

مطالعه عددی تزریق متقاطع در جریان مافوق صوت محفظه احتراق موتور اسکرمجت

امروزه تحقیقات بسیاری جهت توسعه موتورهای هوا- تنفسی اسکرمجت صورت می‌پذیرد. موتورهای اسکرمجت از اکسیژن موجود در اتمسفر به عنوان اکسیدکننده استفاده می‌نمایند که به دلیل نداشتن مخازن اکسیدکننده، وزن این سیستم‌ها در مقایسه با سیستم‌های موشکی کمتر می‌باشد. موفقیت یک سیستم پیش‌رانشی هوا- تنفسی، بستگی زیادی به قابلیت ترکیب شدن مناسب سوخت با هوا دارد. در مورد سیستم‌های پروازی هوا- تنفسی ماورای صوتی، به دلیل نیاز به احتراق مافوق صوت، چالش‌های مربوط به ترکیب شدن سوخت و هوا افزایش می‌یابند. سرعت‌های جریان درون محفظه احتراق این‌گونه موتورها از مرتبه چند هزار متر بر ثانیه است که در نتیجه زمان اقامت مخلوط جهت اختلاط سوخت و هوا بسیار کوتاه می‌باشد. در تحقیق حاضر، حوزه جریان دو-بعدی تزریق متقاطع به درون هوای مافوق صوت به صورت عددی با استفاده از نرم‌افزار فلونت بررسی شده است. معادلات دو-بعدی ناویر- استوکس به همراه مدل آشفتگی دو- معادله‌ای $k-\omega$ SST و معادله حالت گاز کامل حل شده‌اند و نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی با نتایج تجربی مقایسه و اعتبارسنجی شده‌اند.

واژه‌های کلیدی: تزریق متقاطع، جریان مافوق صوت، موتور اسکرمجت، حل عددی.

Numerical Study of Transverse Injection into Supersonic flow of the Scramjet Combustor

Nowadays efforts for development of the scramjet engines are increased. Scramjet engines use atmospheric oxygen as an oxidizer therefore they don't need oxidizer tanks, thus the weight of these systems is less than comparable rocket systems. Success of the air-breathing engines depends on the proper air-fuel mixing. In the case of hypersonic vehicles, air-fuel mixing issues increases. Sufficient mixing between the supersonic airstream and the fuel jet is critical for the design of scramjet engines. Air velocities in the scramjet combustors are in the order of the thousands meters per second and so the residence time for the fuel to mix with air is very short. In current study, two-dimensional flowfield of the jet injection into the supersonic flow investigate numerically using Fluent software. Two-dimensional Navier-Stokes equations and $k-\omega$ SST turbulence model and the perfect gas equation are solved numerically. The results of the numerical solution are compared and validated with experimental data.

Keywords: Transverse Injection, Supersonic Flow, Scramjet Engine, Numerical Solution.

مصطفی زاهدزاده^{۱*} دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس
فتح‌اله امی^۲ دانشیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس

* تهران، کدپستی: ۱۱۱-۱۴۱۱۵

mo.zahedzadeh@chmail.ir

M. Zahedzade^{1*}, PhD Student
Department of Mechanical Engineering, Tarbiat Modares University

F. Ommi², Associate Professor,
Department of Mechanical Engineering, Tarbiat Modares University

*Corresponding Author, Postal Code: 14115-111, Tehran, IRAN
mo.zahedzadeh@chmail.ir

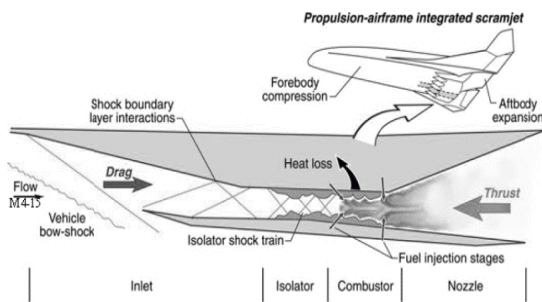
مقدمه

یکی از موضوعات جالب در عرصه وسایل هوافضایی، توسعه پرنده‌های هوافضایی قابل استفاده مجدد شبیه به هواپیماها برای سفرهای فضایی می‌باشد. وسایلی که به صورت عملی امکان‌پذیر باشند، نیازمند به سیستم‌های پیش‌رانشی هواتنفسی می‌باشند. پیش‌رانش هواتنفسی پتانسیل لازم برای سیستم‌های اقتصادی و قابل اعتمادی را فراهم می‌نماید که سفر فضایی از زمین به فضا با پرواز در اتمسفر را فراهم می‌نماید. در این میان پیش‌رانش هواتنفسی اسکرمجت (رمجت با احتراق مافوق صوت) یک تکنولوژی جدید است که نوید دستیابی اقتصادی و کارآمد به فضا را می‌دهد. موتور اسکرمجت به عنوان یک تکنولوژی نوید بخش می‌تواند سیستم‌های حمل و نقل کارآمدی را به وجود آورد که نیازی به حمل اکسیدکننده نداشته باشند. در نتیجه وسایل دارای این تکنولوژی می‌توانند سوخت بیشتری را با خود حمل نموده و وزن ناخالص برخواست آنها می‌تواند کاهش یابد و نیز بعضی از محدودیت‌های پیش‌رانشی موتورهای موشک معمولی را نیز ندارد. یکی دیگر از ویژگی‌های موتورهای اسکرمجت این است که هیچ‌گونه قطعات متحرک دوآری مشابه توربین و کمپرسور موتورهای توربینی ندارند. علاوه بر این، به دلیل اینکه این موتورها برای پرواز در سرعت‌های خیلی زیاد طراحی می‌شوند، معمولاً نسبت به موتورهای معمولی دیگر طولی‌تر می‌باشند و باید با سازه پرنده ترکیب شده و به صورت یکپارچه درآیند [۱].

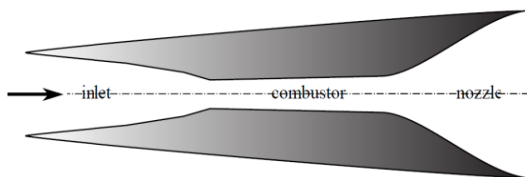
در طی سالیان گذشته تلاش قابل توجهی بر روی توسعه موتورهای هوا-تفسی کارکردی برای پرواز در سرعت‌های خیلی بالا صورت پذیرفته است. بیشترین این مطالعات بر روی موتورهای رمجت با احتراق مافوق صوت (اسکرمجت) صورت گرفته است. طراحی موتور اسکرمجت در واقع در امتداد توسعه موتور رمجت می‌باشد. تفاوت بین این دو موتور تنها به حالت جریان درون موتور مربوط می‌شود. هر دو موتور برای پروازهای مافوق صوتی به کار می‌روند ولی در اسکرمجت جریان درون موتور قبل از محفظه احتراق همچنان مافوق صوت باقی می‌ماند. درحالی‌که، در رمجت جریان درون موتور قبل از محفظه احتراق تا سرعت‌های مادون صوت کاهش می‌یابد. در محدوده اعداد ماخ پروازی ۳ تا ۶ موتورهای رمجت در شرایط بهینه عمل می‌نمایند. بعد از عدد ماخ ۶ فاکتورهای متعددی در کاهش راندمان و کارایی موتور رمجت شرکت دارند. در اعداد ماخ پروازی خیلی زیاد، کاهش سرعت جریان به سرعت‌های مادون صوت غیرواقعی و غیرممکن می‌باشد. زیرا، این کاهش سرعت منجر می‌شود تا فشار و دمای ورودی به محفظه احتراق

بسیار بالا برود که از یک طرف سازه موتور نمی‌تواند این دماها و فشارهای بالا را تحمل نماید. این دماهای بالا منجر به ذوب شدن اکثر مواد شناخته شده موجود می‌شود. از طرف دیگر، این دماها و فشارهای بالا منجر به تجزیه و ترکیب شیمیایی جریان شده و احتراق در جریان در حال تجزیه و ترکیب شیمیایی ناکارآمد است. زیرا، حرارت آزاد شده توسط واکنش‌های احتراقی گرماده توسط حرارت جذب شده از واکنش‌های گرماگیر تجزیه و ترکیب شیمیایی خنثی می‌شود.

موتور اسکرمجت از نظر مفهومی ساده است ولی درک فهم پدیده‌های درون آن به شدت سخت است. شکل ۱ یک طراحی عمومی از یک موتور اسکرمجت را نشان می‌دهد. این موتور از طریق تزریق سوخت (معمولاً هیدروژن) به درون یک جریان هوای مافوق صوت کار می‌کند. موتور اسکرمجت از چهار قسمت اصلی تشکیل شده است: ورودی، جداکننده، محفظه احتراق و شیپوره خروجی. قابل ذکر است که موتورهای اسکرمجت می‌توانند هم به صورت نامتقارن و هم به صورت متقارن محوری طراحی شوند. در شکل ۲، یک دیاگرام شماتیکی از یک اسکرمجت متقارن محوری مشاهده می‌شود.



شکل ۱- تصویر شماتیکی از یک موتور اسکرمجت نامتقارن [۱].



شکل ۲- تصویر شماتیکی یک موتور اسکرمجت متقارن محوری [۲].

بخش ورودی موتور اسکرمجت از طریق یک سری امواج ضربه‌ای مایل، سرعت جریان هوا را کاهش داده و دمای آن را افزایش می‌دهد. این قسمت از رم ورودی هوا استفاده می‌نماید. قسمت جداکننده برای مجزا نمودن محفظه احتراق از بخش ورودی به کار گرفته می‌شود که اجازه می‌دهد تا سرعت جریان کاهش بیشتری یابد. احتراق از طریق تزریق مداوم و پیوسته سوخت (معمولاً هیدروژن) به درون جریان هوای مافوق صوت بدست می‌آید. سوخت با هوا مخلوط شده و محترق می‌شود و

کومار^۴ و همکاران [۲۰]، مدلسازی ریاضی و تحلیل انواع مختلف انژکتور سوخت در موتور اسکرمجت را با استفاده از شبیه‌سازی عددی در نرم‌افزار فلوئنت بررسی کرده‌اند. در این کار از معادلات دو-بعدی ناویر-استوکس با مدل آشفتگی $k-\epsilon$ و مدل واکنشی اضمحلال گردابه نرخ محدود برای شبیه‌سازی حوزه جریان تزریق سوخت هیدروژن در محفظه احتراق اسکرمجت با انواع مختلف انژکتور از قبیل تک دیواره، دو دیواره و ساختار پایه‌دار، استفاده شده است. سانکاران^۵ و همکاران [۲۱]، به تحقیق بر روی شبیه‌سازی عددی در محفظه احتراق مافوق صوت با تزریق متقاطع دومرحله‌ای بعد از یک پله با حفره پرداخته‌اند. این تحقیق نتایج یک مطالعه عددی را ارائه می‌نماید که اثر چهار مدل مختلف محفظه احتراق اسکرمجت را بر روی ویژگی‌های اختلاط سوخت و هوا بررسی کرده‌اند.

تزریق سوخت به درون یک محفظه احتراق مافوق صوت با یک حفره یکی از روش‌های مؤثر جهت پایدارسازی و نگهداری شعله در بازه وسیعی از شرایط عملکردی است. میسرا و اسریدهار^۶ [۲۲]، یک محفظه احتراق مافوق صوت دو-بعدی با تزریق سوخت مستقیم از کف یک حفره با زوایای تزریق مختلف سوخت برای دو حالت در شرایط واکنش‌پذیر و غیرواکنشی را با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت بررسی نموده‌اند. ردی^۷ [۲۳] تزریق موازی سوخت هیدروژن به درون محفظه احتراق اسکرمجت را برای جریان واکنش‌پذیر با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت به صورت عددی بررسی نموده است و اثر زوایای واگرایی و مقیاس کردن بر عملکرد یک محفظه احتراق اسکرمجت بررسی شده است. همچنین اثر امواج ضربه‌ای تولید شده توسط پایه نگهداری انژکتور و شرایط ورودی یک محفظه احتراق اسکرمجت بر راندمان احتراق بیان شده است. چن^۸ و همکاران [۲۴]، جریان‌های تزریق شده از انژکتور ایرورمپ^۹ را به صورت عددی شبیه‌سازی نموده‌اند. شبیه‌سازی‌های آنها برای تزریق سوخت اتیلن از انژکتور ایرورمپ در شرایط جریان غیرواکنشی و جریان واکنش‌پذیر با حل معادلات ناویر-استوکس و مدل آشفتگی دو-معادله‌ای $k-\omega SST$ صورت پذیرفته است.

تحقیقات اندکی نیز در زمینه تزریق جت مایع به درون جریان هوای عرضی مافوق صوت صورت پذیرفته است. تحقیقات در زمینه تزریق سوخت مایع در محفظه‌های احتراق مافوق صوت با چالش‌های فنی روبرو است. احتراق مؤثر نیازمند عمق نفوذ کافی، و خواص اختلاط و آمیزه شدن مناسب مایع می‌باشد [۲۵]. به عنوان مثال، گریک^{۱۰} و همکاران [۲۶] یک طرح

موجب افزایش فشار و دمای جریان می‌شود. سرانجام جریان از طریق یک شیپوره منبسط شده و نیروی تراست تولید می‌نماید. شیپوره نامتقارن خروجی علاوه بر تولید نیروی تراست یک نیروی برآ و یک گشتاور چرخشی نیز تولید می‌نماید که تأثیر زیادی بر روی کنترل وسیله پرنده می‌گذارد [۳ و ۴].

اختلاط کافی و مناسب جریان هوای مافوق صوت با سوخت برای فرآیند احتراق مافوق صوت در موتور اسکرمجت بسیار مهم است [۵]، و توجه بسیاری از محققین را در سطح جهان به خود جلب نموده است و تاکنون روش‌های مختلفی جهت بهبود اختلاط سوخت و هوا ارائه شده است [۶]. با توجه به اینکه زمان اقامت هوا درون موتور از مرتبه میلی‌ثانیه است، زمان اختلاط سوخت با هوا در سطح مولکولی یک فاکتور محدودکننده می‌باشد. این مشکل هنگامی که از سوخت‌های مایع استفاده شود، بیشتر می‌گردد زیرا فرآیندهای اضافی، از جمله تجزیه و شکستن مایع و بخار شدن آن نیز وجود دارند. پایداری شعله نیز یکی از مسائل کلیدی در سرعت‌های بالا می‌باشد و برخی از شعله نگهدارها باید وجود داشته باشند تا زمان اقامت افزایش یابد. ترکیب شیمیایی در ناحیه نگهداری شعله تفاوت زیادی از نواحی دیگر داشته و همچنین گرادیان-های ترکیبات و دما نیز بزرگ می‌باشد. نسبت سوخت به هوای مربوطه باید به میزانی باشد تا ناحیه پایداری شعله در محدوده پروازی و محدوده تغییرات تراکم موتور پایدار باشد [۷].

روش تزریق متقاطع سوخت یکی از ساده‌ترین روش‌ها جهت توسعه فرآیند اختلاط بین سوخت و هواست، که به صورت تجربی [۸] و عددی [۹] بررسی شده است. گلاگولف^۱ و همکاران [۱۰ و ۱۱] جریان مافوق صوت با عدد ماخ ۳ که یک جت هوای در سرعت صوت به درون آن تزریق می‌شود را بررسی کرده‌اند. راندمان اختلاط در تزریق متقاطع توسط بسیاری از محققین با تغییر متغیرهای طراحی از قبیل هندسه انژکتور [۱۲ و ۱۳]، زاویه تزریق [۱۴ و ۱۵]، نسبت فشار جت به جریان اصلی [۱۶]، وزن مولکولی [۱۷]، و غیره بررسی شده است [۱۸]. پاپاموسچو^۲ و همکاران [۱۹]، تأثیر عدد ماخ جریان آزاد، عدد ماخ جت تزریق شده، نسبت فشار استاتیکی، نسبت چگالی و نسبت مومنتوم را بر روی عمق نفوذ با استفاده از روش تصویربرداری شلین^۳ بررسی کرده‌اند. نتایج آنها نشان داد که عمق نفوذ جت تزریق شده به درون جریان متقاطع مافوق صوت، اساساً و بیشتر به نسبت مومنتوم دو جریان بستگی دارد.

4. Kumar
5. Sankaran
6. Mishra & Sridhar
7. Reddy
8. Chen
9. Aero-ramp injector
10. Garrick

1. Glagolev
2. Papamoschou
3. schlieren photography

روش حل عددی

در این تحقیق، معادلات ناویر-استوکس رینولدز متوسط‌گیری شده بر پایه روش چگالی مینا توسط نرم‌افزار فلوئنت حل شده‌اند. معادلات حاکم شامل معادله پیوستگی، معادله مومنوم در جهت‌های x, y ، معادله انرژی و معادله حالت گاز کامل هستند و همچنین از مدل آشفتگی دو-معادله‌ای $k-\omega$ SST جهت مدلسازی آشفتگی استفاده شده است. مدل آشفتگی $k-\omega$ SST ترکیبی از مدل آشفتگی $k-\omega$ ویلکاکس در ناحیه نزدیک دیواره و مدل $k-\varepsilon$ استاندارد در نواحی دور از دیواره است. مدل آشفتگی $k-\omega$ SST معمولاً تخمین خوبی از لایه‌های اختلاط و جریان‌های جت را فراهم می‌نماید [۳۰].

معادلات حاکم برای جریان دو-بعدی به صورت زیر هستند:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} = 0 \quad (1)$$

معادله مومنوم در راستای x :

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u^2 + P)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial y} - \quad (2)$$

$$\text{div}(\mu \text{grad } u) = S_{Mx}$$

معادله مومنوم در راستای y :

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v^2 + P)}{\partial y} - \quad (3)$$

$$\text{div}(\mu \text{grad } v) = S_{My}$$

معادله انرژی:

$$\frac{\partial(\rho e)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho e + P)u}{\partial x} + \frac{\partial(\rho e + P)v}{\partial y} - \quad (4)$$

$$\text{div}(k \text{grad } T) - \Phi = S_e$$

معادله حالت گاز کامل:

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

معادلات آشفتگی نیز به صورت زیر می‌باشند:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho u_j k - (\mu + \quad (6)$$

$$\sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) = \tau_{til} S_{ij} - \beta^* \rho \omega k$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho u_j \omega - (\mu + \quad (7)$$

$$\sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) = P_\omega - \beta \rho \omega^2 +$$

$$2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}$$

که در این معادلات P_ω و F_1 به صورت زیر می‌باشند:

$$P_\omega \equiv 2\gamma\rho(S_{ij} - \omega S_{nn} \delta_{ij}/3)S_{ij} \approx \quad (8)$$

$$\gamma\rho\Omega^2$$

$$F_1 = \quad (9)$$

$$\tanh \left\{ \left(\min \left[\max \left[\frac{\sqrt{k}}{0.09\omega y}, \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega} \right], \frac{4\rho\sigma_{\omega 2}}{CD_{k\omega}} \right] \right) \right\}$$

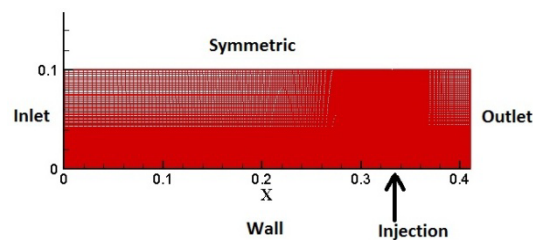
عددی جهت مدلسازی متمیزه شده در جریان‌های تراکم‌پذیر مافوق صوت ارائه نموده‌اند. سیانو^{۱۱} و همکاران [۲۷] شبیه‌سازی شکست اولیه جت مایع در جریان هوای عرضی مافوق صوت را بررسی نموده‌اند و لیو و همکاران [۲۸] نیز شبیه‌سازی‌های عددی تزریق جت مایع به درون جریان‌های عرضی مافوق صوت را با استفاده از مدل دو-سیال خالص انجام داده‌اند.

مدل فیزیکی

در این کار تزریق جت هوا به درون جریان هوای عرضی مافوق صوت شبیه‌سازی شده است. مدل تجربی مورد مطالعه توسط آسو^{۱۲} و همکاران [۲۹]، جهت صحه‌گذاری روش حل عددی حاضر مورد استفاده قرار گرفته است. آزمایش‌های تجربی آسو و همکاران دقت مکانی خوبی از داده‌های فشار دیواره دارند، و بازه وسیعی از نسبت‌های فشار تزریق را پوشش می‌دهند. در این آزمایش‌ها، صفحات منتهای (با دیواره‌های کناری) برای جریان دو-بعدی استفاده شده است و به دلیل نسبت منظری خیلی کوچک مدل فیزیکی می‌توان آن را به صورت دو-بعدی در نظر گرفت.

فاصله از لبه حمله صفحه تا خط مرکزی مجرای تزریق $l = 330/5$ میلی‌متر است و عرض شکاف $w = 1$ میلی‌متر است و فاصله از خط مرکزی مجرای تزریق تا مرز خروجی برابر $80/5$ میلی‌متر در نظر گرفته شده است.

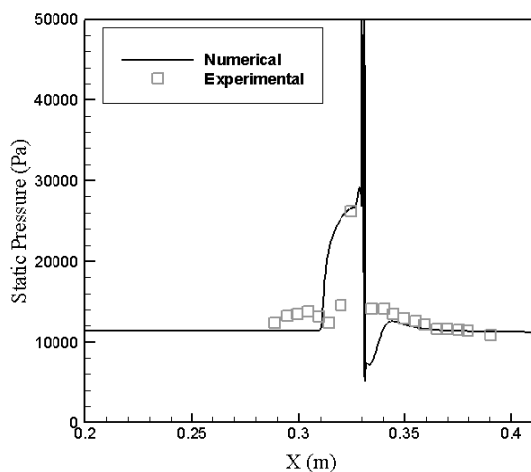
خواص جریان هوای ورودی به این صورت است که عدد ماخ جریان آزاد برابر $3/75$ و فشار استاتیک برابر 11090 پاسکال و دمای استاتیک برابر $78/43$ کلوین است. عدد ماخ جت تزریق شده برابر 1 بوده و دمای استاتیک آن برابر 249 کلوین است. نسبت فشارهای جت به جریان اصلی هوا جهت صحه‌گذاری مطابق مقادیر تجربی برابر $4/86$ ، $10/29$ ، $17/72$ و $25/15$ در نظر گرفته شده‌اند. دمای دیواره پایینی برابر 300 کلوین در نظر گرفته شده و مرز بالایی به صورت متقارن محوری انتخاب می‌شود. شکل (۳) نمایی از شبکه و حوزه محاسباتی را نشان می‌دهد.



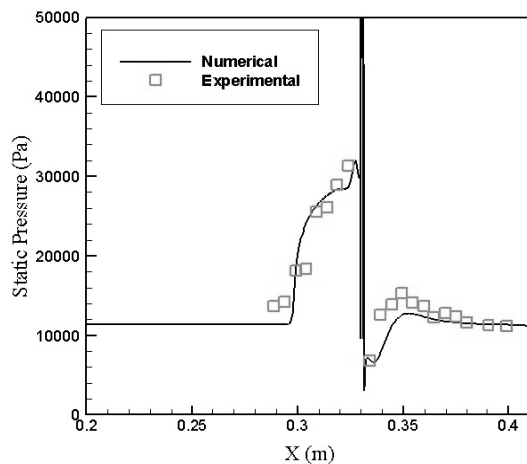
شکل ۳- نمایی از حوزه و شبکه محاسباتی

11. Xiao
12. Aso

نشان داده شده است. از آنجاکه جت صوتی تزریق شده به صورت یک مانع عمل می‌نماید، یک موج ضربه‌ای کم‌انرژی قوی قبل از مجرای تزریق تشکیل می‌شود، و موج ضربه‌ای جدایش توسط گرادیان فشار منفی اعمال می‌شود. ارتفاع دیسک ماخ می‌تواند عمق نفوذ سوخت در جریان مافوق صوت را نشان دهد. محل ایجاد دیسک ماخ در شکل (۱۰) مشاهده می‌شود. ارتفاع دیسک ماخ پارامتری است که معمولاً از آن برای مشخص کردن عمق نفوذ سوخت استفاده می‌شود. در ادامه شبیه‌سازی برای تزریق در زوایای مختلف انجام شده است. در شکل (۱۱) کانتورهای تغییرات دیسک ماخ با تغییر زاویه تزریق جت نشان داده شده است و در شکل (۱۲) تأثیر زاویه تزریق بر ارتفاع دیسک ماخ مشاهده می‌شود. زوایای مختلف تزریق از ۲۵ تا ۹۰ درجه بررسی شده‌اند. با توجه به شکل مشخص است که در بازه زوایای تزریق از ۲۵ تا ۹۰ درجه، با افزایش زاویه تزریق ارتفاع دیسک ماخ افزایش می‌یابد.



شکل ۵- مقایسه نتایج حل عددی با داده‌های تجربی برای توزیع فشار دیواره در نسبت فشار $P_j/P_\infty = 4/86$



شکل ۶- مقایسه نتایج حل عددی با داده‌های تجربی برای توزیع فشار دیواره در نسبت فشار $P_j/P_\infty = 10/29$

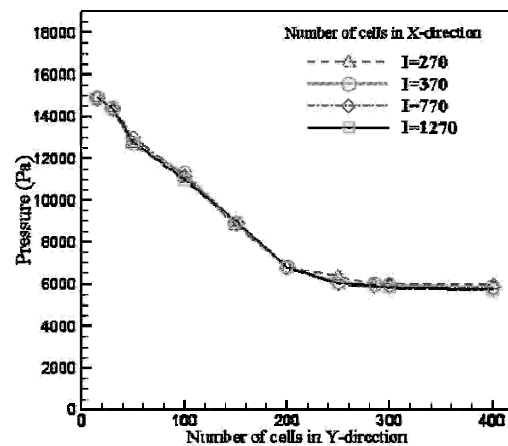
که در معادله (۹)، $CD_{k\omega}$ به صورت زیر است:

$$CD_{k\omega} = \max \left[\frac{2\rho\sigma\omega_2}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-20} \right] \quad (10)$$

از موارد کاربرد این مدل می‌توان به شبیه‌سازی جریان‌های دارای گرادیان فشار معکوس، جریان‌های حول ایرفویل‌ها، جریان‌های داخل کانال، جریان‌های برشی و جریان‌های دارای امواج ضربه‌ای اشاره کرد.

استقلال از شبکه

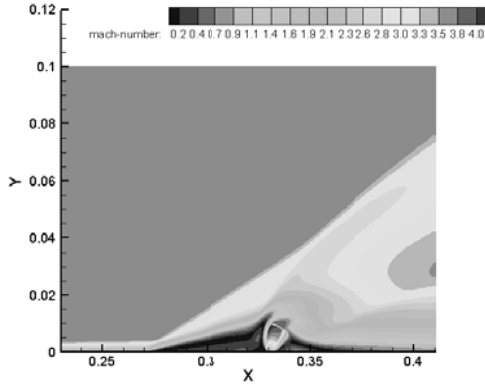
در حل‌های عددی باید استقلال از شبکه بررسی شود تا مشخص شود که نتایج بدست آمده وابسته به تعداد سلول‌های حوزه محاسباتی نیستند. در این کار شبیه‌سازی‌ها برای شبکه‌های مختلف با تعداد سلول‌های مختلف صورت پذیرفته است. در شکل (۴) نمودار استقلال از شبکه برای این مسئله مشاهده می‌شود که محور افقی تعداد سلول‌های شبکه در جهت Y را نشان می‌دهد و نمودارها نشان‌دهنده تعداد نقاط شبکه در جهت محور X هستند و محور عمودی فشار استاتیک بر روی دیواره در نقطه پایینی مرز خروجی را نشان می‌دهد. در این شکل استقلال از شبکه به خوبی با ریزتر شدن شبکه مشاهده می‌شود.



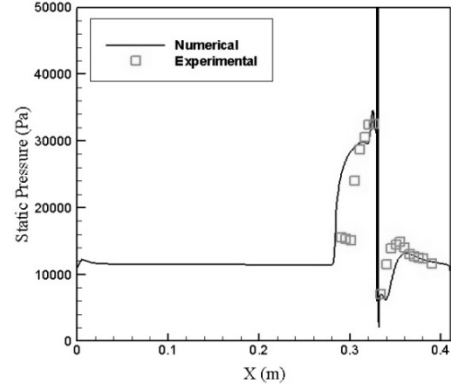
شکل ۴- بررسی استقلال از شبکه برای شبکه‌های مختلف

نتایج و بحث

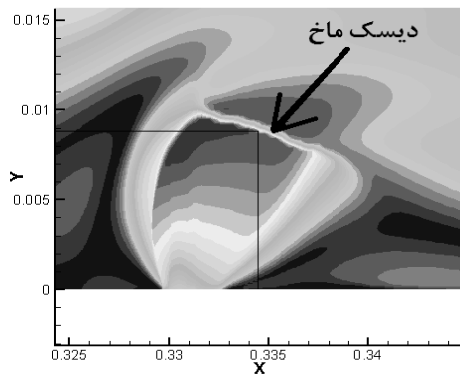
در این پژوهش، حوزه جریان تزریق ثانویه در جریان مافوق-صوت محفظه احتراق موتور اسکرمجت به صورت عددی با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت شبیه‌سازی شده است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی با نتایج تجربی مرجع [۲۹] صحه‌گذاری شده‌اند. شکل‌های (۵) تا (۸) مقایسه‌های توزیع فشار دیواره را برای نسبت فشارهای مختلف جت به جریان اصلی نشان می‌دهند، و مشاهده می‌شود که نتایج بدست آمده از حل عددی تطابق خوبی با داده‌های آزمایشگاهی دارند. در شکل (۹) کانتور تغییرات عدد ماخ برای نسبت فشار جت به جریان اصلی ۲۵/۱۵



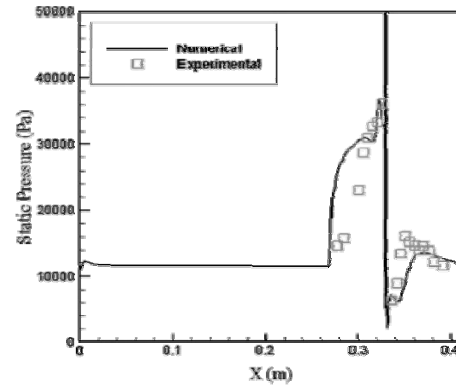
شکل ۹- کانتور تغییرات عدد ماخ در نسبت فشار $P_j/P_\infty = 25/15$



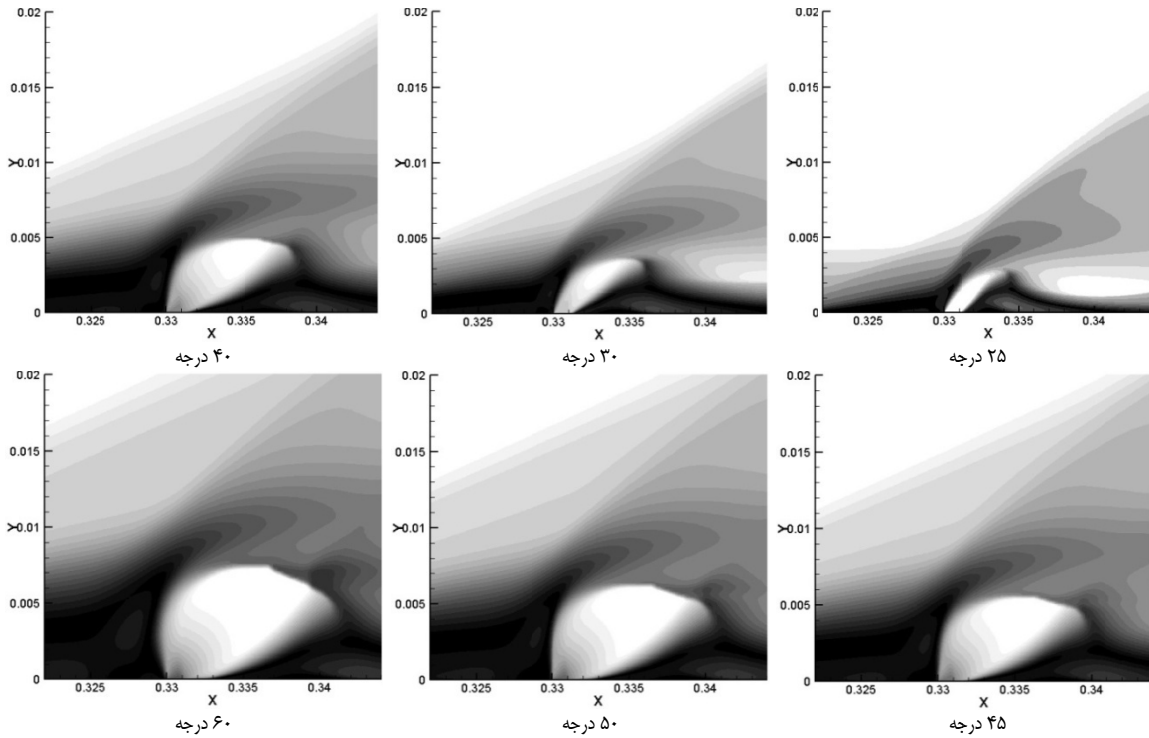
شکل ۷- مقایسه نتایج حل عددی با داده‌های تجربی برای توزیع فشار دیواره در نسبت فشار $P_j/P_\infty = 17/72$



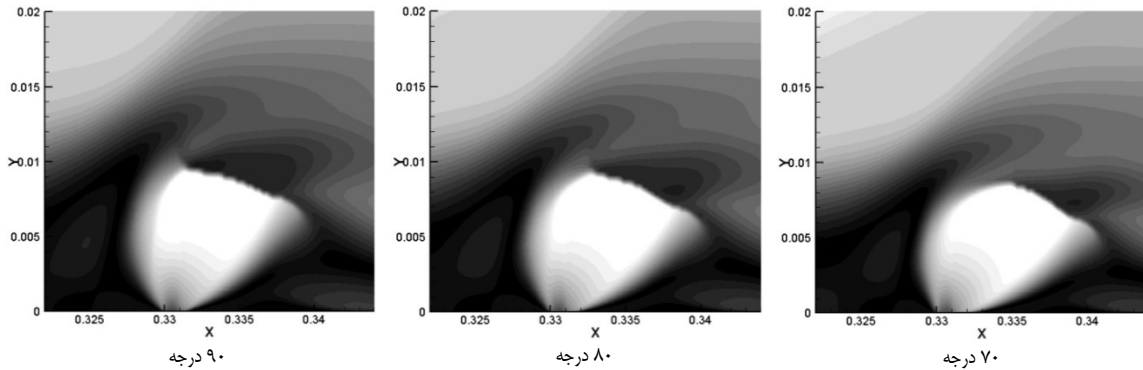
شکل ۱۰- ارتفاع دیسک ماخ که معمولاً از آن به عنوان پارامتری جهت بررسی عمق نفوذ سوخت استفاده می‌شود.



شکل ۸- مقایسه نتایج حل عددی با داده‌های تجربی برای توزیع فشار دیواره در نسبت فشار $P_j/P_\infty = 25/15$



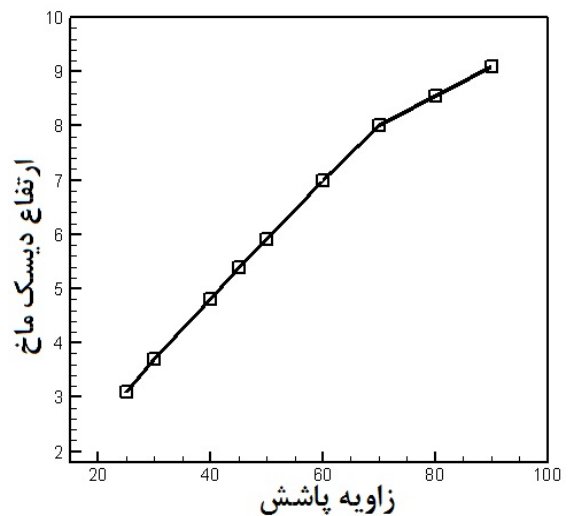
شکل ۱۱- کانتورهای عدد ماخ جهت بررسی تغییرات دیسک ماخ با تغییر زاویه تزریق جت



شکل ۱۱- کانتورهای عدد ماخ جهت بررسی تغییرات دیسک ماخ با تغییر زاویه تزریق جت (ادامه)

مراجع

- [1] Tran, K., One Dimensional Analysis Program for Scramjet and Ramjet Flowpaths, (Ph.D. Thesis), Virginia Polytechnic Institute and State University, December 2010.
- [2] Ogawa, H., Boyce, R. R., Isaacs, A. and Ray, T., "Multi-Objective Design Optimisation of Inlet and Combustor for Axisymmetric Scramjets," *Journal of the Open Thermodynamics*, Vol. 4, pp. 86-91, 2010.
- [3] Tourani, C., Computational Simulation of Scramjet Combustors – A Comparison between Quasi-One Dimensional and 2-D Numerical Simulations, (M.Sc. Thesis), University of Kansas, 2011.
- [4] Hyslop, P., CFD Modelling of Supersonic Combustion in a Scramjet Engine, (M.Sc. Thesis), Department of Engineering Australian National University, 1998.
- [5] Ukai, T. and et al., "Effectiveness of jet location on mixing characteristics inside a cavity in supersonic flow," *Journal of Experimental Thermal and Fluid Science*, Vol. 52, 2014, pp. 59-67.
- [6] Seiner, J. M., Dash, S. M. and Kenzakowski, D. C., "Historical survey on enhanced mixing in scramjet engines," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No.6, 2001, pp. 1273-1286.
- [7] Segal, C. and Corin, S., *The scramjet engine: processes and characteristics*, Published in the United States of America by Cambridge University Press, New York, 2009.
- [8] Sakima, F., et al., "Mixing of a hydrogen jet from a wedge shaped injector into a supersonic cross flow," *Journal of Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 46, No. 154, 2004, pp. 217-223.
- [9] Hassan, E., et al., "Supersonic jet and crossflow interaction: Computational modeling," *Journal of Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 57, 2013, pp. 1-24.
- [10] Glagolev, A.I., Zubkov A.I. and Panov, A., "Supersonic flow past a gas jet obstacle



شکل ۱۲- تغییرات ارتفاع دیسک ماخ با تغییر زاویه تزریق

نتیجه گیری

در این تحقیق مسئله تزریق متقاطع سوخت به درون جریان مافوق صوت جهت بررسی جریان درون محفظه احتراق موتور اسکرمجت، با استفاده از نرم افزار فلوئنت با حل معادلات ناور- استوکس به همراه حل مدل آشفتگی دو-معادله‌ای $k - \omega SST$ و معادله حالت گاز کامل شبیه سازی شده است. شبکه ایجاد شده برای حل توسط نرم افزار گمبیت تولید شده و سپس استقلال از شبکه نیز بررسی شده است. در نهایت نتایج بدست آمده از حل عددی با نتایج آزمایشگاهی مقایسه شده‌اند که مقایسه نتایج نشان دهنده تطابق خوب نتایج حل عددی و نتایج آزمایشگاهی می‌باشد. در ادامه نیز کانتور تغییرات عدد ماخ نشان داده شده است. در ادامه شبیه سازی‌های عددی برای زوایای مختلف تزریق سوخت صورت پذیرفته است که از نتایج این شبیه سازی‌ها مشخص شد که در بازه زوایای تزریق از ۲۵ تا ۹۰ درجه، ارتفاع دیسک ماخ با افزایش زاویه تزریق سوخت، افزایش می‌یابد.

- Applied Science & Engineering Technology (IJRASET)*, Vol. 5, No. 2, February 2017.
- [21] Sankaran, A., Sundararaj, K. and Santhanakrishnan, R., "Certain Investigations of Numerical Simulation on Supersonic Combustor of Staged Transverse Injection behind a Backward Facing Step with Cavity," *Asian Journal of Research in Social Sciences and Humanities*, Vol. 7, No. 2, pp. 603-614, February 2017.
- [22] Mishra, D. P. and Sridhar, K. V., "Numerical Study of Effect of Fuel Injection Angle on the Performance of a 2D Supersonic Cavity Combustor," *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 25, No. 2, April 2012, pp. 161-167.
- [23] Nithish Reddy, P. and Venkatasubbaiah, K., "Numerical Investigations on Development of Scramjet Combustor," *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 28, No. 5, 04014120-1-7, 2015.
- [24] Chen, B., Xu, X., Wei, B. and Zhang, Y., "Numerical simulations of turbulent flows in aeroramp injector/gas-pilot flame scramjet," *Chinese Journal of Aeronautics*, CJA 873, 2017.
- [25] Lee, J., Lin, K.-C. and Eklund, D., "Challenges in fuel injection for high-speed propulsion systems," *AIAA Journal*, Vol. 53, 2015, pp. 1405-1423.
- [26] Garrick, D. P., Hagen, W. A. and Regele, J. D., "An interface capturing scheme for modeling atomization in compressible flows," *Journal of Computational Physics*, vol. 344, 2017, pp. 260-280.
- [27] Xiao, F., et al., "Large eddy simulation of liquid jet primary breakup in supersonic air crossflow," *International Journal of Multiphase Flow*, vol. 87, 2016, pp. 229-240.
- [28] Liu, H., Guo, Y. and Lin, W., "Numerical simulations of transverse liquid jet to a supersonic crossflow using a pure two-fluid model," *Advances in Mechanical Engineering*, vol. 8, no. 1, 2016, pp. 1-13.
- [29] Aso, S., Okuyama, S., Kawai, M. and Ando, Y., "Experimental study on mixing phenomena in supersonic flows with slot injection," *29th Aerospace Sciences Meeting, Reno, Nevada*, AIAA Paper 91-0016, 1991.
- [30] Wilcox, D. C., *Turbulence modeling for CFD*, DCW industries La Canada, CA, 1998.
- emerging from a plate," *Journal of Fluid Dynamics*, Vol. 2, No.3, 1967, pp. 60-64.
- [11] Glagolev, A. I., Zubkov, A. I. and Panov, A., "Interaction between a supersonic flow and gas issuing from a hole in a plate," *Journal of Fluid Dynamics*, Vol. 3, No. 2, 1968, pp. 65-67.
- [12] Wang, G. L., Chen, L. W. and Lu, X. Y., "Effects of the injector geometry on a sonic jet into a supersonic crossflow," *Journal of Science China Physics, Mechanics & Astronomy*, Vol. 56, No. 2, 2013, pp. 366-377.
- [13] Huang, W., Liu, J., Jin, L. and Yan, L., "Molecular weight and injector configuration effects on the transverse injection flow field properties in supersonic flows," *Journal of Aerospace Science and Technology*, Vol. 32, 2014, pp. 94-102.
- [14] Aso, S., Inoue, K., Yamaguchi, K. and Tani, Y., "A study on supersonic mixing by circular nozzle with various injection angles for air breathing engine," *Journal of Acta Astronautica*, Vol. 65, 2009, pp. 687-695.
- [15] Huang, W. and et al., "Parametric effects in a scramjet engine on the interaction between the air stream and the injection," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 226, 2012, pp. 294-309.
- [16] Huang, W., "Effect of jet-to-crossflow pressure ratio arrangement on turbulent mixing in a flowpath with square staged injectors," *Journal of Fuel*, Vol. 144, 2015, pp. 164-170.
- [17] Schetz, J. A., Maddalena, L. and Burger, S. K., "Molecular weight and shock-wave effects on transverse injection in supersonic flow," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 26, No. 5, 2010, pp. 1102-1113.
- [18] Yan, L., Huang, W., Li, H. and Zhang, T., "Numerical investigation and optimization on mixing enhancement factors in supersonic jet-to-crossflow flow fields," *Journal of Acta Astronautica*, Vol. 127, 2016, pp. 321-325.
- [19] Papamoschou, D., Hubbard, D. G. and Lin, M., "Observations of Supersonic Transverse Jets," in *Space Manufacturing 8-Energy and Materials from Space*, AIAA paper 91-1723, 1991.
- [20] Kumar Dixit, D. S., Kumar, C. R. and Badholiya, S., "Mathematical Modeling and Analysis of Different Type of Fuel Injector in Scramjet Engine Using CFD Simulation in Fluent," *International Journal for Research in*