

مطالعه عددی اثر موج شوک برخوردی بر احتراق جت متقاطع هیدروژن در جریان مافوق صوت

علی اکبر شکران^۱ و صادق تابع جماعت^۲

۱- دانشجوی دکتری، مهندسی هوافضا، دانشگاه امیرکبیر، تهران (نویسنده مخاطب)، ashekarian@aut.ac.ir

۲- دانشیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه امیرکبیر، تهران sadegh@aut.ac.ir

(دریافت: ۱۳۹۳/۷/۹، دریافت آخرین اصلاحات: ۹۴/۱/۱۲، پذیرش: ۹۴/۱/۲۳)

چکیده: در این مطالعه، احتراق جت متقاطع سوخت در جریان مافوق صوت هوا به صورت عددی بررسی شده است. گاز تزریق شامل مخلوط پیش احتراق هوا و هیدروژن با نسبت هم‌ارزی ۴/۵ بوده است. میدان در دو حالت بدون شوک برخوردی و همراه با شوک مایل برخوردی تحلیل شده است. تحلیل به کمک نرم‌افزار این فوم و در میدان سه بعدی انجام شده است. از مدل اغتشاشی دومعادله‌ای SST-k ω و مدل احتراقی PaSR استفاده شده است. هدف از مطالعه صورت گرفته بررسی اثر شوک مایل برخوردی بر پایداری شعله بوده است. در حالت عدم وجود شوک برخوردی، واکنش‌های احتراقی در میدان بسیار کند صورت می‌گیرد. در حالت وجود شوک مایل، واکنش‌های احتراق با سرعت بالاتری انجام می‌شود که این موضوع نشان‌دهنده پایداری شعله است. بررسی دقیق میدان نشان می‌دهد واکنش از امتداد لبه شکاف تزریق شروع شده و به سمت داخل میدان گسترش می‌یابد. نتایج حاصل با نتایج آزمایش‌های تجربی سازگاری دارد.

کلیدواژگان: جریان مافوق صوت، احتراق، تزریق متقاطع، شوک برخوردی

مقدمه

اسکرم‌جت‌ها^۱، به دلیل مزایایی که نسبت به راکت‌ها دارند، انتخاب اصلی جهت پروازهای ماورای صوت داخل جو در آینده خواهند بود. این موتورها به دلیل استفاده از اکسیژن محیط اطراف، صرفه‌جویی قابل توجهی در وزن وسیله پرنده به وجود می‌آورند. براساس بررسی صورت گرفته توسط فرای^[۱] نه تنها اسکرم‌جت‌ها نسبت به موتورهای راکت ضربه مخصوص بالاتری ایجاد می‌کنند، بلکه استفاده از هیدروژن به عنوان سوخت آن‌ها در مقایسه با سوخت‌های هیدروکربنی موجب افزایش ضربه مخصوص می‌شود.

از آنجا که جریان در محفظه احتراق مافوق صوت است و با توجه به زمان کم حضور سوخت و اکسیدکننده، پایداری شعله یکی از مسائل اصلی در طراحی اسکرم‌جت است. به همین دلیل، مطالعات زیادی در خصوص این موضوع صورت گرفته است. وانگ و همکاران نشان دادند هندسه ایجاد شده توسط تزریق نمی‌تواند به تنهایی موجب پایداری شعله شود^[۲]. در طول سال‌های گذشته فعالیت‌های زیادی در خصوص روش‌های نگهداری شعله در محفظه احتراق در جریان مافوق صوت صورت گرفته است. از جمله این روش‌ها می‌توان به استفاده از حفره^۲، پله پسرو^۳، تزریق‌کننده‌های شیب‌دار گوه‌ها^۴ و مشعل پلاسما^۵ اشاره کرد.

1. Scramjet
2. Cavity
3. Backward facing step
4. Wedges
5. Plasma Torch

در طول پرواز ماورای صوت، دامنه وسیعی از عددهای ماخ، زاویه حمله، چگالی هوا و ارتفاع پرواز وجود دارد. لذا شوک‌های برخوردی فراوانی با قدرت و مکان متغیر در محفظه احتراق اسکرم‌جت رخ می‌دهد. برای کنترل احتراق مافوق صوت، نتیجه اندرکنش امواج شوک و اختلاط هوا و سوخت با فرایند احتراق باید مطالعه شود. روش‌های زیادی برای تزریق سوخت در محفظه احتراق استفاده می‌شود. از این میان، روش تزریق متقاطع، نفوذ و اختلاط مناسبی به وجود می‌آورد، ولی دارای نقطه ضعف افت زیاد فشار کل است.

فعالیت‌های پایه‌ای این موضوع به بررسی میدان جریان ایجادشده در اثر تزریق متقاطع جت صوتی در جریان جانبی مافوق صوت مربوط می‌شوند. اوکویاما و همکاران [۳] مطالعات تجربی در خصوص فرایند اختلاط در جریان مافوق صوت همراه با تزریق متعامد از مقطع شکاف را انجام دادند. در نتیجه فعالیت آن‌ها، ساختار میدان به وجود آمده مشخص شد. همچنین، اندازه‌گیری پارامترهایی مانند توزیع فشار روی دیواره، ارتفاع دیسک ماخ و فاصله جدایش صورت گرفت. ریزتا [۴] شبیه‌سازی عددی روی میدان مشابه را انجام داد. ایشان از مدل اغتشاشی کی-اِپسیلون استاندارد استفاده کردند. براساس نتایج، با وجود صحت پیش‌بینی کلیات میدان، محاسبه فاصله جدایش جریان دارای خطا بود. بن یاکار و همکاران [۵،۶] مطالعات تجربی روی نگهداری شعله در جریان مافوق صوت انجام دادند. فعالیت آن‌ها بر روی روش استفاده از حفره^۱ متمرکز شده بود. ناکامورا و همکاران احتراق هیدروژن در جریان مافوق صوت در شرایط تزریق متعامد و برخورد شوک مایل را بررسی کردند [۷]. مشخصات میدان جریان در شرایط مذکور توسط ایشیدا و همکاران اندازه‌گیری شد [۸]. مای و همکاران اثر برخورد شوک با جت سوخت را بر اختلاط و احتراق بررسی کردند [۹]. سه فعالیت اخیر به یک تیم ژاپنی از دانشگاه توهوکو مربوط می‌شود. براساس نتایج فعالیت آن‌ها، اگر محل برخورد امتداد شوک با صفحه تزریق پایین‌تر از محل تزریق سوخت باشد، امکان پایداری شعله وجود خواهد داشت. با وجود مطالعات صورت‌گرفته، هنوز جزئیات اثر برخورد شوک بر پایداری شعله مشخص نشده است [۱۰]. شرکاء و همکاران [۱۰] اثر برخورد شوک مایل بر این میدان را به صورت عددی و دوبعدی بررسی کردند. همچنین، هواگ و همکاران در تحلیل عددی دوبعدی میدان مشابه، اثر قدرت شوک بر میدان جریان حاصل را بررسی کردند [۱۱]. براساس نتیجه حاصل از فعالیت آن‌ها، مزیت مدل اغتشاشی SST به اثبات رسید.

در شکل ۱، میدان ناشی از تزریق متعامد جریان صوتی در جریان مافوق صوت و در حضور شوک مایل برخوردی نشان داده شده است. چنین میدانی در مطالعات تجربی و عددی مختلف مشاهده و گزارش شده است [۴،۷،۹،۱۰،۱۲،۱۳]. در اثر تزریق جریان صوتی فشار بالا به ناحیه‌ای با فشار پایین‌تر، تعدادی امواج انبساطی و تراکمی به وجود می‌آیند که شکلی خاص را پدید می‌آورند. این ناحیه شوک بشکه‌ای^۲ نامیده می‌شود. این ناحیه در جریان مافوق صوت مانند مانع عمل کرده و موجب ایجاد یک شوک کروی^۳ می‌شود. وجود گرادیان فشار ناشی از این شوک موجب جدایش جریان به همراه امواج تراکمی می‌شود که به صورت موج شوک جدایش دیده می‌شود. این شوک با ادغام در شوک کروی، یک سیستم شوک لاند^۴ را ایجاد می‌کند. جدایش لایه مرزی موجب ایجاد یک ناحیه چرخشی در بالادست تزریق می‌شود. به علاوه، جهت ایجاد سازگاری میان جریان تزریق و این ناحیه چرخش، یک ناحیه چرخشی کوچک‌تر میان آن‌ها پدید می‌آید.

در پایین دست ناحیه تزریق، چسبیدن مجدد جریان به صفحه زیرین موجب ایجاد شوک ثانویه می‌شود. در فاصله میان ناحیه تزریق و چسبیدن مجدد جریان، یک ناحیه دیگر چرخشی ایجاد می‌شود. بنابر نظر ارائه شده در برخی از مطالعات قبلی، این ناحیه چرخشی به دلیل کاهش سرعت متوسط و افزایش زمان توقف سیال، موجب اختلاط سیال تزریق شده و جریان اصلی می‌شود. افزایش طول این ناحیه به افزایش اختلاط و پایداری شعله کمک خواهد کرد.

1. Cavity
2. Barrel Shock
3. Bow Shock
4. λ Shock System.

هدف مطالعه حاضر بررسی اثر شوک مایل برخوردی بر میدان جریان، نرخ واکنش و پایداری شعله در ناحیه اشاره شده در شکل ۱ است. این کار به وسیله تحلیل میدان واکنشی به صورت سه بعدی انجام شده است. امتداد موج شوک مایل با ناحیه بعد از مقطع انژکتور برخورد می کند. گاز تزریق شده یک مخلوط پیش احتراق^۱ هیدروژن و هواست. کار حاضر بر نتایج آزمایشگاهی مراجع [۷] تا [۹] تمرکز دارد.

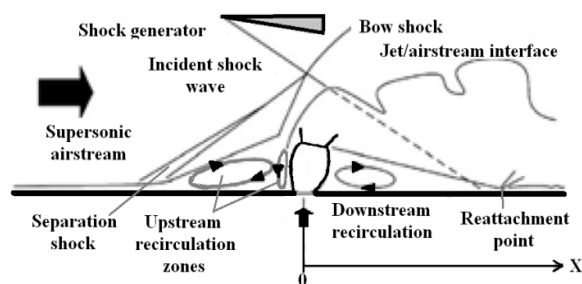


Figure 1- Flow field induced by transverse injection in supersonic flow
شکل ۱- میدان جریان ناشی از تزریق متعامد در جریان مافوق صوت

مدل فیزیکی و معادلات حاکم بر روش عددی

ناحیه مورد مطالعه، به شکل مکعب مستطیل و با شکاف تزریق در صفحه زیرین است. ابعاد صفحه تزریق 90×30 میلی متر در نظر گرفته شده است. ارتفاع میدان حل نیز ۲۰ میلی متر است. اندازه شکاف تزریق 0.25 میلی متر در جهت جریان اصلی و 100 میلی متر عمود بر جریان قرار داده شده است. این ابعاد نصف ابعاد آزمایش های تجربی [۹] است. با توجه به تقارن موجود، مساله به صورت متقارن حل شده است. در شکل ۲، هندسه مسئله نشان داده شده است. بر اساس مرجع [۹]، در صورتی که نسبت فشار کل جریان اصلی و جریان تزریق ثابت باشد، تشابه میان میدان جریان اصلی و میدان مقیاس شده وجود دارد. به همین دلیل، نصف کردن ابعاد در تحلیل مجاز دانسته شده است. در صورت نیاز به مقایسه میان میدان حل و نتایج تجربی، ابعاد براساس طول شکاف تزریق در جهت جریان، بی بعد می شوند.

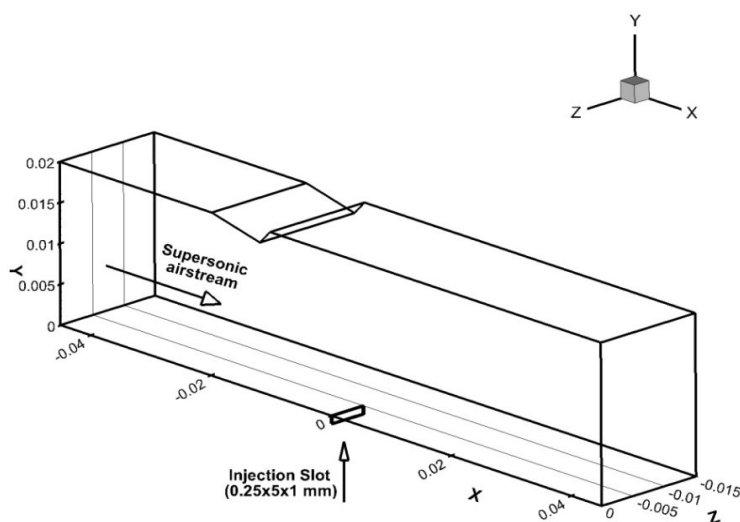


Figure 2- Geometry used for problem solution
شکل ۲- هندسه مورد استفاده در حل مسئله

1. Pre-burned.

در تحلیل انجام شده عدد ماخ جریان اصلی ۲/۵، فشار کل ۰/۵ مگاپاسکال و دمای کل آن ۶۷۳ کلوین است. در مطالعات تجربی [۷،۹]، با توجه به پایین تر بودن دمای جریان هوای اصلی از دمای خود اشتعالی هیدروژن، یک محفظه احتراق اولیه در زیر صفحه تزریق قرار گرفته و در آن هیدروژن با هوا با نسبت هم ارزی ۴/۵ محترق شده و محصولات احتراق با شرایط صوتی^۱ از شکاف تزریق وارد فضای آزمایش می‌شوند. در فعالیت عددی فعلی، برای شبیه‌سازی محفظه یادشده از نرم‌افزار تعادل شیمیایی CEA استفاده شده است [۱۴]. محفظه احتراق با نسبت هم‌ارزی ۴/۵ و فشار کل ۱/۲ مگاپاسکال مدل شده و شرایط گلوگاه خروجی آن جهت اعمال در شرایط مرزی شکاف تزریق مد نظر قرار گرفته است. فشار، دما، سرعت و کسر جرمی اجزا در شرایط گلوگاه، که همان شرایط صوتی است، شرایط مرزی شکاف تزریق در مسئله اصلی را تشکیل می‌دهند. ترکیب گازهای شیمیایی، که برای تزریق مورد استفاده قرار گرفته است، در جدول ۱ ارائه شده است.

جدول ۱- ترکیب شیمیایی گازهای تزریق شده از باریکه تزریق

Table 1- Chemical composition of injected gases from injection slot

Chemical component	Mass fraction
H	17e-9
H2	0.0904
H2O	0.232099
OH	1e-9
N2	0.6775

جهت تولید شوک مایل از یک گوه در قسمت بالایی کانال استفاده شده که زاویه آن، مطابق آزمایش‌های انجام شده، ۱۰ درجه است. برای جلوگیری از جدایش جریان در ابتدای صفحه تزریق، در آزمایش‌های تجربی، این صفحه با زاویه ۲ درجه نسبت به جریان ورودی نصب شده است. در کار عددی حاضر نیز این موضوع رعایت شده است. مرکز مختصات انتخابی روی همین صفحه، در نقطه وسط شکاف تزریق در نظر گرفته شده است. محور x همان محور تقارن صفحه تزریق و جهت مثبت آن، جهت جریان اصلی است.

معادلات بی‌بعد متوسط‌گیری شده فاوور^۲ در شکل پایستار برای جریان تراکم‌پذیر، با احتساب معادلات انتقال انرژی و ذرات، به صورت زیر قابل بیان است [۱۵].

$$\frac{\partial \hat{U}}{\partial t} + \frac{\partial \hat{F}_j}{\partial \xi_j} = \frac{1}{Re_0} \frac{\partial \hat{F}v_j}{\partial \xi_j} \quad (1)$$

$$\hat{F}_j = \begin{bmatrix} \tilde{\rho} \bar{U}_j; k=1 \dots 9 \\ \tilde{\rho} \bar{u}_1 \bar{U}_j + \frac{\partial \xi_j}{\partial \bar{x}_1} \tilde{P} \\ \tilde{\rho} \bar{u}_2 \bar{U}_j + \frac{\partial \xi_j}{\partial \bar{x}_2} \tilde{P} \\ \tilde{\rho} \bar{u}_3 \bar{U}_j + \frac{\partial \xi_j}{\partial \bar{x}_3} \tilde{P} \\ (\tilde{E} + \tilde{P}) \bar{U}_j \end{bmatrix} \quad (2)$$

1. Sonic
2. Favre-average.

$$\hat{F}v_j = \begin{bmatrix} \tilde{\rho}(\tilde{D}_k + \tilde{D}_t) \left(\frac{\partial \xi_j}{\partial \tilde{x}_i} \frac{\partial Y_k}{\partial \tilde{x}_i} \right); k=1 \dots 9 \\ \frac{\partial \xi_j}{\partial \tilde{x}_i} \tilde{\tau}_{1i} \\ \frac{\partial \xi_j}{\partial \tilde{x}_i} \tilde{\tau}_{2i} \\ \frac{\partial \xi_j}{\partial \tilde{x}_i} \tilde{\tau}_{3i} \\ \frac{\partial \xi_j}{\partial \tilde{x}_i} (\tilde{u}_i \tilde{\tau}_{1i} + \tilde{q}_i) \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\bar{U}_j = \frac{\partial \xi_j}{\partial \tilde{x}_i} \tilde{u}_i \quad (4)$$

$$\tilde{\tau}_{ij} = (\tilde{\mu} + \tilde{\mu}_t) \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial \tilde{x}_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial \tilde{x}_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial \tilde{x}_k} \right) \quad (5)$$

$$\tilde{q}_j = \frac{\tilde{\mu}_t}{Pr_t} \left(\frac{\partial \tilde{h}}{\partial x_j} \right) + \tilde{\lambda} \frac{\partial \tilde{T}}{\partial x_j} + \langle \tilde{\rho} \rangle \sum_{k=1}^{NS} \tilde{h}_k \tilde{D}_k \frac{\tilde{Y}_k}{\partial \tilde{x}_j} \quad (6)$$

برای بسته شدن سیستم معادلات، فشار مخلوط گازی توسط رابطه گاز کامل تعریف می‌شود:

$$\tilde{P} = \tilde{\rho} \tilde{R} \tilde{T} \quad (7)$$

که ثابت گاز برای مخلوط گازها با استفاده از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$\tilde{R} = \frac{R}{C_{p0}} = \frac{R_u}{C_{p0}} \sum_{k=1}^{NS} \frac{Y_k}{W_k} \quad (8)$$

آنتالپی هر جزء با استفاده از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$h_k = h_k^0 + \int_{T_{ref}}^T C_{p_k} dT \quad (9)$$

که h_k^0 آنتالپی تشکیل و C_{p_k} ظرفیت گرمایی ویژه جزء k است.

برای انجام این پروژه از نرم افزار این فوم^۱ استفاده شده است. برای گسسته‌سازی معادلات، یکی از روش‌های کاهش مرتبه تغییرات کل^۲ همراه با محدودکننده ماسل^۳ استفاده شده است. این دسته از روش‌ها جزء روش‌های دقیق در محاسبات جریان‌های با سرعت‌های بالابند که از مرتبه دوم و در نزدیکی ناپیوستگی‌ها از مرتبه اول هستند. بر این اساس، جمله‌های میان‌یابی براساس روش شار ماسل و جمله‌های دیگر به‌صورت متناسب با این روش گسسته‌سازی شدند. برای مدلسازی اغتشاش از روش معادلات متوسط‌گیری شده رینولدز^۴ استفاده شده است. از میان روش‌های موجود، روش دومعادله‌ای اس اس تی کی امگا استفاده شده است.

مکانیزم سینتیکی احتراق هیدروژن شامل ۹ ذره و ۲۷ واکنش در نظر گرفته شده است [۱۶]. برای مدلسازی اندرکنش اغتشاش و نرخ واکنش شیمیایی از مدل PaSR استفاده شده است. این مدل، شکل بهبودیافته EDC است که مزیت آن توانایی احتساب سینتیک شیمیایی است.

1. OpenFOAM
2. Total Variation Diminishing (TVD)
3. MUSCL Limiter.
4. RANS

شرط مرزی روی صفحه تزریق و روی سطح گوه، بدون لغزش انتخاب شد. برای صفحه xy شرط تقارن و برای سطح بالایی شرایط جریان آزاد انتخاب شد. مسئله در دو وضعیت حل شده است. یک حالت مربوط به عدم وجود شوک برخوردی است. در حالت دیگر شوک برخوردی وجود دارد و محل برخورد امتداد آن با صفحه تزریق نقطه $+40$ (بی بعد) است. با توجه به مشکلات حل عددی، برای حل هریک از حالت‌های مسئله از سه گام استفاده شده است. در گام اول، جریان بدون واکنش شیمیایی و روی یک شبکه درشت (در حدود یکصد هزار سلول) حل شده است. در این حالت لایه مرزی و پدیده‌های مربوط به آن مشاهده نشده و تنها شوک منحنی و شوک ناشی از گوه تشکیل می‌شود. در قدم بعد، نتیجه به‌عنوان شرط اولیه یک شبکه ریز (در حدود یک میلیون سلول) در نظر گرفته شده است. در این حالت، لایه مرزی و شوک جدایش و نواحی چرخشی قابل مشاهده است؛ البته همچنان، جریان به‌صورت غیرواکنشی حل شده است. ابعاد سلول‌های شبکه به‌طرف محل تزریق و به‌طرف صفحه زیرین ریز می‌شود. برای برقراری شرط مربوط به y^+ لازم است نزدیک‌ترین سلول روی مرز زیرین دارای اندازه 0.15 میلی‌متر باشد. در مرحله آخر، جواب‌های قسمت قبل روی همان شبکه به‌عنوان شرط اولیه در نظر گرفته شده و میدان به‌صورت واکنشی حل می‌شود. ابعاد شبکه مورد استفاده در حالت‌های مختلف در جدول ۲ ارائه شده است. جهت بررسی استقلال جواب از ابعاد شبکه، در حالت بدون شوک برخوردی و بدون واکنش، مسئله روی شبکه ریزتر با تعداد 1567800 سلول نیز حل شد. با مقایسه نتایج، مشخص شد توزیع فشار روی محور x تا حد قابل قبولی مشابه نتایج مربوط به شبکه با 977128 سلول است.

جدول ۲- تعداد سلول‌های شبکه در مراحل مختلف تحلیل

Table 2- Number of grid cells in various steps

	Whit out Shock	Whit Shock
Corse Grid	82250	82250
Fine Grid	977128	1007606

در محل برخورد سیال تزریق با مرز ثابت صفحه زیرین، نوسانات سرعت و فشار مشاهده شد. برای جلوگیری از این موضوع، یک کانال کوچک به ارتفاع 1 میلی‌متر به باریکه انژکتور اضافه و شرط بدون لغزش روی دیواره‌های آن اعمال شد. در حل مسئله از عدد کورانت^۱ برای تعیین گام زمانی استفاده شده است. عدد کورانت در ابتدا حدود 0.1 در نظر گرفته شده و سپس تا حدود 0.6 بالا رفت. شرط همگرایی برای تمام پارامترها $\epsilon < 10^{-6}$ در نظر گرفته شد. مسائل مورد نظر با استفاده از امکان پردازش موازی نرم‌افزار این فوم توسط یک رایانه با پردازنده هشت هسته‌ای و همچنین با استفاده از یک نود 16 هسته‌ای از ابررایانه دانشگاه امیرکبیر حل شد. با استفاده از رایانه با پردازنده هشت هسته‌ای، برای مسئله غیرواکنشی و شبکه درشت حدود 8 ساعت زمان مورد نیاز بود. رسیدن به جواب با شبکه ریز و بدون واکنش به حدود 5 روز زمان نیاز داشت. حل میدان مشابه و همراه با واکنش حدود 30 روز زمان از رایانه مذکور اشغال می‌کرد. این زمان‌ها برای ابررایانه حدود 40 درصد کاهش می‌یافت.

اعتباردهی روش حل

جهت تأیید روش حل، مسئله تزریق از شکاف به صورت متعامد در جریان مافوق صوت بررسی شده است. میدان حل شده شامل یک صفحه تزریق مستطیل‌شکل با طول 500 و عرض 150 میلی‌متر است. حل به‌صورت سه‌بعدی در میدان شامل صفحه فوق و تا ارتفاع 170 میلی‌متر انجام شده است. طول شکاف تزریق در جهت جریان اصلی 1 میلی‌متر و عرض آن در جهت عمود بر جریان اصلی 100 میلی‌متر است. فاصله این شکاف از ابتدای صفحه تزریق 330 میلی‌متر است. شرایط حل مسئله مطابق با شرایط مرجع [۳] و [۴] انتخاب شده است.

1. Courant Number

در حل مسئله از تعداد ۱۰۹۲۰۰ سلول شبکه استفاده شده و ابعاد شبکه به طرف محل تزریق و همچنین به طرف صفحه زیرین ریز شده است. جریان مافوق صوت دارای ماخ ۳/۷۵، فشار کل ۰/۳۷۲ مگاپاسکال و دمای ۲۹۹ کلوین است. عدد رینولدز جریان اصلی براساس فاصله محل تزریق از ابتدای صفحه برابر $10^7 \times 2/07$ است. گاز نیتروژن با ماخ ۱ جهت تزریق استفاده شده است. نسبت فشار کل جریان هوای اصلی به گاز تزریقی برابر ۰/۳۱ است. برای حل مسئله از دو حلگر reactingFOAM و rhoReactingFOAM بعد از اعمال اصلاحاتی در روش گسسته‌سازی استفاده شد. نتایج توزیع فشار روی محور تقارن صفحه تزریق در شکل ۳ ارائه شده است. در نمودار، مقدار فشار براساس فشار استاتیک جریان اصلی و محور افقی براساس فاصله محل تزریق از ابتدای صفحه بی بعد شده‌اند. همان‌طور که مشاهده می‌شود، نتایج به دست آمده مطابقت خوبی با نتایج تجربی و حل عددی قبلی دارند. در نهایت، حلگر reactingFOAM برای حل اصلی استفاده شد.

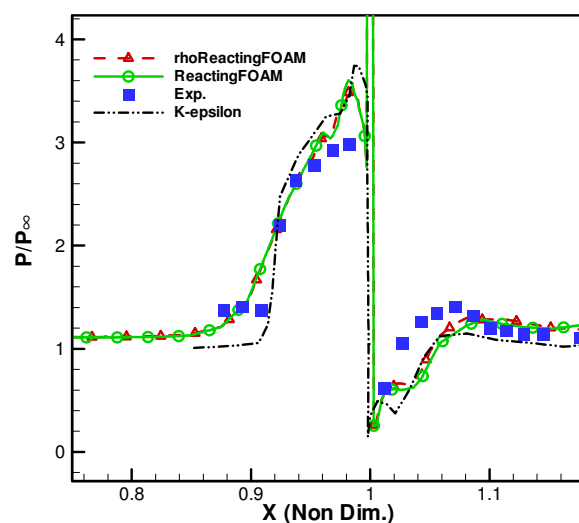


Figure 3- Pressure distribution on the x-axis, comparison between experimental results[3], previous[4] and present numerical results
 شکل ۳- توزیع فشار روی محور X (مقایسه نتایج حاصل از اندازه‌گیری تجربی [۳]، عددی قبلی [۴] و حل عددی فعلی)

حل مسئله و تحلیل نتایج

پس از اعتباردهی روش عددی، مسئله اصلی حل شد. شکل ۴ نشان‌دهنده نتیجه میدان سرعت به دست آمده از حل عددی در حالت بدون شوک برخوردی در صفحه تقارن است. اجزای معرفی شده در قسمت مقدمه در این شکل قابل مشاهده‌اند. در این شکل، ناحیه شوک بشکهای به همراه شوک منحنی^۱، شوک جدایش^۲، سیستم شوک لاند^۳ و شوک چسبیدگی مجدد^۴ دیده می‌شوند. همچنین، دو ناحیه چرخشی در قسمت بالادست تزریق و یک ناحیه چرخشی در پایین دست ایجاد شده‌اند. در شکل ۵، توزیع فشار به همراه خطوط جریان در صفحه تقارن نمایش داده شده است. در قسمت الف، شوک برخوردی وجود ندارد و در قسمت ب امتداد شوک برخوردی در $x=0/01$ با محور x برخورد می‌کند. در شکل، محورها برحسب متر بیان شده‌اند. در هر دو شکل شوک‌های بشکهای، منحنی، جدایش و چسبیدگی مجدد به همراه نواحی چرخشی قابل مشاهده است. از مقایسه دو شکل دیده می‌شود که در حالت وجود شوک مایل برخوردی، نواحی چرخشی قبل از شکاف تزریق بدون تغییر باقی مانده، ولی ناحیه چرخشی پایین دست شکاف تزریق توسعه می‌یابد.

1. Bow Shock
2. Separation Shock
3. λ Shock System.
4. Reattachment Shock.

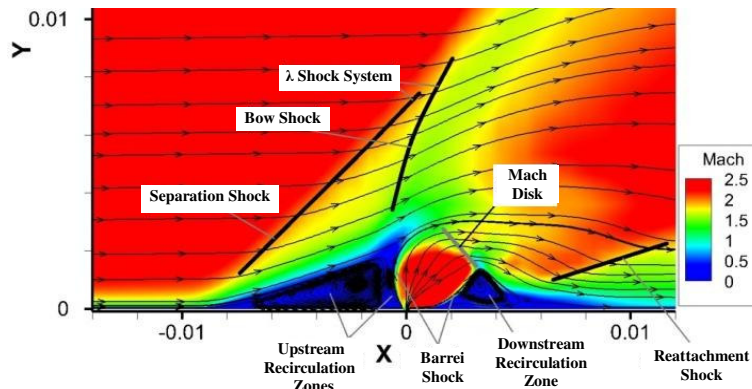


Figure 4- Velocity field in the case of without incident shock wave

شکل ۴- میدان سرعت استخراج شده توسط حل عددی در حالت بدون شوک برخوردی

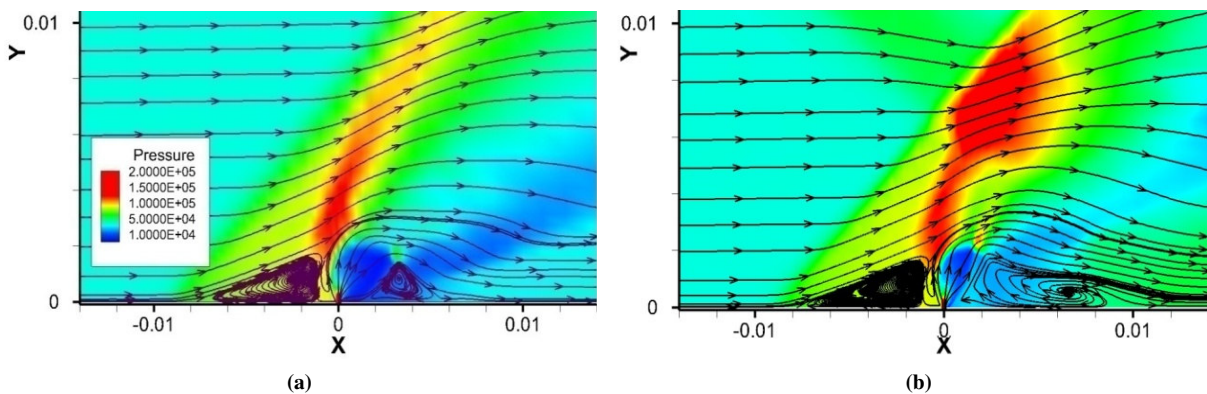


Figure 5- Pressure field and streamlines on symmetry plan for (a) without incident shock, (b) with incident shock impinging $x= +0.01$

شکل ۵- توزیع فشار به همراه خطوط جریان در صفحه تقارن: (الف) بدون شوک برخوردی، (ب) همراه با شوک برخوردی در $x=+0.01$

در بررسی احتراق، معمولاً توزیع رادیکال OH به عنوان یکی از نکات کلیدی مورد توجه قرار می‌گیرد. در شکل ۶، توزیع کسر جرمی OH روی مقاطع مختلف در دو حالت مسئله ارائه شده است. مشاهده می‌شود که در حالت بدون شوک برخوردی، غلظت رادیکال مذکور در پایین دست محل تزریق افزایش ناچیزی پیدا کرده است. از طرف دیگر، در حضور شوک مایل، مقدار کسر جرمی رادیکال OH بعد از مقطع انژکتور بالا رفته است. بررسی دقیق تر شکل ۶ نکته دیگری را مشخص می‌کند. رشد غلظت رادیکال OH از امتدادی نزدیک به لبه شکاف تزریق شروع شده و سپس در کل میدان توسعه می‌یابد. به بیان دیگر، به نظر می‌رسد افزایش اختلاط و پایداری شعله ناشی از پدیده‌های سه بعدی مربوط به لبه‌های شکاف تزریق باشد که در حالت وجود شوک مایل برخوردی تقویت می‌شوند.

برای بررسی بهتر موضوع، در شکل ۷ توزیع رادیکال مذکور در چند وضعیت مختلف حل واکنشی ارائه شده است. در هر سه مورد، اطلاعات در صفحه $z = 0$ ، یعنی صفحه تزریق، استخراج شده است. مقایسه مقدار رادیکال روی محور x در دو حالت بدون شوک و همراه با شوک نشان می‌دهد که در حالت وجود شوک برخوردی، مقدار OH بالاتر بوده و به شدت رشد می‌کند. نتیجه دیگری که از شکل مشاهده می‌شود مقایسه محورهای $z=0$ و $z=-4$ (mm) در حالت وجود شوک برخوردی است. اینجا نیز دیده می‌شود که روی امتداد نزدیک لبه شکاف، رشد غلظت رادیکال با سرعت بالاتری رخ می‌دهد. این نتایج با نتایج به دست آمده از شکل ۶ تطابق دارد.

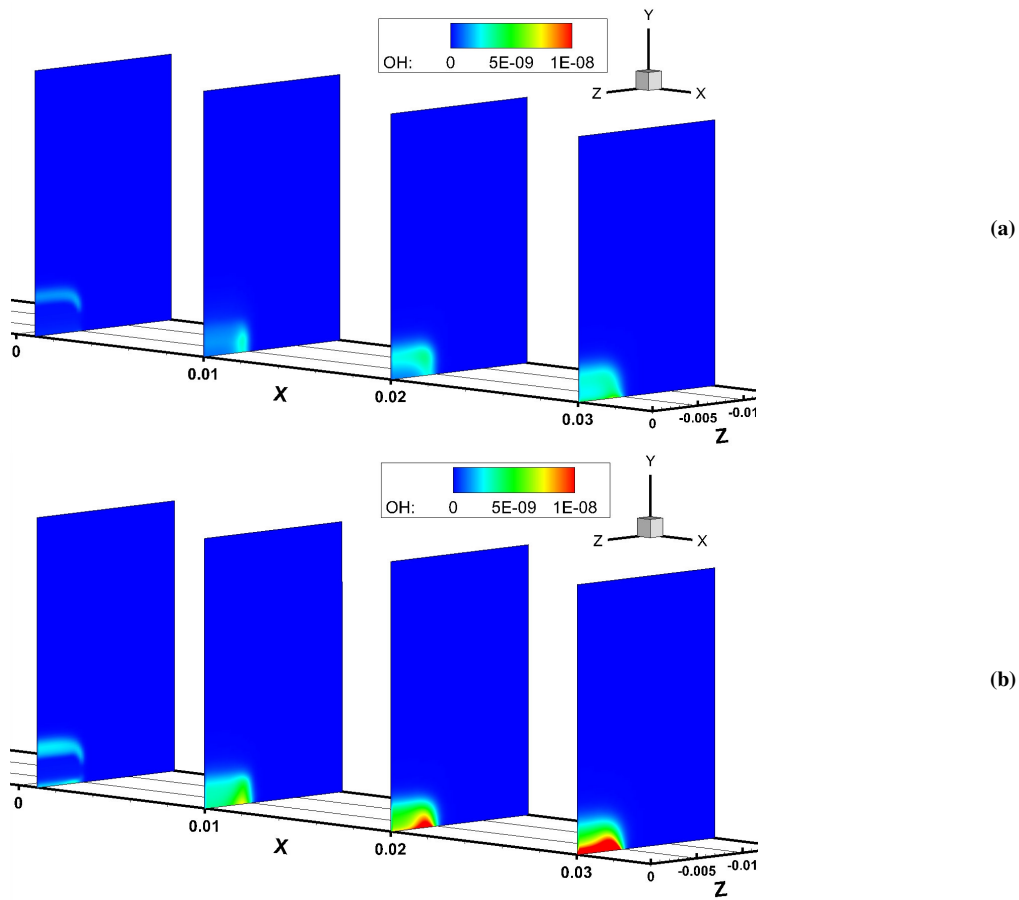


Figure 6- OH concentration on various slices perpendicular to main stream: (a) without Shock, (b) with incident shock
 شکل ۶- توزیع کسر جرمی رادیکال OH در مقاطع مختلف عمود بر جریان اصلی: الف) بدون شوک برخوردی، ب) همراه با شوک برخوردی

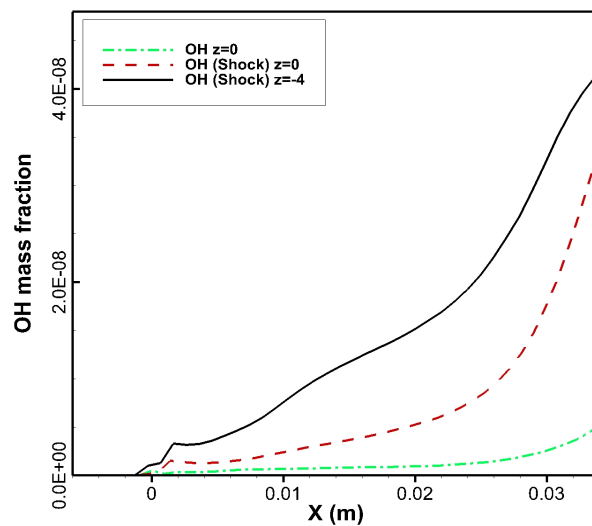


Figure 7- Effect of incident shock and location of axis on OH concentration
 شکل ۷- اثر شوک برخوردی و محل محور روی غلظت رادیکال OH

همان‌طور که در قسمت مربوط به شرایط مرزی بیان شد، گاز تزریق‌شده مخلوط پیش‌احتراق هیدروژن و هواست که دمای بالایی دارد و همچنین شامل برخی از اجزای واکنش از جمله رادیکال OH است. این امر موجب می‌شود رادیکال مذکور به‌صورت معمول در میدان حضور داشته باشد. ممکن است این سوال مطرح شود که شاید توزیع اشاره‌شده در شکل‌های ۶ و ۷ ناشی از همین رادیکال‌های تزریق‌شده باشد. برای بررسی این موضوع، مقایسه میان حالت‌های مختلف حل واکنشی و حل غیرواکنشی در شکل ۸ ارائه شده است. همچنین، در این شکل، توزیع دما جهت بررسی دقیق‌تر ترسیم شده است. در قسمت الف، توزیع دما و رادیکال OH روی محور x نمایش داده شده است. در قسمت ب همان نتایج روی امتدادی نزدیک به لبه انژکتور و روی صفحه زیرین قابل مشاهده‌اند.

یادآوری این نکته لازم است که محل برخورد امتداد شوک مایل در این دو شکل $x = 0.01$ است. از هر دو شکل دیده می‌شود که در حالت حل غیرواکنشی، کسر جرمی رادیکال OH کاهش یافته که این امر به دلیل اختلاط در محیط است. در حالت احتراقی هر دو شکل، مقدار رادیکال بالاتر و در حال افزایش است. با توجه به منحنی‌ها، مشاهده می‌شود که در منطقه‌ای میان انژکتور و محل برخورد امتداد شوک، ابتدا غلظت رادیکال افزایش سریع یافته و سپس تقریباً ثابت می‌ماند. بعد از این بازه مکانی، مقدار رادیکال روند صعودی پیدا می‌کند.

بررسی منحنی‌های دمایی نشان می‌دهد، برای هر دو امتداد در حالت حل غیرواکنشی، یک قله دما در محلی تقریباً معادل محل شوک چسبیدگی مجدد وجود دارد. در حالت حل واکنشی، علاوه بر اینکه قله به سمت انژکتور جابه‌جا می‌شود، مقدار کل دما در میدان بالاتر رفته و تغییرات دمایی کمتر می‌شود. نکته قابل توجه آن است که میزان افزایش دما در فاصله میان شکاف تزریق و $x = 0.01$ نسبت به مناطق دیگر مقدار بالاتری دارد. براساس نتایج شکل‌های ۴ و ۵، این ناحیه دارای چرخش بالا و سرعت زیر صوت^۱ است.

بررسی منحنی‌های روی محور $y = 0, z = -4$ نشان می‌دهد، در حالت واکنشی، منحنی دما در انتهای میدان روند کاهشی یافته و به‌طور همزمان شیب افزایش رادیکال OH کم شده است. این موضوع به دلیل سه‌بعدی بودن میدان و تمرکز ناحیه واکنشی به سمت محور وسط است.

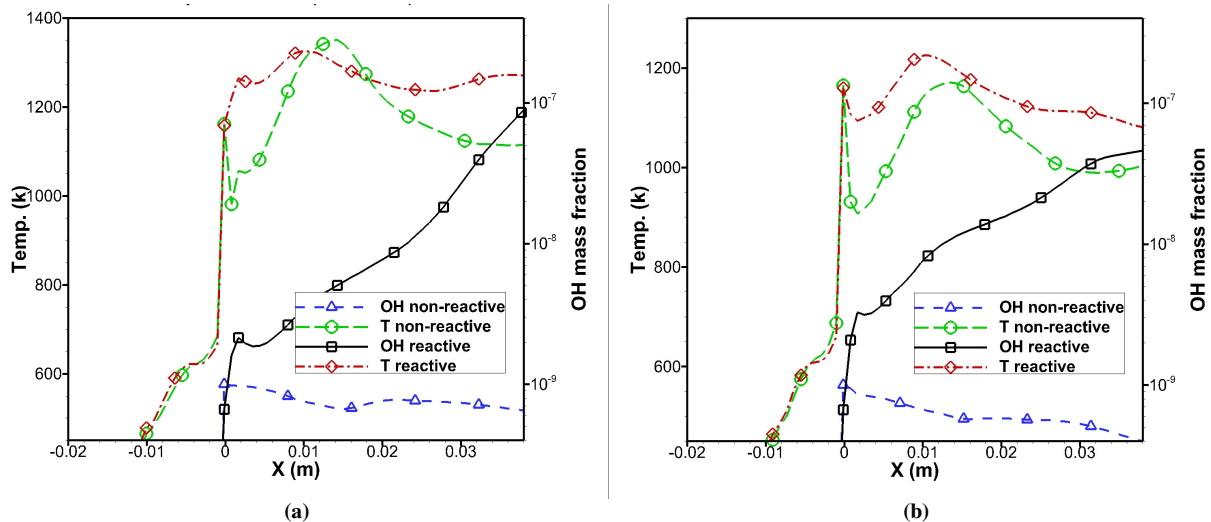


Figure 8- Temperature and OH concentration in cases of with and without reaction in presence of incident shock (a) on the x-axis (b) on the direction of $y=0, z=-4\text{mm}$

شکل ۸- توزیع دما و رادیکال OH در حالت‌های همراه با واکنش و بدون واکنش در حضور شوک مایل برخوردی:

(الف) روی محور x، (ب) روی امتداد $z = -4\text{mm}, y=0$

نتیجه گیری

در این مطالعه، میدان احتراقی سه بعدی مخلوط هیدروژن در جریان هوای مافوق صوت بررسی شده است. هدف از این مطالعه بررسی اثر شوک مایل برخوردی بر پایداری شعله است. نتایج توزیع جرمی رادیکال OH به همراه توزیع دما و کانتورهای فشار جهت بررسی موضوع مطالعه شده اند. روش معادلات متوسط گیری شده ناور-استوکس و مدل احتراقی PaSR به کمک حل گرهای نرم افزار این فوم استفاده شده اند. یک مکعب با انژکتور متعامد از قسمت کف به عنوان میدان مورد حل در نظر گرفته شده است. گاز تزریقی شامل مخلوط پیش احتراق هیدروژن و هوا بوده و با شرایط صوتی به میدان حل تزریق می شود. بررسی نتایج نشان می دهد، در حالت وجود شوک مایل برخوردی، مقدار رادیکال های OH و سطح کلی دما در میدان بالا رفته که نشان دهنده انجام احتراق در میدان است. به علاوه، به نظر می رسد فرایند احتراق از امتدادی نزدیک به لبه انژکتور شروع شده و سپس به کل میدان توسعه می یابد. این موضوع می تواند ناشی از تقویت فرایندهای سه بعدی این امتداد باشد. در حل واکنشی و در حالت وجود شوک برخوردی، در فاصله میان انژکتور و $x = 0.01$ افزایش دما نسبت به نقاط دیگر میدان بالاتر است. در ابتدای این بازه، یک رشد سریع غلظت رادیکال و یک ناحیه تقریباً ثابت وجود دارد. ثابت ماندن میزان غلظت رادیکال می تواند به معنای تعادل میان تولید و مصرف آن باشد. بر این اساس، به نظر می رسد این ناحیه در پایداری شعله نقش مهمی داشته باشد.

منابع

1. R. S. Fry, "A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution," *Journal of Propulsion and Power*, 20, 2004, pp. 27-58.
2. H. Wang, Z. Wang, M. Sun and H. Wu, "Combustion Modes of Hydrogen Jet Combustion in a Cavity-Based Supersonic Combustor," *International Journal of Hydrogen Energy*, 38, 2013, pp. 12078-89.
3. S. Aso, S. Okuyama, M. Kawai and Y. Ando, "Experimental Study on Mixing Phenomena in Supersonic Flows with Slot Injection," *AIAA Paper*, 91-0016, Jan. 1991.
4. D. P. Rizzeta, "Numerical Simulation of Slot Injection into a Turbulent Supersonic Stream," *AIAA Journal*, 30, No. 10, October 1992.
5. A. Ben-Yakar and R. K. Hanson, "Experimental Investigation of Flame-Holding Capability of Hydrogen Transverse Jet in Supersonic Cross-Flow," *27th Symposium on Combustion*, Pittsburgh, Pennsylvania, 1998.
6. Ben-Yakar and R. K. Hanson, "Cavity Flame Holders for Ignition and Flame Stabilization in Scramjet: An Overview," *Journal of Propulsion and Power*, 17, 2001, pp. 869-877.
7. H. Nakamura, N. Sato, H. Kobayashi, T. Niioka, and G. Masuya, "Combustion of Transverse Hydrogen Injection with Shock Wave in a Supersonic Airstream," *5th Asia-Pacific Conference on Combustion*, July 2005.
8. S. Ishida, Y. Sakimitsu, H. Nakamura, Y. Ogami, T. Kudo, H. Kobayashi, "Characteristics of Flow Field Around Wall Injection Injecting with Incident Shock Wave In Supersonic Airstream," *Proc. 7th World Conf. Exp. Heat Trans., Fluid Mech. Thermodynamics*, Krakow, Poland, 2009.
9. T. Mai, Y. Sakimitsu, H. Nakamura, Y. Ogami, T. Kudo, H. Kobayashi, "Effect of Incident Shock Wave Interacting with Transversal Jet Flow on the Mixing and Combustion," *Proceeding of the Combustion Institute*, 2011, pp. 2335-2342.
10. Y. Shoraka, S. Tabejamaat, "Numerical Investigation on the Effect of Incident Shock Wave Interaction with Transversal Injection on Mixing and Combustion of Transverse Hydrogen Injection in Supersonic Air stream," *7th Mediterranean combust. Symposium*, Chia Laguna, Cagliari, Sardinia, Italy, 2011.
11. W. Huag et al., "Numerical Prediction on the Interaction between the Incident Shock Wave and the Transverse Slot Injection in Supersonic Flows," *Aerospace Science and Technology*, 18, 2012, pp.91-99.
12. D. A. Dickmann, "Shock/Boundary Layer Interaction Effects on Transverse Jets in Crossflow over a Flat Plate," *Journal of Spacecraft and Rockets*, 49, No. 6, 2009 pp. 1132-1141.
13. G. Aswin and D. Chakraborty, "Numerical Simulation of Transverse Side Jet Interaction with Supersonic Free Stream," *Aerospace Science and Technology*, 14, 2010, pp. 295-301.
14. S. Gordon, and B. J. McBride, "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," NASA Ref Publication 1311 October 1994.
15. Y. Shoraka, "Development of a Three-Dimensional Numerical Code for Studying High Speed Reacting Flows," Master of Science Thesis, Aerospace Department, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran, February 2007.
16. N. M. Marinov, C. K. Westbrook and W. J. Pitz. "Detailed and Global Chemical Kinetics Model for Hydrogen," *8th International Symposium on Transport Properties*, San Francisco, CA (United States), October 1995.

English Abstract

Numerical study of the effect of an incident shock wave on the combustion of transversal hydrogen jet in a supersonic flow

Ali Akbar Shekarian and Sadegh Tabejamaat

Department of Aerospace Engineering, AmirKabir University of Technology

(Received: 2014.10.1, Received in revised form: 2015.4.1, Accepted: 2015.4.13)

In this study, the combustion of a fuel jet with supersonic air flow has been studied numerically. The injected gas was a preburned mixture of hydrogen and air with equivalence ratio of 4.5. The flow field was investigated with and without incident oblique shock wave. The simulations have been performed using openFoam software in a three-dimensional field. A two-equation turbulence model, SST-k ω , and the PaSR combustion model were used. The aim of this study was to examine the impact of the shock wave on flame stabilization. According to the results, the reaction occurs at low rates without the oblique shock. However, when the incident shock hits the bottom surface downstream of the injection slot, reaction rate increases, indicating the flame stabilization in this case. These findings are in good agreement with experimental results.

Keywords: Supersonic flow, Combustion, Transversal injection, Incident shock