

بهبود عملکرد و توزیع دمای خروجی محفظه احتراق یک موتور توربوجت در شرایط پروازی مختلف با ارتقای کمپرسور

بهروز شهریاری^۱، محمدرضا نظری^۲

۱. دکتری مهندسی هوافضا، مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان

۲. کارشناس ارشد، مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان، nazarireza1369@gmail.com

تاریخ دریافت: ۱۳۹۴/۰۵/۲۱

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۵/۰۸/۲۳

چکیده

ارتقای موتورهای هوایی موجود برای افزایش عملکرد و کاهش هزینه‌های طراحی و ساخت موتور جدید، همواره مورد نظر طراحان موتور قرار داشته است. یکی از بخش‌های مهم و ضروری درگیر در این روند، ارتقای محفظه احتراق است که باید پاسخگوی موتور ارتقایافته نیز باشد. در این پژوهش جریان احتراقی در محفظه احتراق یک موتور توربوجت ارتقایافته با استفاده از نرم‌افزار انسیس فلونت مدلسازی شده است. محفظه احتراق مورد مطالعه به صورت سه‌بعدی تحت شرایط مرزی ورودی جرم، مدل اغتشاشی $k-\epsilon$ و مدل احتراقی PDF و همچنین مدل تشعشعی P-1 شبیه‌سازی شده است. ابتدا رفتار محفظه احتراق در شرایط پروازی مختلف برای حالت اصلی مورد بررسی قرار می‌گیرد و پس از آن، برای موتور ارتقایافته، که در آن نسبت تراکم کمپرسور و دبی هوای ورودی افزایش پیدا کرده، همین محفظه احتراق مورد استفاده قرار گرفته و تحت شرایط جدید ارزیابی شده است. نتایج نشان می‌دهد که در محفظه احتراق در شرایط ارتقایافته پارامترهای عملکردی و توزیع دمای خروجی بهبود می‌یابند.

واژگان کلیدی

موتور توربوجت، ارتقای موتور، محفظه احتراق، بهبود عملکرد، بهبود توزیع دمای خروجی

۱. مقدمه

دمای خروجی محفظه احتراق است. دمای خروجی از آن جهت که علاوه بر توان خروجی کل بر طول عمر پره توربین نیز تأثیرگذار است، اهمیت دارد. پره‌های راهنمای ورودی توربین در بالاترین دما کار می‌کنند و به دلیل توزیع دمای غیر یکنواخت خروجی محفظه این پره‌ها برای دمای بالاتر از دمای میانگین طراحی

شبیه‌سازی عددی پدیده احتراق در طراحی موتورهای هوایی از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. احتراق و جریان‌های واکنشی در بسیاری از وسایل و تجهیزات مانند کوره‌ها، موتورهای احتراق داخلی، توربین‌های گازی و موتورهای هوایی مورد توجه قرار گرفته‌اند. یکی از مهم‌ترین نگرانی‌ها در طراحی موتور توربین گاز،

می‌شوند. لغبور^۱ سه روش ضریب الگوی خروجی، ضریب پروفیل و ضریب پروفیل توربین را برای توصیف دمای خروجی محفظه احتراق بیان کرد [۱]. ضریب الگوی خروجی حداکثر انحراف پروفیل دما را در موتور و همچنین بدترین شرایط کاری ممکن را مشخص می‌کند. ضریب پروفیل نیز به همین منظور استفاده می‌شود و یک ارزیابی از پروفیل دمای ماکزیمم روی تیغه توربین ارائه می‌دهد. لغبور ضریب پروفیل توربین را به صورت ماکزیمم تفاضل دمایی بین دمای میانگین در هر شعاع و در دمای طراحی در همان شعاع تعریف می‌کند که این روش هم پروفیل دمایی در طول تیغه توربین را توصیف می‌کند [۱]. به طور کلی می‌توان گفت که ضریب پروفیل و ضریب پروفیل توربین هر دو میدان دمای شعاعی تیغه توربین را ارزیابی می‌کنند و ضریب الگوی خروجی، میدان دمای خروجی را توصیف می‌کند [۲-۳].

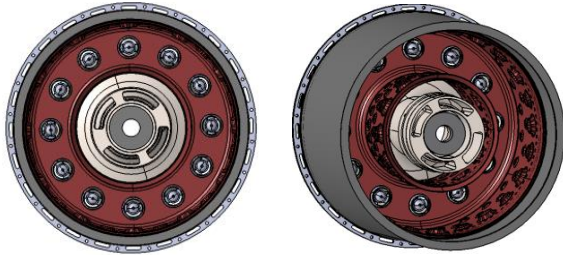
هیتور و همکاران (۱۹۸۶) مشخصه‌های سرعت، دما و فشار جریان را در یک محفظه احتراق گازی به صورت تجربی بررسی کردند [۴]. از جمله پارامترهایی که آنها بررسی کردند ضریب الگوی خروجی و ضریب پروفیل خروجی بود. نتایج آنها نشان داد که افزایش ۳۴ درصدی نسبت هوا به سوخت سبب کاهش ضریب کاهش الگوی خروجی در صفحه خروجی و کاهش ۱۴ درصدی بازده احتراق می‌شود. بروسر و همکاران (۱۹۹۹) فرایند احتراق را در یک توربین گازی شبیه‌سازی کردند [۵]. آنها به بررسی توزیع دمای خروجی و ضریب الگوی خروجی و میزان گونه‌های واکنش برای تعداد زیادی از مدل‌های شبیه‌سازی مختلف پرداختند. هسته تمام این شبیه‌سازی‌ها مدل احتراقی PDF بود. در نهایت با مقایسه نتایج تجربی بهترین مدل را پیشنهاد و نشان دادند که مدل ارائه شده قابلیت پیش‌بینی احتراق پیش مخلوط و غیرپیش مخلوط را دارد.

شای و همکاران (۱۹۸۹) به مطالعات سه بعدی روی جریان‌های احتراقی در توربین گازی پرداختند [۶]. آنها به مطالعه و شبیه‌سازی فیزیک جریان، فعل‌وانفعالات شیمیایی و سوراخ‌های ناحیه خنک‌کاری پرداختند و از مدل اغتشاشی $k-\epsilon$ و مدل احتراقی PDF استفاده کردند. همچنین به منظور گسسته‌سازی از روش گسسته‌سازی مرتبه دوم و روش حل تکراری استفاده کردند. هوای ورودی از جت‌های رقیق‌کننده تأثیر زیادی بر دمای خروجی محفظه احتراق دارد. کوتموس و همکاران (۱۹۹۸) تأثیر مومنتم جریان ورودی از جت‌های رقیق‌کننده و سوراخ‌های خنک‌کننده

یک محفظه احتراق را به صورت تجربی بررسی کردند. آنها همچنین تأثیر هندسه چرخنده هوای ورودی را بر جریان درون محفظه بررسی نمودند. نتایج نشان داد که استفاده از یک چرخنده با مساحت خروجی کمتر و تعداد تیغه‌های بیشتر سبب کاهش اغتشاشات جریان در ناحیه اولیه محفظه احتراق می‌شود، اما تأثیر چندانی بر ناحیه رقیق‌سازی ندارد [۷]. گوبل و همکاران (۱۹۹۳) تأثیر چرخنده هوا و سوراخ‌های رقیق‌کننده را بر سرعت، اغتشاش و دما در محفظه احتراق بررسی کردند [۸]. نتایج نشان داد در صورت عدم استفاده از چرخنده یا وجود چرخنده ضعیف، وجود جت‌های رقیق‌کننده سبب افزایش اغتشاش می‌شود. داتا و همکاران (۱۹۹۹) تأثیر فشار کمپرسور و چرخش جریان را بر بازده احتراق، میزان آلاینده‌ها و ضریب الگوی خروجی مطالعه و بررسی کردند [۹]. نتایج نشان داد که با افزایش فشار کمپرسور بازده احتراق کاهش می‌یابد، اما میزان آلاینده‌ها و ضریب الگوی خروجی کاهش می‌یابد.

در سال‌های اخیر مطالعات فراوانی به منظور کاهش آلاینده‌ها و افزایش بازده محفظه احتراق انجام شده است. احمد خلیل و گوپتا (۲۰۱۱) اثر توزیع احتراق در محفظه را به منظور کاهش آلاینده‌ها و بهبود ضریب الگوی خروجی بررسی کردند [۱۰]. چون وجود نقاط داغ باعث افزایش NOx می‌شود، ایشان با تغییر در مکان انژکتور پاشش سوخت و شکل‌بندی چرخش جریان ورودی سعی بر توزیع بهتر احتراق در محفظه نمودند و توانستند در خروجی مقدار NO را به ۳ پی. پی. ام. و مقدار CO را به ۷۰ پی. پی. ام. در نسبت تعادل ۰/۷ کاهش دهند. گوسه و همکاران (۲۰۱۴) تأثیر توزیع هوا بین ورودی اولیه و ثانویه را بر ساختار شعله، میزان دوده و ضریب الگوی خروجی بررسی کردند [۱۱]. آنها از مدل اغتشاشی $k-\epsilon$ *relizable* و مدل احتراقی *equilibrium PDF* استفاده کردند. نتایج نشان داد که با افزایش نسبت هوای ورودی اولیه از ۳۰ به ۵۰ درصد میزان دوده و همچنین ضریب پروفیل خروجی کاهش می‌یابند. دنگ هوان و همکاران (۲۰۱۵) توزیع دمای خروجی محفظه احتراق حلقوی را در یک موتور توربوجت بررسی کردند [۱۲]. آنها به بررسی پارامترهای احتراقی در شرایط کاری مختلف پرداختند. از جمله پارامترهایی که آنها مورد بررسی قرار دادند، بازده احتراق، ضریب الگوی خروجی و ضریب پروفیل خروجی بود. نتایج نشان می‌دهد که برای سرعت کاری پایین موتور، توزیع دما در خروجی مناسب

تقارن دارد، به منظور کاهش در زمان محاسبات یک قطاع ۳۰ درجه، که در شکل ۲ نمایش داده شده است، مدلسازی گردید. جریان هوا از طریق ورودی پوسته وارد محفظه احتراق می‌شود، که قسمتی از هوا از طریق چرخنده هوا و قسمت عمده هوا از طریق سوراخ‌های لاینر وارد محفظه می‌شود.



شکل ۱. مدل سه بعدی محفظه احتراق

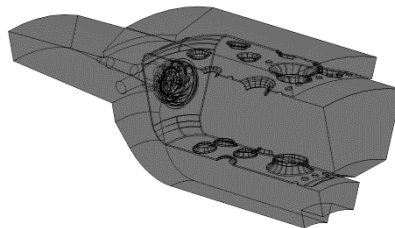
در این پژوهش رفتار محفظه احتراق از ماخ پروازی صفر تا ۲ برای حالت اصلی و ارتقایافته مورد بررسی قرار گرفته است. در حالت ارتقایافته، محفظه احتراق تحت شرایط ورودی جدیدی قرار می‌گیرد. شرایط ورودی هوا و سوخت در حالت اصلی و ارتقایافته در جداول ۱ و ۲ ارائه شده است.

نیست؛ اما با افزایش سرعت چرخشی کمپرسور، دمای خروجی به تدریج یکنواخت‌تر می‌شود. همچنین ضریب الگوی خروجی و ضریب پروفیل در توربین هر دو در حالت کروز کمترین مقدار خود را دارند. نتایج نشان می‌دهد که بازده احتراق متأثر از سرعت موتور می‌باشد؛ به طوری که با افزایش سرعت چرخشی کمپرسور بازده احتراق افزایش می‌یابد.

در این پژوهش، تأثیر فشار، دما و دبی هوای ورودی بر عملکرد و توزیع دمای خروجی یک محفظه احتراق توربوجت در شرایط پروازی مختلف مطالعه و بررسی شده است. در ابتدا رفتار محفظه احتراق در شرایط پروازی مختلف برای حالت اصلی مورد بررسی قرار گرفته، سپس همین محفظه برای موتور ارتقایافته (افزایش نسبت تراکم و دبی هوا) مورد استفاده قرار می‌گیرد و تحت شرایط جدید ارزیابی می‌شود.

۲. تعریف مسئله

محفظه احتراق مورد نظر مربوط به یک موتور توربوجت است که در شکل ۱ نمایش داده شده است. این محفظه احتراق از نوع حلقوی و شامل ۱۲ سوخت پاش می‌باشد. با توجه به اینکه هندسه



شکل ۲. قطای ۳۰ درجه از محفظه احتراق

جدول ۱. شرایط ورودی هوا و سوخت در حالت اصلی

فشار (بار)	دمای هوا (کلوین)	نرخ جریان سوخت (کیلوگرم بر ثانیه)	نرخ جریان هوا (کیلوگرم بر ثانیه)	عدد ماخ
۳/۴۷۷۴۵	۴۴۳/۳۱	۰/۱۲۵	۶/۱	۰
۳/۴۹۴۰۴	۴۴۳/۸۷	۰/۱۳۹۱۶	۶/۱۲	۰/۱۰
۵/۰۴۰۴۳	۴۸۹/۹۵	۰/۱۸۶۹۲	۸/۶۵	۰/۹۰
۸/۲۷۳۰۶	۵۵۶/۱۸	۰/۲۷۶۱۴	۱۳/۸۱۴	۱/۴۰
۱۵/۹۴۴۹۲	۶۷۳/۶۹	۰/۴۴۹۹۵	۲۶/۳۱۳	۲/۰۰

جدول ۲. شرایط ورودی هوا و سوخت در حالت ارتقایافته

فشار (بار)	دمای هوا (کلوین)	نرخ جریان سوخت (کیلوگرم بر ثانیه)	نرخ جریان هوا (کیلوگرم بر ثانیه)	عدد ماخ
۵/۲۱۱۷۰	۴۹۵/۰۷	۰/۱۸۵۷۱	۸/۶۴۲	۰
۵/۲۳۱۶۶	۴۹۵/۶۰	۰/۱۸۶۲۵	۸/۶۷۵	۰/۱۰
۷/۱۲۹۵۱	۵۴۱/۶۵	۰/۲۴۰۴۶	۱۱/۸۲۲	۰/۹۰
۱۰/۴۶۶۵	۶۰۷/۹۲	۰/۳۲۴۸۸	۱۷/۳۵۵	۱/۴۰
۱۸/۴۶۲۰	۷۲۵/۴۷	۰/۴۸۴۶۰	۳۰/۶۱۳	۲/۰۰

۳. معادلات حاکم

برای توصیف ریاضی احتراق، از معادلات بقای جرم و مومنتم استفاده می‌شود. معادله ۱، معادله بقای جرم است که یکی از مهمترین معادلات برای تحلیل واکنش مواد می‌باشد.

$$\nabla \times u = 0 \quad (1)$$

با استفاده از مدل پایستاری نیروی سطحی، معادله انتقال مومنتم را می‌توان به صورت معادله ۲ بیان نمود:

$$\rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + \nabla u \cdot u \right) = \quad (2)$$

$$- \nabla p + \rho g + \nabla \cdot \mu \nabla \cdot (u + u^T) + \sigma \kappa \delta(\varphi) \nabla \varphi$$

معادله انتقال مومنتم از روش Second Order Upwind گسسته‌سازی شده است. همچنین شبیه‌سازی احتراق نیاز به محاسبه معادله انرژی است که می‌توان نوشت:

$$(\rho E) + \nabla \cdot (\bar{v}(\rho E + p)) = \quad (3)$$

$$\left(k_{eff} \nabla T - \sum_j h_j \bar{J}_j + (\bar{\tau}_{eff} \cdot \bar{v}) + Sh \right)$$

$$E = h - \frac{P}{\rho} + \frac{u_i^2}{2} \quad (4)$$

برای احتراق غیرپیش‌اختلاط معادله ۵ به صورت زیر بیان می‌شود. در این معادله، H از معادله ۶ و ۷ محاسبه می‌شود.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \nabla \cdot (\rho \bar{v} H) = \nabla \cdot \left(\frac{k_t}{c_p} \nabla H \right) + S \quad (5)$$

$$H = \sum_j Y_j H_j \quad (6)$$

$$H_j = \int_{T_{ref,j}}^T C_{p,j} + h_j^0(T_{ref,j}) \quad (7)$$

برای مدل‌سازی از مدل RNG، که متعلق به گروه renormalization می‌باشد، استفاده گردید. این مدل همانند مدل استاندارد است در حالی که اصلاحاتی را نیز شامل می‌شود. اصلاح E، اضافه کردن اثر چرخش در تلاطم، استفاده از فرمول تحلیلی برای عدد پرانتل از جمله آنها می‌باشد که باعث می‌شود نسبت به روش استاندارد برای بیشتر جریان‌ها به خصوص برای جریان‌های چرخشی قابل اعتمادتر باشد. این مدل یکی از مشتقات معادله ناویر استوکس می‌باشد و نتایج حاصل در این مدل نسبت به روش استاندارد متفاوت هستند و این به دلیل همان معادلات اضافی در معادلات K و ε است. مدل RNG به صورت معادلات ۸ و ۹ تعریف می‌شود.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \quad (8)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} \left(\alpha_k \mu_{eff} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\alpha_\varepsilon \mu_{eff} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) + \quad (9)$$

$$+ C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} - R_\varepsilon + S_\varepsilon$$

در معادله ۹ مقادیر ثابتی به کار رفته است که مقایسه مقادیر ثابت در معادلات k-ε به صورت روابط ۱۰ و ۱۱ در نظر گرفته می‌شوند.

$$C_{\varepsilon 1} = 1.4 - 3.4 \left(\frac{k \partial U}{\varepsilon \partial x} \right)_{cl} \quad (10)$$

$$C_2 = 1.92 - 0.667 \left\{ \frac{y_{1/2}}{2U_{cl}} \left(\left| \frac{dU_{cl}}{dx} \right| - \frac{dU_{cl}}{dx} \right) \right\}^{0.2} \quad (11)$$

برای گسسته‌سازی معادلات k-ε از Second Order Upwind استفاده شده است. این روش دارای دقت مرتبه ۲ است و برای شبکه‌بندی مثلثی (نامنظم) مناسبتر است. یکی از تأثیرگذارترین روش‌های انتقال حرارت در محفظه احتراق، انتقال حرارت تشعشعی است که از معادله ۱۲ محاسبه می‌شود.

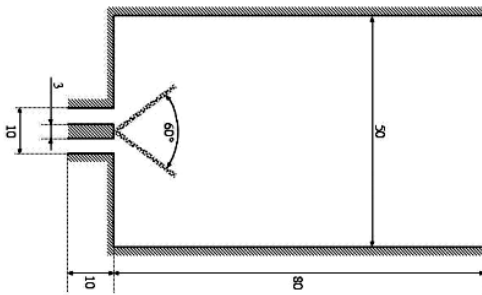
$$\frac{dI(\bar{y}, \bar{s})}{ds} = (\alpha + \sigma_s) I(\bar{y}, \bar{s}) = \quad (12)$$

$$n^2 \frac{\sigma T^4}{\pi} + \frac{\sigma_s}{4\pi} \int_0^{4\pi} I(\bar{y}, \bar{s}) \phi(\bar{s}, \bar{s}) d\Omega'$$

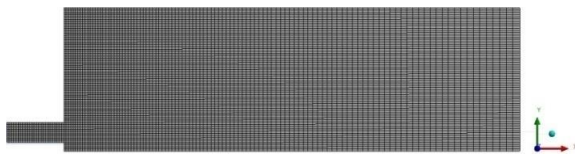
در رابطه ۱۲، \bar{s} بردار جهت، \bar{y} بردار مکان، s طول مسیر، α ضریب جذب، σ ثابت استفان - بولتزمن، φ تابع فاز و Ω زاویه جامد است. در مطالعه حاضر، برای مدل‌سازی تابش از مدل تابشی P-1 استفاده شده است. این مدل دارای دقتی مناسب و هزینه محاسباتی کمتری است. فرض اصلی در این مدل این است که مدل انتقال انرژی در تمام جهات ادغام شده است که نتیجه آن معادله نفوذ تابش می‌باشد. در روش P₁، تغییرات تابش G در میدان را می‌توان با معادله ۱۳، که شامل ترم منبع و ترم انتشار است، محاسبه نمود:

$$G_w = \frac{4\sigma T_w^4 E_w + \frac{a_0 r_0}{A} [G_0 - \beta_0(G)]}{E_w + \frac{a_0 r_0}{A}} \quad (13)$$

مرز مشترک استفاده گردید. در شکل ۵ هندسه شبکه‌بندی شده نمایش داده شده است.

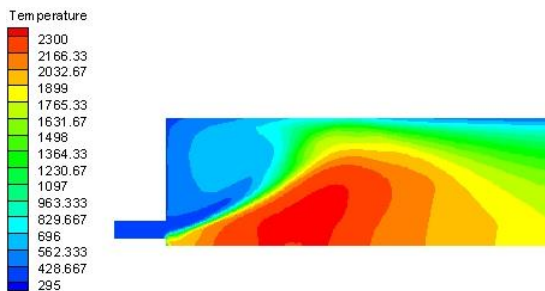


شکل ۴. محفظه احتراق کی لو [۱۳]



شکل ۵. هندسه شبکه‌بندی شده

کانتور دما در شکل ۶ نشان می‌دهد که پس از اختلاط سوخت و هوا، شعله در ناحیه اولیه محفظه تشکیل و تا خروجی کشیده می‌شود. در شکل ۷ نمودار دما در راستای شعاعی محفظه در فاصله ۵ میلی‌متر از ابتدای محفظه نمایش داده شده است. در مرکز محفظه احتراق، دما بیشترین مقدار است و به تدریج با نزدیک شدن به دیوارها دما کاهش می‌یابد.

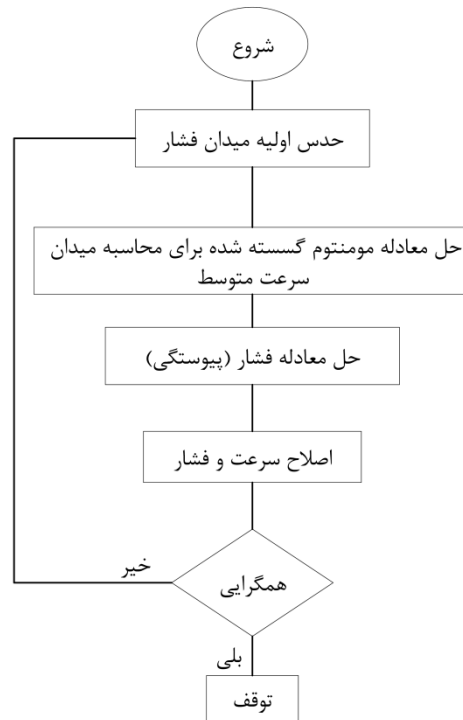


شکل ۶. کانتور دمایی محفظه احتراق

در شکل ۸ نمودار کسر مولی اکسیژن در راستای شعاعی نمایش داده شده است. با توجه به نتایج، در مرکز محفظه احتراق، که شعله تشکیل شده است، میزان اکسیژن بسیار کم است و نتایج به دست آمده دقت قابل قبولی در مقایسه با نتایج تجربی دارند. همچنین در شکل ۹ نمودار کسر مولی سوخت در راستای شعاعی نشان داده شده است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، نتایج به دست آمده دقت قابل قبولی در مقایسه با نتایج تجربی دارند.

$$q_r = - \frac{a_0 \Gamma_0 E_0}{A \left(E_w + \frac{a_0 r_0}{A} \right)} [4\pi d_b T_w - G_0 + \beta_0 G] \quad (14)$$

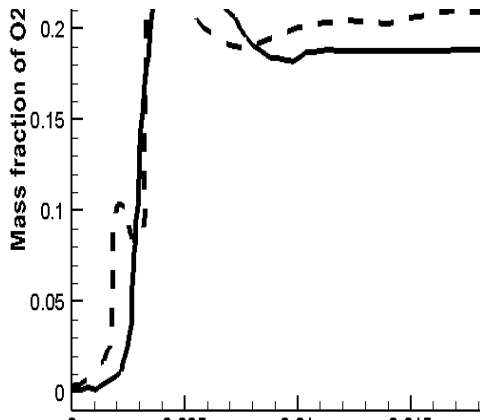
الگوریتم سیمپل از جمله الگوریتم‌ها جهت حل معادلات ناویراستوکس است. در این روش رابطه بین سرعت و فشار تصحیح شده تا قانون بقای جرم اجرا شود و میدان فشار به دست آید. در شکل ۳ نحوه عملکرد این الگوریتم نمایش داده شده است.



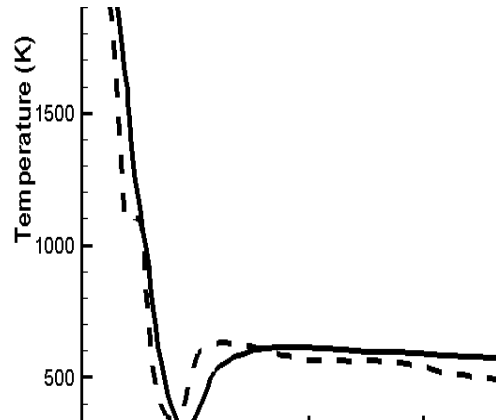
شکل ۳. فلوچارت الگوریتم سیمپل

۴. اعتبارسنجی

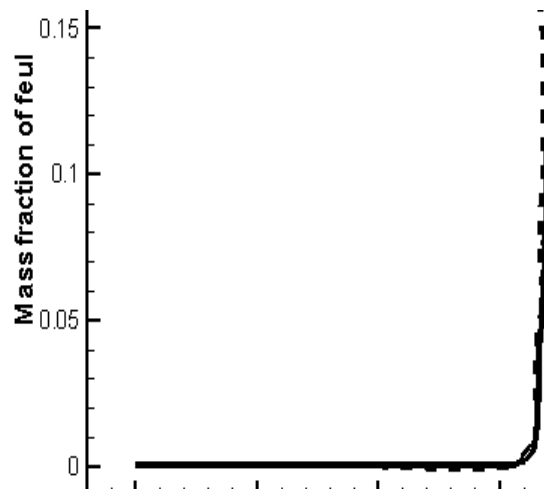
به منظور مشخص شدن میزان دقت و صحت نتایج حاصل باید نتایج کار عددی و تجربی مقایسه گردد. با توجه به اینکه نتایج تجربی این محفظه احتراق موجود نمی‌باشد، برای صحت‌سنجی روش مدل‌سازی، از محفظه احتراق کی لو و همکاران (۲۰۰۸) استفاده می‌شود [۱۳]. در شکل ۴ هندسه این محفظه نمایش داده شده است. سوخت هپتان از مرکز با زاویه ۶۰ درجه به درون محفظه‌ای با قطر ۵۰ و طول ۸۰ میلی‌متر پاشیده می‌شود. هوای ورودی با سرعت ۳ متر بر ثانیه در راستای محوری و شعاعی وارد محفظه می‌گردد. سوخت تزریقی با دمای ۳۰۰ کلوین و در فشار یک اتمسفر با دبی $10^{-5} \times 1/214$ کیلوگرم بر ثانیه پاشش می‌شود. اندازه قطره نیز برابر با ۲۰ میکرومتر است. چون شرایط دوبعدی در نظر گرفته شده است، از شرط مرزی محور چرخان در



شکل ۸. نمودار کسر مولی اکسیژن در فاصله ۵ میلی متر و زمان ۰/۴۰۸ ثانیه در راستای شعاعی



شکل ۷. نمودار دما در فاصله ۵ میلی متر و زمان ۰/۴۰۸ ثانیه در راستای شعاعی



شکل ۹. نمودار کسر مولی سوخت در فاصله ۵ میلی متر و زمان ۰/۴۰۸ ثانیه در راستای شعاعی

تغییر دهد. افزایش تعداد سل‌ها، دقت محاسبات را می‌تواند افزایش دهد، اما از طرفی زمان محاسبات نیز افزایش می‌یابد. تعداد سل‌ها باید به گونه‌ای باشد که علاوه بر اینکه محاسبات را با دقت قابل قبول انجام می‌دهد، زمان محاسبات کمی نیز داشته باشد. برای شبکه‌بندی هندسه از شبکه با ساختار نامنظم (مثالی) استفاده شده است. همان‌طور که در شکل ۱۱ نمایش داده شده است، در قسمت وسط محفظه احتراق که احتراق در آنجا شکل می‌گیرد و سوراخ‌های لاینر و همچنین چرخنده هوای ورودی به‌منظور افزایش دقت از شبکه‌بندی ریز استفاده شده است. در شکل ۱۲ دمای میانگین در ده صفحه در طول محفظه نمایش داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، مقدار دما در تعداد سلول ۷۳۰۹۲۱ با مقدار دما در ۲۲۷۰۶۱۵ تفاوت حدود ۳۰ درجه را نشان می‌دهد، اما در اختلاف دمایی در تعداد سلول ۱۶۰۸۵۲۶

۵. شبیه‌سازی عددی محفظه احتراق

برای شبیه‌سازی آشفته‌گی جریان، پاشش سوخت، انتقال حرارت تابشی و احتراق از مدل‌های $k-\epsilon$ realizabile، $WAVE$ ، $P-1$ equilibrium presumed PDF استفاده شده است. سوخت مورد استفاده کروزن است که به‌صورت مخروط توپر به‌درون محفظه احتراق پاشش می‌شود. شرط روی دیواره شرط عدم لغزش و شرط ورودی محفظه احتراق شرط جرم ورودی ثابت در نظر گرفته شده است.

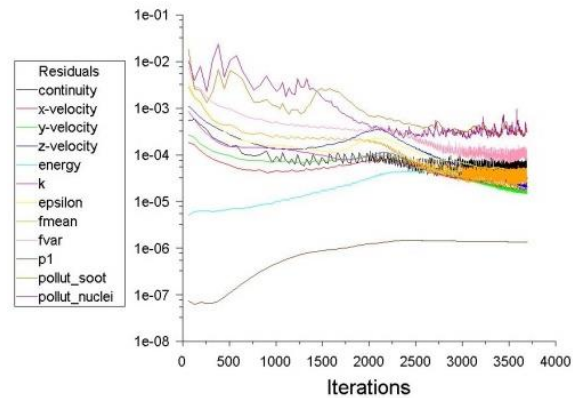
در حل عددی، یکی از معیارهای صحت تحلیل، همگرایی مقدار باقیمانده‌های حل است و به نمودار همگرایی معروف می‌باشد که در این تحلیل، نمودار همگرایی به‌صورت شکل ۱۰ نشان داده شده و نشان از رسیدن حل عددی به مقدار خطای قابل قبول دارد. تعداد سل‌های استفاده‌شده می‌تواند دقت محاسبات را

کانتور کسر مخلوط سوخت مشخص است، قسمت عمده سوخت به وسط محفظه پاشش می‌شود. چون سوراخ‌های ردیف اول لاینر در زیر سوخت پاش قرار دارند، سوخت به سمت بالای محفظه احتراق منحرف و در نتیجه شعله به سمت بالای محفظه کشیده می‌شود. در شکل ۱۴ کانتور دما در برش طولی محفظه احتراق در دو نما نشان داده شده است.

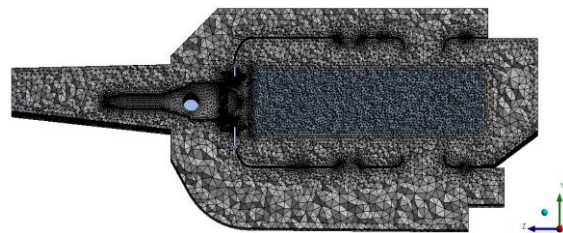
در شکل ۱۵ کانتور دما در صفحه میانی محفظه احتراق نمایش داده شده است. چرخنده هوای ورودی به شکلی طراحی شده است که علاوه بر ایجاد گردابه‌ها در ورودی محفظه احتراق، باعث می‌شود که شعله به صفحه‌های میانی نیز کشیده شود و به این صورت از تمام فضای محفظه برای احتراق استفاده شود. در شکل ۱۶ نیز کانتور دمای خروجی نمایش داده شده است. کانتور دما در خروجی تقریباً نسبت به مرکز قرینه است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، چون شعله به سمت بالای محفظه احتراق منحرف شده است، دما در قسمت بالایی خروجی محفظه، گرادیان بیشتری نسبت به قسمت پایینی در خروجی دارد.

در شکل ۱۷ کانتور دما روی دیواره لاینر محفظه احتراق نمایش داده شده است. سطح دیواره‌ای که سوخت پاش در آن قرار داده شده است، گرادیان دمایی بالایی ندارد و تقریباً دمای یکنواختی دارد. سطح لاینر بیرونی در ناحیه اولیه دمای نسبتاً یکنواخت می‌باشد، اما چون شعله به سمت بالای محفظه کشیده می‌شود، دمای دیواره بعد از سوراخ‌های رقیق‌کننده بالا می‌رود. سوراخ‌های خنک‌کننده در این ناحیه قرار داده شده‌اند و باعث می‌شوند دمای دیواره کاهش یابد. سطح لاینر درونی گرادیان دمایی کمتری را نسبت به سطح لاینر بیرونی تجربه می‌کند و بیشترین دما روی این دیواره بعد از سوراخ‌های ردیف دوم لاینر می‌باشد. در شکل ۱۸ کانتور دمای خروجی در شرایط عملکردی مختلف نمایش داده شده است. نتایج نشان می‌دهد که الگوی دمای خروجی در شرایط عملکردی مختلف مشابه است. همان‌طور که پیشتر اشاره شد، به دلیل انحراف شعله به سمت بالا، گرادیان دمایی در سطح پایین خروجی کمتر از گرادیان دمایی در سطح بالایی خروجی در محفظه می‌باشد. با افزایش عدد ماخ، دبی جرمی هوای ورودی به محفظه احتراق بیشتر و در نتیجه مومنتم هوای ورودی از سوراخ‌های ناحیه اولیه لاینر بیشتر می‌شود که پس از برخورد این جتها با جریان اصلی اختلاط سوخت و هوا نسبت به ماخ‌های پایین‌تر افزایش می‌یابد. این اختلاط بهتر باعث

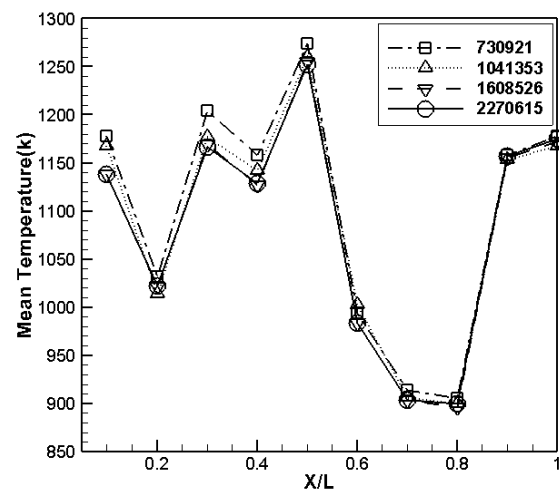
با ۲۲۷۰۶۱۵ حدود ۳ درجه است. بنابراین در انجام محاسبات از تعداد مش ۱۶۰۸۵۲۶ استفاده شد؛ زیرا علاوه بر دقت مناسب می‌تواند زمان محاسبات را نیز کاهش دهد.



شکل ۱۰. نمودار همگرایی حل عددی



شکل ۱۱. محفظه احتراق توربوجت مش‌بندی شده



شکل ۱۲. دمای میانگین در چند صفحه مختلف

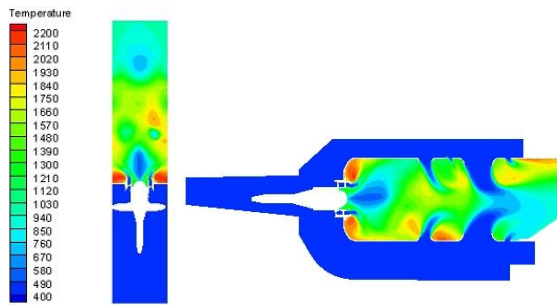
در طول محفظه نسبت به تغییرات تعداد سل

۶. نتایج عددی

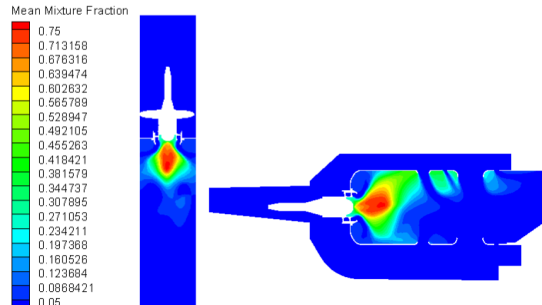
در شکل ۱۳ کانتور کسر مخلوط سوخت در برش طولی محفظه در دو نما از محفظه نمایش داده شده است. سوخت به صورت مخلوط توپر به درون محفظه پاشش می‌شود. همان‌طور که از

نهایت باعث می‌شود اختلاف دمای ماکزیمم و مینیموم در خروجی محفظه احتراق با افزایش عدد ماخ پروازی کاهش یابد.

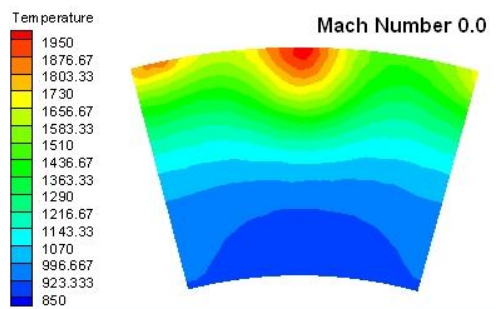
می‌شود احتراق در ناحیه میانی محفظه احتراق کامل شود و هوای رقیق‌سازی بتواند به‌خوبی دمای خروجی را کاهش دهد و در



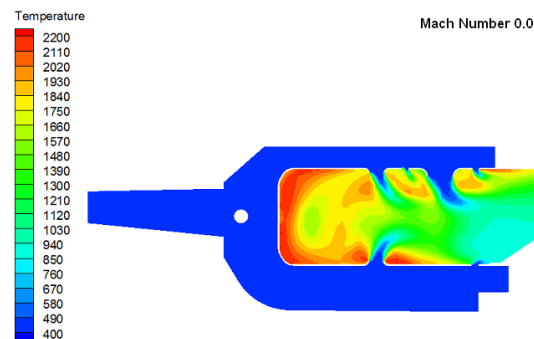
شکل ۱۴. کانتور دما در برش طولی محفظه احتراق از نمای کنار (سمت راست) و از نمای بالا (سمت چپ) در عدد ماخ صفر



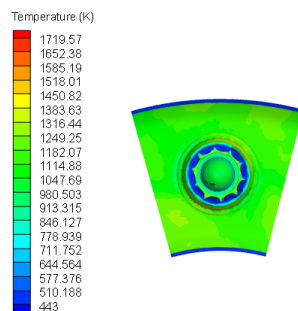
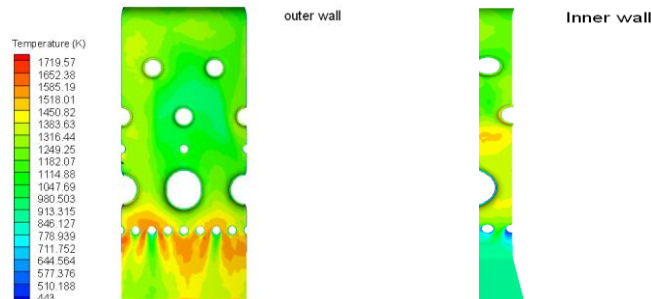
شکل ۱۳. کانتور کسر مخلوط سوخت در برش طولی محفظه از نمای کنار (سمت راست) و از نمای بالا (سمت چپ) در عدد ماخ صفر



شکل ۱۶. کانتور دما در خروجی محفظه احتراق



شکل ۱۵. کانتور دما در صفحه میانی محفظه احتراق در عدد ماخ صفر



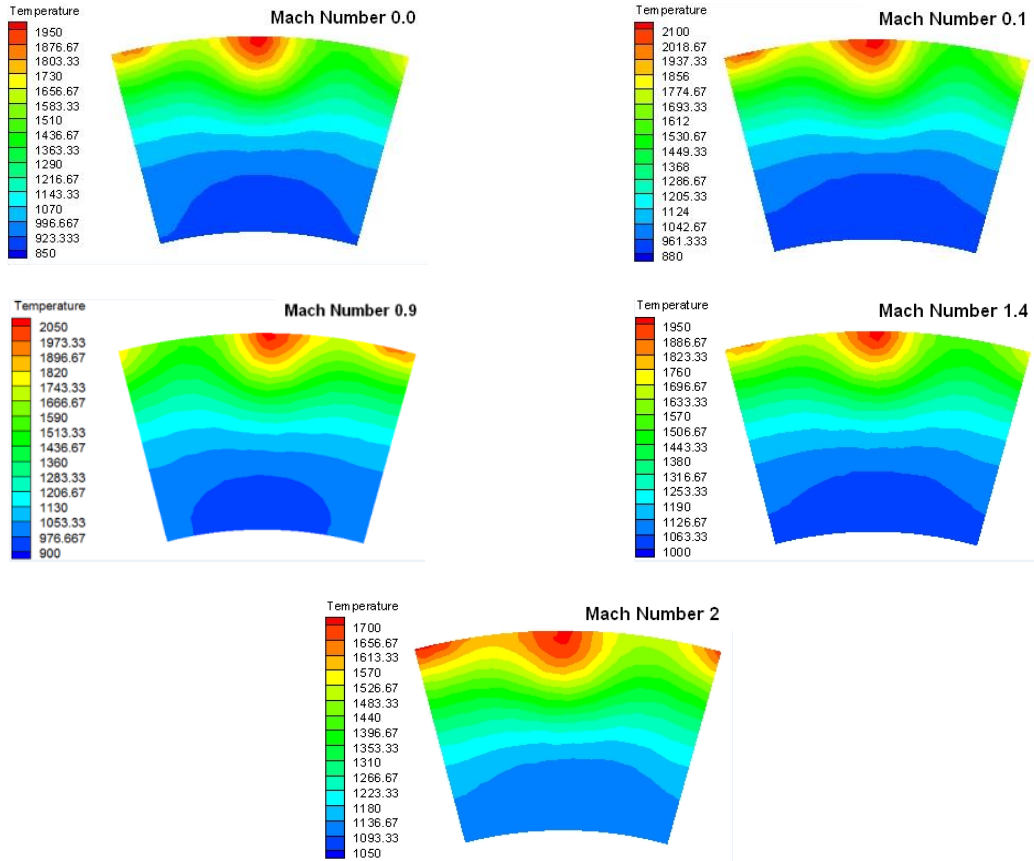
شکل ۱۷. کانتور دما روی دیواره محفظه احتراق در عدد ماخ صفر

ماخ پروازی ماکزیمم دمای خروجی و ضریب الگوی خروجی کاهش و میانگین دمای خروجی افزایش می‌یابد. ضریب الگوی

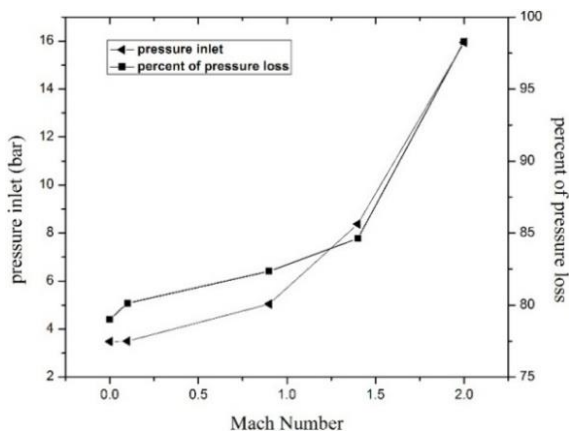
در شکل ۱۹ نمودار دما و ضریب الگوی خروجی نسبت به ماخ پروازی نمایش داده شده است. با توجه به نتایج، با افزایش

خروجی هر دو در حال افزایش است، اما ماکزیمم دمای خروجی در حال کاهش می‌باشد، ضریب الگوی خروجی کاهش می‌یابد و با افزایش ماخ پروازی شیب نمودار ضریب الگوی خروجی افزایش می‌یابد.

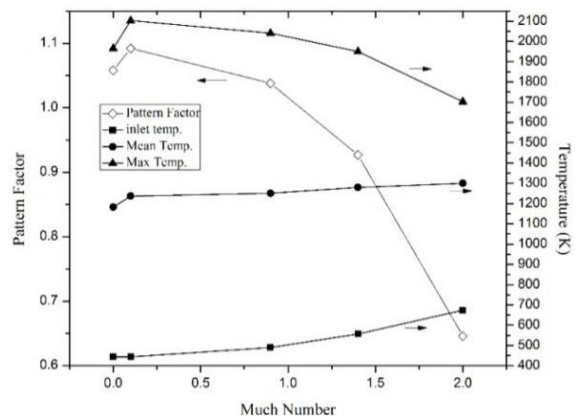
خروجی یکی از شاخص‌های نشان‌دهنده همگرایی دمایی در خروجی است. کاهش ضریب الگوی خروجی نشان‌دهنده همگرایی دمایی بالاتر در خروجی است. با توجه به اینکه دمای هوای ورودی به محفظه احتراق و همچنین دمای میانگین



شکل ۱۸. کانتور دما در خروجی محفظه احتراق در شرایط پروازی مختلف در حالت اصلی



شکل ۲۰. نمودار فشار ورودی و درصد افت فشار نسبت به ماخ پروازی در شرایط عملکردی مختلف در حالت اصلی

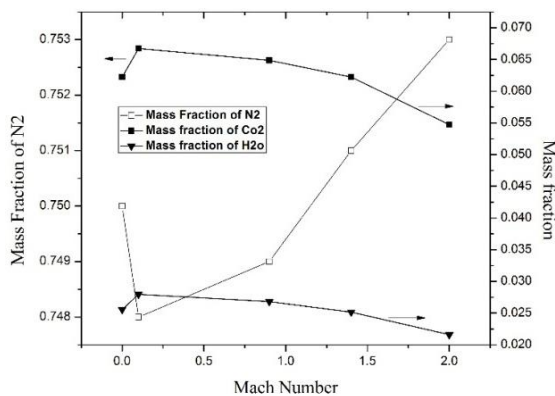


شکل ۱۹. نمودار دما و ضریب الگوی خروجی نسبت به ماخ پروازی در شرایط عملکردی مختلف در حالت اصلی

در شکل ۲۰ نمودار درصد افت فشار نسبت به فشار ورودی در محفظه احتراق نمایش داده شده است. نتایج نشان می‌دهد با افزایش فشار ورودی میزان افت فشار افزایش می‌یابد. افت فشار در محفظه احتراق به عوامل متعددی از جمله هندسه، فشار و

در شکل ۲۰ نمودار درصد افت فشار نسبت به فشار ورودی در محفظه احتراق نمایش داده شده است. نتایج نشان می‌دهد با

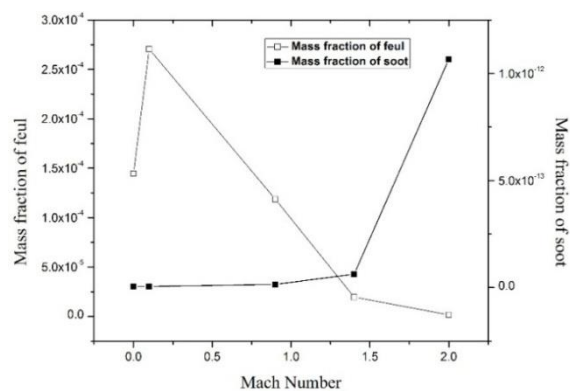
در خروجی با افزایش فشار و دما افزایش و از ماخ ۱/۴ به بعد شیب آن افزایش می‌یابد. همچنین میزان سوخت نسوخته خروجی از محفظه از حالت ۱ به ۲ افزایش و سپس کاهش می‌یابد. دلیل اصلی این امر نیز آن است که چون اختلاط سوخت و هوا در ماخ‌های بالا افزایش می‌یابد، ذرات بیشتری از سوخت در فرایند احتراق شرکت کرده و میزان سوخت نسوخته در خروجی کاهش می‌یابد.



شکل ۲۱. نمودار کسر مولی گونه‌های خروجی در حالت اصلی

داده شده است. با افزایش ماخ پروازی در حالت اول ضریب الگوی خروجی کمی افزایش می‌یابد، اما از ماخ ۰/۱ به بعد کاهش می‌یابد؛ این در حالی است که برای حالت ارتقایافته ضریب الگوی خروجی دائماً در حال کاهش است. با توجه به نتایج ارائه شده در شکل ۲۲ مشخص می‌شود که چون دمای میانگین در تمام شرایط عملکردی در هر دو حالت تقریباً باهم برابر است، ضریب الگوی خروجی متناسب با ماکزیمم دمای خروجی است، اما با شیب بیشتر تغییر می‌یابد. در شکل ۲۵، نمودار درصد افت فشار در شرایط عملکردی مختلف نمایش داده شده است. برای هر دو حالت روند افت فشار مشابه است، اما با توجه به اینکه حالت ارتقایافته در فشار عملکردی بالاتری کار می‌کند و در این شرایط کاری سرعت و فشار ورودی بالا است، درصد افت فشار در حالت ارتقایافته از حالت اصلی بیشتر است. در شکل‌های ۲۶ تا ۳۱ نمودار مقادیر محصولات احتراق، دوده و سوخت در خروجی محفظه احتراق نشان داده شده‌اند. میزان دی اکسید کربن و آب در حالت اصلی بیشتر از حالت ارتقایافته است، اما میزان نیتروژن در حالت اصلی کمتر از حالت ارتقایافته می‌باشد. میزان دوده برای حالت اصلی و حالت ارتقایافته در ماخ صفر و ۰/۱ باهم برابر است،

سرعت جریان ورودی به محفظه وابسته است. با توجه به اینکه فشار و سرعت ورودی در ماخ‌های بالاتر بیشتر است، شیب افت فشار نیز افزایش می‌یابد. در شکل ۲۱ نمودار کسر مولی اصلی‌ترین گونه‌های محصولات خروجی نمایش داده شده است. نتایج حاصل نشان می‌دهند که با افزایش ماخ پروازی کسر مولی دی اکسید کربن و آب ابتدا کاهش و سپس افزایش می‌یابد، اما میزان نیتروژن ابتدا کاهش و سپس افزایش می‌یابد. میزان دوده

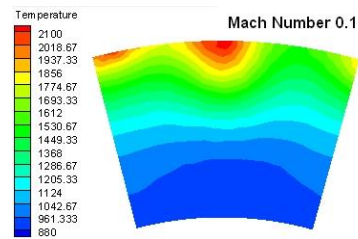
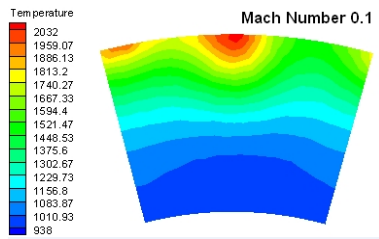


۷. بررسی و مقایسه پارامترهای احتراق برای حالت اولیه و حالت ارتقایافته

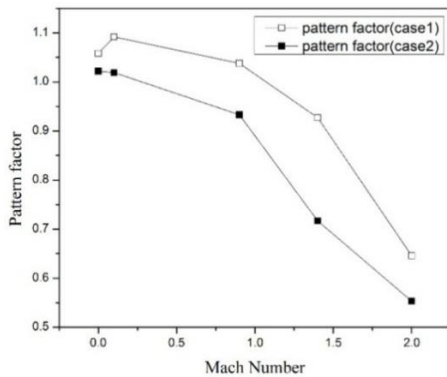
در شکل ۲۲ کانتور دما در خروجی محفظه احتراق در حالت اصلی و ارتقایافته نمایش داده شده است. نتایج نشان می‌دهند که الگوی دما در خروجی برای حالت اصلی و ارتقایافته مشابه است. به علاوه، با توجه به اینکه در حالت ارتقایافته به دلیل افزایش مومنتم هوای ورودی از سوراخ‌های لاینر، اختلاط سوخت و هوا بهتر صورت می‌گیرد و احتراق در ناحیه میانی کامل می‌شود، ماکزیمم دما در خروجی برای حالت ارتقایافته نسبت به حالت اصلی کاهش یافته است. در شکل ۲۳ نمودار ماکزیمم دما و میانگین دما در خروجی محفظه احتراق برای حالت اصلی و ارتقاء داده شده نمایش داده شده است. نتایج نشان می‌دهد که دمای ماکزیمم و میانگین در خروجی برای هر دو حالت روند مشابهی را طی می‌کند. با افزایش ماخ پروازی، دمای میانگین برای هر دو حالت افزایش می‌یابد و در ماخ ۱/۴ و ۲ دمای میانگین در هر دو تقریباً برابر می‌شود. دمای ماکزیمم در حالت اصلی ابتدا افزایش و سپس کاهش می‌یابد و برای حالت ارتقایافته دمای ماکزیمم مدام در حال کاهش است. تغییرات ضریب الگوی خروجی برای دو حالت در شکل ۲۴ نشان

افزایش ماخ پروازی برای هر دو حالت کاهش می‌یابد و در تمام شرایط مقدار سوخت در حالت ارتقایافته از حالت اصلی کمتر است.

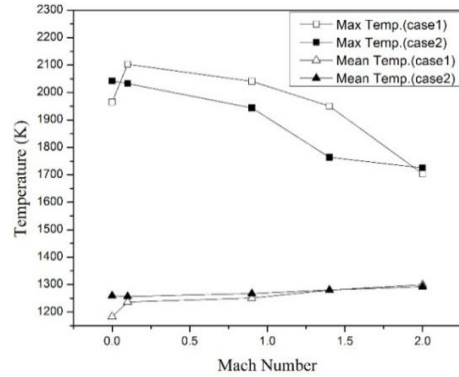
اما در ماخ‌های بالا میزان دوده در حالت ارتقایافته از حالت اصلی به‌طور قابل توجهی کمتر است. میزان سوخت در خروجی با



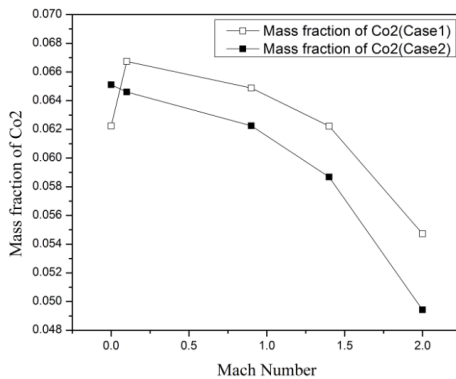
شکل ۲۲. کانتور دما در خروجی محفظه احتراق در حالت اصلی (سمت چپ) و حالت ارتقایافته (سمت راست)



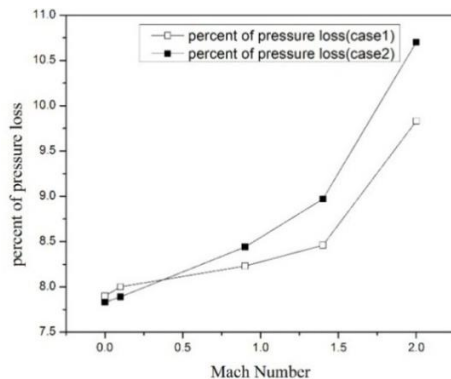
شکل ۲۴. ضریب الگوی خروجی نسبت به ماخ پروازی در شرایط مختلف



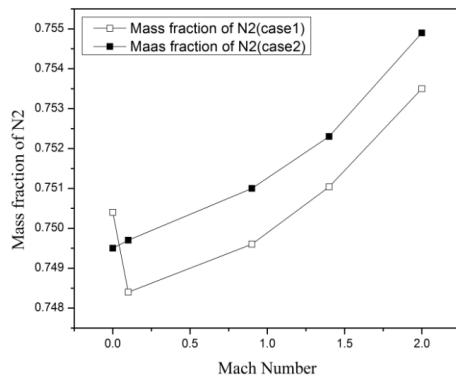
شکل ۲۳. دمای خروجی نسبت به ماخ پروازی در شرایط عملکردی مختلف



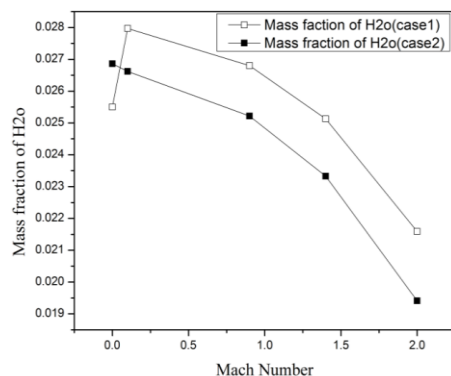
شکل ۲۶. میزان دی اکسید کربن در خروجی محفظه احتراق برای دو حالت اصلی و ارتقا یافته در شرایط عملکردی مختلف



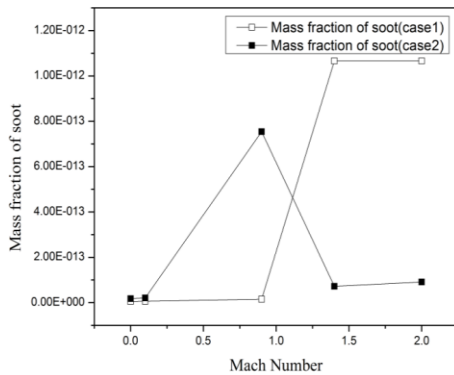
شکل ۲۵. نمودار درصد افت فشار نسبت به ماخ پروازی در شرایط عملکردی مختلف



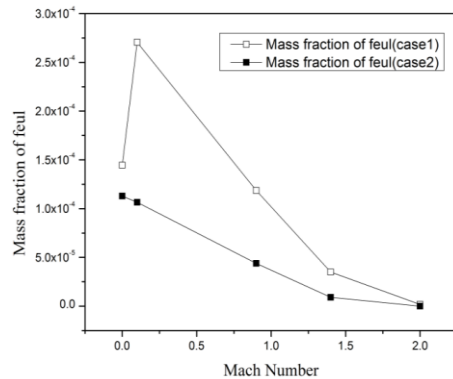
شکل ۲۸. میزان نیتروژن در خروجی محفظه احتراق برای دو حالت اصلی و ارتقا یافته در شرایط عملکردی مختلف



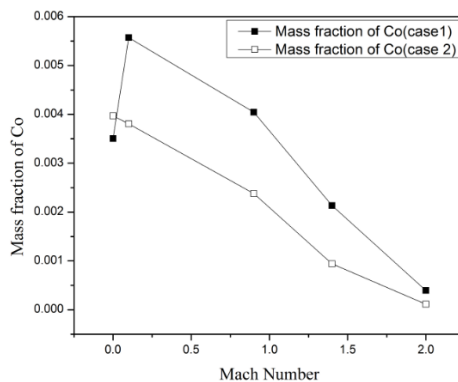
شکل ۲۷. میزان آب در خروجی محفظه احتراق برای دو حالت اصلی و ارتقا یافته در شرایط عملکردی مختلف



شکل ۳۰. میزان دوده در خروجی محفظه احتراق برای دو حالت اصلی و ارتقایافته در شرایط عملکردی مختلف



شکل ۲۹. میزان سوخت در خروجی محفظه احتراق برای دو حالت اصلی و ارتقایافته در شرایط عملکردی مختلف



شکل ۳۱. میزان دی اکسید کربن در خروجی محفظه احتراق برای دو حالت اصلی و ارتقایافته در شرایط عملکردی مختلف

درصد افت فشار در محفظه نسبت به حالت اصلی افزایش می‌یابد. غلظت گونه‌ها نیز در خروجی در حالت اصلی و ارتقایافته تغییر چندانی نمی‌کند، اما میزان سوخت در خروجی برای حالت ارتقایافته کاهش می‌یابد.

فهرست علائم

گرمای ویژه در فشار ثابت	C_p
آنتالپی	h
انرژی جنبشی توربولانس	k
طول مسیر	s
بردار جهت	\vec{s}
ترم منبع	S
سرعت	u
مقدار اتساع در نوسان گردابه	Y_m
شیب تابش	β_0
ثابت استفان بولتزمن	σ
نرخ استهلاک انرژی جنبشی	ε
بردار مکان	$\vec{\gamma}$
ضریب جذب	α
تابع فاز	ϕ
زاویه جامد	Ω
ویسکوزیته سیال	μ

۸. نتیجه‌گیری

در این پژوهش عملکرد و توزیع دمای خروجی محفظه احتراق یک موتور توربوجت در شرایط پروازی مختلف بررسی شد. برای این منظور، ابتدا رفتار محفظه احتراق در حالت اصلی بررسی شد. نتایج نشان داد که با افزایش ماخ پروازی توزیع دما در خروجی محفظه احتراق در تمام شرایط پروازی الگوی مشابهی دارد و با افزایش ماخ پروازی، ضریب الگوی خروجی و ماکزیمم دما در خروجی محفظه احتراق کاهش می‌یابد. در حالت اصلی با افزایش ماخ پروازی میزان دوده در خروجی افزایش یافته، اما میزان سوخت در خروجی کاهش می‌یابد. سپس عملکرد محفظه در شرایط ارتقایافته، که در آن کمپرسور ارتقاء داده شده است و شرایط عملکردی جدید را ایجاد می‌کند، پرداخته شد. الگوی دمای خروجی در حالت اصلی و ارتقایافته مشابه است، اما گرادیان دمای خروجی در حالت ارتقایافته کاهش می‌یابد. همچنین در حالت ارتقایافته علاوه بر کاهش ماکزیمم دما در خروجی ضریب الگوی خروجی نیز نسبت به حالت اصلی بهبود می‌یابد. اما با توجه به اینکه در حالت ارتقایافته، فشار و سرعت ورودی زیاد می‌شوند،

- [1] A. H. Lefebvre, *Gas turbine combustion*. New York: Taylor & Francis Group, 2010.
- [2] A. F. Bicen, D. G. N. Tse, J. H. Whitelaw, Combustion characteristics of a model can-type combustor, *combustion and Flame*, Vol. 80, No. 2, pp. 111-125, 1990.
- [3] N. G. Daniel, A new method to measure temperature and burner pattern factor sensing for active engine control, 1999.
- [4] M. V. Heitor, J. H. Whitelaw, Velocity, temperature, and species characteristics of the flow in a gas-turbine combustor, *Combustion and Flame*, Vol. 64, No. 1, pp. 1-32, 1986.
- [5] B. B. Scott, S. M. Cannon, J. R. Farmer, F. Meng, Modeling of lean premixed combustion in stationary gas turbines, *Progress in Energy and Combustion Science*, Vol. 25, No. 4, pp. 353-385, 1999.
- [6] W. Shyy, M. E. Braaten, D. L. Burrus, Study of three-dimensional gas-turbine combustor flows, *International journal of heat and mass transfer*, Vol. 32, No. 6, pp. 1155-1164, 1989.
- [7] P. Koutmos, J. J. McGuirk, Isothermal flow in a gas turbine combustor-a benchmark experimental study, *Experiments in Fluids*, Vol. 7, No. 5, pp. 344-354, 1989.
- [8] S. G. Goebel, N. Abuaf, J. A. Lovett, C. P. Lee, Measurements of combustor velocity and turbulence profiles, In *ASME 1993 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition*, pp. V03AT15A079-V03AT15A079, American Society of Mechanical Engineers, 1993.
- [9] A. Datta, S. K. Som, Combustion and emission characteristics in a gas turbine combustor at different pressure and swirl conditions, *Applied Thermal Engineering*, Vol. 19, No. 9, pp. 949-967, 1999.
- [10] Ahmed Khalil, E. E., A. K. Gupta, Swirling distributed combustion for clean energy conversion in gas turbine applications, *Applied Energy*, Vol. 88, No. 11, pp. 3685-3693, 2011.
- [11] P. Ghose, J. Patra, A. Datta, A. Mukhopadhyay, Effect of air flow distribution on soot formation and radiative heat transfer in a model liquid fuel spray combustor firing kerosene, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 74, pp. 143-155, 2014.
- [12] L. I. U. Deng-huan, J. Jin, F. Wang, W. Jin, Temperature Measurement at the Exit of Annular Combustor with Slinger in Turbojet Engine, In *31st AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference*, p. 2560, 2015.
- [13] K. Luo, O. Desjardins, H. Pitsch, DNS of droplet evaporation and combustion in a swirling combustor, *Center for Turbulence Research, Annual Research Briefs*, pp. 253-265, 2008.

پی نوشت

1. A. H. Lefebvre