است. در موتور مورد مطالعه، منطق کنترل سوخت براساس میانگین جبری دماهای اندازه‌گیری شده توسط این ۱۸ ترموکوپل است. در این مطالعه این دما به‌عنوان دمای ورودی توربین جهت اعتبارسنجی نتایج استفاده شده است. رژیم‌های کاری موتور نیز براساس دمای ورودی توربین از سوی سازنده تعریف شده‌اند و در شرایط آزمون با ثابت نگاه‌داشتن این کمیت بر روی عددی

تشکیل CO در ناحیه اولیه احتراق احتیاج به زمان طولانی‌تری نسبت به تشکیل NO_x دارد. انتشار CO در فشارهای پایین که نرخ تبخیر سوخت نسبتاً کم است، دارای اهمیت بیش‌تری است. رابطه زیر برای محاسبه میزان تولید CO به‌کار می‌رود [۱۱]:

$$\log_{10}(EI_{CO}) = 13.477 - 4.5276 \log_{10}(T_3), \quad (16)$$

واکنش‌های شیمیایی که منجر به تشکیل هیدروکربن‌های نسوخته^۱ و دوده می‌شوند، بسیار پیچیده‌اند. تاکنون مدل‌های تجربی اندکی برای تخمین میزان تولید UHC توسعه داده شده‌اند. از این میان رابطه زیر مشابه با رابطه (۱۶) با تقریب خوبی میزان تولید هیدروکربن‌های نسوخته را تخمین می‌زند [۱۱].

$$\log_{10}(EI_{UHC}) = 19.730 - 7.1915 \log_{10}(T_3) \quad (17)$$

۷- معرفی نرم‌افزار کلاسد

کلاسد نرم‌افزاری با محیط گرافیکی و کاربر پسند است که بنا بر نیاز مجموعه تحقیقاتی صنایع هوایی توسط پژوهشگران این صنعت به‌طور بومی و در محیط متلب پیاده‌سازی و توسعه داده شده است. این نرم‌افزار پیش‌بینی جریان تراکم‌ناپذیر یک‌بعدی در راستای محفظه احتراق را امکان‌پذیر می‌سازد. با این نرم‌افزار می‌توان افت فشار و توزیع جریان و دما در راستای محفظه احتراق را تخمین زد.

بخش آغازین این نرم‌افزار شامل یک تابع «ورودی» است که در آن اطلاعات اولیه به برنامه وارد می‌شود. تابع بعدی «کنترل جریان» نام دارد که تابع ورودی را با سایر توابع ترکیب می‌کند. سایر توابع شامل «تقسیم جریان»، «احتراق»، «المان‌ها» و «انتقال حرارت» هستند. تابع تقسیم جریان وظیفه انشعاب جریان و پیش‌بینی افت فشار را بر عهده دارد و تابع احتراق دمای گاز در هر گره در راستای محور محفظه احتراق را محاسبه می‌کند. بازده احتراق می‌تواند طی این محاسبات به‌حساب آورده شود. تابع المان‌ها خواص نسبی در هر گره که مورد استفاده در تابع انتقال حرارت است را محاسبه می‌کند. تابع انتقال حرارت، انتقال حرارت در طول محفظه احتراق در هر گره را پیش‌بینی می‌کند. شکل ۴ توالی محاسبات در نرم‌افزار کلاسد ۱ را نشان می‌دهد.

1 - Unburned Hydro Carbons (UHC)

جدول (۳): ورودی‌های مورد نیاز برای نرم‌افزار کلاد ۱.

رژیم‌های کاری	T_3 (K)	P_3 (kPa)	\dot{m}_3 (kg/s)	\dot{m}_f (kg/s)	f (kg fuel /kg air)
برخاستن	۵۸۸/۴۱	۹۳۳/۵۸	۱۳/۹۴	۰/۳۱۵	۰/۰۲۲۷
نظامی	۵۸۶/۶۲	۹۲۳/۷	۱۳/۹۴	۰/۳۰۲	۰/۰۲۱۴
۱۰۰٪ نرمال	۵۸۴/۳۷	۹۱۱/۲۵	۱۳/۹۴	۰/۲۹	۰/۰۲۰۲

همان‌طور که در بخش (۵) اشاره شد، در این مطالعه جهت تخمین توزیع جریان برای محفظه احتراق موتور نمونه، ناحیه اولیه شامل یک‌سوم هوایی است که از طریق اولین ردیف سوراخ‌ها وارد می‌شود. سپس جریان هوای باقی‌مانده، بخشی از جریان هوا برای ناحیه ثانویه را تشکیل می‌دهد. به‌طریق مشابه، ناحیه ثانویه شامل نیمی از هوایی است که از طریق ردیف سوم وارد می‌شود و یک‌سوم از هوای ورودی از طریق سومین سامانه خنک‌کاری به‌همراه جریان هوای باقی‌مانده بخشی از ناحیه ترفیق‌اند [۵]. داده‌های جدول ۴ توزیع جریان پیش‌بینی شده برای نواحی مختلف احتراق که با استفاده از این نحوه تقسیم جریان به‌دست آمده است را نشان می‌دهد. این نتایج با استفاده از نتایج ارائه شده در مرجع [۱۳] برای توزیع جریان در محفظه احتراق موتور نمونه صحت‌گذاری شده‌اند. x (mm) در این جدول فاصله انتهای هر ناحیه از لبه جلویی محفظه احتراق است.

جدول (۴): توزیع جریان در نواحی احتراق.

ناحیه	x (mm)	کسر جرمی (%)		خطای نسبی (%)
		مرجع [۱۳]	کلاد ۱	
گردش مجدد اولیه	۷۵	۱۵/۳	۶/۸۲	۵/۳۶
	۹۵		۷/۶۶	
ثانویه	۲۴۵	۳۳	۳۴/۷۸	۵/۳۹
ترفیق	۵۴۸/۵	۵۱/۵	۵۰/۷۴	۱/۴۸

همان‌طور که نتایج جدول ۴ نشان می‌دهند، حدود ۱۵٪ از هوای ورودی در ناحیه گردش مجدد و اولیه برای احتراق استفاده شده است. تقریباً ۳۵٪ از هوا وارد ناحیه ثانویه می‌شود تا انرژی موجود در جریان سیال کاملاً دریافت و احتراق کامل گردد. اگر محصولات احتراق از ناحیه اولیه مستقیماً وارد ناحیه ترفیق شوند، دیگر مجال ترکیب محصولات تجزیه‌شده احتراق (مثل CO و H_2) با هوا نخواهد بود و گازها به همان شکل از محفظه خارج می‌شوند و بازده کاهش می‌یابد. مابقی هوا در

خاص مدل می‌شوند. از آنجایی که آزمون موتور در شرایط محیطی متفاوت از شرایط اتمسفر استاندارد انجام می‌شود، توان خروجی و مصرف سوخت ویژه به‌دست‌آمده از آزمون پس از تصحیح برای شرایط اتمسفر استاندارد جهت صحت‌گذاری مورد استفاده قرار می‌گیرند.

۸-۱- صحت‌گذاری مدل‌سازی عملکرد موتور

با استفاده از اطلاعات مورد نیاز برای مدل‌سازی عملکرد موتور که در جدول ۱ آورده شده است، موتور توربوپراپ نمونه در محیط نرم‌افزار گستر ۱۰ مدل شده است. نتایج به‌دست‌آمده از نرم‌افزار گستر ۱۰ با نتایج تجربی اتاق آزمون در سه رژیم کاری مختلف، صحت‌گذاری شده‌اند. میزان توان خروجی و مصرف سوخت ویژه موتور به‌همراه درصد خطا نسبت به نتایج تجربی در جدول ۲ ارائه شده‌اند.

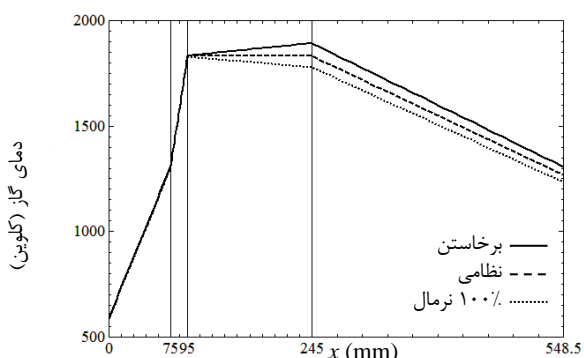
جدول (۲): مقایسه نتایج مدل‌سازی عملکرد موتور در نرم‌افزار گستر ۱۰ با نتایج تجربی.

پارامتر	رژیم‌های کاری	گستر ۱۰	نتایج تجربی	خطای نسبی (%)
توان خروجی (kW)	برخاستن	۳۶۳۱/۵۵	۳۶۷۳/۳	۱/۱۳
	نظامی	۳۴۵۸/۸۷	۳۴۲۴/۴۳	۱
مصرف سوخت ویژه (kg/kWh)	۱۰۰٪ نرمال	۳۲۴۱/۱۳	۳۱۹۴/۸	۱/۴۵
	برخاستن	۰/۳۱۴	۰/۳۱۶	۰/۶۳
	نظامی	۰/۳۱۷	۰/۳۱۱	۱/۹۲
	۱۰۰٪ نرمال	۰/۳۲۱	۰/۳۱۵	۱/۹

۸-۲- صحت‌گذاری نتایج حاصل از نرم‌افزار کلاد ۱

با استفاده از تحلیل‌های صورت‌گرفته در نرم‌افزار گستر ۱۰ ورودی‌های مورد نیاز برای نرم‌افزار توسعه‌داده شده کلاد ۱، استخراج و در جدول ۳ ارائه شده است. مقادیر ارائه‌شده در این جدول برای سوخت کروسن با ارزش حرارتی $۴۳/۰۸$ (MJ/kg) است. دما و فشار سکون ورودی محفظه احتراق و همچنین جریان جرمی سوخت و هوای ورودی به محفظه، به‌عنوان ورودی نرم‌افزار کلاد ۱ جهت تحلیل رژیم‌های کاری مختلف موتور استفاده می‌شوند.

همان‌طور که در شکل ۵ دیده می‌شود، با کامل شدن احتراق در ناحیه ثانویه، دما افزایش می‌یابد. دمای این ناحیه حدود ۱۸۰۰ کلوین است. دما در این ناحیه نقش مهمی دارد؛ اگر دما بسیار پایین باشد احتراق کامل انجام نخواهد شد و در صورت بالا بودن زیاد دما محصولات خروجی از این ناحیه و ورودی به ناحیه ترقیق دارای محصولات تجزیه شده در حال تعادل خواهد بود. همان‌طور که اشاره شد، دمای محصولات احتراق برای ورود به توربین باید در ناحیه ترقیق کاهش یابد. عواملی که روی این کاهش دما تأثیر می‌گذارند، همان مقدار هوای ورودی به ناحیه ترقیق از طریق سوراخ‌های روی دیواره محفظه است. اندازه صحیح و نحوه ورود هوا از دیگر عوامل موثر بر این مقوله‌اند.



شکل (۵): توزیع دمای گاز در رژیم‌های کاری مختلف موتور.

از عواملی که دمای ورود به توربین، $T_4(K)$ ، روی آن‌ها تأثیر می‌گذارد، قدرت خروجی موتور و عمر قطعات در تماس با گازهای گرم خروجی در پایین دست جریان است. دمای ورودی به توربین به دست آمده از نرم‌افزار کلاسا برای رژیم‌های کاری مختلف موتور با نتایج تجربی اتاق آزمون در جدول ۶ مقایسه شده است. همان‌طور که اشاره شد، در موتور توربوپراپ نمونه سه ترموکوپل در خروجی هر محفظه احتراق تعبیه شده است و میانگین جبری ۱۸ دمای خوانده شده گزارش می‌شود. خطای نتایج به دست آمده از نرم‌افزار نسبت به مقادیر تجربی در جدول ۶ آورده شده است.

جدول (۶): دمای ورودی توربین در رژیم‌های کاری مختلف.

خطای نسبی (%)	$T_4 (K)$		رژیم‌های کاری
	نتایج تجربی	کلاسا	
۳/۲۱	۱۳۵۰/۱۵	۱۳۰۶/۷	برخاستن
۳/۹۲	۱۳۲۰	۱۲۶۸/۲	نظامی
۳/۸۴	۱۲۸۳/۱۵	۱۲۳۳/۸	۱۰۰٪ نرمال

انتهای محفظه برای خنک‌کاری محصولات احتراق و رساندن آن به دمای مورد نیاز توربین استفاده می‌گردد که شاید مهمترین و مشکل‌ترین بخش طراحی یک محفظه احتراق توربین هم باشد.

افت فشار در داخل محفظه احتراق را می‌توان مجموع دو افت فشار سرد و گرم دانست. افت فشار سرد به افت فشار هوا در حرکت از دیفیوزر تا انتهای محفظه احتراق مربوط می‌شود و افت فشار گرم ناشی از گرم شدن سیال و احتراق است. میزان افت فشار در محفظه احتراق بسیار مهم است، چرا که علی‌رغم این که افت فشار موجب اتلاف انرژی جریان می‌شود ولی در محفظه موجب ایجاد آشفته‌گی بیش‌تر می‌شود که هم از نظر اختلاط سوخت و هوا و هم از نظر احتراق مفید است. معمولاً افت فشار سرد در داخل محفظه‌های احتراق از ۴ تا ۸ درصد و افت فشار گرم از ۰/۵ تا ۱ درصد فشار هوای ورودی به محفظه است [۱]. جدول ۵ افت فشار سرد در راستای محفظه احتراق موتور نمونه در رژیم‌های مختلف که با روش ارائه شده در بخش (۴) به دست آمده را نشان می‌دهد. باتوجه به افزایش سرعت هوای مرجع در رژیم‌های نظامی و ۱۰۰٪ نرمال درصد افت فشار کلی داخل محفظه زیاد می‌شود.

جدول (۵): درصد افت فشار سرد در محفظه احتراق.

$\Delta P_{3-4}/P_3 (%)$	$\Delta P_{3-4} (kPa)$	رژیم‌های کاری
۴/۵۸	۴۲/۷۲	برخاستن
۴/۶۵	۴۳/۰۲	نظامی
۴/۷۷	۴۳/۵۳	۱۰۰٪ نرمال

شکل ۵ توزیع دمای یک‌بعدی گاز در راستای محفظه احتراق را نمایش می‌دهد. نواحی گردش مجدد، اولیه، ثانویه و ترقیق در این شکل به کمک خطوط عمودی از هم جدا شده‌اند. توزیع دماها از روابط پیش‌تر توصیف شده در بخش ۵ به دست آمده‌اند. نقش ناحیه گردش مجدد و اولیه در محفظه احتراق این است که زمان، دما و آشفته‌گی کافی را برای یک احتراق کامل مهیا سازند. باتوجه به نزدیک بودن دما و فشار هوای ورودی به محفظه احتراق در سه رژیم کاری مختلف موتور، تغییرات دمایی بین این سه حالت کارکرد در دو ناحیه اول اندک است ولی در نواحی ثانویه و ترقیق که دیگر احتراق کامل شده است، تغییرات در توزیع دمایی رژیم‌های پروازی مختلف به دلیل اختلاف نسبت سوخت به هوا در آن‌ها مشهود است.

۸-۳- بررسی میزان نشر آلاینده‌ها

مختلف با داده‌های تجربی اعتبارسنجی شد و حداکثر خطا نسبی مربوط به حالت نظامی است که ۳/۹۲٪ گزارش شده است. در پایان میزان نشر آلاینده‌ها با استفاده از مدل‌های نیمه‌تجربی تخمین زده شد. میزان نشر آلاینده NOx با کاهش دمای شعله در رژیم‌های نظامی و ۱۰٪ نرمال نسبت به رژیم برخاستن کاهش می‌یابد، این درحالیست که میزان نشر CO و UHC با کاهش بازده احتراق در این رژیم‌ها زیاد می‌شود.

۱۰- مراجع

1. Lefebvre, A.H. and Ballal, D.R. "Gas Turbine Combustion", Third Edition, CRC Press, New York, 2010.
2. Conrado, A.C., Lacava, P.T., Filho, A.C.P., and Sanches, M.S. "Basic Design Principles for Gas Turbine Combustor", The 10th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering, Brazil, 2004.
3. Kavian, M.M. and Maghdas, M.H. "Estimating the Temperature of the Combustion Chamber Wall and Hot Gases Exiting the Annular Combustion Chamber of a Jet Engine and Comparing the Results with Numerical Analysis", The 9th Fluid Dynamics Conference, Shiraz, Iran, 2004 (In Persian).
4. Ansari, M.R. and Daramizadeh, A. "Numerical Analysis of Gas Turbine Annular Combustion Chamber", The 4th Conference of Iranian Aerospace Society, Tehran, Iran, 2003 (In Persian).
5. Mansouri, H. and Mazaheri, K. "Transient Performance Simulation of a Turbojet Engine at High Speeds", The 20th Annual International Conference on Mechanical Engineering, Shiraz, Iran, 2012 (In Persian).
6. Mansouri, H., Mirzaei, S., and Sherafati, M. "Modeling and Simulation of Off Design Performance of J79 Turbojet Engine", The 1st National Conference of Iranian Aerospace Propulsion Association, Esfahan, Iran, 2012 (In Persian).
7. Botha, M., "A Comparative Study of Reynolds-Averaged Navier-Stokes and Semi-empirical Thermal Solutions of Gas Turbine Nozzle Guide Vane", MSc Thesis, University of Pretoria, Pretoria, 2009.
8. Norster, E.R. "Combustor Aerodynamics", Northern Research and Engineering Corporation, "The Design and Development of Gas Turbine Combustors", Woburn, Massachusetts, Vol. 1, 1980.
9. Kretschmer, D. and Odgers, J. "A Simple Method for the Prediction of Wall Temperatures in Gas Turbines", ASME Paper, No. 78-GT-90, 1978.
10. Gosselin, P., De Champlain, A., and Kretschmer, D. "Prediction of Wall Heat Transfer for a Gas Turbine Combustor", Journal of Power and Energy, Vol. 213, No. 3, pp. 169-180, 1999.

میزان نشر آلاینده‌ها برای رژیم‌های پروازی مختلف موتور در جدول ۷ نمایش داده شده است. میزان نشر آلاینده NOx با استفاده از هر دو نرم‌افزار ارائه‌شده در این پژوهش برای مدل‌های مختلف محاسبه و مقایسه شده است. NOx به دلیل انجام فرآیند احتراق در دماهای بالا از اکسایش نیتروژن موجود در هوا تولید می‌شود، همان‌طور که نتایج جدول ۷ نشان می‌دهند، با کاهش دما در رژیم‌های کاری نظامی و ۱۰٪ نرمال میزان تولید این آلاینده کم می‌شود. درحالی‌که آلاینده‌های CO و UHC به دلیل بازده پایین احتراق و سوختن ناقص سوخت تولید می‌شوند، با ضعیف‌شدن مخلوط سوخت و هوا در این دو رژیم بازده احتراق کاهش می‌یابد و در نتیجه میزان نشر این دو آلاینده زیاد می‌شود. اگر در ناحیه اولیه، مخلوط سوخت و هوا غنی باشد، کارایی آن از نظر اشتعال بالا می‌رود و بازده احتراق نیز افزایش می‌یابد.

جدول (۷): میزان نشر آلاینده‌ها برحسب (g/kg fuel).

EI_{UHC}	EI_{CO}	EI_{NO_x}			رژیم‌های کاری
		گستره ۱۰	کلاد ۱		
			مدل ادگرز	مدل لفور	
۰/۶۴۸	۸/۶۴۸	۱/۱۱۲	۰/۶۰۲۷	۱/۱۲۲	برخاستن
۰/۶۶۱	۸/۷۵۷	۱/۰۹۵	۰/۴۰۹۵	۱/۰۷۴	نظامی
۰/۶۸۰	۸/۹۱۰	۱/۰۷۹	۰/۳۹۴	۱/۰۱۰	۱۰۰٪ نرمال

۹- نتیجه‌گیری

در این مقاله، عملکرد یک نمونه موتور توربوپراپ در نرم‌افزار تجاری گستره ۱۰ در نقطه طراحی و در حالت خارج از طرح برای سه رژیم کاری متفاوت موتور شبیه‌سازی شد. پارامترهای توان و مصرف سوخت ویژه در رژیم‌های کاری مختلف با داده‌های تجربی آزمون موتور مقایسه و صحت‌گذاری شدند. با واردنمودن روابط نیمه‌تجربی در یک برنامه رایانه‌ای و ایجاد محیط گرافیکی برای آن، توزیع جریان در نواحی مختلف، افت فشار کلی و دمای گاز در راستای محفظه احتراق برای سه رژیم پروازی پیش‌بینی گردید. ورودی مورد نیاز برای برنامه رایانه‌ای کلاد ۱ از شبیه‌سازی عملکرد در نرم‌افزار گستره ۱۰ به دست آمدند. میزان افت فشار کلی محفظه در رژیم برخاستن بیشینه است. پارامتر کلیدی دمای ورودی توربین در رژیم‌های کاری

- Engineering Corporation, "The Design and Development of Gas Turbine Combustors", Woburn, Massachusetts, USA, Vol. 2, 1980.
13. Skidmore, F.W. "Smoke Emission Tests on Series II and Series III Allison T56 Turboprop Engines", ARL Aero-Prop-TM-438, 1986.
11. Odgers, J. and Kretschmer, D. "Performance Evaluation and the Prediction of Pollutant Formation", in: Northern Research and Engineering Corporation, "The Design and Development of Gas Turbine Combustors", Woburn, Massachusetts, USA, Vol. 2, 1980.
12. Odgers, J. and Kretschmer, D. "Basic Design Method-Can Combustors", Northern Research and