

مدلسازی و بهینه‌سازی فرآیند احتراق در یک موتور هواپیما توسط دینامیک سیالات محاسباتی CFD

هومان روحانی^۱، عباس خوشحال^۲

^۱ کارشناسی ارشد مهندسی شیمی (M.Sc) گرایش طراحی فرآیند، دانشگاه پیام نور واحد تهران شمال

^۲ رئیس گروه مهندسی شیمی دانشگاه پیام نور

نام و نشانی ایمیل نویسنده مسئول:

هومان روحانی

hoomanrohani@gmail.com

چکیده

در این مقاله هدف شبیه‌سازی و مدل‌سازی محفظه احتراق موتور هواپیما با استفاده از نرم افزار انسیس فلونت^۱ نسخه ۲۰۲۰ بر اساس دینامیک سیالات محاسباتی^۲ (CFD) و معادلات ترمودینامیکی و قوانین حاکم بر آن به کمک شرایط مرزی به همراه ارائه یک مدل بهینه‌شده با توانایی و کیفیت بسیار بالا می‌باشد. سوخت مورد استفاده ناشی از احتراق متلاطم در شبیه‌سازی محفظه موتور هواپیما گاز متان بوده که خواص مشابه سوخت جت (کروزن^۳) را دارا می‌باشد، ابعاد و اندازه‌های محفظه احتراق نیز مطابق با شکل واقعی و شرایط مرزی نیز شبیه حالت کارکرد موتور می‌باشد که با توجه به نتایج حاصله از این شبیه‌سازی به کمک دیاگرام‌ها و اشکال بدست آمده میتوان مدل‌سازی را بکمک افزودن توربو فن‌ها، سنسورها، کنترلرهای هوشمند بهینه و دائماً مورد بازنگری قرار داده تا بتوان با توجه به شرایط موجود بهترین قدرت موتور و بالاترین نیروی Trust به همراه بالاترین راندمان را ایجاد نمود. با استفاده از این روش و استفاده ترکیبی از انواع محفظه‌های احتراق در موتور هواپیما، راندمان کارکرد سیستم میتواند در بهترین حالت تا ۱۰ برابر مدل اولیه و یا بالاتر هم برسد. در بخش مقدمه به ۳ مورد مشابه در بخش "سابقه و پیشینه تحقیقات انجام شده در این زمینه" در خصوص کوره‌ها و توربینهای مولد انجام شده توسط محققین و دانشجویان اشاره می‌شود. نتایج حاصله از این تحقیق همانا کاهش آلاینده‌گی - کاهش خوردگی سیستم و قطعات مصرفی - کاهش هزینه‌های بالای سرویس و نگهداری و آسان‌سازی تعمیر و نگهداری آن - کاهش اثرات نامطلوب بر محیط زیست - افزایش کیفیت کارکرد موتور - بالابردن ایمنی پرواز - بالابردن راندمان کار موتور هواپیما می‌باشد.

واژگان کلیدی: مدلسازی، دینامیک سیالات محاسباتی، احتراق، موتور هواپیما، توربو فن.

¹ Ansys Fluent software - ver.R2

² Computational fluid dynamics (CFD)

³ Kerosene

مقدمه

هواپیما در دنیا امروزه یکی از بهترین و سریعترین وسایل حمل و نقل عمومی و درپاره اوقات جهت دفاع از مرز و بوم یک ملت بکار می‌رود. هواپیماها در انواع مسافری - آموزشی - نظامی و ترابری مورد استفاده بوده و می‌توانند در آینده نه چندان دور در صنعت فضایی نیز کاربرد فراوانی داشته باشند. طراحی هواپیماها بر اساس فرم آیرودینامیکی با قابلیت حمل مسافر و بار بشکل امروزی نیازمند موتورهای جلوبرنده در توان‌ها و قابلیت‌های مختلف می‌باشد، فرآیند کاری موتور هواپیما مبتنی بر سیکل برایتون و بشکل شیپوره است که این وسیله انرژی جنبشی گازهای خروجی ناشی از بخشهای تراکم - احتراق انجام شده و از روش فرآیند تراکم - انبساط استفاده می‌نماید. فرآیند روش شیپوره آدیاباتیک - برگشت پذیر - دارای اصطکاک پایین و تلفیق درون سوز می‌باشد و اختلاف فشار ناشی از هوای ورودی و خروجی باعث ایجاد نیروی جلو برنده می‌شود (نیروی Thrust).

حال ما با بررسی این چرخه و محفظه احتراق موتور هواپیما بکمک شبیه سازی و مدل سازی توسط نرم‌افزار انسیس می‌خواهیم تاثیرات دما و سرعت و فشار را در محفظه در حال کار که باعث نیروی جلوبرنده فوق‌العاده در موتور می‌شود را مطالعه و نقاط ضعف و قوت و عوامل موثر در بالا بردن راندمان در جهت بهبود عملکرد موتور هواپیما را تحقیق و مشاهده نماییم. در ادامه موارد مشابه در این زمینه مطرح و سپس اهمیت ضرورت طرح، روش اجرا و فرضیات موجود، تجزیه و تحلیل، شرایط و استراتژی حل مسئله، شبیه‌سازی، بهینه‌سازی، در انتهای مقاله جداول و اشکال حاصله اعلام و نتایج و منابع مورد نظر مطرح می‌گردد.

سابقه و پیشینه تحقیقات انجام شده در این زمینه:

* اولین مقاله مورد مطالعه مربوط به آقایان مهران نصرت‌اللهی و محمد صدیقی و صادق ولایتی مهر و جاماسب پیرکندی از دانشگاه‌های صنعتی مالک اشتر و علوم و فنون شهید ستاری در خصوص بهبود طراحی محفظه احتراق میکروتوربین به کمک شبیه‌سازی نرم‌افزار انسیس بصورت سه‌بعدی پدیده احتراق بر اساس دینامیک سیالات محاسباتی می‌باشد که با توجه به تشابه نتایج حاصله ناشی از دمای ورودی و خروجی، استفاده از سوخت شبیه سازی شده گاز متان، بهبود کارکرد و راندمان محفظه احتراق و خطای اندک مورد توجه بوده است.

* دومین مقاله از آقایان بنیامین کنکاش‌ور و صادق تابع جماعت و سید بشیر اجله و مسعود عیدی عطارزاده از دانشگاه صنعتی امیرکبیر در خصوص بررسی توزیع هوای محفظه احتراق با استفاده از روش‌های عددی و تحلیلی می‌باشد، در این مقاله نیز به کمک شبیه‌سازی نرم‌افزار انسیس بصورت سه‌بعدی پدیده احتراق بر اساس دینامیک سیالات محاسباتی مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج حاصله از این مقاله هم با توجه به شباهت بسیار بالای نتایج بدست آمده ناشی از شرایط مرزی، بهبود کیفیت کارکرد و راندمان، کاهش هزینه‌ها و آلاینده‌ها و آلاینده‌گی مورد توجه بوده است.

* سومین و آخرین مقاله مورد مطالعه در این خصوص از محققین دانشگاه Chang Gung تایوان آقایان Hsin - Yi Shih و Maaz Ajzvad با عنوان بررسی مدلسازی عملکرد احتراق syngas یک محفظه احتراق با پوشش چرخشی برای یک توربین گاز در حالتی نوآورانه و ابعادی بسیار کوچک که به کمک نرم افزار انسیس شبیه‌سازی بصورت سه‌بعدی پدیده احتراق بر اساس دینامیک سیالات محاسباتی مورد بررسی قرار گرفته بوده است که همچون دو مورد ذکر شده نتایج حاصله از این تحقیق بسیار مشابه این مقاله می‌باشد. شایان ذکر است در این مقاله سعی شده در خصوص هوشمندسازی، بهینه‌سازی، بهبود راندمان و کیفیت محفظه احتراق موتور هواپیما مورد توجه قرار گیرد تا سیستم به بالاترین حد کارایی خود برسد.

اهمیت و ضرورت تحقیق

این بررسی می‌تواند باعث کاهش مصرف سوخت، بازیافت انرژی، کاهش آلاینده‌گی در جو و همچنین کمک به محیط زیست و منابع طبیعی نموده و در اقتصاد هوانوردی نیز موثر و کارآمد باشد. بکمک این تحقیق می‌توان موتورهایی با کمیت و کیفیت بهتری ساخت که روند کاری مناسبتری داشته و از وزن کمتر - سرعت بالاتر - خوردگی پایین‌تر - راندمان بالاتر - لرزش کمتر و سایر مزایا برخوردار باشد.

روش انجام تحقیق

- ۱ - تحقیق بنیادی: به کشف ماهیت اشیاء، پدیده‌ها و روابط بین متغیرها، اصول، قوانین و ساخت یا آزمایش تئوری‌ها و نظریه‌ها می‌پردازد و به توسعه مرزهای دانش در رشته علمی توجه دارد.
- ۲ - تحقیق نظری: از روش‌های استدلال و تحلیل عقلانی استفاده می‌کند و برپایه مطالعات کتابخانه‌ای انجام می‌شود.

۳ - تحقیق کاربردی: با استفاده از نتایج تحقیقات بنیادی به منظور بهبود و به کمال رساندن رفتارها، روش ها، ابزارها، وسایل، تولیدات، ساختارها و الگوهای مورد استفاده، جوامع انسانی انجام می شود.

روش اجرای تحقیق

پس از مطالعه فشرده منابع و بررسی و مقایسه انواع موتورهای هواپیما، محفظه احتراق موتور را به کمک نرم افزار انسیس شبیه سازی نموده و نتایج و اعداد بدست آمده را جهت کاهش مصرف انرژی در نتیجه کاهش آلاینده‌گی و افزودن به عمر متوسط موتور نحصل شده است.

روش و ابزار گردآوری اطلاعات

روش های گردآوری اطلاعات بر اساس روش های میدانی و استفاده از منابع شرکتهای هوانوردی و اطلاعات موجود بر اساس تحقیقات منابع کتب و بستر اینترنت استفاده شده است همچنین از ابزار نرم افزارهای شبیه ساز دینامیک سیالات محاسباتی در جهت پیشبرد اهداف مورد استفاده قرار گرفته است.

مقایسه این فرآیند احتراق با موارد مشابه

- الف) بهبود کیفیت و کمیت کارکرد موتور هواپیما
- ب) کمک به بالا بردن راندمان کاری موتور هواپیما
- ج) کاهش هزینه‌های ناشی از مصرف سوخت هواپیما
- د) کاستن از آلاینده‌های ناشی از مصرف سوخت هواپیما
- ه) کاهش خوردگی قطعات موتور و بالا بردن عمر کارکرد آن
- و) کمک به حفظ محیط زیست و کاهش آلودگی
- ز) آسان سازی تعمیر و نگهداری موتور هواپیما
- ح) افزایش ایمنی پرواز

فرضیه ها یا سوالهای تحقیق

- ❖ مدیریت سیستم توسط رایانه‌های موجود و پردازشگرهای داخلی هواپیما براساس استانداردهای بین المللی هوانوردی
 - ❖ برقراری قوانین بقای جرم، معادله برنولی، پایداری انرژی، اولر و سایر معادلات حاکم بر سیالات:
- $$m1^\circ = m2^\circ \quad (1-1)$$
- $$P1/\rho1 + g Z1/gc + \alpha1U1^2/2gc + \eta Wp = P2/\rho2 + g Z2/gc + \alpha2U2^2/2gc + hf \quad (1-2)$$
- $$QH - W = E2 - E1 \quad (1-3)$$
- $$dp/\rho + g dz + v dv = 0 \quad (1-4)$$
- تجمع = مصرف - تولید + خروجی - ورودی (1-5)
- ❖ جهت ایجاد بهترین راندمان کار و شعله در محفظه احتراق می‌بایست دبی سوخت خیلی کمتر از دبی هوای ورودی باشد تا شعله ایجاد شده کشیده و بسته باشد.
 - ❖ شرایطی مرزی بصورت پیش فرض برای موتور و محفظه احتراق هواپیما در نظر گرفته شده است.

روش تجزیه و تحلیل اطلاعات

استفاده از تمامی قوانین جرم و انرژی - ترمودینامیک - مکانیک سیالات و انتقال حرارت

شبیه‌سازی

ابتدا محفظه احتراق موتور هواپیما توسط نرم‌افزار انسیس فلونت ۲۰۲۰ شبیه‌سازی شده و اشکال و کانتورهای بدست آمده را ارزیابی و در مرتبه دوم شکل ابتدایی را اصلاح و بهینه کرده و جهت رسیدن به راندمان بالا تغییراتی را در آن انجام می‌دهیم.

هندسه و ابعاد = مدل استوانه‌ای و دوکی شکل به ابعاد طول ۱۳۰ سانتیمتر - قطر در بدنه ۳۵ سانتیمتر - قطر در دهانه‌های ورودی و خروجی ۱۰ سانتیمتر - دارای ۵۲ عدد سوراخ در اطراف محفظه به قطر ۲ الی ۰.۸ سانتیمتر در ۸ ردیف - ۴ ردیف ۶ تایی و ۴ ردیف ۷ تایی (شکل شماره ۱).

به کمک نرم افزار انسیس در بخش Workbench با فعال کردن Fluid Flow (Fluent) در قسمت Geomerty ابتدا شکل با ابعاد مطرح شده مشابه شکل واقعی را بکمک نرم‌افزار Space Claim دقیقاً مطابق با شکل مورد نظر کشیده و ذخیره کرده تا اشکال ۳ و ۴ و ۵ بدست آید. سپس مسیر گازهای ورودی و هوای پیش گرم شده را از سمت چپ به راست در محفظه احتراق در راستای گازهای خروجی موتور بر اساس شکل شماره ۲ با توجه به مسیر ورودی سوخت که گاز متان در نظر گرفته شده است از طریق مانیفولدهای ورودی با دبی ۱ به ۵۰ در قسمت Mesh با فعال کردن آن در نرم افزار انسیس داده‌ها را وارد و شرایط مرزی به شرح ذیل را اعمال می‌کنیم:

شرایط مرزی

الف) ورودی به سیستم هوای پیش گرم و رقیق شده در دمای 373 درجه کلوین و سوخت به عنوان مثال گاز متان به عنوان پیش فرض به جای سوخت جت (کروزن) در دمای 283 درجه کلوین

ب) غلظت اکسیژن در هوای پیش گرم ۲٪ جرمی

ج) سیستم پایدار بدون لغزش در دیواره‌ها

د) دبی ورودی هوا 0.005 kg/s و دبی سوخت پیش فرض 0.0001 kg/s

ه) خروجی از سیستم به سمت نازل

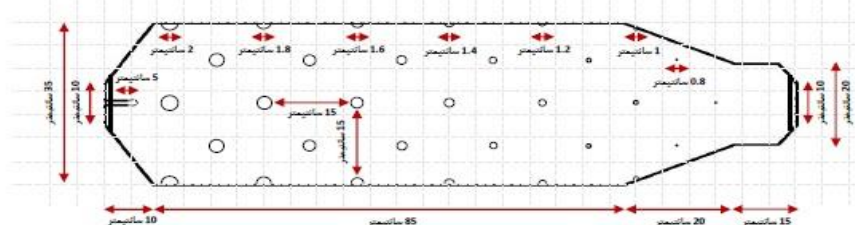
و) فرآیند آدیاباتیک، گرمازا

در این شبیه‌سازی به جای سوخت اصلی موتور هواپیما - سوخت جت (کروزن) از گاز متان بدلیل شباهت آن استفاده شده است، میزان درصد شباهت سوخت جت و گاز متان در مشخصات ذیل آمده است. سوخت جت در بالای برج تقطیر نفت خام در دمای 200 °C حاصل می‌شود و این ماده دارای خواصی همچون ضد خوردگی - ضد زنگ زدگی - ضد رسوب - نقطه انجماد بالا و ... می‌باشد که مناسبترین سوخت موتور هواپیما است، سوخت جت انواع و استانداردهای مختلفی بر حسب درجه حرارت محیط و میزان فشار مورد استفاده، نوع نفت خام در برج تقطیر و میزان غلظت مواد تشکیل دهنده آن به همراه گوگرد و سایر مواد افزودنی، بازده احتراق و ایجاد رسوب، نوع موتور هواپیما و کاربرد آن در صنایع هوانوردی را دارد.

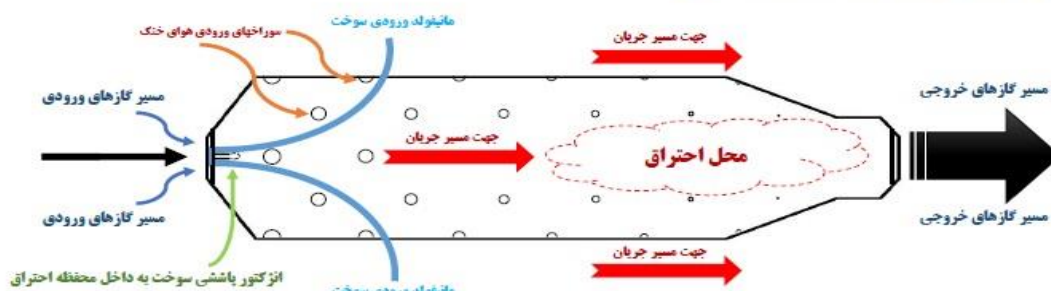
مواد تشکیل دهنده

سوخت جت (کروزن) آلکانها ۳۵٪ + آروماتیکها ۱۵٪ + آلکنهای حلقوی بهمراه گوگرد و سایر مواد افزودنی ۵۰٪
گاز متان CH₄ آلکان ۱۰۰٪

شکل شماره ۱ (نمای ترسیم دو بعدی محفظه احتراق موتور هواپیما دارای ۵۲ عدد سوراخ در ابعاد مختلف در ۴ ردیف ۷ تی و ۴ ردیف ۶ تی - نمونه اولیه)



شکل شماره ۲ (مسیر جریان گازهای ورودی و خروجی محفظه احتراق موتور هواپیما - نمونه اولیه)



در ادامه مرحله دوم یعنی مش‌بندی را با توجه به مطالب گفته شده ادامه می‌دهیم :

مش بندی

جهت ترسیم نمودارهای کانتور دما - سرعت - دیگرام گازهای خروجی و نمای داخلی محفظه احتراق بعد از عمل شبیه‌سازی ابتدا می‌بایست بکمک نرم افزار انسیس هندسه شکل مورد نظر را در بخش Workbench قسمت مش با توجه به شرایط مرزی مش بزینم (Generate) رافعال می‌کنیم) البته گزینه CFD را نیز قبل از آن در بخش Physics Preference فعال می‌کنیم. در تمامی مراحل دائماً نرم‌افزار را بروز رسانی کرده و مش را نیز در بهترین حالت قرار داده و در صورت وجود ایرادهای احتمالی، آنها را رفع و نتایج را ذخیره می‌نماییم . با در نظر گرفتن سوراخهای اطراف محفظه مش بندی در کل سیستم در ابعاد واقعی ۶۱۷۷۸۳۳۰ عدد و میزان گره به تعداد ۱۰۲۹۶۳۸۹ (شکل شماره ۶) بوده و می‌توان جهت بالا بردن کیفیت و کمیت مش نیز در همین بخش قسمتهای Capture Curature و Growth Rate را تنظیم و مرتب نمود . البته جهت بدست آمدن بهترین تعداد مش در ۳ حالت ۷۴۱۳۳۹۹۶ و ۶۱۷۷۸۳۳۰ و ۴۹۴۲۲۶۶۴ با فرض دمای هوای پیش گرم ورودی برابر ۳۷۳ درجه کلوین و غلظت اکسیژن ۲٪، تجزیه و تحلیل نرم‌افزار بهترین مش‌ها تعداد ۶۱۷۷۸۳۳۰ بوده که میتوان با کمترین خطا بالاترین راندمان را بدست آورد .

استراتژی حل مسئله

جهت ترسیم نمودارهای کانتور دما - سرعت - دیگرام گازهای خروجی و نمای داخلی محفظه احتراق و بهینه‌سازی محفظه جهت بالابردن راندمان کار در مرحله دوم ابتدا می‌بایست بکمک نرم افزار فلونت هندسه شکل محفظه احتراق را از مش شکل طراحی شده خوانده و پس از چک و پردازش آن در قسمت Check Case مرحله Run Calculation را فعال می‌کنیم . حال با توجه به طی کلیه مراحل ترسیم می‌توان در بخش Graphics Conturse کانتورهای دما و سرعت (اشکال ۷ و ۸) نمودار گازهای خروجی و نمای داخلی محفظه (جدول شماره ۱ ردیف ۱ و ۲) بدست آورد . این نمودارها همگی بر اساس مدل‌سازی از روش حل تفکیکی و برای توصیف پارامترهای مربوط به توربولنت شامل دامنه - فشار - انرژی - نرخ اتلاف - سرعت از سیستم اغتشاش شبیه سازی گردابه‌ای بزرگ همچنین انتقال حرارت تابشی مدل عرض گسسته و مدل مجموع وزنی گازهای خاکستری و برای محاسبه ضریب جذب ، احتراق و واکنشهای شیمیایی از مدل مفهوم اتلاف

ادی استفاده شده است. این موارد مطرح شده دقت همگرایی مقادیر محاسباتی برای معادلات پیوستگی و سرعت و انرژی را بسیار بالا برده و نتایج بسیار خوبی را بدست آورده است. احتراق در واکنش سوختن کامل یک ماده با عامل اکسنده همانند اکسیژن واکنش می‌دهد که محصولات واکنش ترکیبی از هر دو یعنی ماده سوختنی و اکسنده خواهد بود:



آنتالپی منفی است، $\Delta H < 0$ ، آنتالپی کل = فرآورده‌ها - واکنش دهنده‌ها $(1-7)$

همان‌طور که مشاهده می‌گردد منبع اکسیژن هوا است و در نتیجه بیشترین ماده تشکیل دهنده گازهای خروجی حاصل از احتراق را کربن منو اکسید به خود اختصاص می‌دهد (جدول شماره ۱ ردیف ۱). در احتراق سریع مقدار زیادی انرژی، گرما و شعله به سرعت در آن آزاد می‌گردد اما سوختن کامل تقریباً غیرممکن است، در واقعیت وقتی که فرایند سوختن فرایند سوختن اتفاق می‌افتد بسیاری از مواد مختلف تولید می‌شوند. برای مثال سوختن متان با هوا علاوه بر محصولات اصلی آب و دی اکسید کربن، محصولات فرعی چون: کربن منو اکسید، هیدروکسیل، هیدروژن و اکسیژن تک اتمی تولید می‌کند. نتیجه این فرآیند شیمیایی گرمازاست که با آزاد کردن گرما می‌تواند تولید نور و شعله نماید. در این مدل‌سازی از معادلات پیوستگی، توربولانسی، انرژی، تشعشع، واکنشهای در این مدل شبیه‌سازی احتراق متلاطم^۵ که نوعی از سوختن می‌باشد با ویژگی جریان متلاطم، می‌تواند به اختلاط بهتر سوخت و اکسنده با یکدیگر استفاده شده است.



برای مدل‌سازی تشعشع از مدل عرض گسسته، مدل رزلند^۶، مدل‌سازی احتراق از مدل‌های اتلاف ادی EDM^۷ و مفهوم اتلاف ادی EDC^۸ استفاده شده است. نتیجه این مدل سازی در نرم‌افزار انسیس فلونت بخش Graphics Conturse شکل محفظه احتراق اشکال ۷ و ۸ خواهد بود که نمایانگر میزان سرعت و دما پخش شده در داخل محفظه احتراق در دماهای متفاوت و سرعت‌های متفاوت گازهای ناشی از عمل احتراق می‌باشد حاصل شده است، رنگ قرمز دارای بیشترین دما و سرعت و رنگ آبی دارای کمترین دما و سرعت را نشان می‌دهد. در شکل سه بعدی شماره ۹ همانگونه که مشاهده می‌شود بر اساس درصد میزان دبی و نوع سوخت و گازهای ورودی (۱ به ۵۰) شعله ایجاد شده کشیده و به سمت خروجی محفظه بوده و از پخی شعله جلوگیری بعمل آمده است، این شبیه‌سازی در حالت ایده‌آل نمایش داده شده است یعنی احتراق کامل. راندمان مدل سازی دینامیک سیالات محاسباتی محفظه احتراق نیز در سیکل براتون که موتور و محفظه موتور هواپیما بر طبق آن است به شرح ذیل می‌باشد:

$$P1 / P2 \left(\frac{\gamma - 1}{\gamma} \right) \quad (1-9)$$

$$(1 - \eta)$$

در ادامه بخش بهینه‌سازی که هدف نهایی این مقاله می‌باشد ذکر می‌گردد:

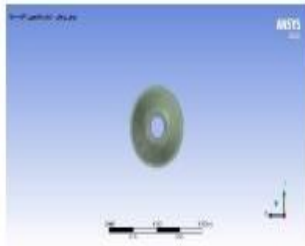
⁵ Turbulent Combustion

⁶ Rosseland

⁷ Eddy dissipation model

⁸ Eddy dissipation concept

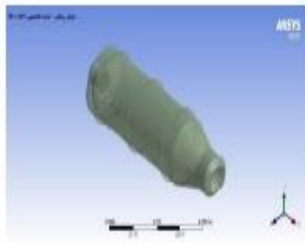
شکل شماره ۳) نمای شمالی کنی محفظه احتراق طراحی شده توسط نرم افزار ANSYS



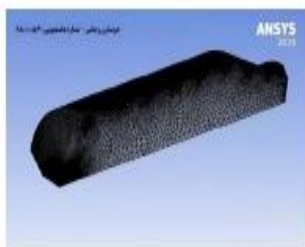
شکل شماره ۴) نمای شمالی عمودی محفظه احتراق طراحی شده توسط نرم افزار ANSYS



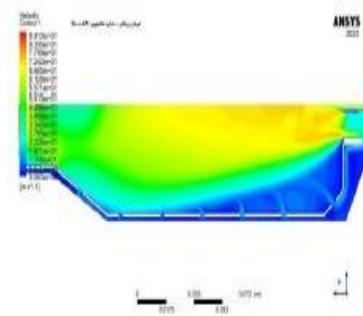
شکل شماره ۵) نمای شمالی جانبی محفظه احتراق طراحی شده توسط نرم افزار ANSYS



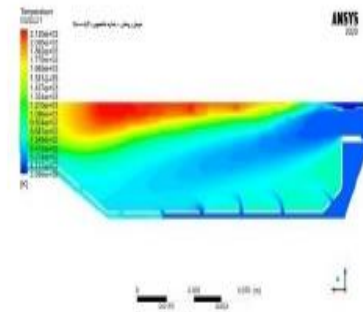
شکل شماره ۶) نمای معبران و توأم مش بندی محفظه احتراق از نمای ربع توسط نرم افزار ANSYS



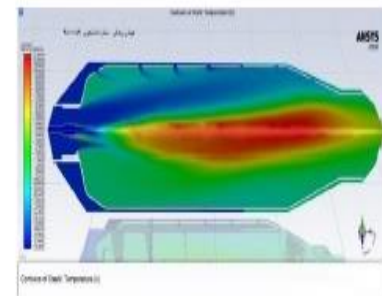
شکل شماره ۷) کانفور سرعت محفظه احتراق ترسیم شده توسط نرم افزار ANSYS



شکل شماره ۸) کانفور دما محفظه احتراق ترسیم شده توسط نرم افزار ANSYS



شکل شماره ۹) نمای داخلی سه بعدی محفظه احتراق در هنگام احتراق شبیه سازی توسط نرم افزار ANSYS



بهینه سازی

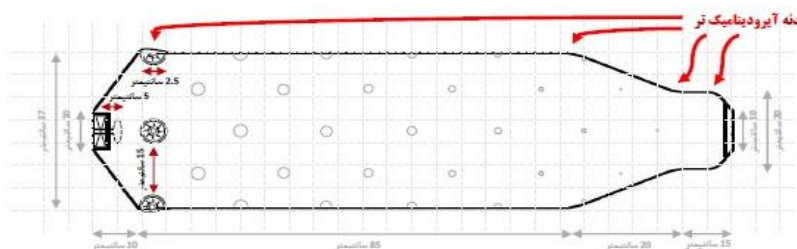
کلیه موارد ذکر شده مشخصات و نحوه کارکرد محفظه احتراق موتور هواپیما در حالت نرمال بوده که در نهایت در بهترین حالت راندمانی حدود ۸۵٪ با سرعت خروجی ۹۰ متر بر ثانیه (جدول شماره ۲) که بر اساس استاندارد جهانی هوانوردی می‌بایست بصورت سیستماتیک تعمیر و نگهداری سالیانه^۹ شود را نشان می‌دهد ولیکن برای بدست آوردن راندمانی حدود ۹۵٪ با سرعت گازهای خروجی ۲۱۰ متر بر ثانیه به بالا با دوام بیشتر و کمترین خوردگی نیاز به سیستمی هوشمندتر، باکیفیت تر، بادوام تر بهمراه قطعاتی کمکی که بتوانند این خواسته را دائماً نکرار و اجرا کنند را دارد.

طرح پیشنهادی اضافه کردن توربو فن (نمونه توربو فن‌ها و مشخصات آن شکل شماره ۱۴) و سنسورهایی با مقاومت بالای دمایی و پردازشگرهایی واسط مطابق با استاندارد جهانی هوانوردی و شکلی آیرودینامیک تر (اشکال شماره ۱۰ و ۱۱) می‌باشد، البته یکی دیگر از موارد بسیار مهم استفاده از سوخت‌های ترکیبی و بهینه شده با قابلیت راندمان بالا و پاشش چندگانه در محفظه احتراق می‌باشد که با استفاده از

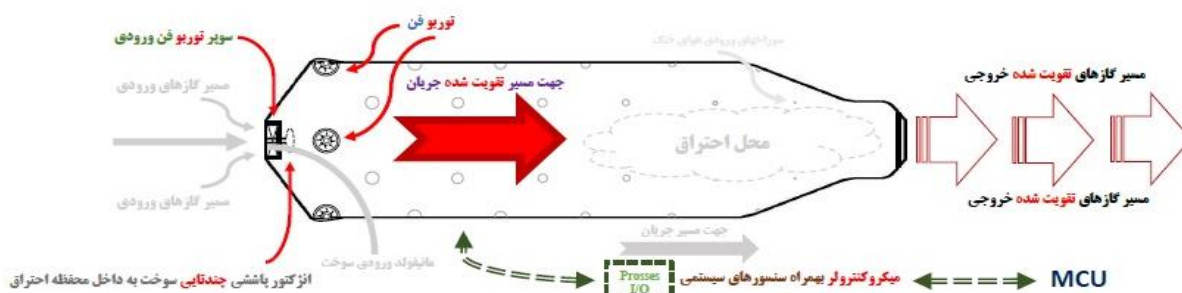
^۹ Overhaul

بازخورد^{۱۰} سوخت و میزان پاشش آن و هدایت سوخت به کمک سنسورها و پردازش هوشمند احتراق در رایانه هواپیما نیز میتواند بهترین راندمان (۹۵٪ و یا بیشتر) و کیفیت را بدست آورد.

شکل شماره ۱۰ (نمای ترسیمی دو بعدی محفظه احتراق موتور هواپیما دارای ۴۸ سوراخ در ابعاد مختلف در ۶ ردیف ۸ و ۵ عدد توربو فن هوشمند - پهنه شده)



شکل شماره ۱۱ (مسیر جریان گازهای ورودی و خروجی محفظه احتراق موتور هواپیما تقویت شده ناشی از اضافه شدن ۵ عدد توربو فن - پهنه شده)



شکل شماره ۱۰ استفاده از ۴ توربو فن یک اندازه در اطراف محفظه عمود نسبت به هم و در ابتدای محفظه احتراق و بعد از دهانه ورودی گازهای و ۱ عدد سوپر توربو فن در ورودی محفظه با ابعاد ۵ برابر فن های دیگر و قدرت بسیار بالاتر به همراه تغییراتی اندک در فرم ابعاد بیرونی محفظه بصورت آیرودینامیک و جایگزین کردن انژکتور سوخت با انژکتوری ۵ سیستمی هوشمند و کنترولی به همراه سنسورهای دمایی در اطراف محفظه (شکل شماره ۱۱) که بتوانند بهترین راندمان را در کلیه شرایط ایجاد نمایند، رسم شده است. در باقی موارد احتراق، استانداردها، قوانین و کلیه مطالب ذکر شده در محفظه احتراق مدل اولیه که در قسمتهای قبل اعلام شده بوده رعایت، و عیناً مشابه خواهد بود که نتیجه این امر در جدول شماره ۱ و شکل شماره ۱۲ کاملاً محسوس است و ضمناً هم میزان احتراق ایجاد چند برابر بیشتر و هم میزان O_2 مصرفی بسیار پایین تر بدست آمده است (بکمک نرم افزار انسیس فلونت در جدول های شماره ۱ و ۲ ردیف مرحله دوم این تغییرات کاملاً مشهود و قابل مقایسه است) که این امر نشان می دهد که تغییرات انجام شده تا چه میزان موثر بوده و می تواند کیفیت و کمیت کارکرد و قدرت موتور هواپیما تا چه اندازه بالا ببرد.

نتایج

همانگونه که اعلام شده طرح اصلاح شده محفظه موتور هواپیما با رعایت کلیه موارد و استانداردها و قوانین و مقررات، با اضافه نمودن ۵ توربو فن هوشمند در دو مدل همچنین استفاده از انژکتور پاششی چندگانه و سیستم هوشمند میکروکنترولی^{۱۱} با سنسورهای حرارتی طبق نتایج بدست آمده توسط نرم افزار انسیس و نمودارها و شکل درج شده در جدول شماره ۱ و شکل شماره ۱۲ توانسته است سرعت و دبی گازهای خروجی را به نسبت نمونه اولیه چند برابر کرده و عملکرد و راندمان محفظه احتراق را بسیار بهبود داده و بالا ببرد که این امر باعث ایجاد عواملی همچون:

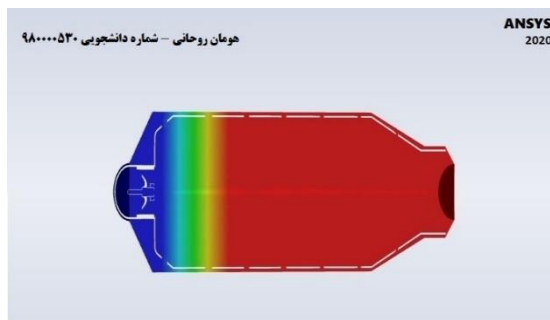
- بالا بردن سرعت هواپیما
- صرفه جویی در سوخت
- کاهش آلاینده های زیست محیطی
- کاهش وزن هواپیما

¹⁰ Feedback

¹¹ Micro controllers

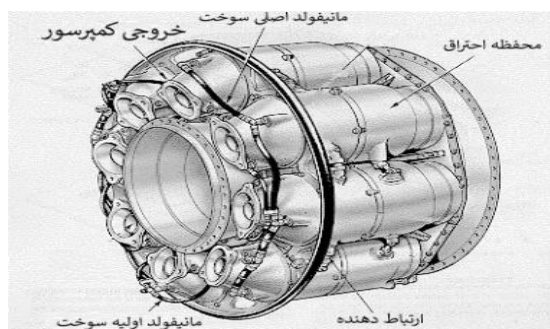
- تعمیر و نگهداری آسان تر
- بالابردن طول عمر قطعات و خوردگی کمتر
- کاهش سوانح هوایی و آسیب‌های سیستمی و فیزیکی
- کاهش در هزینه‌ها
- و سایر موارد ...

شکل شماره ۱۲ (میزان توزیع دما در محفظه احتراق موتور هواپیما توسط نرم افزار Ansys)



البته موارد فوق بر اساس ارتباط هوشمند رایانه مرکزی هواپیما با سیستم واسط پردازنده محفظه احتراق بکمک فرمان به توربو فن های نصب شده و اسکن دائمی سنسورها و تبادل اطلاعات داده‌ای با توجه به شرایط و خواسته‌ها و انتظارات لازم از موتورهای هواپیما میتواند بهترین حالت، بهترین راندمان را ایجاد و بدست آورد، این سیستم هوشمند به‌مراه کلیه لوازم جانبی آن میبایست شرایط فشار - دمای بالا - رطوبت - لرزش موتور - رعایت نکات ایمنی و محافظت شده - قابلیت اصلاح خودکار قطعات - پردازشگر^{۱۲} و منبع تغذیه دویل بدون تاخیر^{۱۳} - نرم افزار قابل بازیابی و گزارش‌دهی و سایر موارد ... را دارا بوده و استاندارد سازمان جهانی هوانوردی را هم داشته باشد. در موتورهای هواپیما از چندین محفظه احتراق (شکل شماره ۱۳) بر اساس نوع کارایی مورد استفاده قرار می‌گیرد که بخش پردازنده آنها با یکدیگر دائماً در ارتباط و تبادل اطلاعات بوده و توسط رایانه مرکزی هواپیما تنظیم و مدیریت می‌شود.

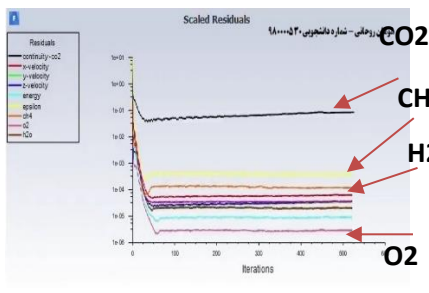
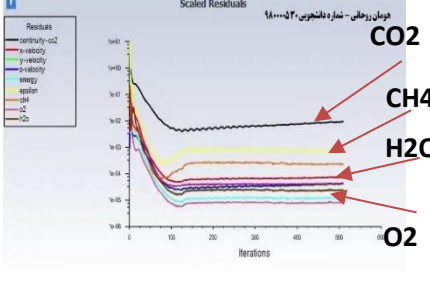
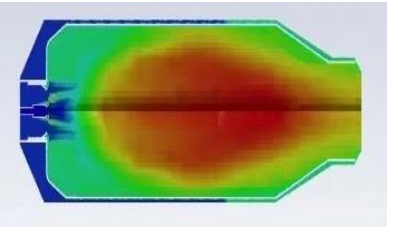
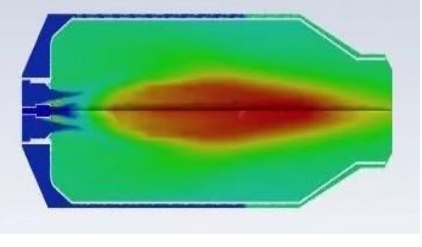
شکل شماره ۱۳ (نحوه قرارگیری محفظه‌های احتراق موتور هواپیما دور محفظه اصلی)



¹² CPU

¹³ Power Supply

(جدول شماره ۱ - مقایسه مدل شبیه سازی شده محفظه موتور هواپیما در مرحله اول و دوم)

ردیف	عنوان	مشخصات محفظه احتراق موتور هواپیما در مرحله دوم (بهینه شده توسط توربو فن ها)	مشخصات محفظه احتراق موتور هواپیما در مرحله اول (حالت نرمال)
۱	نمودار خروجی مواد و عناصر محفظه احتراق هواپیما شبیه سازی شده توسط نرم افزار انسیس فلوئنت پس از عمل احتراق		
۲	نمای داخلی ۲ بعدی دمایی محفظه احتراق هواپیما شبیه سازی شده توسط نرم افزار انسیس فلوئنت پس از عمل احتراق		

(جدول شماره ۲ - مقایسه مدل شبیه سازی شده محفظه موتور هواپیما در مرحله اول و دوم)

ردیف	عنوان	مشخصات محفظه احتراق موتور هواپیما در مرحله دوم (بهینه شده توسط توربو فن ها)	مشخصات محفظه احتراق موتور هواپیما در مرحله اول (حالت نرمال)
۱	میزان گاز O ₂ باقی مانده پس از عمل احتراق	0.000005 جرمی	0.00001 جرمی
۲	میزان گاز CO ₂ باقی مانده پس از عمل احتراق	0.1 جرمی	0.05 جرمی
۳	دمای ورودی سوخت و هوا	283 / 373 درجه کلوین	283 / 373 درجه کلوین
۴	دبی ورودی سوخت و هوا	۰.۰۰۰۰۲ / ۰.۰۰۲ کیلوگرم بر ثانیه	۰.۰۰۰۰۱ / ۰.۰۰۵ کیلوگرم بر ثانیه
۵	میزان فشار در هنگام احتراق	2.8 اتمسفر	۲.۶۵ اتمسفر
۶	کانتور دما در مرکز محفظه در هنگام احتراق	2200 درجه کلوین	۲۱۵۰ درجه کلوین
۷	کانتور سرعت در خروجی محفظه در هنگام احتراق	180 - 260 متر بر ثانیه	۹۰ متر بر ثانیه
۸	نوع سوخت نمونه ورودی جهت شبیه سازی	CH ₄	CH ₄
۹	نوع فرآیند و سیستم	آدیاباتیک و پایدار	آدیاباتیک و پایدار

شکل شماره ۱۴ (توربو فن هوشمند به همراه مشخصات فنی)

عنوان	مشخصات
قدرت	۱۰ اسب بخار
حداکثر دور	۵۰۰۰۰ rpm
دبی خروجی	۱۰۰ m ³ /minute
حداکثر دما کارکرد	۲۸۰۰ درجه کلوین
وضعیت شکلی	سطح مقطع مخروطی و آیرودینامیک

سوپرآلیاژ با روکش سرامیکی	جنس
عایق هوشمند - قابل تنظیم و هدایت کننده - دارای پره توربین مقاوم	



(جدول شماره ۳ - معادلات کاربردی دینامیک سیالات محاسباتی)

عنوان معادله	شماره
دبی جرمی در جریان پایا	1 - 1
معادله برنولی	1 - 2
معادله انرژی	1 - 3
معادله اولر	1 - 4
معادله پیوستگی (اصل بقای جرم)	1 - 5
معادله سوختن گاز متان	1 - 6
آنتالپی سوختن	1 - 7
معادله سوختن	1 - 8
محاسبه میزان راندمان در سیکل برایتون	1 - 9

منابع و مراجع

- [1] M. Aghnia , M. Sedighi , Identify defects and optimize Micro-turbine combustion chamber numerically , Master's Thesis in aerospace engineering , satari University of Science and Technology, (2014).
- [2] H. Zeinivand , Investigation of reactive two phase flow behavior in a RQL combustor, fifth fuel and Combustion , Conference of Iran , Iran University of Science and Technology, (2013).
- [3] M. Sedighi , M. Aghnia , V. Neisi , Numerical analysis of change Can-type Micro turbine's combustor to annular type , Thirteenth Conference of Iranian Aerospace Society, Tehran university, (2013).
- [4] Maaz Ajvad , Hsin-Yi Shih , Modeling syngas combustion performance of a can combustor with rotating casing for an innovative micro gas turbine , Department of Mechanical Engineering, Chang Gung University, Taoyuan City, 33302, Taiwan, (2020).
- [5] A. Zhang, and C. Bokil , A quasi-three-dimensional approach to simulate the two-phase fluid flow and heat transfer in condensers , International Journal of Heat Mass Transfer 40 (15) (1997) 3537–3546.
- [6] P.J. Stopford, Recent applications of CFD modeling in the power generation and combustion industries , Applied Mathematical Modeling 26 (2) (2002) 351–374.
- [7] A. Ong'iro , V.I. Ugursal , A.M. Al Taweel , and J.D. Walker, Modeling of heat recovery steam generator performance , Applied Thermal Engineering 17 (5) (1997) 427-446.
- [8] R. Tanaka, and T. Hasegawa, Innovative technology to change flame characteristics with highly preheated air combustion , Proceeding of Japanese Flame Days, Osaka, Japan (1997) 129-150.
- [9] S. Orsino, R. Weber, and U. Bollettini , Numerical simulation of combustion of natural gas with high-temperature air , Combustion Science and Technology 170 (1) (2001) 1–34.
- [10] S. Lille, W. Blasiak , and M. Jewartowski , Experimental study of the fuel jet combustion in high temperature and low oxygen content exhaust gases , Energy 30 (2-4) (2005) 373–384.
- [11] N. Schaffel , M. Mancini, A. Szlek , and R. Weber, Mathematical modeling of MILD combustion of pulverized coal , Combustion and Flame 156 (9) (2009) 1771-1784.
- [12] R. Bradshaw , T. Cebeel , and J.H. Whitelaw, Engineering Calculation Methods for Turbulent Flow , Academic Press, London, 1981.
- [13] V.L. Zimont , Gas premixed combustion at high turbulence , Turbulent flame closure combustion model , Experimental Thermal and Fluid Science 21 (1-3) (2000) 179-186.
- [14] C.M. Muller, H. Breitbach , and N. Peters, Partially premixed turbulent flame propagation in jet flames, Technical report in 25th Symposium on Combustion , The Combustion Institute, 1994.
- [15] H. Rohani , he by Departement of Chemical Engineering (M . Sc) Process Design , CFD modeling of combustion process & design in a passenger plane engine , Payame Noor University North Tehran, (2021).