

شبیه‌سازی و تحلیل عددی یک موتور اسکرم‌جت نمونه (DLR) در شرایط احتراقی و غیراحتراقی

جاماسب پیرکندی^{۱*} و مصطفی محمودی^۲

۱- دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، jpirkandi@mut.ac.ir

۲- دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، mostafamahmoodi@mut.ac.ir

* نویسنده مخاطب

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۹/۰۲/۰۱، دریافت آخرین اصلاحات: ۱۳۹۹/۰۳/۰۷، پذیرش: ۱۳۹۹/۰۴/۰۱)

چکیده: در این مقاله، فرایند احتراق در یک موتور اسکرم‌جت نمونه (DLR) از دیدگاه عددی شبیه‌سازی و تحلیل شده است. برای انجام این مدل‌سازی ابتدا این موتور برای حالت غیراحتراقی شبیه‌سازی و اعتبارسنجی شده است. نتایج این بخش نشان می‌دهد که روش استفاده‌شده توانایی پیش‌بینی میدان‌های سرعت و فشار را با دقت مناسبی دارد. در ادامه مسئله با در نظر گرفتن فرایند احتراق و با در نظر گرفتن یک واکنش شیمیایی شبیه‌سازی شده است. نتایج حاصل از دو تحلیل انجام‌شده نشان می‌دهد که در حالت احتراقی ناحیه فروصوت تا فاصله ۱۴۱ میلی‌متری از پشت مانع ادامه دارد، این در حالی است که برای حالت غیراحتراقی این فاصله تنها ۲۲ میلی‌متر است. در حالت غیراحتراقی موج‌ها پس از برخورد با جت با اندکی انحراف از آن عبور می‌کنند، در حالی که در حالت احتراقی موج‌ها بعد از برخورد با جت بازتاب داده می‌شوند.

کلیدواژگان: احتراق مافوق صوت، اسکرم‌جت، شبیه‌سازی عددی، جریان آشفته

مقدمه

سیر تکامل موتورهای پیش‌رانشی از موتورهای پروانه‌ای شروع و به موتورهای توربوجت، توربوفن، رم‌جت^۱ و در نهایت اسکرم‌جت^۲ رسید. جریان ورودی هوا در موتورهایی که قطعات دوار دارند (توربوماشین‌ها) باید فروصوت باشد، چراکه ورود جریان‌های مافوق صوت به این موتورها باعث ایجاد شوک شده و این مسئله به پره‌های کمپرسور و توربین صدمه وارد می‌کند. به همین خاطر در این موتورها سرعت ورودی هوا باید به حد فروصوت کاهش پیدا کند. کاهش سرعت، باعث افزایش دما و فشار می‌شود. اگر کاهش سرعت بیش از حد معینی باشد، باعث افزایش دما تا بیش از آستانه تحمل فلزهای صنعتی استفاده‌شده در ساختار موتور می‌شود. به همین دلیل زمانی که سرعت به ۳ تا ۴ ماخ می‌رسد امکان استفاده از توربوماشین‌ها دیگر وجود ندارد. موتورهای رم‌جت، به دلیل عدم وجود قطعات دوار، توانایی کاهش سرعت از محدوده فراصوت (۱/۳ تا ۵ ماخ) به فروصوت را دارند. مشکل افزایش شدید دما، که در توربوماشین‌ها مشاهده شد، در سرعت‌های ابرصوت^۳ (۵ تا ۱۰ ماخ) در موتورهای رم‌جت نیز نمود پیدا می‌کند. در این شرایط اگر سرعت جریان آزاد تا ناحیه فروصوت کاهش پیدا کند، دما بیشتر از آستانه تحمل فلزهای صنعتی می‌شود. همین موضوع منجر به پیدایش نسل جدیدی از موتورهای پیش‌رانشی، یعنی اسکرم‌جت‌ها شد. در اسکرم‌جت‌ها احتراق در ناحیه مافوق صوت رخ می‌دهد. از مزایای اسکرم‌جت‌ها می‌توان به عدم نیاز به حمل محفظه اکسیژن

1. Ramjet
2. Scramjet
3. Hypersonic

(استفاده از هوای اتمسفر) و کاهش وزن موتور، عدم وجود قطعات دوار و ساخت ساده‌تر، آلودگی کمتر به دلیل استفاده از هیدروژن به عنوان سوخت و تکانه ویژه^۱ بالا (بین ۱۰۰۰ تا ۴۰۰۰ ثانیه) در مقایسه با راکت‌ها (۴۵۰ ثانیه یا کمتر) اشاره کرد[۱]. در اعداد ماخ بالا، هوا طول موتور را در مدت زمان کمی و در طی چند میلی ثانیه طی می‌کند. در چنین سرعت‌های بالایی امکان انجام فرایند احتراق و اختلاط در طول محفظه احتراق به خوبی وجود ندارد، چراکه زمان استقرار واکنش‌دهنده‌ها برای اختلاط و سوختن در سرعت‌های مافوق صوت تا کسری از یک میلی ثانیه است[۲]. برای اینکه واکنش‌های شیمیایی مربوط به احتراق شروع شود، سوخت تزریق شده در محفظه احتراق باید در مقیاس مولکولی با هوا ترکیب شود. به همین دلیل زمان استقرار کافی برای رشد ساختارهای آشفته با ابعاد بزرگ در لایه برشی و تبدیل آن‌ها به گردابه‌های کوچک‌تر باید فراهم شود[۲]. در چنین شرایطی امکان اختلاط سوخت و هوا در مقیاس مولکولی فراهم می‌شود.

برای شروع احتراق به دمایی در حدود ۱۰۰۰ تا ۱۴۰۰ کلوین نیاز است[۲]. دمای مورد نیاز برای احتراق با کاهش سرعت هوای ورودی به دست می‌آید. مدت زمان لازم برای احتراق خودبخودی در چنین شرایطی بین ۱۰ تا ۱۰۰ میکروثانیه است[۲-۴]. در چنین شرایطی بخش قابل توجهی از سوخت در فرایند احتراق شرکت نمی‌کند مگر اینکه شرایطی ایجاد شود که زمان استقرار هوا را بیشتر کند[۵-۸]. به بیانی ساده‌تر، مشکل احتراق در جریان‌های فراصوت مثل روشن کردن یک کبریت در یک تندباد است. به این ترتیب علی‌رغم تمام مزیت‌هایی که اسکرم‌جت‌ها دارند و به آن اشاره شد، ارائه راهکاری برای تشکیل شعله پایدار و احتراق مؤثر سوخت و هوا ضروری به نظر می‌رسد. برای طراحی یک اسکرم‌جت بهینه نمونه‌های آزمایشگاهی مختلفی ساخته شده است[۸-۱۱]. یکی از راه‌های متداول برای ایجاد شرایط مناسب برای احتراق استفاده از مانع^۲ است. مانع بر روی محور یا صفحه تقارن محفظه احتراق قرار می‌گیرد، جریان گاز را جدا می‌کند و شرایط مناسبی برای اختلاط بین سوخت و هوا در ناحیه گردابه‌ای^۳ ایجاد می‌کند. موتور اسکرم‌جت «DLR»^۴ از همین روش برای ایجاد احتراق پایدار استفاده می‌کند. آزمایش‌های مربوط به این موتور نخستین بار به وسیله وایدمن و همکاران[۱۲] در مرکز هوافضای آلمان انجام شد. در ادامه افراد مختلفی بر روی شبیه‌سازی عددی این موتور [۱۳-۱۶] و بهبود احتراق [۱۷-۲۰] آن مطالعه کردند.

مطالعات عددی کمی در ایران به بررسی عددی فرایند احتراق در اسکرم‌جت‌ها پرداخته‌اند. زاهدزاده و امی[۲۱] به بررسی عددی جریان مافوق صوت در نازل خروجی یک اسکرم‌جت به کمک کد فورترن^۵ پرداختند. جریان به صورت تراکم‌پذیر و لزج شبیه‌سازی شد. گازها کامل در نظر گرفته شدند. مسئله تا رسیدن به حالت پایا حل شد. نتایج حاصل از شبیه‌سازی تطابق مناسبی با داده‌های آزمایشگاهی داشتند. زاهدزاده و امی[۲۲] در مطالعه‌ای دیگر به بررسی عددی و دوبعدی تزریق متقاطع در محفظ احتراق موتور اسکرم‌جت با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت پرداختند. برای شبیه‌سازی آشفته‌گی از مدل $k\omega - SST$ استفاده کردند. در نهایت نتایج حاصل از حل عددی با داده‌های آزمایشگاهی مقایسه شدند. موسوی و تابع جماعت[۲۳] به بررسی تحلیلی و عددی محفظه احتراق موتور اسکرم‌جت در فشار ثابت و سطح متغیر به صورت عددی و تحلیلی پرداختند. اسکرم‌جت با سطح مقطع‌های مختلف و نرخ جرمی تزریق سوخت متفاوت بررسی شد و نتایج با داده‌های آزمایشگاهی اعتبارسنجی شد. با توجه به مطالب گفته شده مشخص می‌شود که تاکنون اثر مانع بر روی فرایند احتراق در اسکرم‌جت‌ها بررسی نشده است. با توجه به این موضوع، در این مقاله، موتور اسکرم‌جت DLR، که از مانع برای پایداری احتراق استفاده می‌کند، در حالت با احتراق و بدون احتراق به کمک نرم‌افزار فلوئنت^۶ شبیه‌سازی شده است. نتایج عددی با داده‌های آزمایشگاهی اعتبارسنجی شده و تفاوت‌های میدان جریان در حالت احتراقی و غیراحتراقی بررسی شده است.

1. Specific Impulse

2. Strut

3. Wake

4. Deutsches zentrum fur Luft und Raumfahrt

5. Fortran

6. Fluent

معادلات حاکم

برای حل چنین مسئله‌ای لازم است که معادلات پیوستگی، اندازه حرکت، انرژی و انتقال جرم حل شوند. با توجه به اینکه جریان در موتور اسکرم‌جت در تمامی مراحل (شامل ورود هوا، اختلاط هوا با سوخت، احتراق و خروج جریان از محفظه) به صورت مافوق صوت و تراکم‌پذیر است، برای حل مسئله بهتر است از حلگرهای چگالی محور^۱ استفاده شود [۲۴]. در این حلگرها معادلات اندازه حرکت، پیوستگی، انرژی و انتقال جرم به صورت هم‌زمان حل می‌شوند. در ادامه معادلات پیوستگی، اندازه حرکت، انرژی و انتقال جرم به ترتیب در روابط (۱) تا (۴) آورده شده‌اند (در همه این روابط کمیت‌ها به صورت متوسط‌اند):

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(2\mu_{eff} \left[S_{ij} - \frac{1}{3} \delta_{ij} S_{kk} \right] \right) \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho Y_k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j Y_k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu_{eff} \frac{\partial Y_k}{\partial x_j} \right) + \dot{\omega}_k \quad k = 1, 2, \dots, N. \quad (3)$$

$$\frac{\partial \rho h}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i h) = \frac{Dp}{Dt} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\rho \alpha_{eff} \frac{\partial h}{\partial x_i} \right) + \dot{\omega}_T \quad (4)$$

در معادلات بالا، ρ چگالی، u_i مؤلفه سرعت در راستای i ، p فشار، μ_{eff} لزجت مؤثر، S_{ij} تانسور نرخ کرنش، δ_{ij} دلتای کرنر، Y_k کسر جرمی گونه k ام، N تعداد کل گونه‌ها، $\dot{\omega}_k$ نرخ جرمی تولید گونه k ام، h آنتالپی محسوس، α_{eff} ضریب نفوذ حرارتی مؤثر و $\dot{\omega}_T$ نرخ متوسط گرمای حاصل از احتراق است. لزجت مؤثر (μ_{eff}) به صورت رابطه (۵) تعریف می‌شود:

$$\mu_{eff} = \mu + \frac{\mu_t}{Sc_t} \quad (5)$$

در این رابطه، μ لزجت دینامیکی، μ_t لزجت اغتشاشی و Sc_t عدد اشمیت اغتشاشی است. عدد اشمیت اغتشاشی مهم‌ترین ضریب برای در نظر گرفتن اثر آشفته‌گی روی میدان‌های سرعت و کسر جرمی گونه‌هاست. این ضریب مشخص‌کننده نسبت بین انتقال اندازه حرکت ناشی از آشفته‌گی به انتقال جرم ناشی از آشفته‌گی است. برای شبیه‌سازی اسکرم‌جت‌ها توصیه می‌شود که این ضریب برابر با ۰/۷ قرار داده شود [۲۶، ۲۵].

ضریب نفوذ حرارتی مؤثر α_{eff} به صورت رابطه (۷) تعریف می‌شود:

$$\alpha_{eff} = \frac{\mu}{Pr} + \frac{\mu_t}{Pr_t} \quad (6)$$

در این رابطه، Pr عدد پرانتل مولکولی و Pr_t عدد پرانتل اغتشاشی است. عدد پرانتل اغتشاشی مهم‌ترین ضریب برای در نظر گرفتن اثر آشفته‌گی در به دست آوردن میدان دماست. این ضریب مشخص‌کننده نسبت بین انتقال تکانه ناشی از آشفته‌گی به انتقال حرارت ناشی از آشفته‌گی است. برای شبیه‌سازی اسکرم‌جت‌ها این ضریب معمولاً برابر ۰/۸۵ در نظر گرفته می‌شود [۲۷-۳۰].

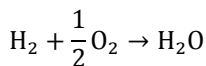
برای مدل کردن μ_t باید از یک مدل آشفته‌گی مناسب استفاده کرد. با توجه به عملکرد مناسب مدل $k\omega - SST$ در شبیه‌سازی‌های دیگر [۳۱-۳۴] در این مقاله نیز از مدل مشابهی استفاده شده است. این مدل در مقایسه با سایر مدل‌های آشفته‌گی توانایی بیشتری در پیش‌بینی میدان فشار و اختلاط سوخت و هوا در جریان‌های مافوق صوت دارد [۳۶، ۳۵، ۳۲]. این مدل از روش $k - \omega$ برای شبیه‌سازی جریان در نواحی کنار دیواره‌ها و از روش $k - \varepsilon$ برای شبیه‌سازی جریان در سایر نواحی استفاده می‌کند. براساس مطالعه هوانگ و همکاران [۳۷] این روش ترکیبی بهترین راهکار برای شبیه‌سازی جریان در اسکرم‌جت‌هاست. در این مقاله، جریان اسکرم‌جت به صورت پایا حل شده است [۳۱-۳۴]. در حلگرهای چگالی محور، منظور از حل پایا این نیست که مشتقات زمانی در معادلات (۱) تا (۴) صفر در نظر گرفته می‌شوند، بلکه به این معناست که حل تا زمانی

1. Density based

ادامه پیدا می‌کند که شرط همگرایی ارضا شود. به همین خاطر هم، با وجود پایابودن حل، مقدار عدد کورانت بیشینه باید تعریف شود. با توجه به سایر مطالعات [۳۸-۴۱] عدد کورانت بیشینه برابر با ۰/۵ در نظر گرفته شده است. به منظور بررسی همگرایی از مفهومی به نام باقی‌مانده استفاده می‌شود. باقی‌مانده کمیت عددی W با رابطه (۷) محاسبه می‌شود:

$$R(W) = \sqrt{\sum_{i=1}^{N_{\text{cell}}} \left(\frac{W_i^n - W_i^{n-1}}{\Delta t} \right)^2} \quad (7)$$

n مشخص‌کننده زمان حاضر بوده و $n-1$ به گام زمانی قبلی اشاره دارد. Δt گام زمانی طی‌شده برای رسیدن از زمان $n-1$ به n است. i اشاره به شماره یک سلول دلخواه دارد. N_{cell} بیانگر تعداد سلول‌های کل هندسه است. مسئله زمانی همگرا می‌شود که باقی‌مانده کمیت‌های مختلف از یک مقدار مشخصی کمتر شوند. حد همگرایی در این مقاله ۰/۰۰۱ تعیین شده است. در جریان‌های تراکم‌پذیر فشار تابعی از دما و چگالی است. برای در نظر گرفتن این فیزیک، فشار باید از معادله حالت مشخص‌شده به دست بیاید. برای این منظور، تمامی گازها ایدئال فرض شده‌اند [۳۸-۴۱]. برای جداسازی مولفه‌های جابه‌جایی و نفوذ در معادلات (۱) تا (۴) از تقریب‌های مرتبه ۲ استفاده شده است [۳۸، ۳۷، ۳۱، ۳۰]. برای شبیه‌سازی شیمی حاکم بر مسئله از مدل یک واکنشی استفاده شده است [۴۱، ۲۰، ۱۸، ۱۶].



برای شبیه‌سازی اثر آشفستگی بر احتراق از مدل میرایی گردابه‌های نرخ محدود^۱ استفاده شده است [۳۸-۴۱]. این مدل برای شبیه‌سازی واکنش‌های تک‌مرحله‌ای در جریان آشفته بهترین مدل انتخابی است. در این مدل، نرخ تولید گونه‌های شیمیایی در شرایطی که مقیاس زمانی آشفستگی بیشتر از مقیاس زمانی واکنش‌های شیمیایی است (مدت زمان لازم برای واکنش به مراتب کمتر از مدت زمان لازم برای اختلاط و انتقال گونه‌هاست) از طریق مدل میرایی گردابه‌ها به دست می‌آید. وقتی که شرایط برعکس است، نرخ تولید گونه‌ها به کمک معادله آرنیوس^۲ به دست می‌آید.

هندسه اسکرم‌جت و شرایط عملکردی

هندسه اسکرم‌جت تحلیل‌شده در این تحقیق در شکل ۱ مشخص شده است. عمق محفظه احتراق ۴۰ میلی‌متر و ارتفاع آن ۵۰ میلی‌متر است. سوخت هیدروژن از طریق پانزده سوراخ دایره‌ای شکل به قطر یک میلی‌متر و موازی با جریان ورودی هوا به داخل محفظه احتراق با سرعت یک ماخ از محل تزریق پاشیده می‌شود. فاصله بین سوراخ‌ها ۲/۴ میلی‌متر است. مانع مثلی شکل که سوخت از آن پاشیده می‌شود در مرکز محفظه احتراق قرار گرفته است. مانع با زاویه ۱۲ درجه واگرا می‌شود و طول آن ۳۲۰ میلی‌متر است. در آزمایش‌های انجام‌شده به وسیله وایدمن و همکاران [۱۲] نرخ جرمی پاشش هوا از ۱ کیلوگرم بر ثانیه تا ۱/۵ کیلوگرم بر ثانیه تغییر کرده است. نرخ جرمی پاشش سوخت هیدروژن نیز بین ۱/۵ گرم بر ثانیه تا ۴ گرم بر ثانیه است. به این ترتیب امکان اینکه سوخت با نسبت هم‌ارزی^۳ بین ۰/۰۳۴ و ۰/۱۳۶ وارد محفظه احتراق شود به وجود می‌آید. هیدروژن با دمای محیط پاشیده می‌شود. احتراق با تزریق مقدار کمی اکسیژن به ورودی سوخت و ایجاد جرقه شروع می‌شود. در اسکرم‌جت DLR، هوای از پیش گرم‌شده بعد از عبور از یک نازل همگرا-واگرا منبسط می‌شود و با عدد ماخ ۲ وارد محفظه احتراق می‌شود. هیدروژن در این آزمایش به صورت خودبه‌خودی محترق نمی‌شود و به همین دلیل چه در حالت احتراقی و چه در حالت بدون احتراق، تزریق هیدروژن وجود دارد. این اسکرم‌جت آزمایشگاهی توانایی شبیه‌سازی شرایط پروازی تا عدد ماخ ۵/۵ را دارد. در این شرایط دمای ورودی هوا باید تا ۱۵۰۰ درجه کلوین گرم شود. با این وجود مواد استفاده‌شده در ساخت اسکرم‌جت توانایی تحمل چنین دمایی را برای آزمایش‌های متعدد ندارد.

1. Eddy dissipation/finite rate
2. Arrhenius
3. Equivalence ratio

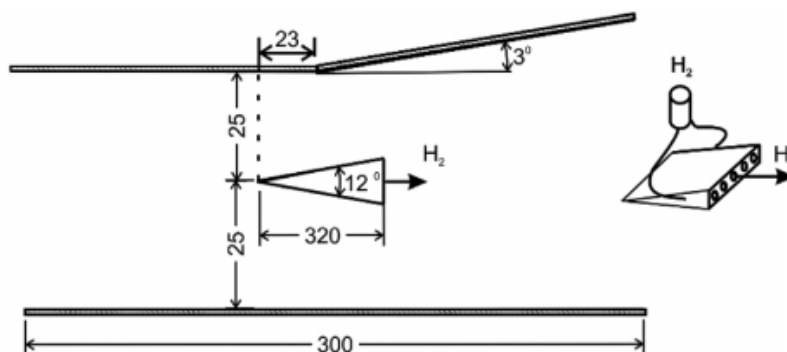


Figure 1- Schematic of DLR scramjet

شکل ۱- نمای موتور اسکرم جت DLR [۱۲]

دمای دیوارها ثابت و برابر با ۳۳۰ درجه کلوین است [۳۲]. شرایط ورودی برای سوخت و هوا در جدول ۱ مشخص شده‌اند [۴۲]. در این جدول، γ نسبت گرماهای ویژه است. برای محاسبه نسبت گرماهای ویژه باید مقدار گرمای ویژه در فشار ثابت (C_p) را محاسبه کرد. فلوننت برای محاسبه C_p از چندجمله‌ای‌های ناسا [۴۳] استفاده می‌کند. این چندجمله‌ای‌ها C_p را تابعی خطی از دما در نظر می‌گیرند، برای مثال C_p برای هیدروژن به کمک رابطه (۱۷) محاسبه می‌شود:

$$C_p = 13602.45 + 3.402317 T - 0.003358423 T^2 - 3.907953 \times 10^{-7} T^3 + 1.705345 \times 10^{-9} T^4 \quad (17)$$

جدول ۱- شرایط ورودی هوا و سوخت در اسکرم جت DLR

Table 1- Air and fuel inlet conditions of DLR scramjet

	Fuel inlet	Air inlet
Ma	1	2
U(m/s)	1200	730
T (K)	250	340
P (bar)	1	1
γ	1.40	1.39
Species mass fractions	H ₂ : 1.0	O ₂ : 0.232 N ₂ : 0.736 H ₂ O: 0.032

شبیه‌سازی در حالت بدون احتراق

هندسه مسئله در شکل ۱ و شرایط ورودی مسئله در جدول ۱ مشخص شده است. شرایط مرزی موتور در شکل ۲ مشخص شده است. در این مقاله جریان به صورت دوبعدی حل شده است [۳۱، ۳۴، ۳۸، ۴۱]. نکته مهم در مورد شبیه‌سازی دوبعدی، چگونگی تبدیل هندسه سه‌بعدی به دوبعدی است. در هندسه دوبعدی، فرض بر این شده است که به جای وجود پانزده سوراخ، نواری مستطیل شکل به عمق مجرا وجود دارد. ارتفاع این نوار به گونه‌ای تعیین شده است که دبی جرمی آن با حالت سه‌بعدی برابر باشد. برای این منظور باید مساحت این مستطیل با مساحت ۱۵ سوراخ موجود در حالت سه‌بعدی برابر باشد. به منظور شبکه‌بندی موتور، از یک شبکه‌بندی با سازمانی، که دارای ۱۴۵۲۵۰ سلول است، استفاده شده است. فاصله نزدیک‌ترین سلول به دیواره در همه جا به جز پشت مانع برابر با $1 \times 10^{-5} m$ است. در پشت مانع، که سرعت محلی به واسطه ایجاد ناحیه گردابه‌ای کمتر است، این فاصله برابر با $5 \times 10^{-5} m$ در نظر گرفته شده است. این مقادیر مشابه مقداری است که هوانگ [۱۴] برای شبیه‌سازی اسکرم جت از آن‌ها استفاده کرد. ضریب رشد اندازه سلول‌ها در نزدیکی دیواره برابر با ۱/۱ است. با در نظر گرفتن مقادیر گفته شده، حداکثر مقدار y^+ برابر با ۳۸ درمی‌آید که مقدار قابل قبولی است [۴۳]. شبکه‌بندی صورت گرفته در شکل ۳ نشان داده شده است.

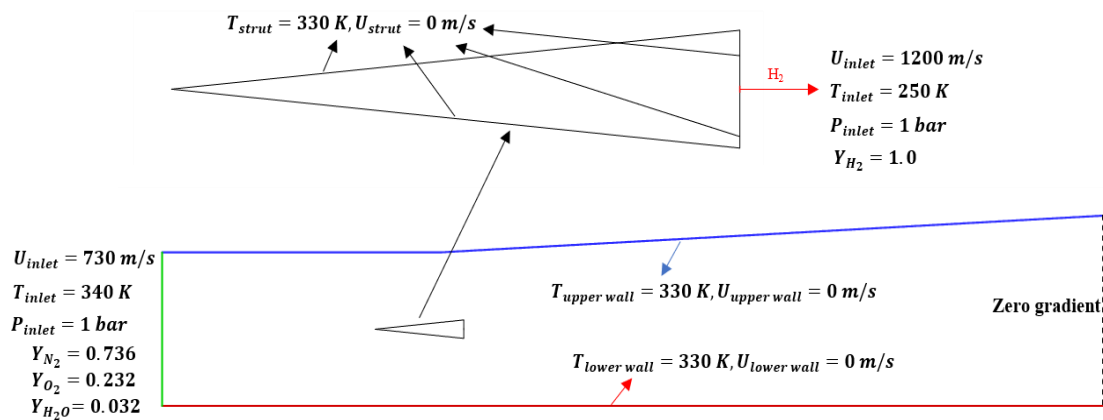


Figure 2- Boundary conditions of DLR scramjet

شکل ۲- شرایط مرزی موتور اسکرمجت DLR

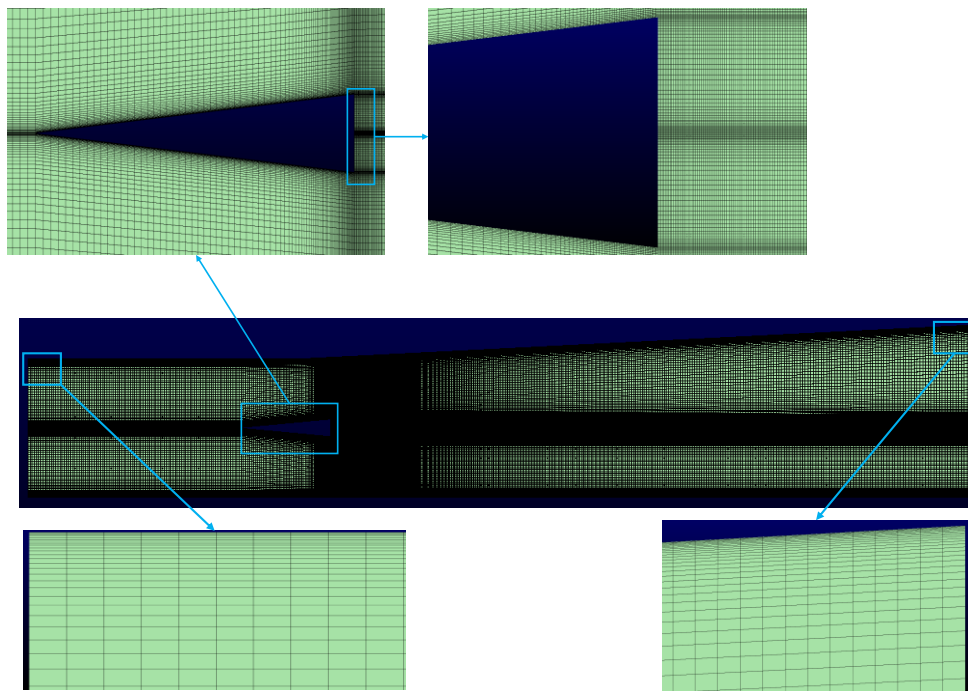


Figure 3- Grid topology of the two-dimensional case

شکل ۳- شبکه‌بندی انجام شده برای حالت دوبعدی

بهترین راه برای اعتبارسنجی، مقایسه داده‌های کمی با یکدیگر است. با توجه به موجود بودن اطلاعات مربوط به نمودار سرعت در سطح مقطع‌های مختلف و همچنین توزیع فشار بر روی دیوار بالایی، برای اعتبارسنجی از این اطلاعات استفاده شده است [۴۴]. در شکل ۲، دیوار بالایی با رنگ آبی مشخص شده است. همچنین، در شکل ۴ سطح مقطع‌های مختلفی، که سرعت در آن‌ها مقایسه شده‌اند، نشان داده شده است. با توجه به شکل، x فاصله یک سطح مقطع دلخواه تا ورودی اسکرمجت است. نتایج حاصل از اعتبارسنجی برای سرعت افقی در سطح مقطع‌های مشخص شده در شکل ۵ نشان داده شده است. در این نمودارها محور عمودی (y) مشخص‌کننده فاصله هر نقطه از محور تقارن مانع است. در شکل ۶ نیز نتایج اعتبارسنجی برای فشار بر روی دیوار بالایی مشخص شده است. در این نمودار، محور افقی مشخص‌کننده مختصات افقی نقاط روی دیوار بالایی است.

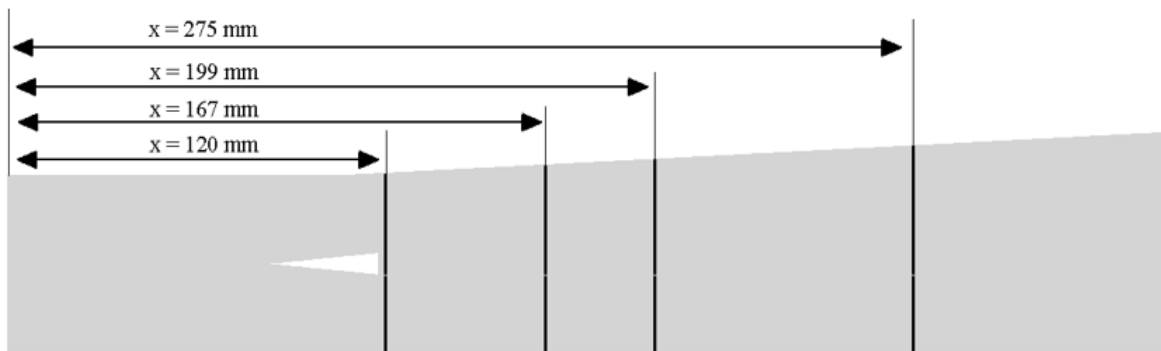


Figure 4- The distance of different cross sections used for velocity validation from the inlet

شکل ۴- فاصله سطح مقطع‌های مختلف برای اعتبارسنجی سرعت از ورودی

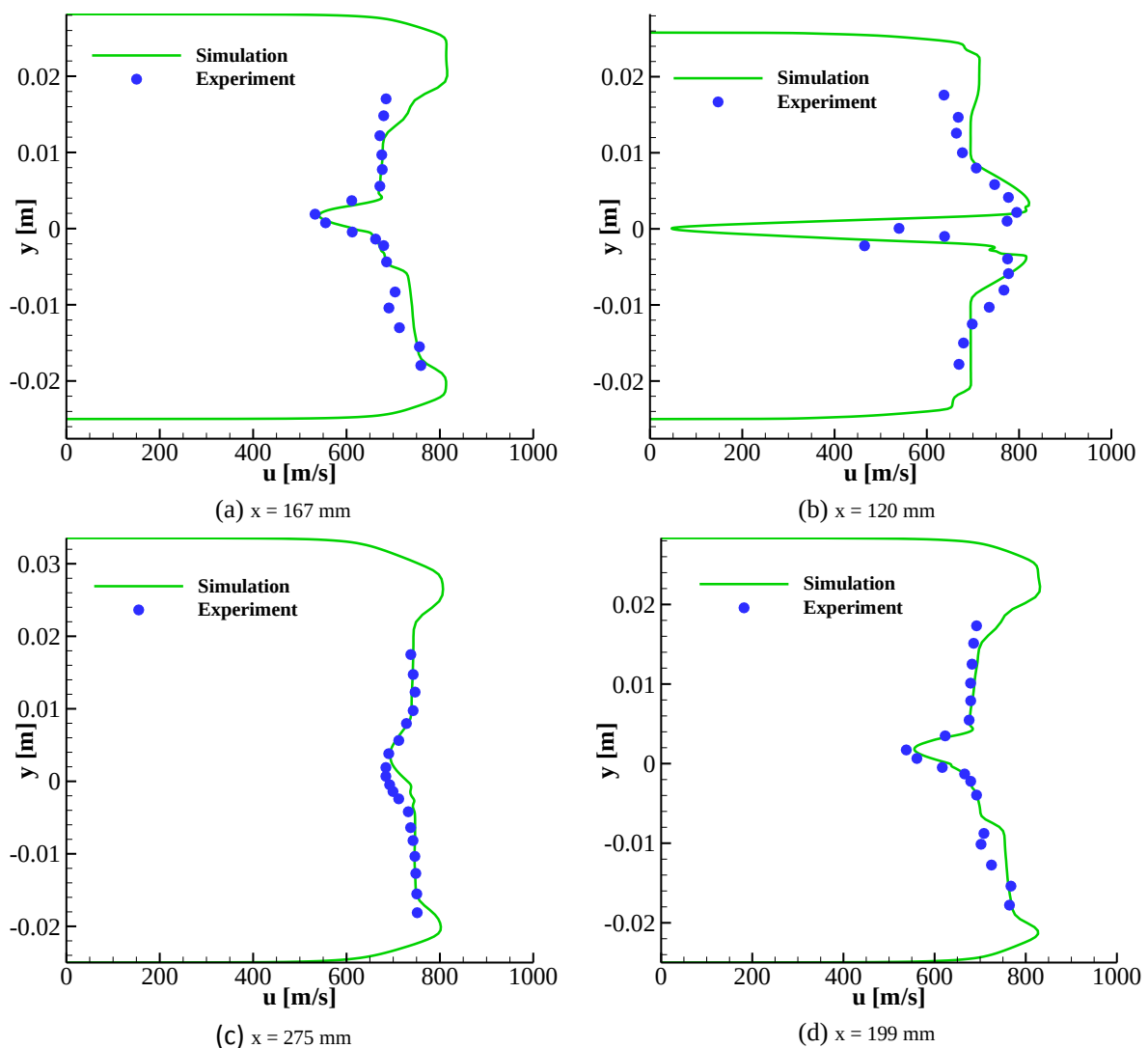


Figure 5- The comparison between the simulation results and experimental data for axial velocity in different cross sections

شکل ۵- مقایسه نتایج شبیه‌سازی با داده‌های آزمایشگاهی برای سرعت افقی در سطح مقطع‌های مختلف

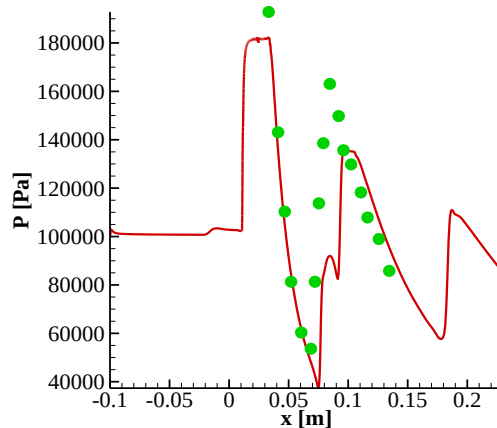


Figure 6- The comparison between simulation results and experimental data for pressure on the upper wall

شکل ۶- مقایسه نتایج شبیه‌سازی با داده‌های آزمایشگاهی برای فشار در دیوار بالایی

در ادامه، خطای متوسط برای نتایج حاصل از اعتبارسنجی محاسبه شده است. برای محاسبه خطای متوسط، داده‌های آزمایشگاهی (نقاط موجود در نمودار) با نقاط متناظرشان در نمودارهای شبیه‌سازی مقایسه شده‌اند. درصد‌های خطا در جدول ۲ آورده شده‌اند. درصد خطا برای سرعت در مقاطع مختلف هم به صورت جدا مشخص شده است و هم میانگین خطای کلی برای هر چهار مقطع محاسبه شده است. با توجه به نتایج با فاصله گرفتن از مانع نتایج مربوط به سرعت دقیق تر می‌شوند.

جدول ۲- درصد خطا برای نتایج اعتبارسنجی سرعت افقی و فشار

Table 2- error percentage for the validation results of axial velocity and pressure s

	$u, x = 120mm$	$u, x = 167 mm$	$u, x = 199 mm$	$u, x = 275 mm$	P
Error percentage	8%	2.7%	2.2%	1.5%	10.2%
Average error in all cross sections: 3.6%					

شکل ۷ نحوه توزیع چگالی را در میدان محاسباتی نشان می‌دهد. در دهانه مانع دو شوک مایل تشکیل شده است (این شوک‌ها با حرف C نشان داده شده‌اند). بادبزن‌های انبساطی پرانتل-میر^۱ در انتهای مانع تشکیل شده‌اند (این بادبزن‌ها با حرف A نشان داده شده‌اند). این بادبزن‌ها زمانی تشکیل می‌شوند که یک جریان مافوق صوت از یک گوشه محدب^۲ (به کنجی گفته می‌شود که با راستای جریان زاویه بیش از ۱۸۰ درجه تولید می‌کند) عبور کند. این بادبزن‌ها از تعداد بی‌شماری امواج ماخ^۳ تشکیل شده‌اند. هر موج ماخ سرعت را مقداری افزایش و چگالی، دما و فشار را مقداری کاهش می‌دهد. به همین خاطر بادبزن‌های پرانتل-میر خواص جریان را برخلاف شوک‌ها به تدریج تغییر می‌دهند. برای مثال، در ناحیه A چگالی جریان به تدریج کاهش پیدا کرده است، در حالی که در ناحیه C، که در آن شوک مایل ایجاد شده است، افزایش چگالی ناگهانی است. علاوه بر بادبزن‌های انبساطی پرانتل-میر، شوک‌های بازتراکمی^۴ نیز تولید می‌شوند (این شوک‌ها با حرف B مشخص شده‌اند). دلیل ایجاد این موج‌ها، گذار جریان از مافوق صوت به فروصوت در پشت مانع است. در شکل بزرگ‌نمایی شده مناطقی که عدد ماخ یک دارند با خط سفید مشخص شده‌اند. به این ترتیب مشخص می‌شود که جریان در پشت مانع، به غیر از ناحیه کوچکی که جت هیدروژن با عدد ماخ یک به آن پاشیده شده است، در ناحیه فروصوت قرار دارد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، در پشت شوک‌های بازتراکمی، چگالی که بر اثر بادبزن‌های پرانتل-میر کاهش پیدا کرده بود، به‌طور ناگهانی، افزایش پیدا می‌کند. شوک‌های مایل بعد از برخورد به دیوار بالایی بازتاب داده می‌شوند. شوک‌های مایل بازتابی در شکل با R حرف مشخص شده‌اند.

1. Prandtl Meyer
2. Convex corner
3. Mach Wave
4. Recompression shock wave

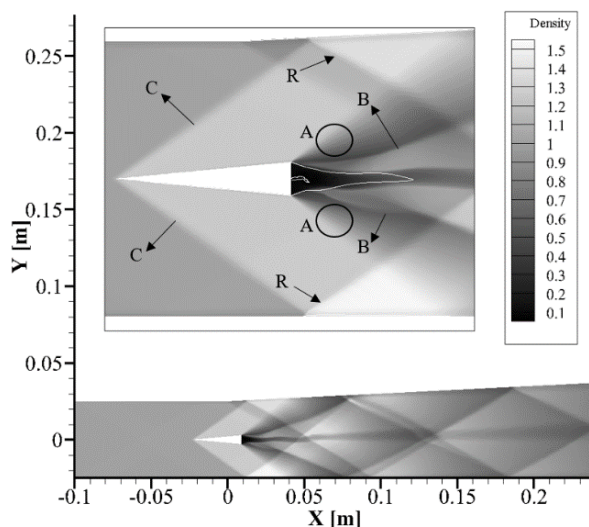


Figure 7- Density contour for the non-reacting case
شکل ۷- کانتور چگالی برای حالت بدون احتراق

شکل ۸ کانتور فشار را نشان می‌دهد. در این شکل می‌توان بازتاب شوک‌های مایل را که در لبه مانع ایجاد شده‌اند مشاهده کرد (شوک‌های بازتابی با حرف B نشان داده شده‌اند). به خاطر اینکه دیوار بالایی مجرا با زاویه سه درجه واگرا می‌شود، شوک بازتاب‌شده از دیواره بالایی در نقطه‌ای جلوتر از شوک بازتاب‌شده از دیواره پایینی به جریان هیدروژن برخورد می‌کند. همان‌طور که در شکل مشخص است (برای مثال به ناحیه A دقت شود)، موج‌های بازتاب‌داده‌شده هنگام برخورد با جت هیدروژن مسیرشان منحرف می‌شود.

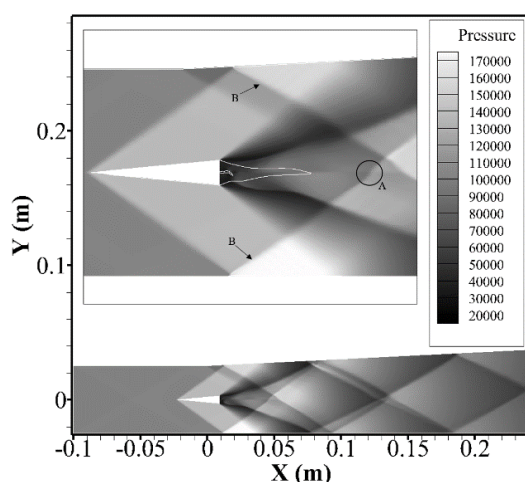


Figure 8- Pressure contour for the non-reacting case
شکل ۸- کانتور فشار برای حالت بدون احتراق

در شکل ۹، کانتور عدد ماخ مشخص شده است. در ناحیه پشت مانع، که گردابه در آن شکل می‌گیرد، عدد ماخ به کمتر از ۱ می‌رسد (این نواحی با خط سیاه‌رنگ در شکل بزرگ‌نمایی شده مشخص شده‌اند). در این شرایط، امکان اختلاط مؤثر میان سوخت و هوا فراهم می‌شود. لایه مرزی روی مانع در انتهای آن جدا می‌شود و یک لایه برشی را ایجاد می‌کند. این لایه برشی

با فاصله گرفتن از مانع به سمت خط مرکزی^۱ اسکرمجت همگرا می شود. برخورد شوک ها با دیوارهای بالایی و پایینی در لایه مرزی اخلاخل ایجاد می کند (برای مثال می توان نواحی A و B را درنظر گرفت).

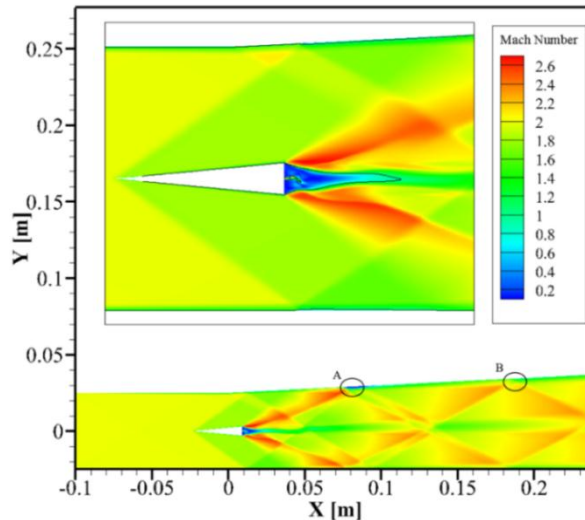


Figure 9- Mach number contour for the non-reacting case
شکل ۹- کانتور عدد ماخ برای حالت بدون احتراق

در شکل ۱۰، خطوط جریان و کانتور سرعت افقی در ناحیه A مشخص شده اند. همان طور که در شکل مشخص است، شوک وارد شده به این ناحیه به اندازه ای قوی است که منجر به جدایش لایه مرزی و ایجاد گردابه می شود. به این ترتیب لایه مرزی باید مجدداً شکل بگیرد و همین باعث کاهش سرعت و در نتیجه عدد ماخ در کنار دیوارها می شود.

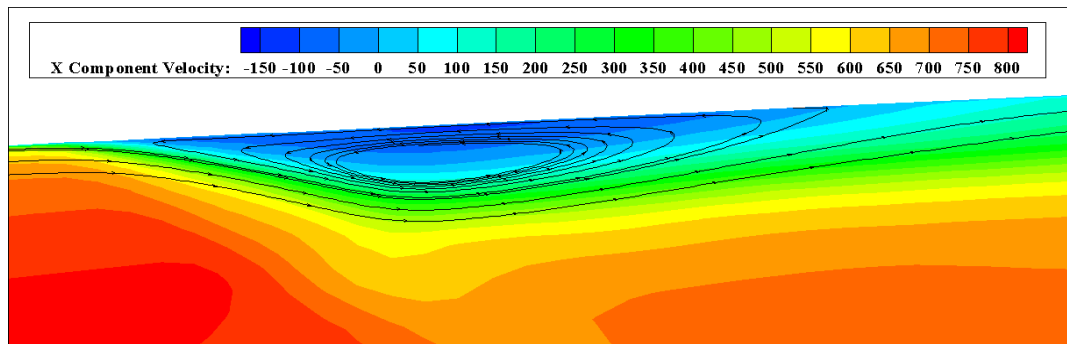


Figure 10- Axial velocity contour and stream lines near zone A
شکل ۱۰- کانتور سرعت افقی و خطوط جریان در ناحیه A

در شکل ۱۱، خطوط جریان و کانتور سرعت افقی در ناحیه B مشخص شده اند. شوکی که به این ناحیه برخورد می کند به اندازه ای قوی نیست که منجر به جدایش لایه مرزی و ایجاد گردابه شود. دلیل این موضوع این است که شوک بازتابی از دیواره، که از شوک اصلی ضعیف تر است، به این ناحیه برخورد می کند. با وجود این، برخورد شوک باعث اخلاخل در لایه مرزی و کاهش سرعت در اطراف دیواره می شود. با توجه به کانتور سرعت افقی می توان نتیجه گرفت که لایه مرزی بعد از برخورد شوک پهن تر شده است.

1. Center line

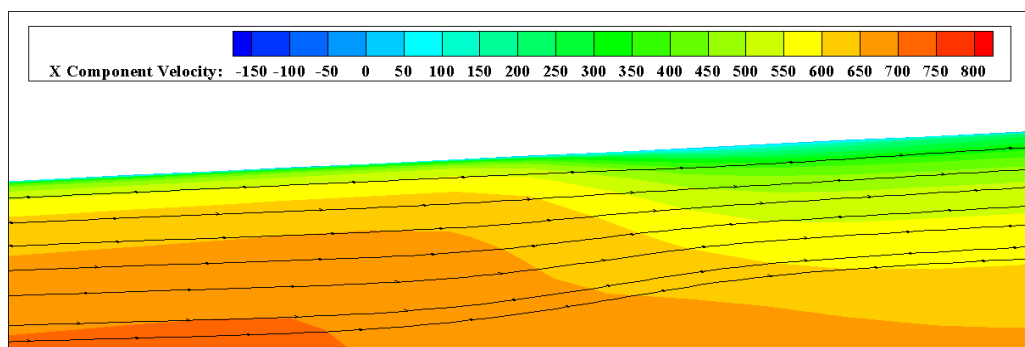


Figure 11- Axial velocity contour and stream lines near zone B
 شکل ۱۱- کانتور سرعت افقی و خطوط جریان در ناحیه B

شبیه‌سازی در حالت احتراقی با مدل تک‌واکنشی

در این بخش، در ابتدا نتایج حاصل از شبیه‌سازی در حالت با احتراق و تک‌واکنشی با داده‌های آزمایشگاهی اعتبارسنجی شده‌اند. در ادامه، این نتایج تحلیل شده و با حالت بدون احتراق مقایسه شده‌اند. شکل هندسی موتور در شکل ۱ آورده شده است. شرایط ورودی مسئله نیز در جدول ۱ مشخص شده است. احتراق با تزریق مقدار کمی اکسیژن به ورودی سوخت و ایجاد جرقه شروع می‌شود. به‌منظور ایجاد جرقه باید یک ناحیه دما بالا در مقابل مانع ایجاد کرد. برای ایجاد چنین ناحیه‌ای، شرایط اولیه دما ۱۰۰۰ درجه کلوین فرض می‌شود.

شبکه‌بندی استفاده‌شده برای حالت احتراقی عین حالت بدون احتراق است. این شبکه‌بندی در شکل ۳ نشان داده شده است. برای شبیه‌سازی مسئله از کامپیوتری با ۱۶ گیگ رم و سی‌پی‌یو Core i7-7700k استفاده شده است. مدت‌زمان لازم برای اتمام هر شبیه‌سازی حدود پنج روز است.

برای اعتبارسنجی مسئله در حالت احتراقی، نمودارهای دما در سطح مقطع‌های مختلف موجود است [۴۴]. فاصله سطح مقطع‌های مورد نظر تا ورودی محفظه احتراق در شکل ۱۲ مشخص شده است.

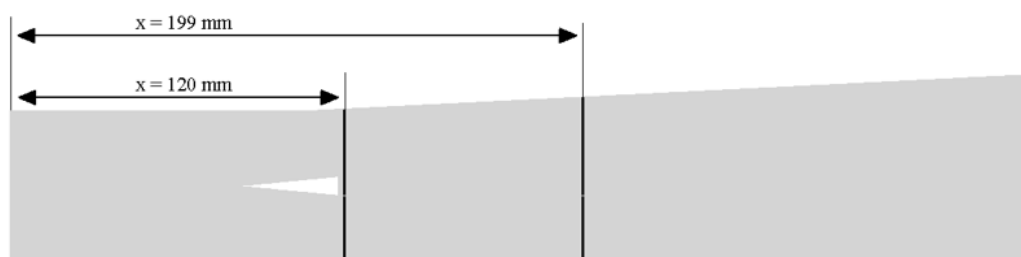


Figure 12- The distance of different cross sections used for velocity validation from the inlet
 شکل ۱۲- فاصله سطح مقطع‌های مختلف برای اعتبارسنجی سرعت از ورودی

در شکل ۱۳ نتایج حاصل از شبیه‌سازی با نتایج آزمایشگاهی و همچنین شبیه‌سازی انجام شده به وسیله شین و سانگ [۴۲] مقایسه شده است. شین و سانگ به کمک یک روش ترکیبی منطقه‌ای^۱ اقدام به شبیه‌سازی اثرات آشفته‌گی کردند. این روش ترکیبی، در کنار دیوارها و مناطقی که گردابه در آن‌ها وجود ندارد از روش $k\omega$ - SST برای شبیه‌سازی آشفته‌گی استفاده می‌کند. در نقطه مقابل، در ناحیه پشت مانع که گردابه‌ها وجود دارند و احتراق در آن رخ می‌دهد، از روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ یا به‌اختصار LES^۲ استفاده می‌کند. مسائلی که با روش LES شبیه‌سازی می‌شوند، باید به‌صورت سه‌بعدی

1. Zonal hybrid
 2. Large eddy simulation

مدل شوند، چراکه ساختار لحظه‌ای جریان آشفته در تمام جهات متفاوت است و امکان صرف‌نظرکردن از تغییرات میدان در یک راستا وجود ندارد [۴۵]. به همین منظور، به‌منظور شبیه‌سازی سه‌بعدی اسکرم‌جت، شین و سانگ شبکه‌بندی با $1/8$ میلیون سلول ایجاد کردند.

با توجه به نتایج مشخص می‌شود که روش LES می‌تواند دما را با دقت بیشتری پیش‌بینی کند. درصد خطا برای دما در $x = 120 \text{ mm}$ و $x = 199 \text{ mm}$ در این مقاله به‌ترتیب برابر با 6% و $3/5\%$ و در شبیه‌سازی انجام‌شده به‌وسیله شین و سانگ به‌ترتیب برابر با 5% و $1/8\%$ است. از طرفی در شبیه‌سازی LES شعله به‌صورت تقریباً متقارن به ناحیه پشت مانع نفوذ می‌کند. دلیل این تفاوت می‌تواند مربوط به این باشد که در شبیه‌سازی سه‌بعدی اثر تزریق‌کننده‌های مجاور بر روی جریان در نظر گرفته می‌شود، تزریق‌کننده با ابعاد واقعی مدل می‌شود و اختلاط سه بعدی سوخت با جریان هوا در نظر گرفته می‌شود. با وجود اینکه روش LES دقت بیشتری نسبت به روش $k\omega - SST$ دارد، باید به این موضوع توجه شود که برای چنین شبیه‌سازی از شبکه‌بندی با $1/8$ میلیون سلول استفاده شده است که هزینه محاسباتی بسیار بالایی در مقایسه با مقاله حاضر، که تنها دارای 145250 سلول است، دارد.

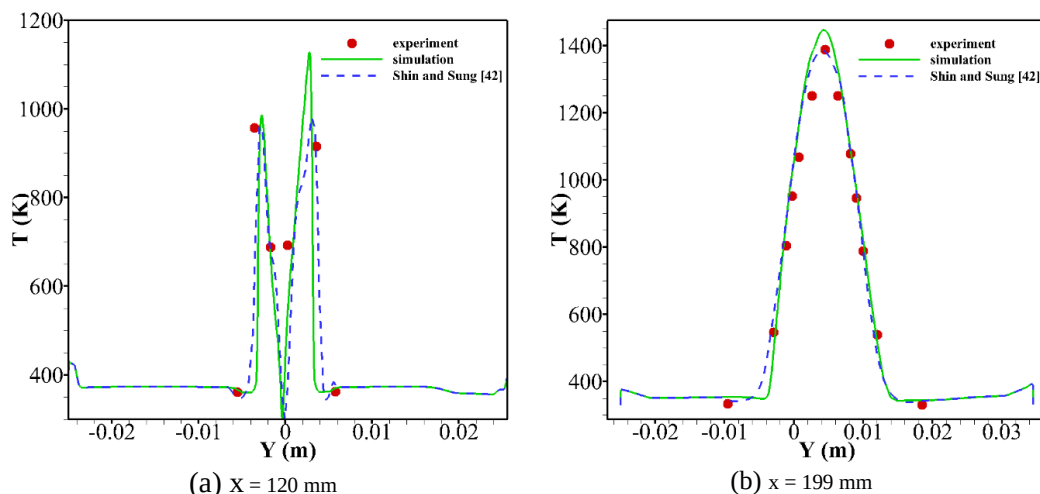


Figure 13- The comparison of the simulation results to the experimental data and simulation results obtained by Shin and Sung for temperature in different cross sections

شکل ۱۳- مقایسه نتایج شبیه‌سازی با داده‌های آزمایشگاهی و شبیه‌سازی انجام‌شده به‌وسیله شین و سانگ برای دما در سطح مقطع‌های مختلف

در ادامه استقلال از شبکه بررسی شده است. برای این منظور نمودار دما و سرعت در خروجی نازل در شکل ۱۴ مورد بررسی قرار گرفته است. با توجه به نتایج مشخص می‌شود که انتخاب شبکه‌بندی با 145250 سلول انتخاب مناسبی برای این شبیه‌سازی است.

شکل ۱۵ کانتور فشار را برای حالت احتراقی و بدون احتراق نشان می‌دهد. همان‌طور که در شکل مشخص است، موج‌هایی بازتاب‌داده‌شده از دیوار وقتی که به جت هیدروژن برخورد می‌کنند، برخلاف حالت بدون احتراق، به‌جای منحرف‌شدن بازتاب داده می‌شوند (موج‌های بازتاب‌داده‌شده با حرف A در شکل مشخص شده‌اند). دلیل این موضوع این است که برخلاف حالت بدون احتراق، شوک‌های بازتاب‌داده‌شده به ناحیه فروصوت برخورد می‌کنند. به همین دلیل هم قدرت شوک‌ها زودتر از حالت بدون احتراق که در آن شوک‌ها بعد از برخورد به جت به‌جای بازتاب‌داده‌شدن تنها منحرف می‌شدند، کاهش پیدا می‌کند. خطوط سفیدرنگ نشان‌داده‌شده در شکل معرف نقاطی‌اند که عدد ماخ آن‌ها برابر با یک است. این خطوط مرز میان ناحیه فروصوت و مافوق صوت را نشان می‌دهند.

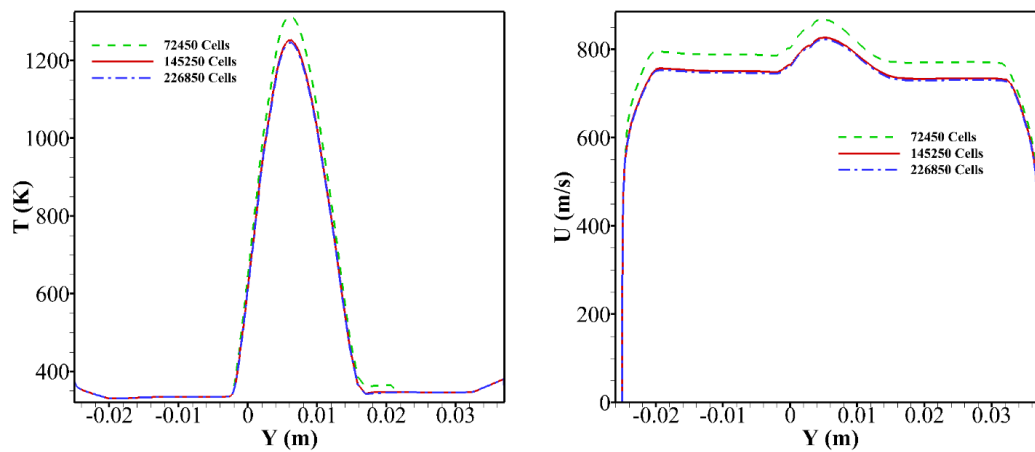
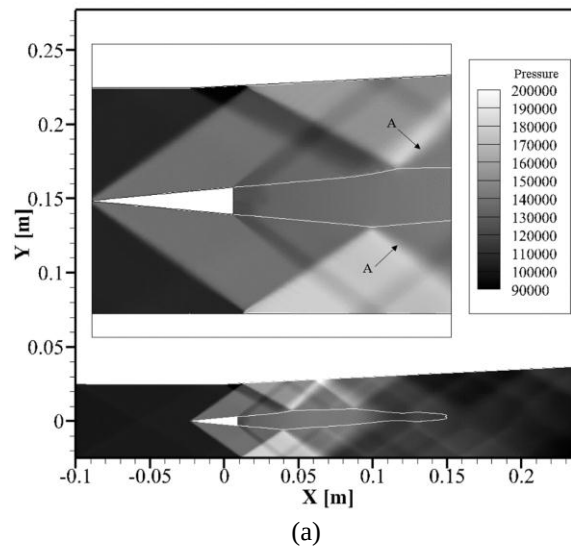
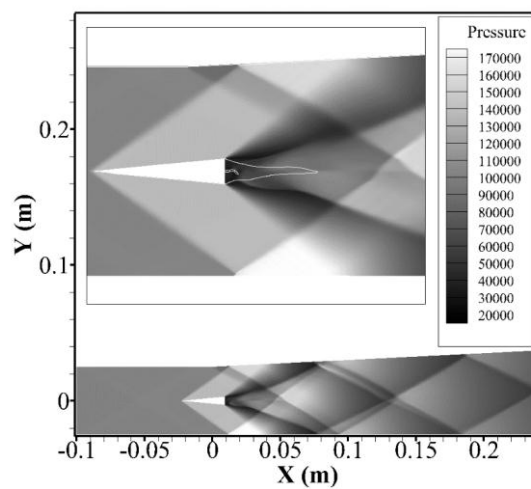


Figure 14- Grid independency study for temperature and velocity profile at the outlet of the nozzle

شکل ۱۴- بررسی استقلال از شبکه برای دما و سرعت در خروجی نازل



(a)



(b)

Figure 15- The comparison of pressure contour of a) reacting case with b) non-reacting case

شکل ۱۵- مقایسه نتایج الف) حالت احتراقی با ب) حالت غیراحتراقی برای کانتور فشار

با توجه به شکل ۱۵، ناحیه فروصوت در حالت احتراقی به مراتب بزرگ‌تر از حالت بدون احتراق است. به‌طور دقیق‌تر، در حالت بدون احتراق فاصله دورترین نقطه ناحیه فروصوت تا مانع ۲۲ میلی‌متری و در حالت احتراقی ۱۴۱ میلی‌متری است. تفاوت در بزرگی ناحیه فروصوت به این معنی نیست که سرعت در حالت احتراقی کمتر از حالت بدون احتراق است. در حالت احتراقی، با توجه به بالابودن دما، سرعت محلی صوت نیز بیشتر است. به همین خاطر جریان در سرعت‌های بیشتری به عدد ماخ یک و بالاتر می‌رسد. به‌طور کلی دو عامل باعث افزایش سرعت جت می‌شوند. عامل اول انبساط حرارتی گازها بر اثر احتراق و عامل دوم منقبض‌شدن ناحیه جت است. بر اثر احتراق، شوک‌های بازتراکمی، که در گوشه‌های انتهایی مانع شکل گرفته بودند، تقریباً از بین می‌روند و بادبزن‌های پرناتل-میر نیز ضعیف‌تر می‌شوند.

در شکل ۱۶، کانتور عدد ماخ برای حالت احتراقی و بدون احتراق کشیده شده است. همان‌طور که در شکل مشخص است، در حالت بدون احتراق نواحی (همانند ناحیه A) وجود دارد که در آن‌ها عدد ماخ بیشتر از ۲ است. دلیل وجود این نواحی مربوط به بادبزن‌های پرناتل-میر است که باعث افزایش تدریجی عدد ماخ می‌شوند. در نقطه مقابل، در حالت احتراقی بادبزن‌های پرناتل-میر به خاطر وقوع احتراق در پشت مانع به شدت ضعیف می‌شوند. به همین خاطر هم اثر این بادبزن‌ها در حالت احتراقی به اندازه حالت بدون احتراق نیست و نواحی با ماخ بالا در حالت احتراقی شکل نمی‌گیرد.

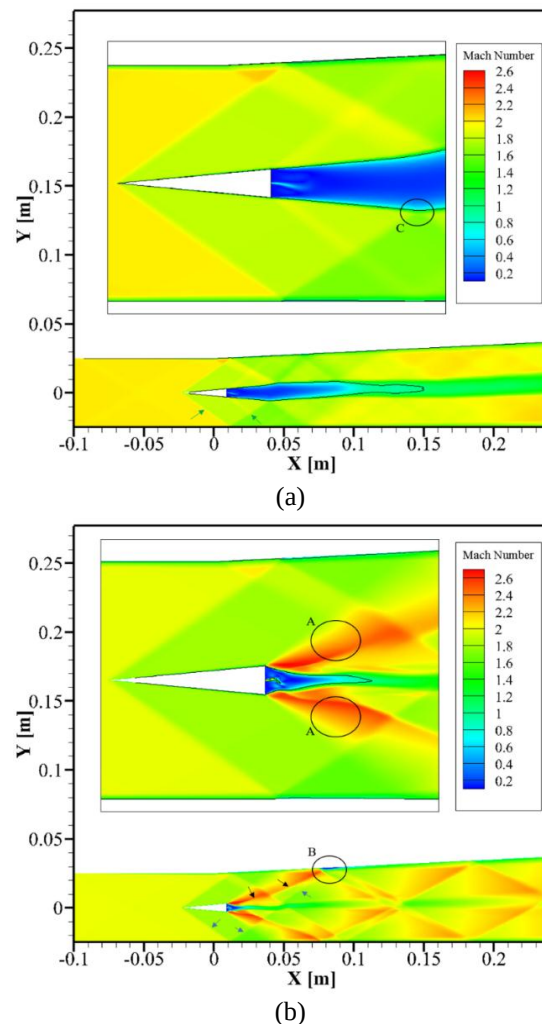


Figure 16- The comparison of mach number contour of a) reacting case with b) non-reacting case

شکل ۱۶- مقایسه نتایج (الف) حالت احتراقی با (ب) حالت غیراحتراقی برای کانتور عدد ماخ

در حالت بدون احتراق بر اثر برخورد شوک‌ها به دیواره جدایش رخ می‌دهد. ناحیه جدایش با حرف B در شکل مشخص شده است. این ناحیه بر اثر برخورد شوک بازتراکمی و شوک مایل به دیوار بالایی ایجاد شده است. مسیر حرکت شوک بازتراکمی تا رسیدن به دیوار بالایی با نشانگر سیاه‌رنگ مشخص شده است. مسیر برخورد شوک مایل با نشانگر آبی‌رنگ مشخص شده است. شوک مایل در ابتدا به دیوار پایینی برخورد می‌کند، سپس بازتاب داده می‌شود، در ادامه از جتی که در ناحیه فراصوت قرار دارد عبور می‌کند و در نهایت به دیواره بالایی برخورد می‌کند. در نقطه مقابل، ناحیه جدایش در حالت احتراقی ایجاد نمی‌شود. به دلیل وقوع احتراق در پشت مانع، موج‌های بازتراکمی تقریباً از بین می‌روند. مسیر حرکت شوک مایل با نشانگر سبز رنگ مشخص شده است. این شوک بعد از برخورد به دیوار پایینی بازتاب داده می‌شود، اما هنگام برخورد به جت، به جای عبور از آن، بازتاب داده می‌شود. دلیل این موضوع این است که در حالت احتراقی، جت در ناحیه فروصوت قرار دارد و اجازه عبور شوک را نمی‌دهد.

شبیه‌سازی‌های عددی نشان می‌دهند که احتراق از لایه برشی شروع می‌شود [۱۳، ۱۵]. برای فهمیدن این موضوع که آیا این شبیه‌سازی نیز این موضوع را تأیید می‌کند، در شکل ۱۷ کانتور نرخ واکنش مشخص شده است. با بررسی این شکل می‌توان به این نتیجه رسید که عمده واکنش‌ها در لایه برشی رخ می‌دهد. همچنین، به دلیل وقوع احتراق و افزایش فشار در جلوی مانع، لایه برشی به جای همگراشدن در ابتدا واگرا می‌شود. نکته دیگر در مورد واگرا شدن لایه برشی این است که زاویه این واگرایی تقریباً مشابه با زاویه مانع است.

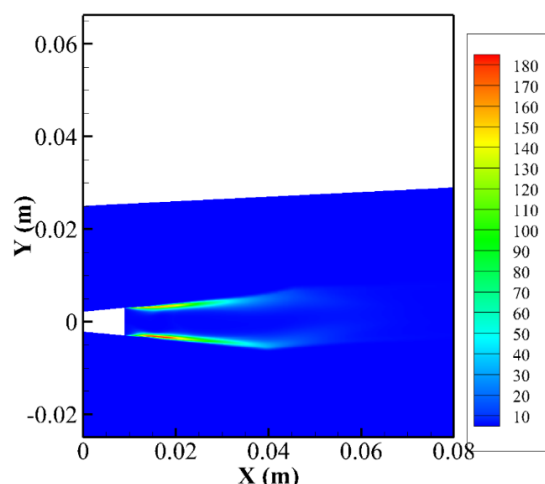


Figure 17- Reaction rate contour for the reacting case with one reaction
شکل ۱۷- کانتور نرخ واکنش برای حالت احتراقی با مدل تک واکنشی

نتیجه‌گیری

در این مقاله، موتور اسکرم جت «DLR» به کمک نرم‌افزار فلوئنت در حالت احتراقی و بدون احتراق شبیه‌سازی شد. نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌ها با داده‌های آزمایشگاهی اعتبارسنجی شد. در نهایت نیز، میدان جریان در حالت احتراقی با غیراحتراقی مقایسه شد. خلاصه‌ای از مهم‌ترین نتایج به دست آمده بدین شرح است:

- ۱- نتایج حل دوبعدی برای حالت احتراقی و غیراحتراقی همگرایی مناسبی با داده‌های آزمایشگاهی دارد.
- ۲- شبیه‌سازی با روش LES در مقایسه با روش $k\omega$ - SST دقت بیشتری در پیش‌بینی میدان دما دارد، اما این دقت بیشتر به‌ازای هزینه محاسباتی زیاد، که ناشی از شبیه‌سازی سه‌بعدی است، به دست آمده است. برخلاف شبیه‌سازی با روش $k\omega$ - SST، نفوذ شعله به ناحیه پشت مانع در شبیه‌سازی LES تقریباً به صورت متقارن است.

- ۳- به دلیل وقوع احتراق در پشت مانع و بالارفتن دما و فشار در این ناحیه، بادبزن‌های پیرانتل-میر و موج‌های بازترکمی در حالت احتراقی ضعیف‌ترند.
- ۴- در حالت احتراقی ناحیه فروصوت تا فاصله ۱۴۱ میلی‌متری از پشت مانع ادامه دارد، در حالی که برای حالت غیراحتراقی این فاصله تنها ۲۲ میلی‌متر است.
- ۵- در حالت غیراحتراقی موج‌ها پس از برخورد با جت با اندکی انحراف از آن عبور می‌کنند، در حالی که در حالت احتراقی موج‌ها بعد از برخورد با جت بازتاب داده می‌شوند.
- ۶- در حالت غیراحتراقی موج‌ها به‌اندازه‌ای قدرت دارند که پس از برخورد به دیوار باعث ایجاد جدایش شوند، در حالی که در حالت احتراقی چنین پدیده‌ای مشاهده نمی‌شود.

منابع

1. K. Roberts and D. Wilson, "Analysis and design of a hypersonic scramjet engine with a transition Mach number of 4.00," *47th AIAA aerospace sciences meeting including the new horizons forum and aerospace exposition*, Orlando, Florida, 2009, pp. 1-25.
2. J. Urzay, "Supersonic combustion in air-breathing propulsion systems for hypersonic flight," *Annual Review of Fluid Mechanics*, 50, 2018, pp. 593-627.
3. G. Y. Anderson and P. B. Gooderum, "Exploratory tests of two strut fuel injectors for supersonic combustion," NASA Technical note, 1974.
4. R. Boyce, S. Gerard and A. Paull, "The HyShot scramjet flight experiment-flight data and CFD calculations compared," in *12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies*, Norfolk, Virginia, 2003, pp. 1-8.
5. R. Boyce, A. Paull, R. Stalker, M. Wendt, N. Chinzei and H. Miyajima, "Comparison of supersonic combustion between impulse and vitiation-heated facilities," *Journal of Propulsion and Power*, 16, No. 4, 2000, pp. 709-717.
6. D. B. Le, C. P. Goynes, R. H. Krauss and J. C. McDaniel, "Experimental study of a dual-mode scramjet isolator," *Journal of Propulsion and Power*, 24, No. 5, 2008, pp. 1050-1057.
7. D. J. Micka and J. F. Driscoll, "Combustion characteristics of a dual-mode scramjet combustor with cavity flameholder," *Proceedings of the combustion institute*, 32, No. 2, 2009, pp. 2397-2404.
8. D. Scherrer, O. Dessornes, M. Ferrier, A. Vincent-Randonnier, Y. Moule and V. Sabel'Nikov, "Research on supersonic combustion and scramjet combustors at ONERA," *Aerospacelab Journal*, No 11, pp. 1-20, 2016.
9. A. Storch, M. Bynum, J. Liu and M. Gruber, "Combustor operability and performance verification for HIFiRE flight 2," *17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, San Francisco, California, 2011, pp. 1-13.
10. M. Suraweera, D. Mee and R. Stalker, "Skin friction reduction in hypersonic turbulent flow by boundary layer combustion," *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, 2005, pp. 1-11.
11. Z. Zhong-hua Le Jia-ling, "Parallel Modeling of Three-Dimensional Scramjet Combustor and Comparisons with Experiment's Results," *Theoretical and Applied Mechanics Conference*, China Aerodynamics Research & Development Center, 2002.
12. W. Waidmann, F. Alff, U. Brummund, M. Böhm, W. Clauss and M. Oswald, "Experimental investigation of the combustion process in a supersonic combustion ramjet (SCRAMJET)," *DGLR Jahrbuch Conference*, Germany, 1994, pp. 1-10.
13. M. Berglund and C. Fureby, "LES of supersonic combustion in a scramjet engine model," *Proceedings of the Combustion Institute*, 31, No. 2, 2007, pp. 2497-2504.
14. W. Huang, "Investigation on the effect of strut configurations and locations on the combustion performance of a typical scramjet combustor," *Journal of Mechanical Science and Technology*, 29, No. 12, 2015, pp. 5485-5496.
15. W. Huang, Z. Wang, S. Luo and J. Liu, "Parametric effects on the combustion flow field of a typical strut-based scramjet combustor," *Chinese science bulletin*, 56, No. 35, 2011, pp. 3871-3877.
16. S. Kumar, S. Das and S. Sheelam, "Application of CFD and the Kriging method for optimizing the performance of a generic scramjet combustor," *Acta Astronautica*, 101, 2014, pp. 111-119.
17. S. Menon, F. Genin, and B. Chernyavsky, "Large eddy simulation of scramjet combustion using a subgrid mixing/combustion model," *12th AIAA international space planes and hypersonic systems and technologies*, Virginia, 2003, pp. 1-14.
18. M. Oevermann, "Numerical investigation of turbulent hydrogen combustion in a SCRAMJET using flamelet modeling," *Aerospace science and technology*, 4, No. 7, 2000, pp. 463-480.
19. A. Potturi and J. Edwards, "LES/RANS simulation of a supersonic combustion experiment," *50th AIAA aerospace sciences meeting including the new horizons forum and aerospace exposition*, Nashville, Tennessee, 2012, pp. 1-20.

20. J. f. Zou, Y. Zheng and O. Z. Liu, "Simulation of turbulent combustion in DLR Scramjet," *Journal of Zhejiang University-SCIENCE A*, 8, No. 7, 2007, pp. 1053-1058.
21. M. Zahedzadeh and F. Ami, "The numerical study of the gas flow in a nozzle of scstemjet," *The 16th International Conference of Iran Airspace Associations*, Tehran, 2017. (In Persian)
22. M. Zahedzadeh and F. Ami, "The numerical study of the cross injection in the supersonic combustion chamber of a scramjet engine," *Technology in airspace engineering*, 2, No. 1, 2017, pp. 1-8. (In Persian)
23. S. Mousavi and S. Tabe Jamat, "The analysis of supersonic combustion chamber simulation of a scramjet engine," *The 10th Conference of Iran airspace association*, Tehran, 2011. (In Persian)
24. A. Miettinen and T. Siikonen, "Application of pressure- and density-based methods for different flow speeds," *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 79, No. 5, 2015, pp. 243-267.
25. R. Milligan, D. Eklund, J. Wolff, T. Mathur and M. Gruber, "Dual mode scramjet combustor: analysis of two configurations," *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Orlando, Florida, 2010, pp. 1-19.
26. B. J. Bornhoft, E. Hassan, D. Peterson and E. Luke, "Reacting Dynamic Hybrid Reynolds-Averaged Navier-Stokes/Large-Eddy-Simulation of a Round Dual Mode Scramjet Combustor," *AIAA Aviation 2019 Forum*, Dallas, Texas, 2019, pp. 1-12.
27. R. Baurle, T. Mathur, M. Gruber and K. Jackson, "A numerical and experimental investigation of a scramjet combustor for hypersonic missile applications," *34th AIAA/ASME/SAE/ASEE joint propulsion conference and exhibit*, USA, 1998, pp. 1-17.
28. A. Ingenito, "Theoretical investigation of air vitiation effects on hydrogen fuelled scramjet performance," *International Journal of Hydrogen Energy*, 40, No. 6, 2015, pp. 2862-2870.
29. K. M. Pandey and S. Roga, "CFD Analysis of Hypersonic Combustion of H₂-Fueled Scramjet Combustor with Cavity Based Fuel Injector at Flight Mach 6," in *Applied Mechanics and Materials*, 656, 2014, pp. 53-63.
30. H. Zhang, N. Wang, Z. Wu, W. Han and R. Du, "A new model of regression rate for solid fuel scramjet," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 144, 2019, pp. 118645.
31. G. Choubey and K. Pandey, "Effect of different strut+ wall injection techniques on the performance of two-strut scramjet combustor," *International Journal of Hydrogen Energy*, 42, No. 18, 2017, pp. 13259-13275.
32. G. Choubey and K. Pandey, "Effect of different wall injection schemes on the flow-field of hydrogen fuelled strut-based scramjet combustor," *Acta Astronautica*, 145, 2018, pp. 93-104.
33. O. R. Kummitha, K. M. Pandey and R. Gupta, "CFD analysis of a scramjet combustor with cavity based flame holders," *Acta Astronautica*, 144, 2018, pp. 244-253.
34. O. R. Kummitha, L. Suneetha and K. Pandey, "Numerical analysis of scramjet combustor with innovative strut and fuel injection techniques," *International Journal of Hydrogen Energy*, 42, No. 15, 2017, pp. 10524-10535.
35. W. Huang, "Design exploration of three-dimensional transverse jet in a supersonic crossflow based on data mining and multi-objective design optimization approaches," *international journal of hydrogen energy*, 39, No. 8, 2014, pp. 3914-3925.
36. W. Huang, "Effect of jet-to-crossflow pressure ratio arrangement on turbulent mixing in a flowpath with square staged injectors," *Fuel*, 144, 2015, pp. 164-170.
37. W. Huang, W. d. Liu, S. b. Li, Z. x. Xia, J. Liu and Z. g. Wang, "Influences of the turbulence model and the slot width on the transverse slot injection flow field in supersonic flows," *Acta Astronautica*, 73, 2012, pp. 1-9.
38. G. Choubey and K. Pandey, "Effect of variation of angle of attack on the performance of two-strut scramjet combustor," *international journal of hydrogen energy*, 41, No. 26, 2016, pp. 11455-11470.
39. G. Choubey and K. Pandey, "Investigation on the effects of operating variables on the performance of two-strut scramjet combustor," *International Journal of Hydrogen Energy*, 41, No. 45, 2016, pp. 20753-20770.
40. O. R. Kummitha, "Numerical analysis of hydrogen fuel scramjet combustor with turbulence development inserts and with different turbulence models," *International Journal of Hydrogen Energy*, 42, No. 9, 2017, pp. 6360-6368.
41. O. R. Kummitha, K. Pandey and R. Gupta, "Numerical analysis of hydrogen fueled scramjet combustor with innovative designs of strut injector," *International Journal of Hydrogen Energy*, 45, No. 25, 2020, pp. 13659-13671.
42. J. Shin and H. G. Sung, "Combustion characteristics of hydrogen and cracked kerosene in a DLR scramjet combustor using hybrid RANS/LES method," *Aerospace Science and Technology*, 80, 2018, pp. 433-444.
43. Y. Bartosiewicz, Z. Aidoun and Y. Mercadier, "Numerical assessment of ejector operation for refrigeration applications based on CFD," *Applied Thermal Engineering*, 26, No. 5, 2006, pp. 604-612.
44. J. Shin, K. H. Moon and H.-G. Sung, "Numerical Simulation of Hydrogen Combustion in Model SCRAMJET Combustor Using IDDES Framework," *20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, Glasgow, Scotland, 2015, pp. 1-12.
45. G. Constantinescu and K. Squires, "LES and DES investigations of turbulent flow over a sphere," *38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, USA, 1999, pp. 1-11.

English Abstract

The numerical simulation and analysis of a prototype scramjet (DLR) in reacting and non-reacting conditions

Jamasb Pirkandi^{1*} and Mostafa Mahmoodi²

1- Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Iran, jpirkandi@mut.ac.ir

1- Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Iran, mostafamahmoodi@mut.ac.ir

*Corresponding author

(Received: 2020.04.20, Received in revised form: 2020.05.27, Accepted: 2020.06.21)

In this paper, the combustion process in a prototype scramjet (DLR) is numerically simulated and studied. To that end, the scramjet is initially simulated and validated in the non-reacting condition. The results show that the method used has the ability to predict the fields of velocity and pressure with appropriate accuracy. Then, the same scramjet is simulated and validated for the reacting case by considering one-reaction model. The results of these two simulations illustrates that the maximum distance of subsonic area from the strut is 141 mm in the reacting case while this distance is only 22 mm in the non-reacting case. the waves pass through the jet region with a slight deviation in the non-reacting case while they are reflected after hitting the jet region in the reacting case.

Keywords: Supersonic combustion, Scramjet, Numerical Simulation, Turbulent flow