



تأثیر ارتفاع رمپ بر مشخصات مخلوط سوخت و هوا در حوزه جریان پاشش متقاطع دو تایی در

جریان هوای عبوری مافوق صوت

مصطفی زاهدزاده^۱، فتح اله امی^{۲*}

^۱ دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران، ایران

^۲ آستاد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران، ایران

برجسته‌ها

- تأثیر ارتفاع رمپ بر پارامترهایی از قبیل راندمان آمیختگی، نسبت آمیختگی مؤثر و تلفات فشار سکون بررسی شده است.
- با افزایش ارتفاع رمپ، راندمان آمیختگی افزایش می‌یابد.
- ماکزیمم کسر جرمی هیدروژن با افزایش ارتفاع رمپ کاهش می‌یابد.

مشخصات مقاله

تاریخچه مقاله:

نوع مقاله: علمی پژوهشی

دریافت: ۱۴۰۱/۰۳/۰۹

بازنگری: ۱۴۰۱/۰۴/۰۶

پذیرش: ۱۴۰۱/۰۴/۲۱

ارائه برخط: ۱۴۰۱/۰۵/۲۴

*نویسنده مسئول: Fommi@modares.ac.ir

کلیدواژه‌ها:

اسکرمجت

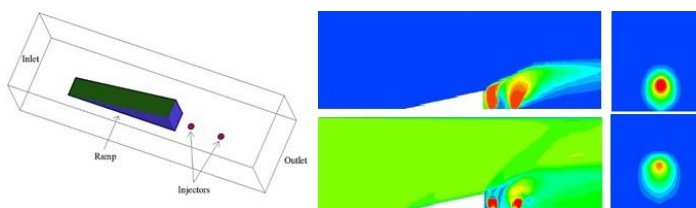
جریان مافوق صوت

پاشش متقاطع

راندمان آمیختگی

تلفات فشار سکون

چکیده گرافیکی



چکیده

به دلیل سرعت بالای هوای درون محفظه احتراق موتورهای اسکرمجت، آمیختگی مناسب سوخت و هوا در محفظه احتراق یکی از چالش‌ها و موارد کلیدی در طراحی و بررسی این‌گونه موتورها است. جهت بهبود آمیختگی از روش‌های مختلفی استفاده می‌شود که از جمله می‌توان به تعبیه یک رمپ در بالادست مجرای پاشش اشاره نمود. در کار حاضر تأثیر ارتفاع رمپ بر حوزه جریان پاشش متقاطع دو تایی جت هیدروژن در جریان هوای عبوری مافوق صوت به صورت عددی بررسی شده است و تأثیر ارتفاع رمپ بر پارامترهایی از قبیل راندمان آمیختگی، نسبت آمیختگی مؤثر و تلفات فشار سکون بررسی شده است. شبیه‌سازی‌های عددی با استفاده از حل معادلات سه‌بعدی ناوییر-استوکس رینولدز-متوسط همراه با مدل آشفستگی دو-معادله‌ای $k-\omega SST$ صورت پذیرفته‌اند. در ابتدا صحت‌گذاری نتایج حل عددی با داده‌های تجربی صورت پذیرفته است که مقایسه نتایج حل عددی با داده‌های تجربی نشان‌دهنده تطابق خوب آن‌ها با یکدیگر می‌باشد. سپس تأثیر حضور رمپ در بالادست مجرای پاشش برای چند رمپ با ارتفاع‌های مختلف به صورت عددی بررسی شده است.

۱- مقدمه

انتقال به مدارهای زمین را دارند که به‌عنوان مثال می‌توان به تحقیقات صورت گرفته بر روی پرنده‌های ایکس-۴۳-آ و ایکس-۵۱ ناسا اشاره نمود [۳ و ۴]. همچنین از موتورهای اسکرمجت می‌توان برای کاربردهای نظامی نیز استفاده نمود که در این زمینه می‌توان به تحقیقات بر روی موشک‌های کروز ماورای صوتی اشاره نمود. به‌عنوان مثال موشک زیرکن روسیه، یک نمونه موشک کروز ضد کشتی مانور پذیر با سرعت پروازی ماورای صوتی با استفاده از موتور اسکرمجت است. موتور اسکرمجت این موشک از سوخت مایع جی‌پی-۱۰ استفاده می‌نماید (شکل‌های ۱ و ۲). برد عملیاتی آن بیش از ۱۰۰۰ کیلومتر است و دارای ارتفاع پروازی ۲۸ کیلومتر است که می‌تواند در عدد ماخ ۸ تا ۹ (۹۸۰۰ تا ۱۱۰۲۵ کیلومتر بر ساعت) پرواز نماید [۵ و ۶].



شکل (۱): پرنده ایکس-۴۳-آ با موتور اسکرمجت [۳]



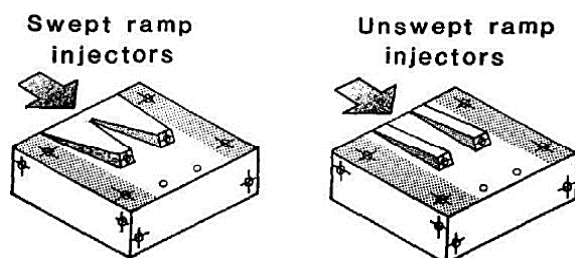
شکل (۲): موشک کروز ضد کشتی زیرکن روسیه [۷].

اصول کار و عملکرد یک موتور اسکرمجت مشابه یک موتور جت معمولی است. برای دستیابی به احتراق بهینه، مقادیر زیادی هوا باید وارد محفظه احتراق شود. در یک موتور جت این کار از طریق یک کمپرسور اتفاق می‌افتد، درحالی‌که در یک موتور اسکرمجت با سرعت‌های پروازی مافوق صوت و ماورای صوت (حداقل ۵ برابر سرعت صوت) بر روی بدنه آن موج ضربه‌ای ایجاد می‌شود که اثر فشاری کافی را ایجاد می‌کند. در ضمن نیاز به قطعات متحرک حذف شده است،

موتور اسکرمجت هسته اصلی یک وسیله پروازی ماورای صوتی است. موتورهای اسکرمجت یکی از گزینه‌های نویدبخش برای استفاده به‌عنوان سیستم پیشرانشی وسایل پرنده پروازی هوا-تنفسی در اعداد ماخ پروازی بالا است؛ انتقال محموله‌های کوچک به مدار پایین زمین (مدار لئو) یکی از نیازهای مهم صنایع فضایی دنیا است. با پیشرفت‌های تکنولوژیکی، فضاپیماها شروع به کوچک شدن کردند و محموله‌ها کوچک‌تر و در نتیجه سبک‌تر شدند. بر اساس گزارش‌های ارائه شده، تعداد نانوماهوره‌های (۱ تا ۱۰ کیلوگرم) که سالانه پرتاب می‌شوند از حدود سال ۲۰۱۵ تا حدود سال ۲۰۲۰ تقریباً ۸ برابر شده است و انتظار می‌رود این روند به همین صورت ادامه یابد. این به‌نوبه خود نیاز به توسعه وسایل نقلیه پرتاب کوچک‌تر، ارزان‌تر و کارآمدتر را ایجاد می‌نماید. این ماهواره‌ها در حال حاضر باید بر موشک‌هایی تکیه کنند که معمولاً برای ارسال محموله‌های عظیم طراحی شده‌اند و اغلب، انتخاب مدار با مداری که توسط محموله اولیه از پیش تعیین شده است، محدود می‌شود. به همین دلیل، نانوماهوره‌ها سیستم پرتاب اختصاصی، قابل‌اعتماد و ارزان خود را می‌طلبند که فرصت جدیدی را برای یک وسیله نقلیه مجهز به موتور اسکرمجت فراهم می‌کند. عیب اصلی موشک این است که هم سوخت و هم اکسیدکننده دارد و آن را بسیار سنگین می‌کند. اغلب، بیش از ۹۰ درصد از جرم موشک را پیشران (سوخت و اکسیدکننده) تشکیل می‌دهد و تنها چند درصد آن برای یک محموله در دسترس است. یک جایگزین عالی در این دسته، یک موتور هوا-تنفسی است که در مقابل از اکسیژن هوای اطراف استفاده می‌کند. از آنجایی که موشک‌ها معمولاً ۲ تا ۶ برابر بیشتر از سوخت، اکسیدکننده دارند، اکثر وزن غیرضروری را می‌توان حذف کرد. با وجود ناتوانی موتورهای جت برای رسیدن به سرعت‌های مداری، یک موتور اسکرمجت می‌تواند سرعت موردنیاز برای مأموریت‌های فضایی را فراهم کند [۱ و ۲].

همان‌گونه که گفته شد موتورهای اسکرمجت پتانسیل لازم برای استفاده بر روی وسایل پروازی ماورای صوتی برای

نفوذ سوخت در روش پاشش متقاطع بالا است و همچنین در این روش نیاز چندانی به سیستم‌های خنک کاری انژکتور نیست. علاوه بر این، جایگزینی یک انژکتور تکی با چند جت پاشش، معمولاً موجب افزایش و بهبود توزیع سوخت می‌شود [۱۸، ۲۷، ۲۸]. همچنین حضور یک رمپ در بالادست مجرای پاشش نیز می‌تواند عمق نفوذ سوخت و آمیختگی را درون محفظه احتراق بهبود بخشد. پاشش جت از یک رمپ (سطح شیب‌دار) روش مناسبی برای بهبود آمیختگی سوخت و هوا است [۲۹، ۳۰]. در شکل ۳ نمایی از سطوح شیب‌دار همراه با زاویه جاروب‌شوندگی و بدون زاویه جاروب‌شوندگی مشاهده می‌شوند [۳۱].



شکل (۳): پاشش بعد از سطوح شیب‌دار [۳۱]

۲- روش حل عددی و معادلات حاکم

معادلات سه‌بعدی ناویر-استوکس رینولدز-متوسط و مدل آشفتگی دو معادله‌ای $k-\omega SST$ جهت بررسی حوزه جریان پاشش متقاطع در جریان هوای عبوری مافوق صوت به‌کاررفته‌اند. از حلگر چگالی-مبنا جهت حل مسئله استفاده شده است. حلگر چگالی مبنا معادلات حاکم پیوستگی، مومنتوم و انرژی و انتقال گونه‌ها را به‌صورت هم‌زمان که با یکدیگر کوپل شده هستند، حل می‌نماید. معادلات حاکم برای اسکالرهاى اضافی بعداً و به ترتیب حل می‌شوند. سیستم معادلات حاکم برای یک سیال، به شکل انتگرالی کارتیزین برای یک حجم کنترل اختیاری V با مساحت دیفرانسیلی dA به‌صورت زیر است [۳۲، ۳۳]:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V W dV + \oint [F - G] \cdot dA = \int_V H dV \quad (1)$$

که بردارهای W ، F و G به‌صورت زیر تعریف می‌شوند:

از این‌رو، موتورهای اسکرمجت بسیار ساده‌تر، سبک‌تر و قابل‌اعتمادتر هستند. در عین حال، از نظر تئوری می‌تواند به‌سرعت مداری برسد. همچنین به دلیل اینکه این موتورها برای پرواز در سرعت‌های خیلی زیاد طراحی می‌شوند، معمولاً نسبت به موتورهای معمولی دیگر طول‌تر می‌باشند و باید با سازه پرنده ترکیب شوند و به‌صورت یکپارچه درآیند [۸].

البته دستیابی به مخلوط مناسب سوخت و هوا، پایداری شعله و احتراق مناسب در این‌گونه موتورها از مسائل چالش‌برانگیز هستند زیرا که زمان اقامت سوخت در جریان هوای مافوق صوت درون محفظه احتراق بسیار کوتاه و از مرتبه چند میلی‌ثانیه است. به همین دلیل، سوخت هیدروژن که دارای سریع‌ترین زمان احتراق ممکن است و قابلیت‌های خنک‌کنندگی بی‌نظیری دارد یکی از مناسب‌ترین انتخاب‌ها برای کاربردهای فضایی است. همچنین هیدروژن می‌تواند بیشترین ضربه ویژه را ایجاد نماید و از نظر زیست‌محیطی نیز آلاینده‌ای ایجاد نمی‌کند. البته برای کاربردهای نظامی، مانند موشک‌ها، سوخت‌های هیدروکربنی به دلیل چگالی بسیار بالاتر ترجیح داده می‌شوند [۹-۱۱].

مخلوط شدن مناسب سوخت و هوا در جریان هوای عبوری مافوق صوت یکی از مسائل چالش‌برانگیز مهم در توسعه موتورهای اسکرمجت است. بهبود اختلاط سوخت و هوا می‌تواند موجب احتراق بهتر و افزایش تراست شود. محققین زیادی بر روی مسئله آمیختگی و روش‌های پاشش کار کرده‌اند. برای افزایش راندمان آمیختگی درون محفظه احتراق، تاکنون روش‌های زیادی برای بهبود آمیختگی بررسی شده‌اند از قبیل استفاده از تیغه [۱۲]، پایه [۱۳، ۱۴]، پله [۱۵، ۱۶]، دیواره موج‌دار [۱۷، ۱۸]، جت پالسی [۱۹، ۲۰]، جت هوا [۲۱]، تعبیه گودال (حفره) [۲۲، ۲۳] و رمپ‌ها [۲۴-۲۶] و غیره.

سیستم پاشش متقاطع یک از مرسوم‌ترین و پرکاربردترین روش‌های پاشش سوخت در محفظه احتراق مافوق صوت است. علیرغم سادگی این روش پاشش ولی فیزیک جریان ایجادشده پیچیده و شامل امواج ضربه‌ای مختلفی است. بر اساس مطالعات قبلی انجام‌شده، اهمیت گردابه‌های ایجادشده برای آمیختگی سوخت بالا است. در ضمن عمق

معادلات مدل $k - \omega SST$ شکلی شبیه معادلات مدل $k - \omega$ استاندارد دارند:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \quad (6)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \tilde{G}_k - Y_k + S_k$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \quad (7)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + \tilde{G}_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega$$

که در این معادلات \tilde{G}_k بیانگر تولید انرژی آشفتگی به دلیل گرادیان‌های سرعت متوسط است. \tilde{G}_ω نیز بیانگر تولید ω است. Γ_k و Γ_ω به ترتیب بیانگر پخش‌شوندگی مؤثر (اضمحلال‌شوندگی مؤثر) k و ω هستند. Y_k و Y_ω نیز به ترتیب بیانگر پخش (اضمحلال) k و ω به دلیل آشفتگی هستند. D_ω جمله پخش (اضمحلال) ترکیبی است. S_k و S_ω نیز جملات چشمه تعریف‌شده توسط کاربر هستند [۳۲، ۳۷].

پخش‌شوندگی مؤثر (اضمحلال‌شوندگی مؤثر) برای مدل $k - \omega SST$ به صورت زیر است:

$$\Gamma_k = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \quad (8)$$

$$\Gamma_\omega = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \quad (9)$$

که σ_k و σ_ω به ترتیب اعداد پراکتل برای k و ω هستند. لزجت آشفته μ_t نیز به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\omega} \frac{1}{\max \left[\frac{1}{\alpha^*}, \frac{SF_2}{a_1 \omega} \right]} \quad (10)$$

که S اندازه نرخ کرنش است و

$$\sigma_k = \frac{1}{F_1 / \sigma_{k,1} + (1 - F_1) / \sigma_{k,2}} \quad (11)$$

$$\sigma_\omega = \frac{1}{F_1 / \sigma_{\omega,1} + (1 - F_1) / \sigma_{\omega,2}} \quad (12)$$

ضریب α^* لزجت آشفتگی را میرا می‌کند که موجب اصلاح عدد رینولدز پایین می‌شود.

$$\alpha^* = \alpha_\infty^* \left(\frac{\alpha_\infty^* + Re_t / R_k}{1 + Re_t / R_k} \right) \quad (13)$$

$$W = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{Bmatrix}, \quad F = \begin{Bmatrix} \rho v \\ \rho v u + p \hat{i} \\ \rho v v + p \hat{j} \\ \rho v w + p \hat{k} \\ \rho v E + p v \end{Bmatrix}, \quad (2)$$

$$G = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{xi} \\ \tau_{yi} \\ \tau_{zi} \\ \tau_{ij} v_j + q \end{Bmatrix}$$

و بردار H شامل جملات چشمه از قبیل نیروهای حجمی و چشمه‌های انرژی است.

در اینجا ρ ، چگالی، v سرعت، E انرژی کل در واحد جرم و p فشار است. τ تانسور تنش لزج و q شار حرارتی است.

انرژی کل از طریق رابطه زیر با آنتالپی کل مرتبط است:

$$E = H - p / \rho \quad (3)$$

که

$$H = h + |v|^2 / 2 \quad (4)$$

معادله حالت گاز کامل نیز به صورت زیر است:

$$p = \rho RT \quad (5)$$

در اینجا از مدل آشفتگی $k - \omega SST$ استفاده شده است. مدل آشفتگی $k - \omega SST$ مشابه مدل آشفتگی $k - \omega$ استاندارد است که اصلاحاتی بر روی آن انجام شده است. مدل آشفتگی $k - \omega SST$ ترکیبی از مدل آشفتگی $k - \omega$ استاندارد در ناحیه نزدیک دیواره و مدل $k - \varepsilon$ استاندارد در ناحیه دور از دیواره می‌باشد. این مدل معمولاً تخمین خوبی برای لایه‌های اختلاط و جریان‌های جت فراهم می‌نماید، و معمولاً غیر حساس به مقادیر اولیه است، و همچنین حساسیت کمتری به مشخصات سطح آشفتگی جریان آزاد در مقایسه با مدل $k - \omega$ استاندارد دارد، و همچنین این مدل در مقایسه با سایر مدل‌ها از قبیل $k - \varepsilon$ و $k - \omega$ استاندارد نتایج بهتری را در حوزه‌های جریان با گرادیان فشار معکوس و جریان‌های جدا شده فراهم می‌نماید و در مقایسه با اکثر مدل‌های لزجت گردابه، حداقل برای مورد پاشش جت در جریان عرضی تراکم پذیر، مدل ویلکاکس توانایی‌های تخمین بهتری از حوزه حل را دارا می‌باشد [۳۴-۳۶].

۳- بررسی استقلال از شبکه و صحه‌گذاری

شبکه‌بندی مناسب در شبیه‌سازی عددی دارای اهمیت زیادی می‌باشد و تولید شبکه یکی از موضوعات مهم در حل مسائل دینامیک سیالات محاسباتی است. نوع شبکه ایجاد شده می‌تواند از نوع سازمان‌یافته، بی‌سازمان و یا ترکیبی از نوع سازمان‌یافته و بی‌سازمان باشد. استقلال از شبکه و نحوه شبکه‌بندی در نزدیک دیواره از موارد مهمی هستند که در حل‌های عددی باید مورد بررسی قرار گیرند. برای محاسبه فاصله اولین سلول از دیواره برای یک مقدار y^+ ، ابتدا عدد رینولدز محاسبه می‌شود. سپس از یک رابطه تجربی برای تخمین تابع ضریب اصطکاکی (C_f) استفاده می‌شود. در مراجع مختلف روابط تجربی زیادی برای تخمین تابع ضریب اصطکاکی پیشنهاد شده‌اند [۳۸، ۳۹]. سپس نرخ تنش برشی (τ_w) بر روی دیواره تخمین زده می‌شود و با داشتن نرخ تنش برشی، امکان محاسبه سرعت اصطکاکی (U_f) فراهم می‌شود. در نهایت اندازه فاصله اولین سلول نزدیک به دیواره توسط رابطه زیر تخمین زده می‌شود:

$$\Delta s = \frac{y^+ \mu}{U_f \rho} = \frac{y^+ \mu}{\rho U_\infty \sqrt{\frac{C_f}{2}}} \quad (22)$$

جهت صحه‌گذاری کار عددی حاضر از داده‌های تجربی ارائه شده در مرجع [۴۰] استفاده شده است. مدل مورد بررسی کانالی با سطح مقطع مستطیلی است که دو انژکتور با سطح مقطع دایروی بعد از یک پله بر روی دیواره قرار گرفته‌اند. در شکل ۴ نتایج فشار استاتیک در راستای عمودی بر روی مرکز انژکتور برای تعداد شبکه‌های مختلف با داده‌های تجربی ارائه شده در مرجع [۴۰] مقایسه شده است که نتایج شکل ۴ هم استقلال از شبکه را نشان می‌دهند و هم صحه‌گذاری حل عددی را و نشان می‌دهد. در شکل ۴ استقلال از شبکه برای فشار استاتیک بر روی مرکز انژکتور اول در راستای عمودی برای شبکه‌های مختلف درشت، متوسط و ریز بررسی شده است و مشاهده می‌شود که با ریز شدن شبکه و افزایش تعداد سلول‌ها، نتایج تقریباً تغییر چندانی نمی‌کنند. همچنین از مقایسه نتایج حل عددی با داده‌های تجربی، مشاهده می‌شود که حل عددی مطابقت خوبی با داده‌های آزمایشگاهی دارد.

توابع ترکیبی F_1 و F_2 به صورت زیر هستند:

$$F_1 = \tanh(\Phi_1^4) \quad (14)$$

$$\Phi_1 = \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{0.09\omega y}, \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega} \right), \frac{4\rho k}{\sigma_{\omega,2} D_{\omega,y}^+} \right] \quad (15)$$

$$D_{\omega}^+ = \max \left[2\rho \frac{1}{\sigma_{\omega,2}} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-10} \right] \quad (16)$$

$$F_2 = \tanh(\Phi_2^2) \quad (17)$$

$$\Phi_2 = \max \left[2 \frac{\sqrt{k}}{0.09\omega y}, \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega} \right] \quad (18)$$

معادله بقای گونه‌ها نیز به صورت زیر است:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho Y_i) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} Y_i) = -\nabla \cdot \vec{J}_i + R_i + S_i \quad (19)$$

که Y_i کسر جرمی محلی هر گونه‌ای است که از طریق حل معادله انتقال-پخش برای گونه‌های i ام تخمین زده می‌شود. R_i نرخ خالص تولید گونه‌های i ام و S_i نرخ تولید توسط چشمه‌های تعریف شده است. این معادله برای $N-1$ گونه حل می‌شود و N تعداد کل گونه‌های حاضر در سیستم است. از آنجایی که مجموع کسر جرمی تمام گونه‌ها برابر ۱ می‌باشد، بدین طریق کسر جرمی آخرین گونه نیز محاسبه می‌شود. بهتر است که N امین گونه، گونه‌ای با بیشترین کسر جرمی انتخاب شود تا خطای عددی کاهش یابد. \vec{J}_i نیز شار پخش گونه‌های i می‌باشد و برای شار پخشی در جریان آشفته معادله زیر برقرار است:

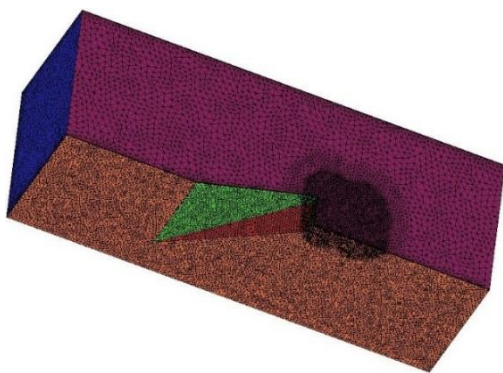
$$\vec{J}_i = - \left(\rho D_{i,m} + \frac{\mu_t}{S_{C_i}} \right) \nabla Y_i - D_{T,i} \frac{\nabla T}{T} \quad (20)$$

که $D_{i,m}$ ضریب پخش جرم برای گونه i ام در مخلوط است و $D_{T,i}$ ضریب پخش گرمایی است و S_{C_i} عدد اشمیت آشفته است که عدد اشمیت آشفته و به صورت پیش‌فرض برابر 0.7 می‌باشد:

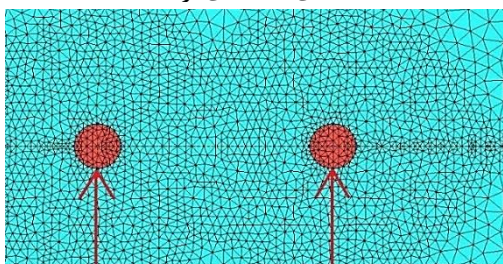
[۳۲].

$$S_{C_i} = \frac{\mu_t}{\rho D_i} \quad (21)$$

شایان توجه است که در معادله (۲۲)، لزجت آشفته‌گی و D_T پخش آشفته‌گی است.



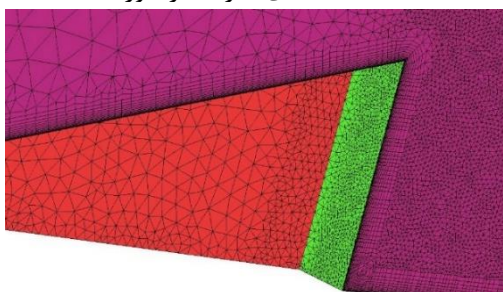
الف) نمای سه بعدی از شبکه



First Injector

Second Injector

ب) شبکه بندی اطراف انژکتورها

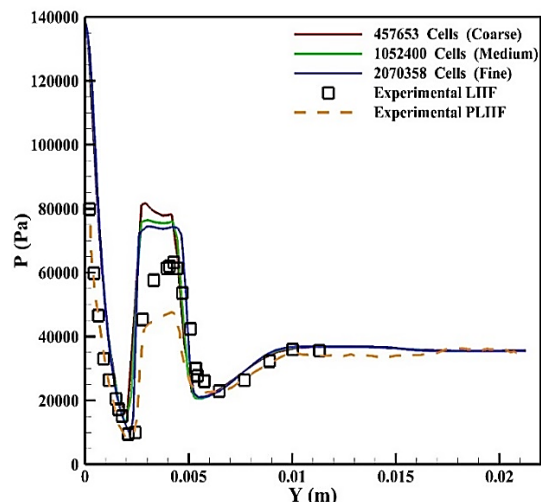


ج) شبکه بندی نزدیک به دیواره ها

شکل (۶): شماتیک شبکه محاسباتی

جدول (۱): جزئیات هندسی مدل مورد بررسی

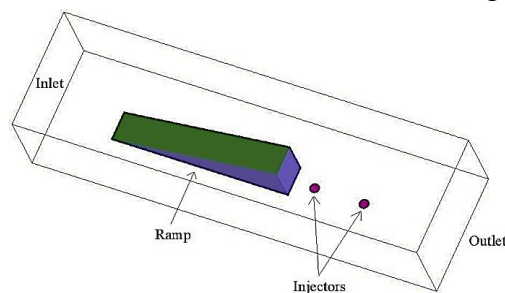
پارامترهای هندسی	مقادیر (میلی متر)
طول قسمت آزمایش (L)	۶۵/۰۸
ارتفاع قسمت آزمایش (H)	۲۱/۲۹
عرض قسمت آزمایش (W)	۴۲
ارتفاع رمپ (hr)	۰ تا ۶
عرض رمپ (wr)	۳
طول رمپ (Lr)	۱۸
موقعیت ابتدای رمپ (از ورودی)	۲۰
قطر انژکتور (D)	۱
موقعیت محوری انژکتور اول	۴۰
موقعیت محوری انژکتور دوم	۴۵



شکل (۴): بررسی استقلال از شبکه و صحت گذاری روش حل عددی

۴- مشخصات حوزه جریان پاشش و ساختارهای مورد بررسی

حوزه حل یک مکعب مستطیلی است که جریان هوای مافوق صوت از یک طرف وارد شده و با عبور از روی یک سطح شیب دار (رمپ) و برخورد با جت های اولیه و ثانویه از حوزه حل خارج می شود. دو جت هیدروژن گازی با سرعت صوتی از دو مجرای دایروی به صورت عمودی به درون حوزه جریان پاشیده می شوند و با هوای عبوری واکنش می دهند. شماتیک این مدل هندسی در شکل ۵ مشاهده می شود. شماتیک شبکه بدون سازمان ایجاد شده نیز در شکل ۶ مشاهده می شود. در این کار حوزه جریان برای ارتفاع های مختلف رمپ شبیه سازی شده و با یکدیگر مقایسه شده اند. جزئیات پارامترهای هندسی در جدول ۱ و مشخصات جریان هوای ورودی و جت هیدروژن پاشش شده در جدول ۲ نمایش داده شده اند.



شکل (۵): شماتیک مدل هندسی مورد بررسی

نسبت مساحت آمیختگی مؤثر (ϕ_{mix}) نیز به صورت زیر تعریف می‌شود [۴۲]:

$$\phi_{mix} = \frac{\int \gamma dy dz}{\int dy dz} \quad (25)$$

$$\gamma = \begin{cases} 1, & \text{if } 0.0071 < \alpha < 0.1135 \\ 0, & \text{else} \end{cases} \quad (26)$$

تلفات فشار سکون نیز به صورت زیر تعریف می‌شود که در اینجا، ΔP_t تلفات فشار سکون و $P_{t,ref}$ فشار سکون مرجع است که در اینجا فشار سکون در مقطع ورودی در نظر گرفته شده است.

$$\Delta P_t = \frac{P_{t,ref} - P_{t,x}}{P_{t,ref}} \quad (27)$$

افزایش آنتروپی نیز می‌تواند حاکی از افزایش اختلاط سوخت و هوا باشد. صرفاً به دلیل آمیختگی، آنتروپی افزایش می‌یابد و آنتروپی اختلاط همیشه مثبت است. آنتروپی یک ویژگی ترمودینامیکی است که توسط رابطه زیر تعریف می‌شود:

$$\Delta S = \int_{rev} \frac{\delta Q}{T} \quad (28)$$

$$\Delta S = C_p \ln\left(\frac{T}{T_{ref}}\right) - R \ln\left(\frac{P}{P_{ref}}\right) \quad (29)$$

که T_{ref} دمای مرجع بوده و برابر با $288/15$ کلوین، و P_{ref} فشار مرجع بوده و برابر با 101325 پاسکال است. اندازه بردار گردابه‌ای نیز نقش مهمی در اختلاط سوخت و هوا ایفا می‌نماید. حالت گردابه‌ای، اندازه‌ای از چرخش یک المان سیال با حرکت در حوزه جریان است و به صورت کرل بردار سرعت تعریف می‌شود:

$$\xi = \nabla \times \vec{V} = \begin{vmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ \frac{\partial}{\partial x} & \frac{\partial}{\partial y} & \frac{\partial}{\partial z} \\ u & v & w \end{vmatrix} \quad (30)$$

$$\left(\frac{\partial w}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial z}\right)\vec{i} + \left(\frac{\partial u}{\partial z} - \frac{\partial w}{\partial x}\right)\vec{j} + \left(\frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y}\right)\vec{k}$$

۶- نتایج شبیه‌سازی برای جریان غیرواکنشی

در این کار جریان هوای ورودی مافوق صوت با عدد ماخ ۲ به صورت ترکیبی از ۲۱ درصد اکسیژن و ۷۹ درصد نیتروژن در نظر گرفته شده است که گاز هیدروژن با عدد ماخ ۱ به

جدول (۲): پارامترهای جریان‌های ورودی برای محاسبه

پارامتر	جریان	پاشش
فشار سکون جریان، پاسکال (P_0)	۳۱۲۲۰۰	۷۵۷۵۰۰
فشار استاتیک جریان، پاسکال (P_α)	۴۰۰۰۰	۴۰۰۰۰
عدد ماخ (M)	۲	۱
دمای سکون جریان، کلوین (T_0)	۱۳۰۵	۳۰۰
دمای استاتیک جریان، کلوین (T_α)	۷۲۷	۲۵۰
سرعت جریان، متر بر ثانیه (u_α)	۱۰۸۴	۱۲۰۴
وزن مولکولی	۲۸/۸۶	۲
نسبت گرمای ویژه	۱/۴	۱/۴
کسر جرمی اکسیژن $Y(O_2)$	۰/۲۱	۰
کسر جرمی نیتروژن $Y(N_2)$	۰/۷۹	۰
کسر جرمی هیدروژن $Y(H_2)$	۰	۱

۵- پارامترهای عملکردی

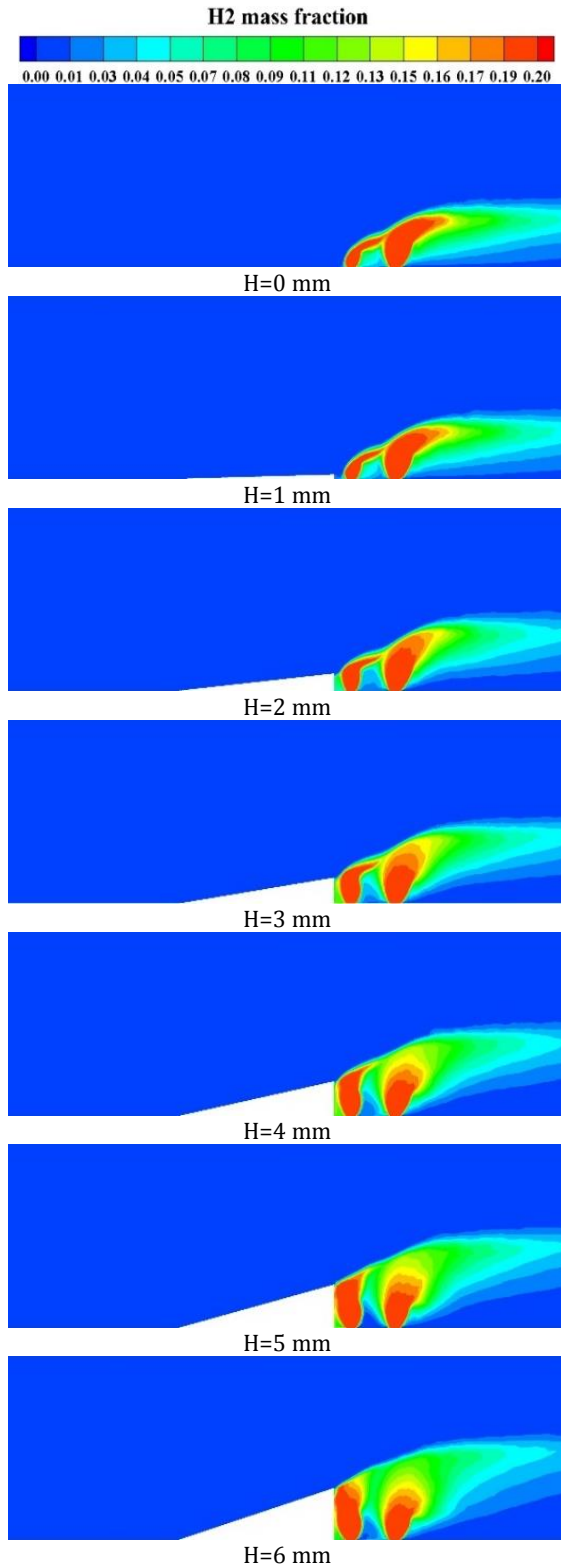
راندمان آمیختگی یکی از مهم‌ترین پارامترهای عملکردی جهت مطالعه نرخ آمیختگی سوخت در طول یک محفظه احتراق مافوق صوت است. راندمان آمیختگی به صورت نسبت مقدار سوخت هیدروژن در شرایط استوکیومتری به شار جرمی هیدروژن در دسترس تعریف می‌شود. پس راندمان آمیختگی [۴۱] در هر موقعیت محوری مشخص شده به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\eta_{mix}(x) = \frac{\int \alpha_R \rho u dx}{\dot{m}_{H_2(x)}} \quad (23)$$

که α_R کسر جرمی کمترین واکنش‌دهنده در دسترس است که اگر واکنش اتفاق بیافتد بدون آمیختگی بیشتر، باید واکنش دهد:

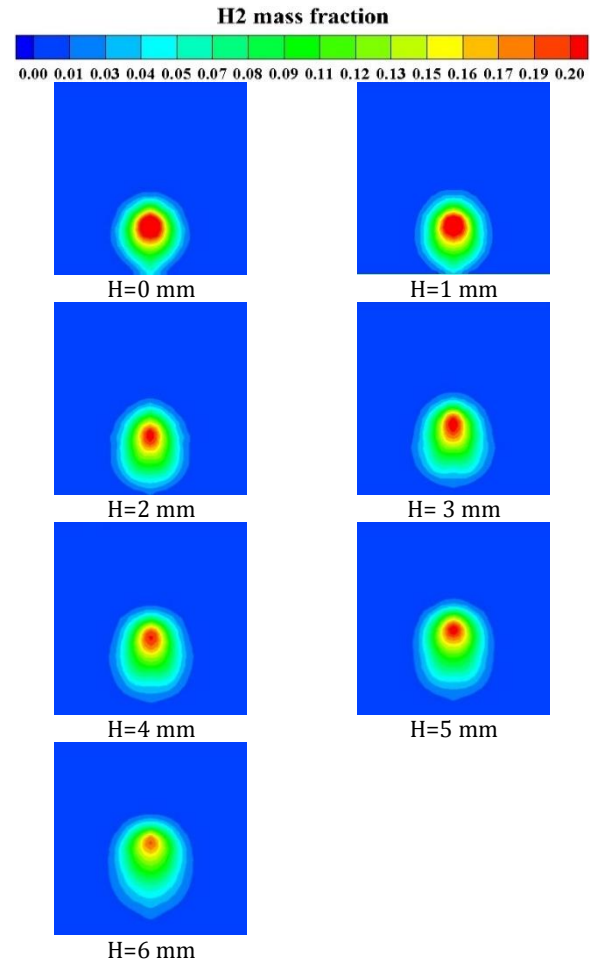
$$\alpha_R = \begin{cases} \alpha & \alpha \leq \alpha_s \\ \alpha_s \left(\frac{1-\alpha}{1-\alpha_s}\right) & \alpha > \alpha_s \end{cases} \quad (24)$$

که ρ چگالی، u سرعت و $\dot{m}_{H_2(x)}$ دبی جرمی هیدروژن در سطح مقطع داده شده است. A مساحت سطح مقطع موقعیت محوری است که آمیختگی در آنجا بررسی می‌شود. همچنین α و α_s به ترتیب کسر جرمی سوخت و کسر جرمی استوکیومتری سیال پاشش شونده (سوخت) می‌باشند.



شکل (۸): کانتور تغییرات کسر جرمی هیدروژن بر روی صفحه تقارن برای ارتفاع‌های مختلف رمپ.

درون آن پاشش شده است و فقط فرآیند آمیختگی صورت می‌پذیرد و شبیه‌سازی‌های عددی برای حوزه جریان با رمپ‌های با ارتفاع‌های مختلف صورت پذیرفته‌اند. عمق نفوذ سوخت، ماکزیمم کسر جرمی سوخت در هر مقطع، راندمان آمیختگی (η_{mix}) و نسبت مساحت آمیختگی مؤثر (ϕ_{mix})، آنتروپی، تلفات فشار سکون و اندازه بردار حالت گردابه‌ای از پارامترهای مهم در بررسی مشخصات آمیختگی هستند. در شکل ۷ کانتور تغییرات کسر جرمی هیدروژن در صفحه خروجی برای ارتفاع‌های مختلف رمپ نشان داده شده است و در شکل ۸ کانتور تغییرات کسر جرمی هیدروژن بر روی صفحه تقارن ($Z = 0$) نشان داده شده است و در شکل ۹ کانتور تغییرات عدد ماخ بر روی صفحه تقارن برای ارتفاع‌های مختلف رمپ مشاهده می‌شود.

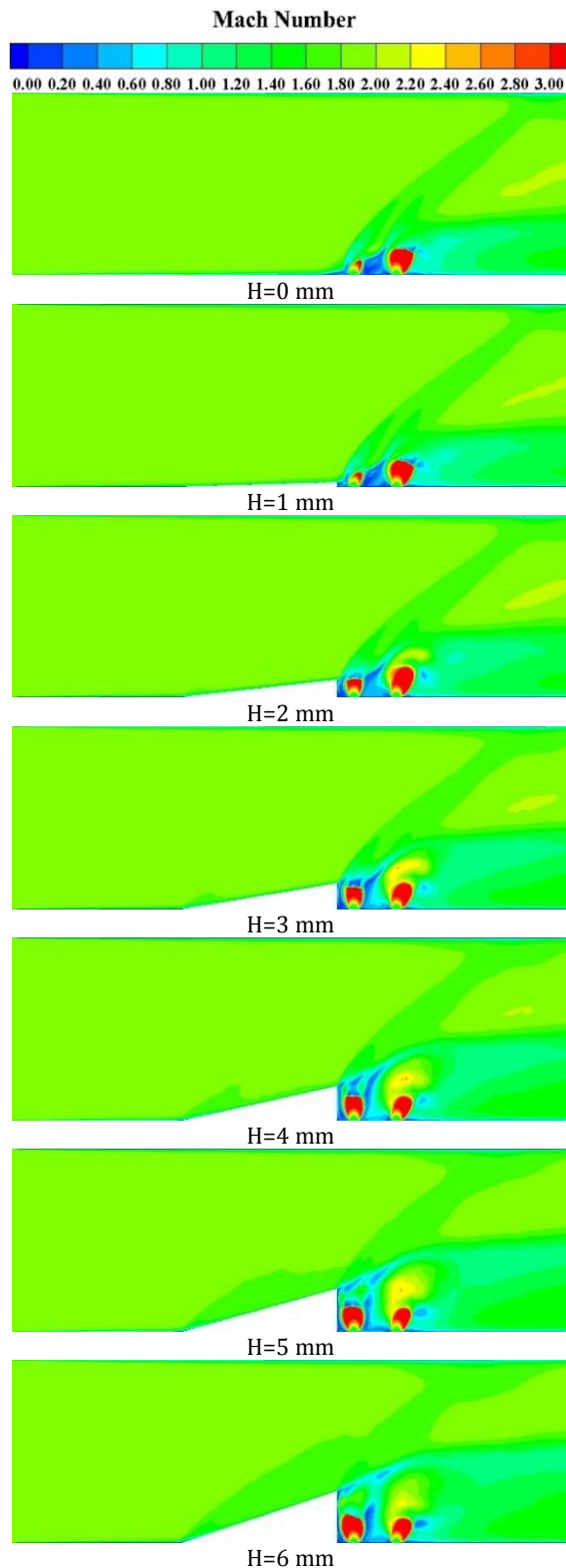


شکل (۷): کانتور تغییرات کسر جرمی هیدروژن بر روی صفحه خروجی برای ارتفاع‌های مختلف رمپ.

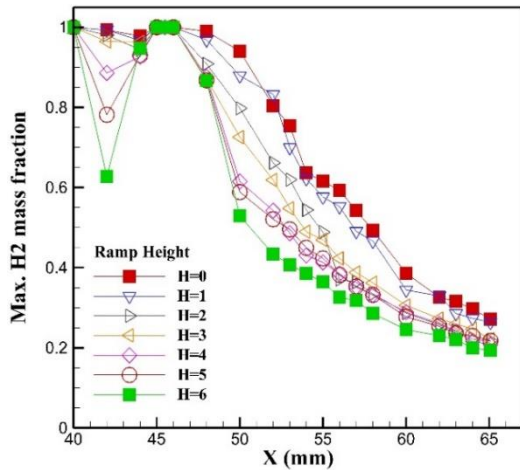
در شکل ۱۰ تغییرات راندمان آمیختگی در راستای محوری برای چند ساختار مختلف با ارتفاع‌های رمپ متفاوت مشاهده می‌شود. در شکل ۱۱ تغییرات نسبت مساحت آمیختگی مؤثر در راستای محوری برای چند ساختار مختلف با ارتفاع‌های رمپ متفاوت مشاهده می‌شود. در شکل ۱۲ نیز تغییرات ماکزیمم کسر جرمی هیدروژن در راستای محوری برای چند ساختار مختلف با ارتفاع‌های رمپ متفاوت مشاهده می‌شود. در شکل ۱۳ نیز تغییرات تلفات فشار سکون در راستای محوری برای چند ساختار مختلف با ارتفاع‌های رمپ متفاوت مشاهده می‌شود. فشار سکون برای تمام سلول‌ها در سطوح مختلف جریان متقاطع محاسبه می‌شود. سپس، فشار سکون میانگین-جرمی برای هر صفحه محاسبه شده و توسط فشار سکون میانگین جرمی-محاسبه شده، تلفات فشار سکون در آن صفحه محاسبه می‌شود.

صرفاً به دلیل آمیختگی، آنتروپی افزایش می‌یابد و آنتروپی اختلاط همیشه مثبت است. آمیختگی ایجاد شده باید بر اساس تلفات ایجاد شده توسط روش بهبود آمیختگی رفتار نماید. البته قابل ذکر است که افزایش آنتروپی می‌تواند هم ناشی از اختلاط سوخت و هوا باشد و هم ناشی از حضور انواع مختلف امواج ضربه‌ای (شوک‌های مختلف) درون سیستم باشد. تلفات مرتبط با فرآیند اختلاط در شکل ۱۴ با ارائه افزایش آنتروپی در امتداد جهت جریان نشان داده شده است. آنتروپی برای تمام سلول‌ها در سطوح مختلف جریان متقاطع محاسبه می‌شود. سپس، آنتروپی میانگین-جرمی برای هر صفحه محاسبه می‌شود. مشاهده می‌شود با افزایش ارتفاع رمپ، آنتروپی افزایش یافته است. در شکل ۱۵ نیز تغییرات پارامتر اندازه بردار حالت گردابه‌ای میانگین-جرمی نشان داده شده است که از شکل مشخص است که بیشترین مقدار اندازه بردار حالت گردابه‌ای در اطراف نقطه پاشش دوم می‌باشد.

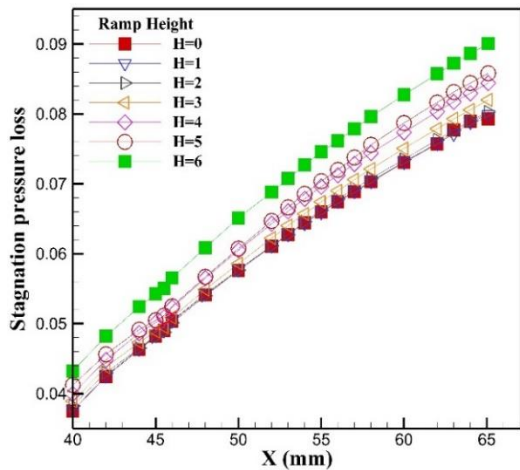
از شکل‌ها مشخص است که در نزدیک نقطه پاشش دوم، به دلیل ورود جریان جت سوخت دوم، راندمان آمیختگی در ابتدا مقداری کاهش می‌یابد و سپس دوباره روند افزایشی خود را ادامه می‌دهد و همچنین مشخص است که با افزایش ارتفاع رمپ، راندمان آمیختگی نیز افزایش یافته است. در



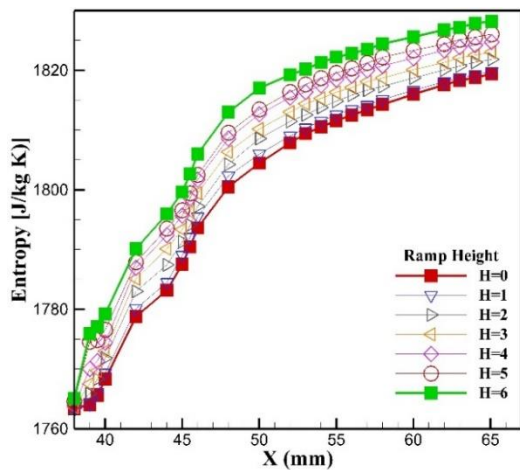
شکل (۹): کانتور تغییرات عدد ماخ بر روی صفحه تقارن برای ارتفاع‌های مختلف رمپ.



شکل (۱۲): تغییرات ماکزیمم کسر جرمی هیدروژن در جهت محوری.



شکل (۱۳): تغییرات تلفات فشار سکون میانگین-جرمی در جهت محوری.

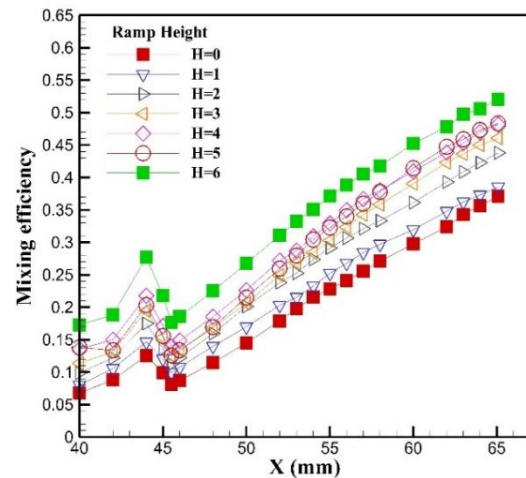


شکل (۱۴): مقایسه افزایش آنتروپی میانگین-جرمی در جهت محوری.

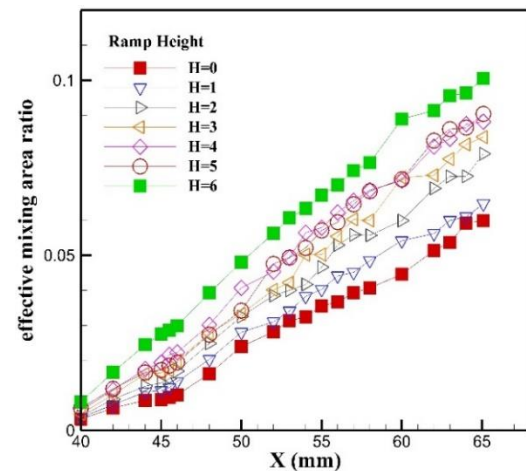
ناحیه نزدیک نقطه پاشش دوم، ماکزیمم کسر جرمی هیدروژن به دلیل ورود سوخت هیدروژن، افزایش می‌یابد که خود می‌تواند علتی بر کاهش راندمان آمیختگی در این نقطه باشد. نسبت مساحت آمیختگی مؤثر نیز در طول جهت محوری در حال افزایش است و با افزایش ارتفاع رمپ، مقدار آن افزایش یافته است.

۷- نتیجه‌گیری

در این کار حوزه جریان پاشش متقاطع دو جت هیدروژن بعد از رمپ در جریان هوای عبوری مافوق صوت به صورت عددی با حل معادلات سه‌بعدی ناویر-استوکس رینولدز-متوسط برای جریان غیر-واکنشی شبیه‌سازی شده است.



شکل (۱۰): تغییرات راندمان آمیختگی در جهت محوری.



شکل (۱۱): تغییرات نسبت مساحت آمیختگی مؤثر در جهت محوری.

crossflow. Aerospace Science and Technology. 2022;120:107226.

[3] Harsha P, Keel L, Castrogiovanni A, Sherrill R. X-43A vehicle design and manufacture. AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference 2005.

[4] Hank J, Murphy J, Mutzman R, editors. The X-51A scramjet engine flight demonstration program. 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference; 2008; Dayton, Ohio.

[5] https://en.wikipedia.org/wiki/3M22_Zircon.

[6] Karnozov V. Hypersonic Zircon Missile from Russia now deployed to the Pacific. Asia-Pacific Defence Reporter (2002). 2020;46(3).

[7] <https://www.globalsecurity.org/military/world/russia/zircon.htm>

[8] Curran ET. Scramjet Engines: The First Forty Years. Journal of Propulsion and Power. 2001;17(6):1138-48.

[9] Tian Y, Yang S, Le J. Study on flame stabilization of a hydrogen and kerosene fueled combustor. Aerospace Science and Technology. 2016;59:183-8.

[10] Santana ER, Weigand B. Effect of the reaction mechanism on the numerical prediction of the performance of a scramjet combustor at cruise flight 8 Mach number. Aerospace Science and Technology. 2021;112:106595.

[11] Doncel M, Kramarz S, Recasens D, Nambisan J, editors. Hypersonic Flight. TMAL02 Expert Conference; 2017;24(2):33-36.

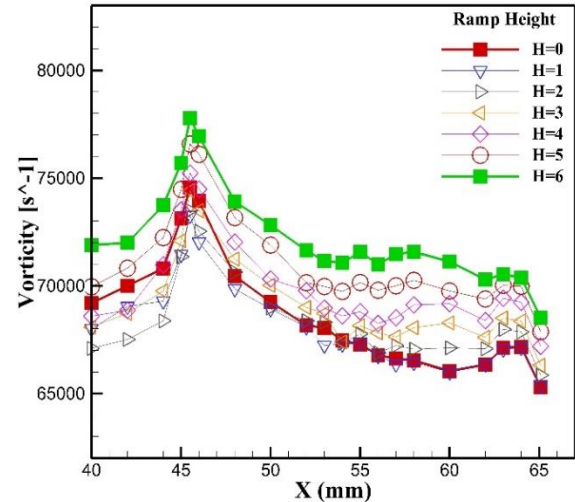
[12] Aguilera C, Yu KH. Supersonic Mixing Enhancement Using Fin-Guided Fuel Injection. Journal of Propulsion and Power. 2015;31(6):1532-43.

[13] Kummitha OR, Pandey K. Hydrogen fueled scramjet combustor with a wavy-wall double strut fuel injector. Fuel. 2021;304:121425.

[14] Wu K, Zhang P, Yao W, Fan X, editors. LES study of flame stabilization in DLR hydrogen supersonic combustor with strut injection. 21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference; 2017.

[15] Zhang J, Wang Z, Sun M, Wang H, Liu C, Yu J. Effect of the Backward Facing Step on a Transverse Jet in Supersonic Crossflow. Energies. 2020;13(16):4170.

[16] Zahedzadeh M, Ommi F. Numerical study of step geometry effects on Gaseous sonic transverse



شکل (۱۵): مقایسه حالت گردابه‌ای میانگین-جرمی.

در ابتدا صحنه‌گذاری حل عددی با داده‌های تجربی صورت پذیرفته است که مقایسه نتایج نشان‌دهنده تطابق خوب و قابل قبول حل عددی با داده‌های تجربی می‌باشد. سپس شبیه‌سازی‌های عددی برای ارتفاع‌های مختلف رمپ از ۰ تا ۶ میلی‌متر انجام شده است. از نتایج به دست آمده مشخص است که با افزایش ارتفاع رمپ، راندمان آمیختگی، نسبت مساحت آمیختگی مؤثر و آنتروپی افزایش یافته است که البته مشاهده می‌شود که تلفات فشار سکون نیز با افزایش ارتفاع رمپ افزایش می‌یابد. همچنین ماکزیمم کسر جرمی هیدروژن نیز با افزایش ارتفاع رمپ کاهش یافته است که خود می‌تواند نشان‌دهنده بهبود آمیختگی سوخت و هوا با افزایش ارتفاع رمپ باشد. همچنین مشاهده می‌شود که در نزدیک نقطه پاشش دوم، به دلیل اینکه سوخت تازه به درون حوزه حل پاشش شده است، ماکزیمم کسر جرمی هیدروژن در این نقطه افزایش یافته و راندمان آمیختگی با کاهش مواجه شده است. همچنین مشاهده شد که بیشترین اندازه بردار حالت گردابه‌ای در اطراف نقطه پاشش دوم می‌باشد.

۸- مراجع

[1] Grybko M. Inviscid Shock Propagation within a Variable-Geometry Scramjet Inlet [Master of Science in Mechanical and Aerospace Engineering]: Illinois Institute of Technology, Chicago; 2021.

[2] Zhao G, Du J, Yang H, Tang T, Sun M. Effects of injection on flame flashback in supersonic

- hydrogen jets on fuel mixing at supersonic crossflow. *International Journal of Hydrogen Energy*. 2021;46(29):16048-62.
- [28] Pish F, Manh TD, Gerdroodbary MB, Nam ND, Moradi R, Babazadeh H. Computational study of the cavity flow over sharp nose cone in supersonic flow. *International Journal of Modern Physics C*. 2020;31(06):2050079.
- [29] Li Y, Gerdroodbary MB, Moradi R, Babazadeh H. The influence of the sinusoidal shock generator on the mixing rate of multi hydrogen jets at supersonic flow. *Aerospace Science and Technology*. 2020;96:105579.
- [30] Li L-q, Huang W, Yan L, Du Z-b, Fang M. Numerical investigation and optimization on the micro-ramp vortex generator within scramjet combustors with the transverse hydrogen jet. *Aerospace Science and Technology*. 2019;84:570-84.
- [31] Northam GB, Greenberg I, Byington CS, Capriotti DP. Evaluation of parallel injector configurations for Mach 2 combustion. *Journal of Propulsion and Power*. 1992;8(2):491-9.
- [32] Fluent, USA. *Ansys fluent theory guide*. 2011;
- [33] Zareyan B, Mirzaei M. Numerical Analysis of Supersonic Flows in Unified Coordinate System, Using Iterative Riemann Problem and Godunov Scheme. *AEROSPACE MECHANICS JOURNAL*. 2011;7(3):17-28.
- [34] Huang W, Tan J-g, Liu J, Yan L. Mixing augmentation induced by the interaction between the oblique shock wave and a sonic hydrogen jet in supersonic flows. *Acta Astronautica*. 2015;117:142-52.
- [35] Mousavi-Naeynian SM, Mafi M, Alavi-Tabrizi SP. Numerical Study of the Flowfield Generated by Twin Impinging Turbulent Jets on a Flat Plate with Fountain Formation. *AEROSPACE MECHANICS JOURNAL*. 2007;3(1):45-57.
- [36] Ghodsi S, Taeibi RM, Ramezani ZM, Jarrah BD. Simulation Of 3-D turbulent jet-into-cross flow, using hybrid les/urans approach. *Journal of Aerospace Mechanics*. 2011;7(3):39-52.
- [37] Wilcox DC. *Solutions Manual: Turbulence Modeling for CFD*: DCW Industries, Incorporated; 2006.
- [38] Schlichting H, Gersten K. *Boundary-Layer Theory*: Springer Berlin Heidelberg; 2016.
- [39] White FM. *Text book on Fluid Mechanics*. McGraw-Hill Book Company; 2011.
- injection in supersonic crossflow *Modares Mechanical Engineering Journal*. 2019;19(4):1075-84.
- [17] Manh TD, Nam ND, Gerdroodbary MB, Babazadeh H, Moradi R. Numerical simulation of mixing of hydrogen jet at supersonic cross flow in presence of upstream wavy wall. *International Journal of Hydrogen Energy*. 2020;45(1):1096-106.
- [18] Li Z, Manh TD, Gerdroodbary MB, Nam ND, Moradi R, Babazadeh H. The effect of sinusoidal wall on hydrogen jet mixing rate considering supersonic flow. *Energy*. 2020;193:116801.
- [19] Zhao M, Li Q, Ye T. Investigation of an optimal pulsed jet mixing and combustion in supersonic crossflow. *Combustion and Flame*. 2021;227:186-201.
- [20] Chen S, Zhao D. RANS investigation of the effect of pulsed fuel injection on Scramjet HyShot II engine. *Aerospace Science and Technology*. 2019;84:182-92.
- [21] Fallah K, Gerdroodbary MB, Ghaderi A, Alinejad J. The influence of micro air jets on mixing augmentation of fuel in cavity flameholder at supersonic flow. *Aerospace Science and Technology*. 2018;76:187-93.
- [22] Moradi R, Mahyari A, Barzegar Gerdroodbary M, Abdollahi A, Amini Y. Shape effect of cavity flameholder on mixing zone of hydrogen jet at supersonic flow. *International Journal of Hydrogen Energy*. 2018;43(33):16364-72.
- [23] Li X, Lei Q, Zhao X, Fan W, Chen S, Chen L, et al. Combustion Characteristics of a Supersonic Combustor with a Large Cavity Length-to-Depth Ratio. *Aerospace*. 2022;9(4):214.
- [24] Zhao Y-h, Liang J-h, Zhang S-p, Ren H-y, Zhao Y-x, Yang S-h. Experimental investigation on flow characteristics of a transverse jet with an upstream vortex generator. *Journal of Zhejiang University-SCIENCE A*. 2020;21(8):636-51.
- [25] Du Z-b, Shen C-b, Huang W, Wu H, Tang H-r, Yang J-n. Hydrogen mixing augmentation mechanism induced by the vortex generator and oblique shock wave in a scramjet engine. *International Journal of Hydrogen Energy*. 2022.
- [26] Fan G, Almarashi A, Guo P, Abu-Hamdeh NH, Abusorrah AM, Moradi R. Comparison of convergent/divergent ramp on fuel mixing of single jet at supersonic crossflow. *Aerospace Science and Technology*. 2022;120:107236.
- [27] Zhang Y, Gerdroodbary MB, Hosseini S, Abazari A, Li Z. Effect of hybrid coaxial air and

[40] McDaniel J, Fletcher D, Hartfield Jr R, Hollo S. Staged Transverse Injection Into Mach-2 Flow Behind a Rearward-Facing step: a 3-D Compressible Test Case for Hypersonic Combustor Code Validation. J AIAA paper. 1991;5071:1991.

[41] Lang-quan L, Wei H, Li Y. Mixing augmentation induced by a vortex generator located upstream of the transverse gaseous jet in supersonic flows. Aerospace Science and Technology. 2017;68:77.

[42] Zhao M, Bian Y, Li Q, Ye T. Large eddy simulation of transverse single/double jet in supersonic crossflow. Journal of Aerospace Science Technology. 2019;89:31-45.



Effect of Ramp Height on Fuel-Air Mixing Characteristics for Dual Transverse Injection behind the Ramp in Supersonic Air Crossflow

Mostafa Zahedzadeh¹, Fathollah Ommi^{2*}

¹ Ph.D. Student, Faculty of Mechanical Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran

² Professor, Faculty of Mechanical Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran

HIGHLIGHTS

- The effect of ramp height on parameters such as mixing efficiency, effective mixing area ratio and stagnation pressure loss has been investigated.
- As the height of the ramp increases, the mixing efficiency increases.
- The maximum mass fraction of hydrogen decreases with the increase of the ramp height.

ARTICLE INFO

Article history:

Article Type: Research paper

Received: 30 May 2022

Received in revised form: 27 June 2022

Accepted: 12 July 2022

Available online: 15 August 2022

*Correspondence:

Fommi@modares.ac.ir

How to cite this article:

M. Zahedzadeh, F. Ommi. Effect of ramp height on fuel-air mixing characteristics for dual transverse injection behind the ramp in supersonic air crossflow. Journal of Aerospace Mechanics. 2022; 18(3):27-40.

Keywords:

Scramjet

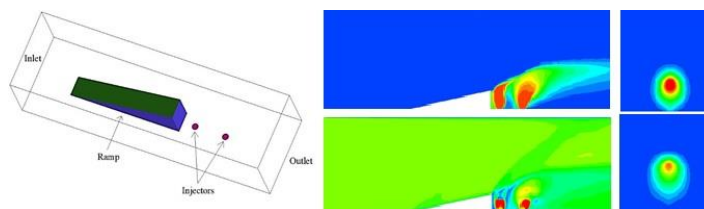
Supersonic flow

Transverse injection

Mixing efficiency

Stagnation pressure loss

GRAPHICAL ABSTRACT



ABSTRACT

Due to the high speed of the air inside the combustion chamber of Scramjet engines, the proper mixing of fuel and air in the combustion chamber is one of the challenges and key issues in the design and analysis of such engines. To improve the mixing, various methods are used, including the implementation of a ramp ahead of the injection port. In the present work, the effect of ramp height on the area of double hydrogen jet cross-jet flow in supersonic airflow has been investigated numerically and the effect of ramp height on parameters such as mixing efficiency, effective mixing area ratio and stagnation pressure losses has been investigated. Numerical simulations have been performed using the solution of the three-dimensional Reynolds-Averaged Navier-Stokes equations with the two-equation turbulence model $k-\omega$ sst. Initially, the results of numerical solution were validated with the experimental data, which comparison of numerical solution results with experimental data shows their good agreement with each other. Then, the effect of the presence of a ramp upstream of the injection port is numerically investigated for several ramps with different heights.

