

بررسی تأثیر قطر پاشش بر مشخصات حوزه جریان پاشش متقاطع در جریان هوای عبوری فراصوت

تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۱۲/۱۳

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۰۵/۰۹

مصطفی زاهدزاده^۱، فتح اله امّی^{۲*}

۱- دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران

۲- دانشیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران. fo mmi@modares.ac.ir

چکیده

با توجه به اینکه سرعت جریان هوا در محفظه احتراق موتورهای اسکرمجت فراصوت است، بنابراین زمان کافی برای آمیختگی مناسب سوخت و هوا در این سرعت‌های بالا وجود ندارد و بررسی فرایند آمیختگی سوخت و هوا در این شرایط یکی از موضوعات مهم در طراحی موتورهای اسکرمجت است. یکی از روش‌های پرکاربرد پاشش سوخت در جریان‌های فراصوت محفظه‌های احتراق موتورهای اسکرمجت، روش پاشش متقاطع سوخت در جریان عبوری فراصوت است. از آنجاکه در این نوع جریان‌ها، سرعت هوای عبوری بسیار زیاد است، دستیابی به آمیختگی مناسب برای احتراق از مسائل چالش‌برانگیز است. در این مقاله با استفاده از حل معادله‌های سه-بعدي ناویر-استوکس رینولدز-متوسط به همراه مدل آشفتگی $k-\omega$ SST و معادله حالت گاز ایده آل، حوزه جریان پاشش متقاطع در جریان عبوری فراصوت به صورت عددی شبیه‌سازی شده و تأثیر قطر پاشش بر ویژگی‌های آمیختگی از قبیل عمق نفوذ سوخت، راندمان آمیختگی، نسبت مساحت آمیختگی مؤثر و تلفات فشار سکون بررسی شده است. سپس نتایج شبیه‌سازی‌های جریان واکنش‌پذیر نیز ارائه شده است.

واژه‌های کلیدی: پاشش متقاطع، جریان فراصوت، راندمان آمیختگی، قطر پاشش

Investigation of the effect of injection diameter on the characteristics of the flowfield of transverse injection into supersonic air crossflow

Mostafa Zahedzadeh¹, Fathallah Ommi²

1 Phd Student, Mechanical Engineering Department, Tarbiat Modares University, Tehran.

2 Professor, Mechanical Engineering Department, Tarbiat Modares University, Tehran, fommi@modares.ac.ir

Abstract

Due to the fact that the velocity of air flow in the combustion chamber of scramjets is supersonic, so there is not enough time for proper mixing of fuel and air at these high speeds, and studying the process of mixing of fuel and air in this situation is one of the important issues for scramjet engine design. One of the most widely used methods of fuel injection in supersonic flows of scramjet engine combustion chambers is the method of transverse injection into supersonic air crossflow. Since the velocity of the passing air is very high in such streams, it is challenging to achieve a suitable mixture for combustion. In the present work, by solving the three-dimensional Reynolds-Averaged-Navier-Stokes equations with the $k-\omega$ sst turbulence model and the ideal gas state equation, the transverse injection domain in the supersonic flow is numerically simulated and the effect of injection diameter is investigated based on the mixing properties such as fuel penetration depth, mixing efficiency, effective mixing area ratio and stagnation pressure losses. After that, results of reactive flow are presented.

Keywords: Transverse injection, Supersonic flow, Mixing efficiency, Injection diameter

۱۳۱

سال ۱۱- شماره ۱

بهار و تابستان ۱۴۰۱

نشریه علمی دانش و

فناوری هوا فضا



۱. مقدمه

فراصوت کلید موفقیت موتور اسکرجمت است، بهبود درک و شناخت مکانیک سیالات ناپایا که تزریق را به درون جریان‌های فراصوت کنترل می‌کند، مهم است.

علی‌رغم سادگی پیکربندی، یک جت دایره‌ای منفرد که به صورت متقاطع از یک صفحه صاف به یک جریان فراصوت تزریق می‌شود، یک ساختار جریان سه‌بعدی پیچیده ایجاد می‌کند که با ویژگی‌هایی مانند شوک کمانی قوی، شوک ناشی از جدایش، چندین ناحیه بازچرخشی مجدد و گردابه‌های پیچیده در داخل و در مجاورت جت همراه است. تزریق جت در زوایای بزرگ، عمق نفوذ جت عمیق‌تر و اختلاط سریع‌تر آن با جریان متقاطع را در نزدیکی ویک فراهم می‌کند. باین‌حال، شوک کمانی ایجادشده به وسیله جت باعث تلفات فشار سکون بالا شده که به افت نیروی رانش موتور منجر می‌شود. درک فرایندهای رخ داده در منطقه اختلاط جت به جریان متقاطع برای انتخاب طرح‌های تأمین سوخت بهینه و اطمینان از اختلاط سریع سوخت و اکسیدکننده در محفظه‌های احتراق اسکرجمت ضروری است [۶]. طرح‌های پاشش از قبیل پاشش همراه با رمپ و پایه (استرات)، که به داخل میدان جریان نفوذ می‌کنند، نیاز به خنک‌سازی دارند و تولید پسا می‌کنند [۷]. در عوض، پاشش متقاطع سوخت به درون یک جریان عبوری فراصوت از طریق یک روزنه کوچک، نسبتاً ساده است، نیاز به ملزومات خنک‌کاری کمتری داشته و پسای کمتری نیز تولید می‌کند. به دلیل این مزایا، در میان بسیاری از تحقیقات روی طرح‌ها و ساختارهای پاشش مختلف، روش پاشش متقاطع درون جریان عبوری هوا کاربرد بیشتری داشته است [۸-۱۲].

مسئله تزریق جت به درون یک جریان عرضی فراصوت در بسیاری از مقاله‌های تجربی و نظری بررسی شده است، اغلب به این دلیل که این مدل پیکربندی کاربردهای عملی متعددی دارد. این نوع روش پاشش برای سازماندهی و کنترل حفاظت حرارتی هواپیما، کنترل بردار تراست موتور موشک‌ها و تأمین سوخت مؤثر محفظه‌های احتراق استفاده می‌شود. موتورهای رمجت احتراق فراصوت (اسکرجمت) به دلیل ضربه ویژه بالا، سیستم‌های پیش‌رانشی ایده‌آلی برای وسایل نقلیه هوا-تنفسی ماورای صوت هستند [۱]. همچنین نبود قطعات متحرک کارکرد و نگهداری آن‌ها را در مقایسه با سیستم‌های مبتنی بر توربین آسان‌تر می‌کند. موتور اسکرجمت از سه قسمت اصلی تشکیل شده است. قسمت اول ورودی همگراست، که هوا در آن ابتدا متراکم شده و شتابش کاهش می‌یابد. قسمت دوم، محفظه احتراق است که در آن جریان هوای فراصوت با ماده سوختنی ترکیب شده و در نهایت احتراق روی می‌دهد. نازل و اگرای خروجی قسمت سوم است که گازهای حاصل از احتراق با سرعتی بالاتر از سرعت هوای ورودی از موتور خارج می‌کند و در نتیجه رانش موردنیاز برای حرکت روبه‌جلوی هواپیما را تولید می‌کند. برای داشتن یک جریان همگن در محفظه احتراق، جداکننده‌ای نیز بین ورودی و محفظه احتراق به کار می‌رود [۲-۴]. در حین تزریق سوخت، اختلاط سوخت/هوا و احتراق، زمان باقی ماندن مخلوط در محفظه احتراق به دلیل سرعت بالای جریان ورودی، در حدود یک یا چند میلی‌ثانیه است [۵]. بنابراین، فرایندهای تزریق، تبخیر، اختلاط و واکنش باید به سرعت انجام شوند. از آنجاکه فرایندهای اختلاط

۱۳۲

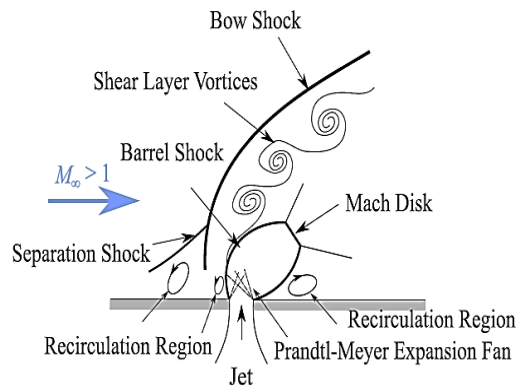
سال ۱۱- شماره ۱

بهار و تابستان ۱۴۰۱

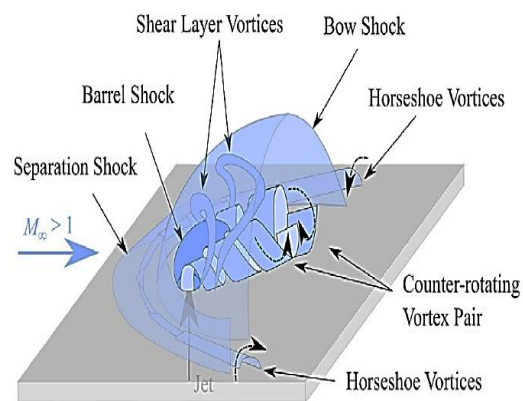
نشریه علمی دانش و فناوری هوا فضا



جت سوخت به طور متقاطع با سرعت صوت به درون جریان آزاد پاشش شده و با جریان عبوری هوای فراصوت واکنش می‌دهد و یک حوزه جریان پیچیده را ایجاد می‌نماید. مشخصات اصلی جریان فرو-منبسط شده جت‌های متقاطع در جریان عبوری فراصوت در شکل ۱ نشان داده شده است.



الف- نمای کناری در خط مرکزی جت



ب- شماتیک سه‌بعدی یک جریان عبوری متقاطع

فراصوت

شکل ۱. شماتیک ویژگی‌های حوزه جریان پاشش متقاطع در جریان هوای عبوری فراصوت [۱۳]

یک موج ضربه‌ای کمانی سه‌بعدی به دلیل انسداد ایجاد شده با جت در جریان ایجاد شده است و جت یک گرادیان فشار معکوس ایجاد نموده، همچنین به جدایش لایه مرزی بالادست آن منجر می‌شود. امواج تراکمی در نتیجه جدایش لایه مرزی ایجاد شده و این امواج در یک موج ضربه‌ای جدایشی ادغام می‌شوند که در شکل

۱-الف نشان داده شده است. موج ضربه‌ای کمانی همراه با موج ضربه‌ای ناشی از جدایش یک شکل λ مانند را ایجاد می‌کنند که در برخی مطالعات به آن موج ضربه‌ای λ نیز گفته می‌شود. در بیشتر موارد مرسوم، سیال پاشش شده بعد از خروج از نازل سوخت‌پاش در سرعت صوت، تا سرعت فراصوت شتاب گرفته و به فشار پایین منبسط می‌شود. سیال جت قبل از برخورد با جریان عبوری اطراف، از درون یک موج ضربه‌ای بشکه‌ای و دیسک ماخ عبور می‌کند. یک منطقه بازچرخشی در بالادست جت و یک منطقه بازچرخشی دیگر در پایین‌دست جت نیز در نزدیکی دیواره تشکیل می‌شود. علاوه بر ساختارهای امواج ضربه‌ای، برخی از سیستم‌های گردابه‌ای جریان را می‌توان از طریق مقایسه با جت‌ها در جریان متقاطع مادون صوت استنباط کرد. (شکل ۱-ب را ببینید). چهار ساختار منسجم قبلاً شناسایی شده‌اند [۱۴، ۱۵]: (۱) گردابه‌های لایه برشی حوزه نزدیک جت؛ (۲) یک جفت گردابه ناهمسانگرد حوزه دور دست (CVP)؛ (۳) یک سیستم گردابه‌ای نعل اسبی که در اطراف جت می‌پیچد؛ و (۴) گردابه‌ها و یک گرداب مانند ناحیه پایین دست.

زاهدزاده و امی، تأثیر پاشش متقاطع جت هوا قبل از جت سوخت در جریان هوای عبوری فراصوت را به صورت عددی شبیه‌سازی و بررسی نموده‌اند. در این مطالعه برای شبیه‌سازی‌های عددی، معادله‌های دو-بعدی ناویر-استوکس به همراه مدل آشفتگی دو-معادله‌ای $k-\omega$ SST و معادله حالت گاز کامل حل شده‌اند. از نتایج مشاهده شد که رفتار تغییرات ارتفاع دیسک ماخ مشابه رفتار تغییرات عمق نفوذ سوخت است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌های عددی نشان



می‌دهند که هر چه پاشش جت هوا به نقطه پاشش جت سوخت نزدیک‌تر شود، عمق نفوذ بیشتر سوخت با تلفات فشار سکون پایین‌تری حاصل خواهد شد [۱۶]. هوانگ و همکاران [۱۷] محفظه احتراق اسکرمجت را به صورت دو-بعدی و با استفاده از مدل آشفتگی $k-\omega$ SST شبیه‌سازی نموده‌اند. در این مطالعه عددی، اثر مکانیزم‌های مختلف احتراق، دما و فشار تزریق سوخت بر خصوصیات احتراق و جریان بررسی شده است. مشاهده شد که با افزایش دما و فشار پاشش، ناحیه‌ای که در آن واکنش‌ها صورت می‌گیرد، بزرگ‌تر می‌شود. ژنگ و لی [۱۸]، محفظه احتراق اسکرمجت را به صورت سه-بعدی برای جریان واکنش‌پذیر با نسبت هم‌ارزی ۰ و ۰/۳۵ شبیه‌سازی نموده‌اند. از نتایج این مطالعه عددی مشخص شد که اگر موقعیت‌های انژکتورها تنظیم شوند، راندمان احتراق می‌تواند بهبود یابد. تاکور و همکاران [۱۹]، بهبود احتراق محفظه احتراق اسکرمجت مبتنی بر پله را با تزریق هوا در پایه پله بررسی نموده‌اند. شبیه‌سازی‌های عددی برای مدل‌سازی جریان بدون واکنش و واکنش‌دهنده بعد از پله صورت پذیرفته‌اند. پیرکندی و محمودی [۲۰] شبیه‌سازی و تحلیل عددی یک موتور اسکرمجت نمونه (دی ال آر) را در شرایط احتراقی و غیر احتراقی بررسی نموده‌اند. نتایج این کار نشان داد که روش استفاده‌شده توانایی پیش‌بینی میدان‌های سرعت و فشار را با دقت مناسبی دارد. در ادامه کار نیز مسئله با در نظر گرفتن فرایند احتراق و با در نظر گرفتن یک واکنش شیمیایی شبیه‌سازی شده است. پیرکندی و محمودی [۲۱] همچنین مدل‌سازی سه‌بعدی فرایند احتراق در یک موتور اسکرمجت با لحاظ

کردن مکانیزم شیمیایی چند واکنشی بررسی نموده‌اند. نتایج این تحقیق نشان می‌دهد که عملکرد کلی موتور اسکرمجت در حالت سه‌بعدی شبیه به حالت دو-بعدی است. گامبا و مونگال [۲۲] ساختارهای شعله واکنش‌پذیر پاشش جت در جریان عبوری فراصوت را برای مقادیر نسبت شار مومنتومی مختلف از ۰/۳ تا ۵ بررسی نموده‌اند، که ساختارهای شعله هیدروژن به وسیله روش فلوئورسانسی لیزر-القائیده سطحی OH آشکارسازی شده‌اند. دیگزیت و همکاران [۲۳]، مدل‌سازی ریاضی و تحلیل انواع مختلف انژکتور سوخت در موتور اسکرمجت را با استفاده از شبیه‌سازی عددی در نرم‌افزار فلوئنت بررسی نموده‌اند. در این کار از معادله‌های دو-بعدی ناویر-استوکس با مدل آشفتگی $k-\epsilon$ ، مدل واکنشی اضمحلال گردابه نرخ محدود برای شبیه‌سازی حوزه جریان پاشش سوخت هیدروژن در محفظه احتراق اسکرمجت با انواع مختلف انژکتور استفاده شده است. ردی [۲۴]، پاشش موازی سوخت هیدروژن به درون محفظه احتراق موتور اسکرمجت را برای جریان واکنش‌پذیر با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت به صورت عددی بررسی نموده است. پاشش موازی در مقایسه با پاشش عمودی، تلفات فشار سکون کمتری ایجاد می‌نماید ولی عمق نفوذ سوخت و راندمان آمیختگی در شرایط پاشش عمودی اغلب بهتر از شرایط پاشش افقی است. میشر و سریده‌هار [۲۵]، با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت تأثیر پاشش جت سوخت هیدروژن را با زوایای تزریق مختلف از کف یک حفره به کار برده شده در محفظه احتراق، برای دو حالت در شرایط واکنش‌پذیر و غیرواکنشی به صورت دو-بعدی شبیه‌سازی و بررسی کرده‌اند.

۲. معادله‌های حاکم

سیستم معادله‌های حاکم برای یک سیال، به شکل انتگرالی کارتزین برای یک حجم کنترل اختیاری V با مساحت دیفرانسیلی dA به صورت زیر است:

$$(1)$$

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

که بردارهای W ، F و G به صورت زیر تعریف می‌شوند:

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

$$G = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{xi} \\ \tau_{yi} \\ \tau_{zi} \\ \tau_{ij} v_j + q \end{Bmatrix} \quad (2)$$

و بردار H شامل جملات چشمه از قبیل نیروهای حجمی و چشمه‌های انرژی است. در اینجا ρ ، چگالی، v سرعت، E انرژی کل در واحد جرم و p فشار است. τ تانسور تنش لزج و q شار حرارتی است.

انرژی کل با رابطه زیر با آنتالپی کل مرتبط است:

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

که

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

که معادله حالت گاز کامل نیز به صورت زیر است:

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

مدل آشفستگی $k - \omega sst$ مشابه مدل آشفستگی $k - \omega$ استاندارد است که اصلاحاتی روی آن انجام شده است. مدل آشفستگی

$k - \omega sst$ ترکیبی از مدل آشفستگی $k - \omega$ استاندارد در ناحیه نزدیک دیواره و مدل $k - \varepsilon$ استاندارد در ناحیه دور از دیواره است [۲۶]. این مدل بیشتر تخمین خوبی برای لایه‌های اختلاط و جریان‌های جت فراهم می‌کند [۲۷] و معمولاً غیرحساس به مقادیر اولیه است [۲۸]. همچنین حساسیت کمتری به مشخصات سطح آشفستگی جریان آزاد در مقایسه با مدل $k - \omega$ استاندارد دارد، همچنین این مدل در مقایسه با سایر مدل‌ها از قبیل $k - \varepsilon$ و $k - \omega$ استاندارد نتایج بهتری را در حوزه‌های جریان با گردایان فشار معکوس و جریان‌های جدا شده فراهم می‌نماید و در مقایسه با اکثر مدل‌های لزجت گردابه، حداقل برای مورد پاشش جت در جریان عرضی تراکم‌پذیر، مدل ویلکاکس توانایی‌های تخمین بهتری از حوزه حل را دارد [۲۹-۳۱].

معادله‌های آشفستگی نیز به صورت زیر هستند:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \widetilde{G}_k - Y_k + S_k \quad (6)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + \widetilde{G}_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (7)$$

که در این معادلات \widetilde{G}_k بیانگر تولید انرژی آشفستگی به دلیل گردایان‌های سرعت متوسط است. G_ω نیز بیانگر تولید ω است. Γ_k و Γ_ω به ترتیب بیانگر پخش‌شوندگی مؤثر (اضمحلال-شوندگی مؤثر) k و ω هستند. Y_k و Y_ω نیز به ترتیب بیانگر پخش (اضمحلال) k و ω به دلیل آشفستگی هستند. D_ω جمله پخش (اضمحلال) ترکیبی است. S_k و S_ω نیز جملات چشمه تعریف شده توسط کاربر هستند.



معادله بقای گونه‌ها نیز به صورت زیر است:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho Y_i) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} Y_i) = -\nabla \cdot \vec{J}_i + R_i + S_i \quad (8)$$

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

$$\vec{J}_i = -\left(\rho D_{i,m} + \frac{\mu_t}{S_{ct}}\right) \nabla Y_i - D_{T,i} \frac{\nabla T}{T} \quad (9)$$

که $D_{i,m}$ ضریب پخش جرم برای گونه N در مخلوط و $D_{T,i}$ ضریب پخش گرمایی و S_{ct} عدد اشمیت آشفته است که عدد اشمیت آشفته به صورت پیش فرض برابر 0.7 می‌باشد [۳۲، ۳۳]. برای شبیه‌سازی جریان واکنش‌پذیر نیز از مدل یک واکنشی استفاده شده است. از مدل نرخ محدود/میرایی گردابه‌ها برای شبیه‌سازی جریان واکنش‌پذیر استفاده شده است.

منبع خالص گونه‌های شیمیایی i به دلیل واکنش به صورت مجموع منابع آرنیوس بر روی N_R واکنش که گونه‌ها در آن‌ها شرکت می‌کنند، محاسبه می‌شود:

$$R_i = M_{w,i} \sum_{r=1}^{N_R} \hat{R}_{i,r} \quad (10)$$

که $M_{w,i}$ وزن مولکولی گونه‌های i و $\hat{R}_{i,r}$ نرخ

مولی آرنیوس تولید یا از بین رفتن گونه‌های i در واکنش r است. واکنش ممکن است در فاز پیوسته بر روی سطوح دیواره رخ دهد. واکنش r که به شکل کلی نوشته شده است را بررسی می‌نماییم:

$$\sum_{i=1}^N v'_{i,r} \mathcal{M}_i \xrightarrow{k_{f,r}} \sum_{i=1}^N v''_{i,r} \mathcal{M}_i \quad (11)$$

که N تعداد گونه‌های شیمیایی در سیستم است، $v'_{i,r}$ ضریب استوکیومتریک برای واکنش‌دهنده i در واکنش r است، $v''_{i,r}$ ضریب استوکیومتریک برای محصول i در واکنش r است، \mathcal{M}_i نماد نشان‌دهنده گونه‌های i است، $k_{f,r}$ ثابت نرخ رفت (روبه‌جلو) برای واکنش r است، و $k_{b,r}$ ثابت نرخ برگشت برای واکنش r است.

معادله (۱۱) برای واکنش‌های برگشت‌پذیر و برگشت‌ناپذیر صحیح است. برای واکنش‌های برگشت‌ناپذیر $k_{b,r}$ حذف می‌شود. ثابت نرخ رفت (روبه‌جلو) برای واکنش r با استفاده از معادله آرنیوس محاسبه می‌شود:

$$k_{f,r} = A_r T^{\beta_r} e^{(-E_r/RT)} \quad (12)$$

که A_r ضریب ثابت است، β_r ضریب دما (بدون بعد)، E_r انرژی فعال‌سازی برای واکنش، و R ثابت جهانی گاز است. در مدل میرایی گردابه، نرخ خالص تولید گونه‌های i ناشی از واکنش r ، $R_{i,r}$ توسط مقدار کوچک‌تر دو رابطه زیر داده می‌شود:

$$R_{i,r} = v'_{i,r} M_{w,i} A P \frac{\varepsilon}{k} \min \mathcal{R} \left(\frac{Y_{\mathcal{R}}}{v'_{i,r} M_{w,i}} \right) \quad (13)$$

$$R_{i,r} = v'_{i,r} M_{w,i} A B P \frac{\varepsilon}{k} \frac{\sum_P Y_P}{\sum_j v''_{j,r} M_{w,j}} \quad (14)$$

که Y_P کسر جرمی گونه‌های محصول، $Y_{\mathcal{R}}$ کسر جرمی یک واکنش‌دهنده خاص، A یک ثابت



تجربی برابر با ۴ و B یک ثابت تجربی برابر با ۰/۵ است. در این معادله‌ها نرخ واکنش شیمیایی با مقیاس زمانی آمیختگی گردابه-بزرگ k/ε کنترل می‌شود. این مدل اغلب مناسب شعله‌های غیر-پیش‌آمیخته است ولی برای شعله‌های پیش‌آمیخته، واکنش‌دهنده‌ها به محض ورود به حوزه محاسباتی می‌سوزند. به همین خاطر مدل نرخ محدود/میرایی گردابه توسعه داده شده است که در این مدل نرخ‌های واکنش هر دو معادله‌های آرنیوس و میرایی گردابه محاسبه می‌شوند. نرخ واکنش خالص نیز به صورت حداقل این دو نرخ واکنش در نظر گرفته می‌شود [۳۲].

۳. بررسی استقلال از شبکه و صحه گذاری

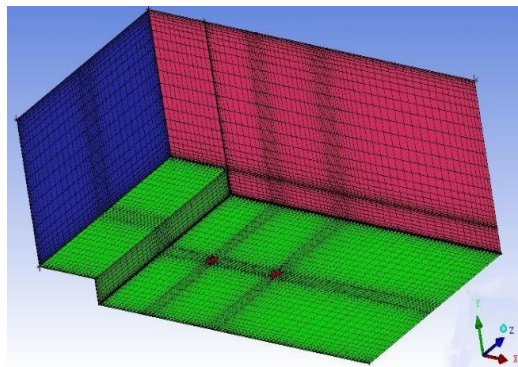
شبکه‌بندی مناسب در شبیه‌سازی عددی اهمیت زیادی دارد و تولید شبکه یکی از موضوعات مهم در حل مسائل دینامیک سیالات محاسباتی است. نوع شبکه ایجادشده می‌تواند از نوع سازمان‌یافته، بی‌سازمان یا ترکیبی از نوع سازمان‌یافته و بی‌سازمان باشد. استقلال از شبکه و نحوه شبکه‌بندی در نزدیک دیواره از موارد مهمی هستند که در حل‌های عددی باید موردبررسی قرار گیرند. برای محاسبه فاصله اولین سلول از دیواره برای یک مقدار y^+ ، ابتدا عدد رینولدز محاسبه می‌شود. سپس از یک رابطه تجربی برای تخمین تابع ضریب اصطکاکی (C_f) استفاده می‌شود. در مراجع مختلف روابط تجربی زیادی برای تخمین تابع ضریب اصطکاکی پیشنهاد شده‌اند [۳۴، ۳۵]. سپس نرخ تنش برشی (τ_w) روی دیواره تخمین زده می‌شود و با داشتن نرخ تنش برشی، امکان محاسبه سرعت اصطکاکی (U_f) فراهم می‌شود. در نهایت اندازه فاصله اولین سلول نزدیک به دیواره با رابطه زیر

تخمین زده می‌شود:

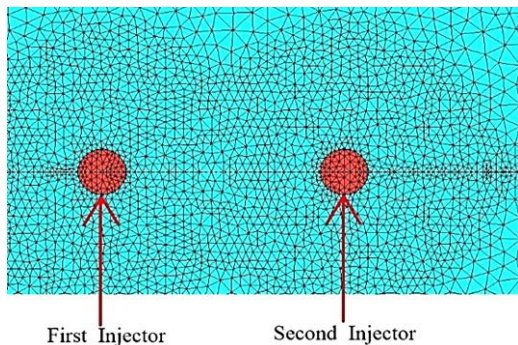
$$\Delta s = \frac{y^+ \mu}{U_f \rho} = \frac{y^+ \mu}{\rho U_\infty \sqrt{\frac{C_f}{2}}} \quad (15)$$

که Δs اندازه فاصله اولین سلول نزدیک به دیواره است.

برای صحه‌گذاری کار عددی حاضر از داده‌های تجربی ارائه‌شده در مرجع [۳۶] استفاده شده است. مدل موردبررسی کانالی با سطح مقطع مستطیلی است که دو انژکتور با سطح مقطع دایروی بعد از یک پله بر روی دیواره قرار گرفته‌اند. شماتیکی از شبکه محاسباتی برای بررسی استقلال از شبکه و صحه‌سنجی در شکل ۲ نشان داده شده است و همان‌طور که مشاهده می‌شود شبکه در اطراف مجراهای پاشش و نزدیک به دیواره ریز شده است.



الف- نمای سه-بعدی شبکه



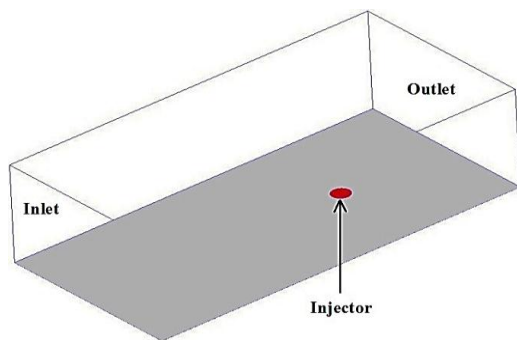
ب- شبکه در اطراف انژکتورها

شکل ۲. شماتیک شبکه محاسباتی جهت صحه‌گذاری

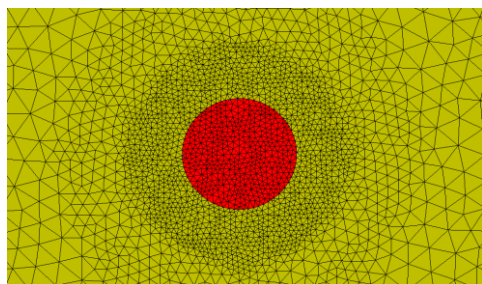
در شکل ۳ نتایج فشار استاتیک در راستای

۴. هندسه و شرایط مسئله برای بررسی تأثیر قطر پاشش

ابعاد هندسه مشابه ابعاد مرجع [۳۶] انتخاب شده است و فقط پله از هندسه حذف شده است تا فقط تأثیر تغییر قطر پاشش به تنهایی و بدون حضور پله بررسی شود، پس مدل مورد بررسی کانالی با سطح مقطع مستطیلی است که یک انژکتور با سطح مقطع دایروی روی دیواره پایینی قرار گرفته است. مشخصات هندسی به این گونه است که عرض کانال در راستای z برابر ۴۲ میلی‌متر و ارتفاع آن در راستای y برابر ۲۱/۲۹ میلی‌متر است. طول کانال در راستای x نیز برابر ۶۵/۱ میلی‌متر است. برای شبکه‌بندی از یک شبکه بی‌سازمان با سلول‌های مثلثی برای شبکه‌بندی حوزه حل استفاده شده و شبکه در اطراف انژکتور و نزدیک به دیواره‌ها ریز شده است. نمایی از حوزه حل و شبکه‌بندی آن در شکل ۴ مشاهده می‌شود.



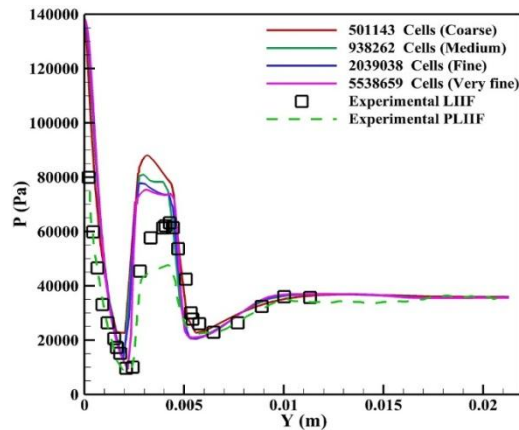
الف - هندسه



ب - شبکه‌بندی اطراف انژکتور

شکل ۴. هندسه و شبکه‌بندی

عمودی روی مرکز انژکتور اول برای تعداد شبکه‌های مختلف با داده‌های تجربی ارائه شده در مرجع [۳۶] مقایسه شده است که نتایج شکل ۳ هم استقلال از شبکه و هم صحه‌گذاری حل عددی را نشان می‌دهند.



شکل ۳. بررسی استقلال از شبکه و صحه‌گذاری روش حل عددی

در ضمن فاصله اولین سلول شبکه از دیواره به صورتی انتخاب شده است که مقدار y^+ کوچک‌تر از ۵ باشد. در شکل ۳، محور عمودی فشار استاتیک را نشان می‌دهد و محور افقی فاصله عمودی را بر مرکز انژکتور اول نشان می‌دهد. در این شکل تغییرات فشار استاتیک در راستای عمودی در موقعیت مرکز انژکتور اول نشان داده شده است. شبکه‌های با تعداد سلول‌های محاسباتی مختلف از حدود ۵۰۰.۰۰۰ تا ۵.۵۰۰.۰۰۰ سلول با یکدیگر مقایسه شده است. مشاهده می‌شود که با ریزتر شدن شبکه و افزایش تعداد سلول‌ها، تغییرات نتایج اندک است که نشان‌دهنده استقلال از شبکه برای حل عددی است. همچنین از مقایسه نتایج حل عددی آزمایشگاهی مشاهده می‌شود که نتایج حل عددی مطابقت خوبی با داده‌های آزمایشگاهی دارند که صحه‌گذاری شبیه‌سازی عددی را نشان می‌دهد.

جدول ۲. پارامترهای جریان‌های ورودی برای محاسبه

جت هیدروژن	جریان هوا	پارامتر
۷۵۷۵۰۰	۳۱۲۲۰۰	فشار سکون جریان آزاد، پاسکال
۴۰۰۰۰۰	۴۰۰۰۰	فشار استاتیک جریان آزاد، پاسکال
۱	۲	عدد ماخ (M)
۳۰۰	۱۳۰۵	دمای سکون جریان آزاد، کلوین
۲۵۰	۷۲۷	دمای استاتیک جریان آزاد، کلوین
۱۲۰۴	۱۰۸۴	سرعت جریان آزاد، متر بر ثانیه
۲۸/۸۶۶	۲	وزن مولکولی
۱/۴	۱/۴	نسبت گرماهای ویژه
۰	۰/۲۱	کسر جرمی اکسیژن، $Y(O_2)$
۰	۰/۷۹	کسر جرمی نیتروژن، $Y(N_2)$
۱	۰	کسر جرمی هیدروژن، $Y(H_2)$

عمق نفوذ سوخت به صورت ۱٪ میانگین کسر جرمی هیدروژن در سمت رو به باد جریان جت هیدروژن بر صفحه متقارن محوری ($z/D = 0$) تعریف می‌شود [۳۷]. بیشترین ارتفاعی که سوخت توانسته تا آنجا نفوذ کند به‌عنوان عمق نفوذ سوخت در نظر گرفته شده است و با h_f نشان داده شده و نقطه‌ای در نظر گرفته شده است که در آنجا کسر جرمی هیدروژن به ۱٪ رسیده باشد. در شکل ۵ ارتفاع عمق نفوذ سوخت نشان داده شده است.

راندمان آمیختگی (η_{mix}) به‌صورت نسبت نرخ جریان جرمی مؤثر هیدروژن قابل‌احتراق (\dot{m}_{mixed}) به نرخ جریان جرمی هیدروژن کل

برای بررسی مطالعه عوامل تأثیر قطر پاشش، شبکه‌هایی با حدود ۲.۵۰۰.۰۰۰ سلول انتخاب شده است و در ضمن فاصله اولین سلول شبکه از دیواره به صورتی انتخاب شده که مقدار γ^+ کوچک‌تر از ۵ باشد. هوای آزاد با عدد ماخ ۲ و فشار استاتیک ۴۰ کیلوپاسکال و دمای استاتیک ۷۲۷ کلوین وارد می‌شود. انژکتور به‌صورت عمودی پاشش کرده و عدد ماخ خروجی از انژکتور برابر ۱ و فشار و دمای استاتیک به ترتیب برابر ۴۰۰ کیلوپاسکال و ۲۵۰ کلوین می‌باشند.

جدول ۱. جزئیات هندسی مدل موردبررسی

پارامترهای هندسی	مقادیر (میلی‌متر)
طول قسمت آزمایش (L)	۶۵/۰۸
ارتفاع قسمت آزمایش (H)	۲۱/۲۹
عرض قسمت آزمایش (W)	۴۲
ارتفاع رمپ (h_r)	۵
عرض رمپ (w_r)	۳
طول رمپ (L_r)	۱۸
موقعیت ابتدای رمپ (از ورودی)	۲۰
قطر انژکتور (D)	۱/۴۱۴
موقعیت محوری انژکتور	۳۸

۵. بررسی عوامل مؤثر بر آمیختگی برای حالت جریان غیرواکنشی

در اینجا جریان هوای ورودی به‌صورت ترکیبی از اکسیژن و نیتروژن در نظر گرفته شده که گاز هیدروژن به درون آن پاشیده شده و فقط فرایند آمیختگی صورت می‌پذیرد و شیب‌سازی‌های عددی برای حالت‌های مختلف صورت پذیرفته‌اند.

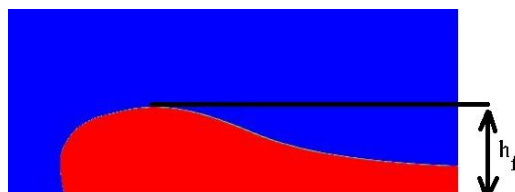


(\dot{m}_{total}) تعریف می‌شود [۳۸-۴۰]:

$$\eta_{mix} = \frac{\dot{m}_{mixed}}{\dot{m}_{total}} = \frac{\int \alpha_{react} \rho u dA}{\int \alpha \rho u dA} \quad (۱۶)$$

که

$$\alpha_{react} = \begin{cases} \alpha & \alpha \leq \alpha_{stoic} \\ \alpha_{stoic} \frac{1-\alpha}{1-\alpha_{stoic}} & \alpha > \alpha_{stoic} \end{cases} \quad (۱۷)$$



شکل ۵. ارتفاع عمق نفوذ سوخت

به‌صورت زیر تعریف می‌شود [۴۱، ۴۲]:

$$\phi_{mix} = \frac{\int \gamma dy dz}{\int dy dz} \quad (۱۸)$$

که

$$\gamma = \begin{cases} 1, & \text{if } 0.0071 < \alpha < 0.1135 \\ 0, & \text{else} \end{cases} \quad (۱۹)$$

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

$$\Delta P_t = \frac{P_{t,ref} - P_{t,x}}{P_{t,ref}} \quad (۲۰)$$

۶. نتایج شبیه‌سازی‌های عددی برای

جریان غیر-واکنشی

در شکل ۶ کانتور تغییرات کسر جرمی هیدروژن در صفحه خروجی برای قطرهای پاشش مختلف نشان داده شده است و در شکل ۷ کانتور تغییرات کسر جرمی هیدروژن روی صفحه متقارن محوری ($Z = 0$) نشان داده شده است و در شکل ۸ کانتور تغییرات عدد ماخ روی صفحه مرکزی متقارن محوری برای قطرهای پاشش مختلف مشاهده می‌شود.

در شکل ۹ تغییرات عمق نفوذ سوخت، و در شکل ۱۰ تغییرات راندمان آمیختگی (η_{mix})، روی صفحه خروجی برحسب تغییر قطر پاشش مشاهده می‌شوند. در شکل ۱۱ نیز تغییرات نسبت مساحت آمیختگی مؤثر (ϕ_{mix})، روی صفحه خروجی برحسب تغییر قطر پاشش مشاهده می‌شود. در شکل ۱۲ نیز تغییرات بیشینه کسر جرمی هیدروژن روی صفحه خروجی برحسب تغییر قطر پاشش مشاهده می‌شود. در شکل ۱۳ نیز تغییرات تلفات فشار سکون روی صفحه خروجی برحسب تغییر قطر پاشش مشاهده می‌شود. همان‌طور که مشاهده

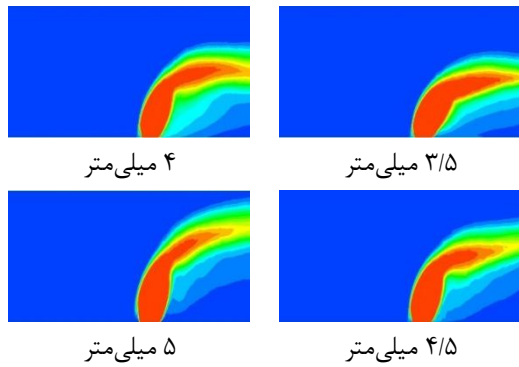
برای رژیم پاشش جت هیدروژن در جریان هوای عبوری، α کسر جرمی متوسط H_2 است و α_{react} کسر جرمی متوسط هیدروژنی است که می‌تواند بسوزد. $\rho u dA$ نرخ جریان جرمی سیال در سطح مقطع x است و A مساحت سطح مقطع x انتخاب شده است. α_{stoic} نسبت استوکیومتری سوخت هیدروژن است، که در مطالعه حاضر برابر با ۰/۰۲۸۳ در نظر گرفته شده است. مقدار η_{mix} راندمان آمیختگی را در یک سطح مقطع نشان می‌دهد، و $\eta_{mix} = 1$ نشان‌دهنده یک سیستم کاملاً مخلوط شده است. در این مورد مقدار کسر جرمی سوخت باید کوچک‌تر یا مساوی نسبت استوکیومتریک باشد. راندمان آمیختگی در جهت محوری، بر اساس ساختار هندسی و خواص ترمودینامیکی سیستم سوخت-هوا، تغییر می‌کند.

بر اساس تحقیق هارتفیلد و همکاران [۴۱]، کسر مولی مخلوط هیدروژن در بازه ۷۵-۴٪ نشان می‌دهد که مخلوط صورت گرفته و کسر جرمی مربوط به آن در بازه ۰/۱۱۳۵-۰/۰۰۷۱ است.

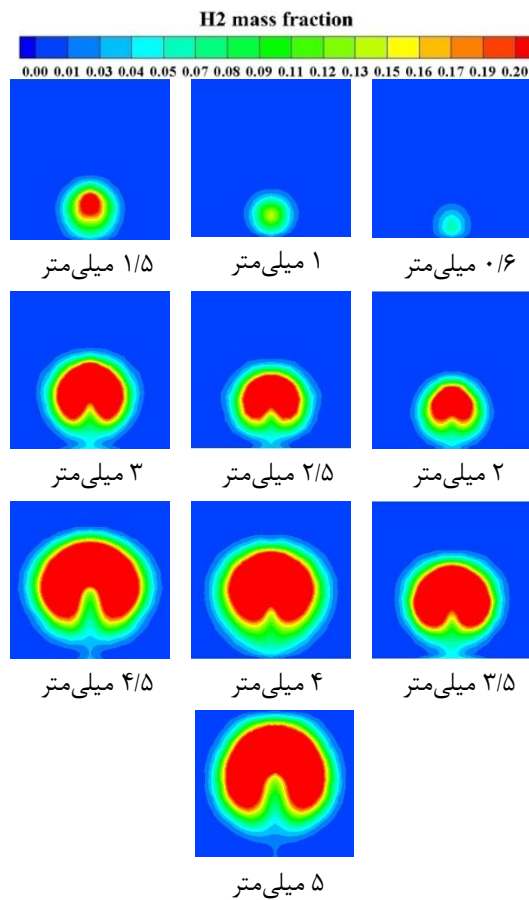
نسبت مساحت آمیختگی مؤثر (ϕ_{mix})



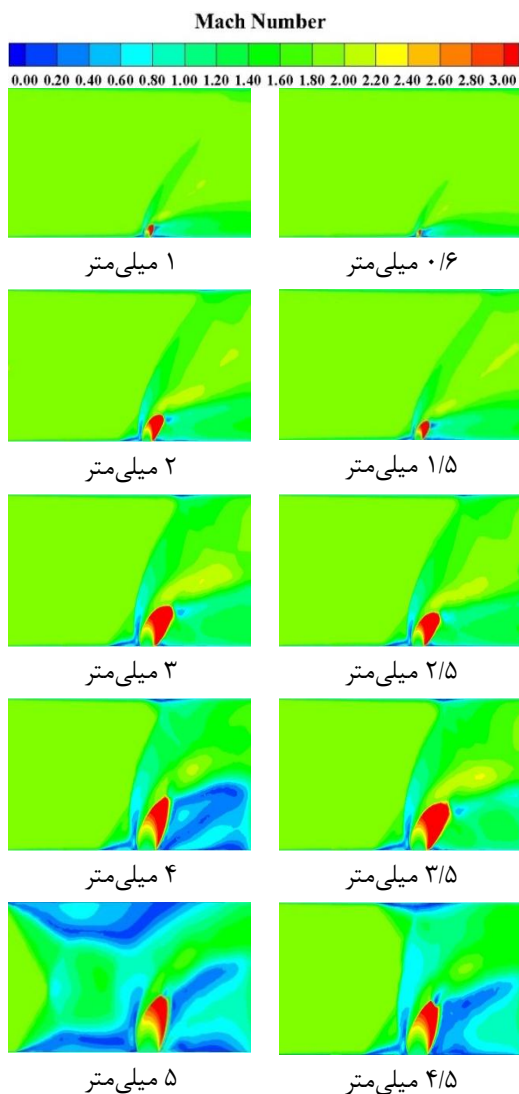
می‌شود با افزایش قطر پاشش، راندمان آمیختگی بر صفحه خروجی همواره کاهش یافته است.



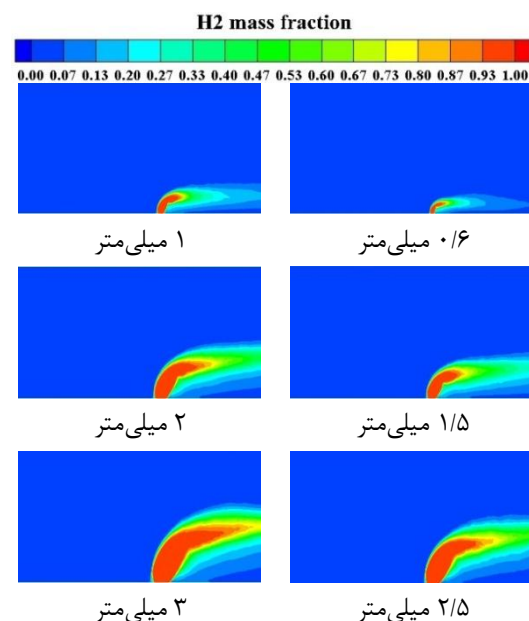
شکل ۷. کانتور تغییرات کسر جرمی هیدروژن روی صفحه مرکزی متقارن محوری برای قطرهای مختلف پاشش و جریان غیرواکنشی

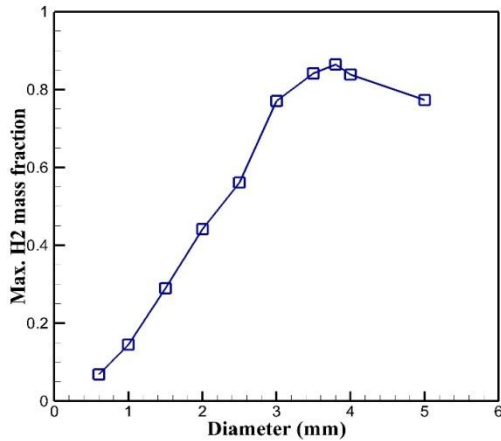


شکل ۶. کانتور تغییرات کسر جرمی هیدروژن روی صفحه خروجی برای قطرهای مختلف پاشش و جریان غیرواکنشی

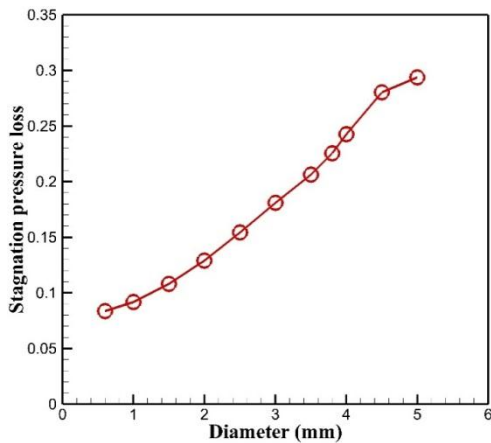


شکل ۸. کانتور تغییرات عدد ماخ روی صفحه مرکزی متقارن محوری برای قطرهای مختلف پاشش و جریان غیرواکنشی





شکل ۱۲. تغییرات بیشینه کسر جرمی هیدروژن روی صفحه خروجی برحسب تغییر قطر پاشش



شکل ۱۳: تغییرات تلفات فشار سکون بر روی صفحه خروجی برحسب تغییر قطر پاشش

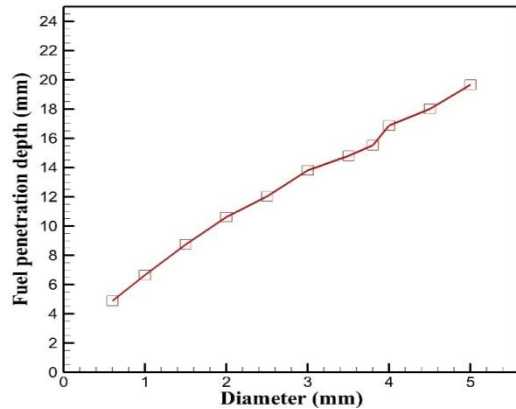
۷. نتایج شبیه‌سازی‌های عددی برای جریان واکنش‌پذیر

در اینجا جریان هوای ورودی به صورت ترکیبی از اکسیژن و نیتروژن در نظر گرفته شده است که گاز هیدروژن به درون آن پاشیده شده و گاز هیدروژن و اکسیژن با یکدیگر واکنش نموده و H_2O تولید می‌شود. برای شبیه‌سازی شیمی حاکم بر مسئله از مدل یک واکنشی استفاده شده است.



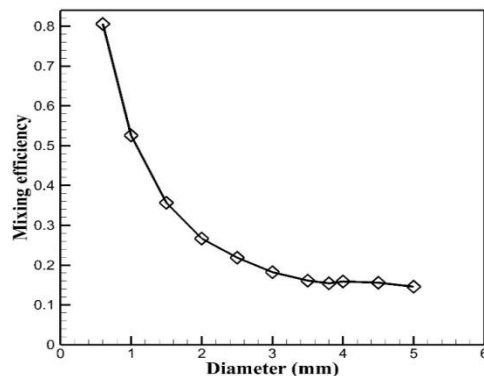
در شکل ۱۴ کانتور تغییرات کسر جرمی H_2O روی صفحه خروجی برای قطرهای مختلف پاشش

نسبت مساحت آمیختگی مؤثر روی صفحه خروجی، همواره با افزایش قطر پاشش، افزایش یافته است. بیشینه کسر جرمی هیدروژن روی صفحه خروجی نیز با افزایش قطر پاشش افزایش می‌یابد. تلفات فشار سکون روی صفحه خروجی نیز همواره با افزایش قطر پاشش، افزایش می‌یابد.



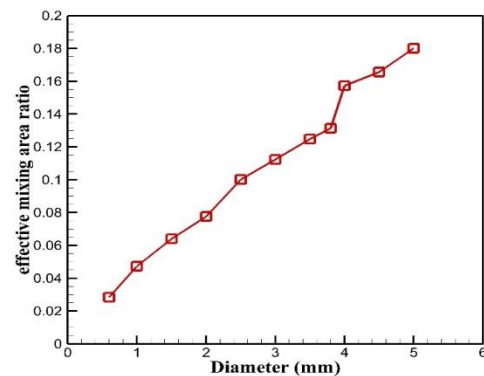
شکل ۹. تغییرات عمق نفوذ سوخت روی صفحه

خروجی برحسب تغییر قطر پاشش



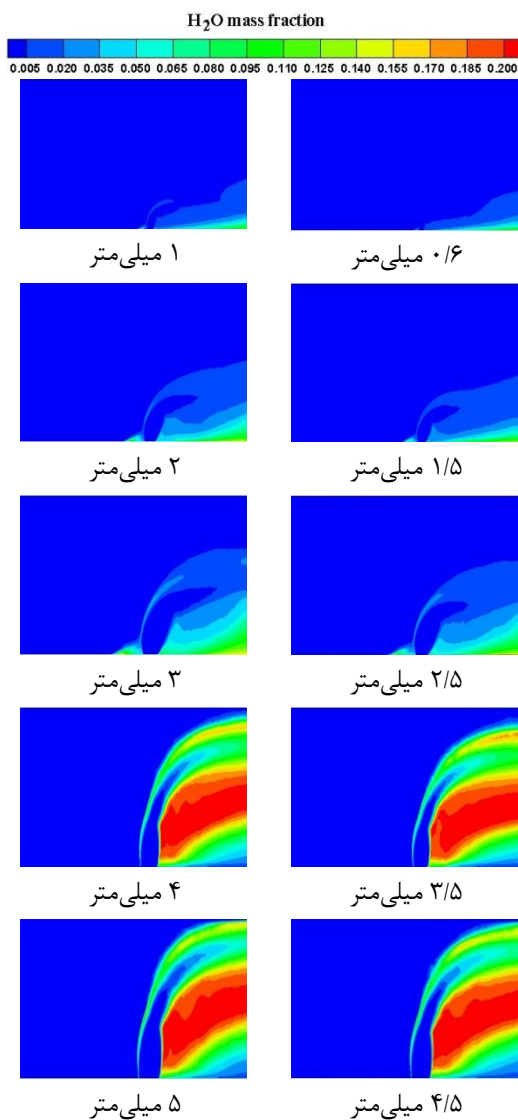
شکل ۱۰. تغییرات راندمان آمیختگی بر روی صفحه

خروجی برحسب تغییر قطر پاشش



شکل ۱۱. تغییرات نسبت مساحت آمیختگی مؤثر روی صفحه خروجی برحسب تغییر قطر پاشش

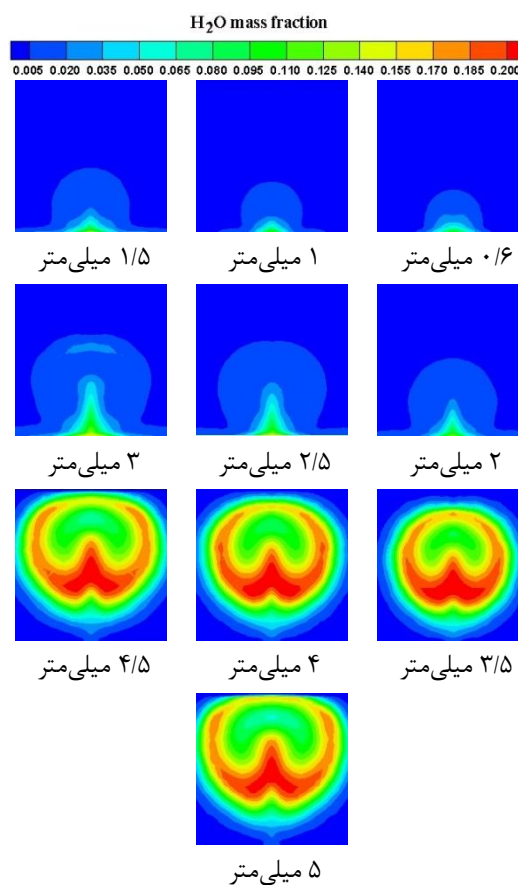
استوکس رینولدز- متوسط به همراه مدل آشفتگی $k - \omega SST$ و معادله حالت گاز ایده آل با استفاده از روش چگالی مبنا حل شده‌اند و تأثیر قطر پاشش بر مشخصات آمیختگی سوخت و هوا بررسی شده است.



شکل ۱۵. کانتور تغییرات کسر جرمی H_2O روی صفحه مرکزی متقارن محوری برای قطرهای مختلف پاشش برای جریان واکنش‌پذیر

از نتایج به دست آمده مشخص است که با افزایش قطر پاشش، راندمان آمیختگی کاهش یافته و تلفات فشار سکون افزایش می‌یابد؛ همچنین ماکزیمم کسر جرمی هیدروژن نیز افزایش می‌یابد که این سه

نشان داده شده است و در شکل ۱۵ کانتور تغییرات کسر جرمی H_2O روی صفحه مرکزی متقارن محوری برای قطرهای مختلف پاشش نشان داده شده است. همان‌طور که از شکل‌ها مشاهده می‌شود با افزایش قطر پاشش، کسر جرمی H_2O افزایش یافته است و گسترش بیشتری در جهت عمودی (Y) و منطری (Z) یافته است.



شکل ۱۴. کانتور تغییرات کسر جرمی H_2O روی صفحه خروجی برای قطرهای مختلف پاشش برای جریان واکنش‌پذیر

۸. نتیجه‌گیری

در این کار حوزه جریان پاشش متقاطع سوخت هیدروژن درون جریان هوای عبوری فراصوت به روش عددی شبیه‌سازی شد. برای شبیه‌سازی عددی معادل‌های سه- بعدی ناویر-

- Aircraft*, Vol. 5, No. 1, pp. 3-10, 1968.
- [2] E. Curran, S. Murthy, *Scramjet propulsion*, Published by the American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. AIAA, 2001.
- [3] M. Zakeri, j. pirkandi, A. Taleghani, "Scramjets and Their Role in the Future of Aerospace Propulsion Systems," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 2, No. 2, pp. 1-10, 2018. (in Persian فارسی)
- [4] M. Zahedzadeh, F. Ommi, "Numerical Study of Supersonic Gas Flow in Single Expansion Ramp Nozzle," *Journal of Mechanical Engineering*, Vol. 49, No. 1 (86), pp. 137-145, 2019. (in Persian فارسی)
- [5] M. B. Colket III, L. J. Spadaccini, "Scramjet Fuels Autoignition Study," *Journal of propulsion and power*, Vol. 17, No. 2, pp. 315-323, 2001.
- [6] S. Valger, N. Fedorova, "Study of Coherent Structures Effect on Mixing Characteristics of Jet Injection into Supersonic Crossflow," In *AIP Conference Proceedings*, vol. 2351, no. 1, p. 040019.1-8 AIP Publishing LLC, 2021
- [7] D. Riggins, C. McClinton, R. Rogers, R. Bittner, "Investigation of Scramjet Injection Strategies for High Mach Number Flows," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 11, No. 3, pp. 409-418, 1995.
- [8] W. Huang, "Transverse Jet in Supersonic Crossflows," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 50, pp. 183-195, 2016.
- [9] G.-X. Li, M.-B. Sun, J.-F. Yu, C.-H. Liang, Y. Liu, G.-Y. Zhao, Y.-H. Huang, "Effect of Injection Mach Number on Penetration in a Supersonic Crossflow," *AIAA Journal*, Vol. 58, No. 3, pp. 1216-1226, 2020.
- [10] W. Huang, J. Liu, L. Jin, L. Yan, "Molecular Weight and Injector Configuration Effects on The Transverse Injection Flow Field Properties in Supersonic Flows,"

پارامتر همگی نشان می‌دهند که با افزایش قطر پاشش، وضعیت آمیختگی سوخت و هوا کاهش می‌یابد و فقط پارامتر نسبت مساحت آمیختگی مؤثر است که افزایش یافتن آن می‌تواند نشان‌دهنده بهبود آمیختگی باشد. همان‌طور که از شکل‌ها مشخص است با افزایش قطر پاشش از حدود $0/6$ میلی‌متر تا 5 میلی‌متر، راندمان آمیختگی تقریباً از مقدار $0/8$ به مقدار حدود $0/15$ کاهش یافته و بیشینه کسر جرمی هیدروژن از حدود $0/07$ به حدود $0/8$ افزایش یافته است. در ضمن مشخص است که با افزایش قطر پاشش، تلفات فشار سکون از حدود $0/08$ به حدود $0/29$ افزایش یافته است. یکی از عوامل که به نفع شرایط آمیختگی افزایش یافته است، نسبت مساحت مؤثر آمیختگی است که با افزایش قطر پاشش، مقدار آن از حدود $0/03$ به حدود $0/17$ افزایش یافته است. در ضمن عمق نفوذ سوخت نیز با افزایش قطر پاشش افزایش یافته است. همچنین در شبیه‌سازی‌های جریان واکنش‌پذیر مشاهده شد که با افزایش قطر پاشش، کسر جرمی H_2O افزایش یافته است و گسترش بیشتری در جهت عمودی (Y) و منطری (Z) یافته که این خود نشان‌دهنده این است که اگرچه با افزایش قطر پاشش، راندمان آمیختگی کاهش یافته و بیشینه کسر جرمی هیدروژن افزایش یافته است که این دو پارامتر نشان می‌دهند که شرایط آمیختگی بدتر شده ولی تأثیر افزایش در پارامترهایی مثل نسبت مساحت مؤثر آمیختگی و عمق نفوذ سوخت به حدی بوده که در شبیه‌سازی‌های جریان واکنش‌پذیر، با افزایش قطر پاشش، مقدار کسر جرمی H_2O افزایش یافته است.

۹. مراجع

- [1] A. Ferri, "Review of Scramjet Propulsion Technology," *Journal of*

۱۴۴

سال ۱۱ - شماره ۱

بهار و تابستان ۱۴۰۱

نشریه علمی دانش و فناوری هوا فضا



مقالات در جریان هوای عبوری فراصوت
بررسی تأثیر قطر پاشش بر مشخصات حوزه جریان پاشش

“Combustion Enhancement in Rearward Step Based Scramjet Combustor by Air Injection at Step Base,” *Propulsion and Power Research*, Vol. 10, No. 3, pp. 224-234, 2021.

[20] J. Pirkandi, M. Mahmoodi, “The Numerical Simulation and Analysis of a Prototype Scramjet (DLR) in Reacting and Non-Reacting Conditions,” *Journal of Fuel and Combustion*, Vol. 13, No. 3, pp. 45-62, 2020. (in Persian فارسی)

[21] J. Pirkandi, M. Mahmoodi, “Three-Dimensional Modeling of the Combustion Process of a Scramjet by Considering Multi-Stage Reaction Mechanism,” *Journal of Fuel and Combustion*, Vol. 13, No. 4, pp. 1-25, 2020. (in Persian فارسی)

[22] M. Gamba, M. G. Mungal, Ignition, flame structure and near-wall burning in transverse hydrogen jets in supersonic crossflow, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 780, pp. 226-273, 2015.

[23] S. Dixit, Mathematical Modeling and Analysis of Different Type of Fuel Injector in Scramjet Engine Using CFD Simulation in Fluent, *International Journal for Research in Applied Science and Engineering Technology*, Vol. V, No. II, pp. 379-389, 2017.

[24] P. Nithish Reddy, K. Venkatasubbaiah, “Numerical Investigations on Development of Scramjet Combustor,” *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 28, No. 5, pp. 04014120, 2015.

[25] D. P. Mishra, K. V. Sridhar, “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, pp. 161-167, 2012.

[26] F. R. Menter, “Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications,” *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, pp. 1598-1605,

Aerospace Science and Technology, Vol. 32, No. 1, pp. 94-102, 2014.

[11] N. J. Williams, T. M. Moeller, R. J. Thompson, “Numerical Simulations of High Frequency Transverse Pulsed Jet Injection into a Supersonic Crossflow,” *Aerospace Science and Technology*, Vol. 103, pp. 105908, 2020.

[12] Z. Cai, M. Sun, Z. Wang, X.-S. Bai, “Effect of Cavity Geometry on Fuel Transport and Mixing Processes in a Scramjet Combustor,” *Aerospace Science and Technology*, Vol. 80, pp. 309-314, 2018.

[13] Z. Zhang, S. F. McCreton, M. Awasthi, A. O. Wills, D. J. Moreau, C. J. Doolan, “The flow features of Transverse Jets In Supersonic Crossflow,” *Aerospace Science and Technology*, Vol. 118, pp. 107058, 2021.

[14] T. Fric, A. Roshko, “Vortical Structure in the Wake of a Transverse Jet,” *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 279, pp. 1-47, 1994.

[15] L. L. Yuan, R. L. Street, J. H. Ferziger, “Large-Eddy Simulations of a Round Jet in Crossflow,” *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 379, pp. 71-104, 1999.

[16] M. Zahedzadeh, F. Ommi, “Numerical Study of the Effect of Air Injection before Fuel Injection in Supersonic Air Crossflow,” *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, Vol. 9, No. 1, pp. 185-196, 2020. (in Persian فارسی)

[17] W. Huang, Z. Wang, S. Luo, J. Liu, “Parametric Effects on the Combustion Flow Field of a Typical Strut-Based Scramjet Combustor,” *Journal of Chinese science bulletin*, Vol. 56, No. 35, pp. 3871-3877, 2011.

[18] Z. Zhong-hua Le Jia-ling, “Parallel Modeling of Three-Dimensional Scramjet Combustor and Comparisons with Experiment’s Results,” *Journal of China Aerodynamics Research Development Center*, 2002.

[19] A. Thakur, N. Thillai, A. Sinha,



- Rearward-Facing step: a 3-D Compressible Test Case for Hypersonic Combustor Code Validation, AIAA-5071, AIAA Third international aerospace planes conference, Orlando, FL, 1991.
- [37] G. L. Brown, A. Roshko, "On Density Effects and Large Structure in Turbulent Mixing Layers," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 64, pp. 775, 1974.
- [38] L. Lang-quan, H. Wei, Y. Li, "Mixing Augmentation Induced by a Vortex Generator Located Upstream of the Transverse Gaseous Jet in Supersonic Flows," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 68, pp. 77, 2017.
- [39] J. Sislian, J. Schumacher, "Fuel/air mixing enhancement by cantilevered ramp injectors in hypersonic flows," *International Symposium on Air Breathing Engines*, 14th, Florence, Italy. 1999.
- [40] Z.-b. Du, W. Huang, L. Yan, M.-z. Dong, "Impacts of Jet Angle and Jet-To-Crossflow Pressure Ratio on the Mixing Augmentation Mechanism in a Scramjet Engine," *Journal of Aerospace Science and Technology*, Vol. 94, pp. 105385, 2019.
- [41] R. J. Hartfield, S. D. Hollo, J. C. McDaniel, "Experimental Investigation of a Supersonic Swept Ramp Injector Using Laser-Induced Iodine Fluorescence," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 10, No. 1, pp. 129-135, 1994.
- [42] M. Zhao, Y. Bian, Q. Li, T. Ye, "Large eddy simulation of transverse single/double jet in supersonic crossflow," *Journal of Aerospace Science Technology*, Vol. 89, pp. 31-45, 2019.
- 1994.
- [27] W. Huang, W.-d. Liu, S.-b. Li, Z.-x. Xia, J. Liu, Z.-g. Wang, "Influences of the Turbulence Model and the Slot Width on the Transverse Slot Injection Flow Field in Supersonic Flows," *Journal of Acta Astronautica*, Vol. 73, pp. 1-9, 2012.
- [28] W. Huang, J.-g. Tan, J. Liu, L. Yan, "Mixing Augmentation Induced by the Interaction Between the Oblique Shock Wave and a Sonic Hydrogen Jet in Supersonic Flows," *Acta Astronautica*, Vol. 117, pp. 142-152, 2015.
- [29] A. B. Freeborn, P. I. King, M. R. Gruber, "Swept-Leading-Edge Pylon Effects on a Scramjet Pylon-Cavity Flameholder Flowfield," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 25, No. 3, pp. 571-582, 2009.
- [30] E. Erdem, K. Kontis, "Numerical and Experimental Investigation of Transverse Injection Flows," *Shock Waves*, Vol. 20, No. 2, pp. 103-118, 2010.
- [31] M. Zahedzadeh, F. Ommi, "Numerical Study of Step Geometry Effects on Gaseous Sonic Transverse Injection in Supersonic Crossflow," *Journal of Modares Mechanical Engineering*, Vol. 19, No. 4, pp. 1075-1084, 2019. (in Persian)
- [32] Ansys, ANSYS FLUENT theory guide, 2011.
- [33] M. Zahedzadeh, F. Ommi, Numerical Study of Staged Transverse Injection of Sonic Jets into Supersonic Crossflows behind a Step, *Journal of Modeling in Engineering*, Vol. 17, No. 56, pp. 281-291, 2019.
- [34] H. Schlichting, K. Gersten, *Boundary-Layer Theory*: Springer Berlin Heidelberg, 2016.
- [35] F. M. White, *Text book on Fluid Mechanics*, McGraw-Hill Book Company, 2011.
- [36] J. McDaniel, D. Fletcher, R. Hartfield Jr, S. Hollo, Staged Transverse Injection Into Mach-2 Flow Behind a

