



آنالیز عددی اثرات زاویه حمله بر جریان مافقع صوت آشفته سه بعدی پیرامون دماغه پخ به همواره تزریق جت مخالف

مجتبی طحانی^{1*}، محمد حججی نجف آبادی²، آرش درتوومیان³، محمد صالحی فر³

1- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران

2- استادیار، مهندسی هواپیما، دانشگاه آزاد اسلامی، واحد نجف آباد، نجف آباد

3- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی هواپیما، دانشگاه تهران، تهران

* تهران، صندوق پستی 143951374 m.tahani@ut.ac.ir

چکیده

در پژوهش حاضر، اثرات زاویه حمله در تزریق جت مخالف از دماغه‌های نوکپهن مافقع صوت بر کاهش پسا و توزیع دمای سطح، با توسعه یک کد سه بعدی چند بلوکی، مورد مطالعه قرار گرفته است. ترم‌های غیرلزج، با روش ای-بو-اس-ام محاسبه شده است. ترم‌های لزج با استفاده از تضالل مرکز بدست آمده است و انتگرال زمانی با الگوریتم 4 مرحله‌ای رانچ-کوتا، محاسبه شده است. مدل انتقال تشن برشی، به منظور شبیه‌سازی اثرات آشفته، بکار گرفته شده است. اثرات نسبت فشار بر کاهش پسا به تفکیک مؤلفه‌ها و نیز ویژگی‌های فیزیکی میدان جریان، به ترتیب با یافته‌های عددی و تجربی سایر پژوهش‌ها اعتبارسنجی شده است که از دقت مناسبی برخوردار است. نتایج نشان می‌دهد که تزریق جت صوتی، قادر است تا با تعییر در شکل شوک کمایی ایجاد شده در میدان جریان مافقع صوت، پس ای از دماغه را به میدان جریان ملاحظه‌ای کاهش دهد. همچینی با پوشش مناسب سطح جسم، مانع از افزایش شدید دمای سطح، می‌گردد. افزایش نسبت فشار کل، باعث بهبود عملکرد تزریق در هر دو زمینه کاهش پسا و دمای سطح گشته است. هرچند، به واسطه افزایش شدید پرسان ناشی از تزریق جت، یک نقطه بیشینه به عنوان یک محدود کننده در میدان افزایش نسبت فشار کل، وجود دارد. علاوه بر این، افزایش نسبت فشار باعث کاهش ضربی اصطکاک سطح خواهد شد. زاویه حمله جریان آزاد، باعث کاهش کارایی تزریق جت می‌شود. در این حالت می‌توان با یکسان نمودن راستای جت و جریان آزاد، نتایج را اندازی ببهود بخشید.

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 08 آذر 1395

پذیرش: 05 اسفند 1395

ارائه در سایت: 14 فروردین 1396

کلیک و از کان:

jet مخالف

جریان مافقع صوت آشفته

دماغه پخ

شبیه‌سازی عددی

کاهش پسا

Numerical analysis of attack angle effects on 3D supersonic turbulent flow around blunt body along with opposite jet injection

Mojtaba Tahani^{1*}, Mohammad Hojaji Najaf Abadi², Arash Dartoomian¹, Mohammad Salehifar¹

1- Faculty of New Sciences and Technologies, University of Tehran, Tehran, Iran.

2- Department of Engineering, Najafabad Branch, Islamic Azad University, Najafabad, Iran

* P.O.B. 143951374 Tehran, Iran, m.Tahani@ut.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper

Received 28 November 2016

Accepted 23 February 2017

Available Online 03 April 2017

Keywords:

Opposite Jet

Supersonic Turbulent Flow

Blunt Body

Numerical Simulation

Drag Reduction

ABSTRACT

In this study, the effects of attack angle in opposing jet injection through supersonic blunt bodies on drag reduction and distribution of surface temperature is studied through developing a three dimensional multi-block code. Inviscid terms are calculated by AUSM scheme. The viscous terms are obtained by central difference method and using 4-stage Runge-Kutta algorithm, integral time is computed. Shear stress transport model is used to simulate the effects of turbulence. The effects of pressure ratio and properties of flow field have been verified and validated with experimental and numerical results of other researchers which is an indicator of method accuracy. The results show that the sonic jet injection is able to significantly reduce drag noise by changing the shape of the bow shock and it also prevents a sharp increase in the surface temperature by covering the body. Increasing the total pressure ratio improved the performance of jet in both drag reduction and distribution of surface temperature. However, due to the sharp increase in retro propulsion of jet there is a limitation in increasing the ratio of total pressure. In addition, the increase of pressure ratio will reduce the friction coefficient. Angle of attack of the free stream reduces the efficiency of the jet injection. Although, in this situation the result can be improved to some extent by matching the jet and free stream.

تأثیرگذار در طراحی، همچون اصطکاک پوسته‌ای سطح، پس ای فشاری، توزیع

انتقال حرارت، دمای سطح و گرمایش آبودینامیکی، از جمله مواردی هستند

که در طراحی این گونه اجسام به دقت مورد بررسی قرار می‌گیرند. بررسی‌ها

نشان می‌دهند که حضور موج شوک‌های نسبتاً قوی و همچنین گرمایش

با توجه به پیشرفت روزافزون تکنولوژی طراحی فضایی‌ها و موشک‌هایی که

در ناحیه‌ی مافقع صوت پرواز می‌کنند، نیاز بوده تا تجزیه و تحلیل دقیق

میدان جریان حول این گونه اجسام، صورت گیرد. محاسبه‌ی دقیق پارامترهای

1- مقدمه

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

M. Tahani, M. Hojaji Najaf Abadi, A. Dartoomian, M. Salehifar, Numerical analysis of attack angle effects on 3D supersonic turbulent flow around blunt body along with opposite jet injection, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 3, pp. 355-366, 2017 (in Persian)

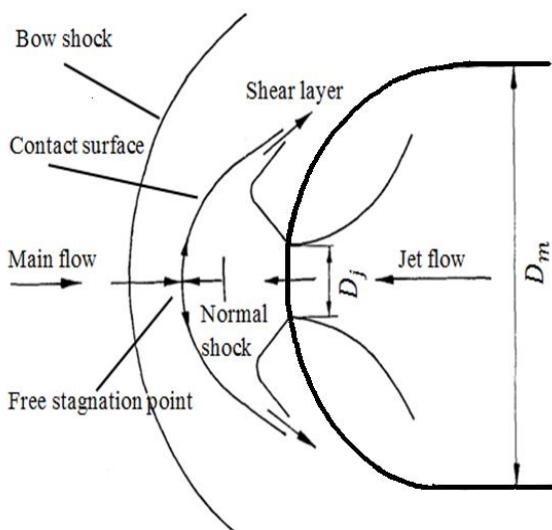


Fig. 1 Schematic of the flow field around the hemispherical cone with counter flow jet

شکل ۱ شماتیکی از میدان جریان اطراف دماغه نیم کره با تزریق جت مخالف

انجام شبیه سازی های عددی و سپس نتایج تجربی، نشان دادند که تزریق جت به صورت مخالف می تواند باعث کاهش نرخ انتقال حرارت در نواحی جلوی دماغه گردد.

همچنین آنها به بررسی اثر نسبت فشار کل جت به جریان آزاد بر میزان نرخ انتقال حرارت از دماغه پرداختند. نتایج این پژوهش ها نشان می داد که با افزایش نسبت فشار کل جت به جریان آزاد، نرخ انتقال حرارت دماغه نیز کاهش می یابد. همچنین ایشان، اثرات نسبت فشار کل جت به جریان آزاد، قطر نازل در خروجی و دمای کل جت را بر کاهش گرمایش آبودینامیکی دماغه، در جریان های مافوق صوت و ابرصوت، به صورت عددی و تجربی بررسی کردند. نتایج این بررسی ها نشان داد که تغییرات نسبت فشار بیشترین تأثیر را نسبت به سایر متغیرها بر نرخ انتقال حرارت دارد [9-12].

در همین راستا، تاماذا و یاشنگ، بازهم با حل معادلات تقارن محوری و استفاده از مدل آشکنده استاندارد $\omega - k$ تأثیر تزریق جت را بر نرخ انتقال حرارت و کاهش پسا، از دماغه هایی با ساختارهای متفاوت، بررسی کردند. نتایج نشان می داد، استفاده از اجایو با نازل امتداد یافته با طول ۴ میلی متر، کمترین میزان پسا و نرخ انتقال حرارت را به سایر حالت ها، دارد [10-12].

در مطالعه عددی انجام شده توسط طحانی و همکاران در سال 2015، اثرات تزریق جت مخالف بر کاهش پسا در یک جریان سه بعدی غیر لزج و با بکارگیری یک نازل امتداد یافته به صورت عددی بررسی شد. آنالیز پدیده تزریق با استفاده از دو روش مختلف حل بالادست ای-بو-اس¹-ام² و رو³، انجام شد [13]. در همین سال، طحانی و همکاران، اثرات تزریق جت را بر کاهش پسا با شبیه سازی عددی و استفاده از مدل آشکنده SST در یک جریان مافوق صوت سه بعدی، مورد مطالعه قرار دادند. نتایج آنها نشان می داد که تزریق جت به طور مستقیم و مخالف با جریان آزاد، قادر است تا با تغییری که در شکل شوک کمانی ایجاد می نماید، پسا فشاری وارد بر دماغه را به میزان قابل ملاحظه ای کاهش دهد [14].

در پژوهش حاضر، با توسعه یک کد عددی با قابلیت شبکه بندی چندبلوکی، حل کامل و سه بعدی معادلات ناویر-استوکس و انرژی صورت

آبودینامیکی، از جمله پدیده های فیزیکی مهم در اینگونه میدان های جریان است [1].

در همین راستا، تلاش های بسیاری انجام شده است تا با کمینه کردن تأثیر این پدیده ها بر جسم پرندۀ، بتوان علاوه بر کاهش مصرف سوخت و سیله، پروازی این ترا را برای آن فراهم نمود. به عنوان مثال، کاهش پسای آبودینامیکی، علاوه بر آنکه می تواند رسیدن وسیله ای پرندۀ را به محدوده مورد نظر (ارتفاع مورد نظر) تضمین نماید، باعث کاهش مصرف سوخت و ساده سازی سیستم پیشرانشی مورد نیاز آن می گردد. از طرفی، کاهش گرمایش آبودینامیکی نیز می تواند تأثیر قابل ملاحظه ای بر اینمی وسیله پرندۀ داشته باشد [2].

به هنگام استفاده از دماغه های نوک پهن، مافوق صوت بودن میدان جریان، موجب می شود تا یک شوک کمانی در جلوی جسم شکل گیرد. به واقع این موج شوک، عامل اصلی افزایش فشار و گرمایش آبودینامیکی بوده که به واسطه جریان پایین دست شوک به وجود آمده اند. بنابراین، اغلب تلاش ها در این راستا بوده است که بتوان با تغییر الگوی جریان و پیش از رسیدن آن به دماغه، قدرت موج شوک کمانی را کاهش داد. یکی از روش های مرسوم در این زمینه، استفاده از تزریق جت گاز از نقطه سکون دماغه و به صورت مخالف با جریان آزاد می باشد. شکل ۱ شماتیکی از تزریق جت مخالف از دماغه نوک پهن را در جریان آزاد مافوق صوت نشان می دهد.

در پژوهش های ابتدایی، لوپاتوف جزو نخستین کسانی بود که استفاده از تزریق جت را به صورت هم راستا و مخالف با جریان اصلی، به منظور کاهش پسا در اجسام، پیشنهاد داد [3]. چند سال بعد یعنی در سال 1960، وارن تحقیقات تجربی را به منظور درستی پیشنهاد آقای لوپاتوف، با استفاده از تزریق جت به صورت چرخشی و مستقیم از دماغه ای کروی، انجام داد. گازهای تزریق شده، خنک کننده های نیتروژن و هلیوم بودند که به جریان آزادی با ماخ 5.8 نفوذ می کردند. تحقیقات وی نشان داد که تزریق مستقیم هلیوم، روشی کارآمد بر کاهش نرخ انتقال حرارت خواهد بود و تأثیر قابل ملاحظه ای نیز بر کاهش پسا داشته است. وی پس از بررسی نتایج، بیان کرد که احتمالاً به واسطه یک جریان ثانویه، ناشی از نقطه سکون ایجاد شده-ی جلویی، توزیع تغییرات فشار و دمایی بر سطح دماغه، بهبود یافته است [4]. فینلی با استفاده از یک سری آزمایش های تجربی در یک تونل باد مافوق صوت، تأثیر تزریق جت را از یک دماغه ای کروی در ماخ های متفاوت و در اندازه های متفاوت قطر جت، مورد ارزیابی قرار داد. نتایج تحقیقات وی نشان داد که به واسطه نفوذ جت به جریان اصلی و تشکیل ناحیه کم فشار در جلوی دماغه، نیروی پسای وارد کاهش یافته است، علاوه بر این، وی دریافت که دو مود مختلف پایدار و ناپایدار جت به هنگام نفوذ آن به جریان اصلی، وجود دارد [5].

در سال های اخیر نیز، فومین و همکاران مطالعه ای عددی را به منظور بررسی اثرات فشار دینامیکی، عدد ماخ جریان جت و دمای جت بر روی جریان بالا دست و تغییر شکل رژیم جریان با فرض جریان بی لزجت، انجام دادند. در این تحقیق، نشان داده شد که یک جت تزریق شده می تواند ساختارهای متنوعی از میدان جریان را ایجاد نماید که قویاً به پارامترهای جریان آزاد و جریان جت بستگی دارد [6].

هایاشی و همکاران در سال های 2003 تا 2006، تحقیقات گستردۀ ای در زمینه تزریق جت مخالف انجام دادند. آن ها با استفاده از حل معادلات تقارن محوری ناویر-استوکس و بکارگیری مدل آشکنده استاندارد $\omega - k$ با

¹AUSM
²Roe scheme

است.

$$\tau^F = 2\mu_T S - \left(\frac{2\mu_T}{3}\right) \frac{\partial v_k}{\partial x_k} - \frac{2}{3} \rho k \quad (6)$$

از آخرین ترم رابطه (6) در اکثر مدل‌سازی‌های آشفته بویژه مدل‌های غیرپیچیده نظریه جبری، صرف نظر می‌شود [15]. در این تحقیق بواسطه استفاده از یک مدل آشفته نسبتاً پیچیده، جمله مذکور در معادلات باقی مانده است.

رابطه (7)، نشان می‌دهد که ضریب لزحت کل، از مجموع دو لزحت آرام و آشفته بسته می‌آید. در این رابطه، ۵ یک عدد ثابت بوده که با توجه به قرار گیری در معادله انرژی جنبشی آشفته یا نرخ اضمحلات ویژه، مقدار آن متفاوت خواهد بود.

$$\mu_{\text{tot}} = \mu_{\text{lam}} + \sigma \mu_T \quad (7)$$

با توجه به مأفوقة صوت بودن میدان جریان و حضور جریان‌های با آنتالپی نسبتاً بالا، وابستگی ضریب لزحت جریان آرام به دما، انکار ناپذیر می‌باشد. بدینجهت، ضریب لزحت آرام با استفاده از رابطه ساترلند، بسته آمده است [15].

مراجع [16] توضیحات کاملی از نحوه بی‌بعد سازی و گسترش‌سازی روابط فوق را در توسعه کد عددی حاضر، ارائه کرده است. در رابطه (1)، گسترش‌سازی ترم‌های جابجایی با توجه به مأفوقة صوت بودن میدان جریان، با استفاده از روش بالادستی ای-یو-اس-ام به همراه محدود کننده ون-آلبادا (به منظور جلوگیری از پخش نوسانات در محل ناپیوستگی‌ها و در نتیجه امکان حل میدان جریان با دقت مرتبه دو) صورت گرفته است. گسترش سازی حل گمله‌های پخش به واسطه شکل بیضوی معادلات، به صورت تفاضل مرکز، انجام شده است. محاسبه ترم‌های چشمی نیز به منظور افزایش همگرایی حل عددی، به صورت ضمنی نقطه‌ای و با میانگین گیری حجمی در مرکز هر حجم کنترل، صورت پذیرفته است. جهت گسترش‌سازی ترم‌های زمانی معادلات حاکم، از روش صریح رانچ-کوتا مرتبه چهار، استفاده شده است.

مدل دو معادله‌ای ω - SST به منظور مدل‌سازی پدیده‌های آشفته، بکار گرفته شده است. مدل انتقال تنفس برشی، یک مدل ω مبنا بوده که دو معادله انتقالی آن بر پایه معادلات ω -k استاندارد، بنا شده است. با این تفاوت که در این مدل، ضرایب موجود با استفاده از یک ضریب ترکیب‌گر (که خود تابعی از نرخ کرنش، چرخش، عدد رینولدز وغیره می‌باشد) قادرند تا مقادیری از ضرایب هریک از مدل‌های ω -k استاندارد یا ϵ - استاندارد را اختیار نمایند. همچنین، جمله پخش عرضی به معادله انتقالی نرخ اضمحلات ویژه افروزه شده است. این تغییرات باعث شده است تا این مدل آشفته در گستره وسیع‌تری از میدان‌های جریان، پاسخ‌های قابل قبولی را ارائه نماید. مراجع [18,17] دقت بالای مدل را در حل میدان‌های جریان با گرادیان فشاری قوی، تخمین مناسبی از محل جدایش جریان و پیش‌بینی مناسب مدل از رفتار جریان در زیرلايهای لزج نزدیک دیواره، گزارش داده‌اند. افروز بر این، اصلاحات انجام شده در ضریب لزحت آشفته این مدل در مقایسه با سایر مدل‌های دو معادله‌ای و نیز عدم استفاده از توابع دیواره، موجب افزایش کارآیی در این مدل گشته است. با این حال، مرجع [19] نشان می‌دهد که استفاده از این مدل آشفته در تخمین نرخ انتقال حرارت جریان‌های جت مخالف در مقایسه با سایر مدل‌های ω مبنا و حتی مدل تک معادله‌ای اسپالارت-آلمارس ضعیفتر است. از سویی دیگر، تغییر پیاپی ضرایب از یک مدل ($k-\omega$) به مدل دیگر ($\epsilon-k$) در نواحی میانی و حدی، باعث افزایش نایابداری و نیز همگرایی ضعیف این مدل آشفته‌ی گشته است [20].

گرفته است. در این مقاله، ابتدا مروری مختصر از فرآیند حل عددی و مدل سازی ریاضی مسئله بیان شده است و سپس با بکارگیری مدل آشفته‌ی دو معادله‌ای ω - SST - k فیزیک پدیده به طور جامع مطالعه شده است. به منظور اعتبارسنجی حل عددی، نتایج بدست آمده، با یافته‌های تجربی و عددی موجود مقایسه شده است.

در این تحقیق، اثرات نسبت فشار کل جت به جریان اصلی، بر پسای وارد بر دماغه و توزیع دمای آن، در یک جریان سه بعدی آشفته، بررسی شده است. مطالعه رفتاری از پدیده‌های سطحی همچون اصطکاک پوسته‌ای و نقش آن در تعیین پسای کل و نیز توزیع دمای سطح، از جمله ویژگی‌های تحقیق حاضر است. همچنین حل سه بعدی میدان جریان، امکان بررسی عددی اثرات زاویه حمله بر دماغه با تزریق جت مخالف را میسر کرده است. پژوهش‌های عددی پیشین به واسطه حل تقارن محوری میدان جریان، عملاً قادر به شبیه‌سازی اثرات نامتقارنی از جمله زاویه حمله نبوده‌اند.

2- معادلات حاکم و روش عددی

رابطه (1)، شکل انتگرالی معادلات بقا برای متغیر دلخواه W در یک جریان تراکم‌پذیر آشفته با متوسط‌گیری رینولدز، نشان می‌دهد [15].

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \vec{w} d\Omega + \oint_{\partial\Omega} (\vec{F}_C - \vec{F}_d) ds = \int_{\Omega} \vec{Q} d\Omega \quad (1)$$

در رابطه فوق، Ω برابر حجم کنترل و \vec{w} نشان‌دهنده سطح کنترل می‌باشد. اولین بخش از معادله فوق، بیانگر تغییرات زمانی W در حجم کنترل Ω بوده و بخش دوم، شارهای عبوری کانوکشن و دیفیوژن متغیر W را از سطح کنترل Ω نشان می‌دهد. پارامتر سمت راست معادله Q ، تولید چشمی را در مرکز حجم کنترل نشان می‌دهد. متغیر W شامل مؤلفه‌های بقایی در رابطه (2) می‌باشد [15].

$$\vec{W} = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E, \rho k, \rho \omega]^T \quad (2)$$

جمله‌های جابجایی (F_C ، پخش (F_d) و چشمی (Q) به ترتیب با روابط (3)، (4) و (5) نشان داده شده‌اند [15].

$$\vec{F}_C = \begin{Bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ \rho Eu + pu \\ \rho uk \\ \rho u\omega \end{Bmatrix} \quad \begin{Bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ \rho Ev + pv \\ \rho vk \\ \rho v\omega \end{Bmatrix} \quad \begin{Bmatrix} \rho w \\ \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 + p \\ \rho Ew + pw \\ \rho wk \\ \rho w\omega \end{Bmatrix} \quad (3)$$

$$\vec{F}_d = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{yx} \\ \tau_{zx} \\ u\tau_{xx} \\ \frac{\partial k}{\partial x} \\ \mu_{\text{tot}} \frac{\partial \omega}{\partial x} \\ \mu_{\text{tot}} \frac{\partial \omega}{\partial \omega} \end{Bmatrix} \quad \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{zy} \\ v\tau_{yy} \\ \frac{\partial k}{\partial y} \\ \mu_{\text{tot}} \frac{\partial \omega}{\partial y} \\ \mu_{\text{tot}} \frac{\partial \omega}{\partial z} \end{Bmatrix} \quad \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zz} \\ w\tau_{zz} \\ \frac{\partial k}{\partial z} \\ \mu_{\text{tot}} \frac{\partial \omega}{\partial z} \\ \mu_{\text{tot}} \frac{\partial \omega}{\partial z} \end{Bmatrix} \quad (4)$$

$$\vec{Q} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \tau^F S - \beta^* \rho wk \\ \frac{c_w \rho}{\mu_T} \tau^F S - \beta \rho \omega^2 + 2(1-f_1) \frac{\rho \sigma_{\omega_2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x} \frac{\partial \omega}{\partial x} \end{Bmatrix} \quad (5)$$

همان‌گونه که مشاهده می‌شود، مؤلفه‌های چشمی تنها در معادلات آشفته ظاهر گشته‌اند. در رابطه (5)، نشان برشی فاوره (τ^F) (که بعد از متوسط‌گیری جرمی از معادلات ناوبر-استوکس ظاهر می‌شود) از رابطه (6) قابل محاسبه

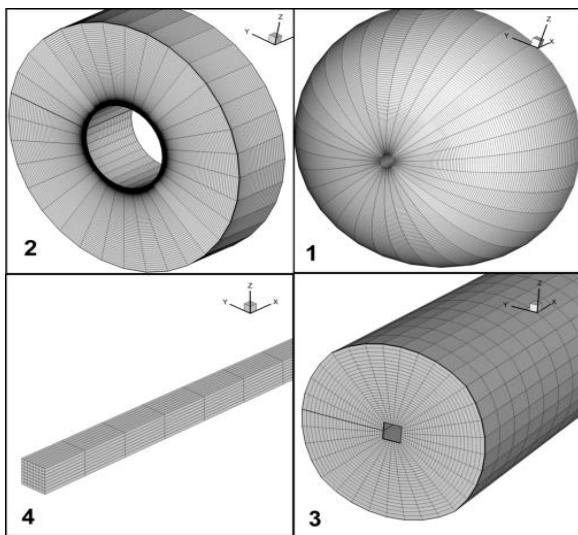


Fig. 2 Multiblock grid

شکل 2 شبکه چند بلوکی

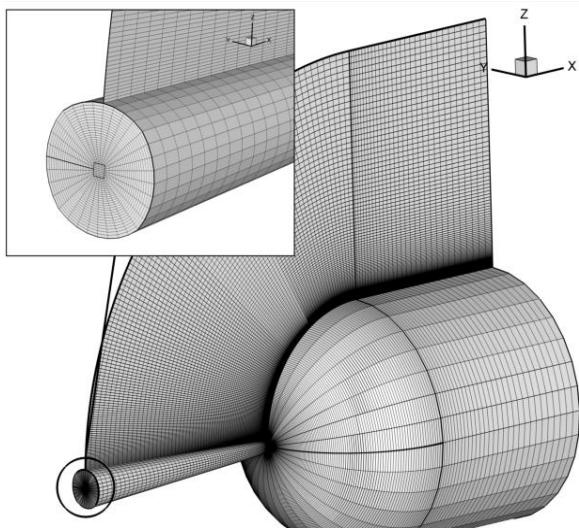


Fig. 3 Grid of hemispherical cone

شکل 3 شبکه دماغه نیم کروی

2-3- شرایط مرزی و شرایط میدان جریان

در شکل 4، شماتیکی از هندسه دماغه، به همراه شرایط مرزی حاکم بر ورودی، خروجی و دیواره هندسه، نشان داده شده است. شرایط مرزی بر روی دیوار عدم لغزش بوده و فرض دیواره آدیاباتیک به عنوان شرط مرزی دمایی، به کار رفته است. روابط (12)، (13) و (14) نیز شرایط مرزی دیواره و جریان آزاد را برای متغیرهای مدل آشفته نشان می‌دهند.

$$k = 0.0 \quad , \quad \omega = 10 \frac{6\mu_{lam}}{\rho\beta_1(d_n)^2} \quad (12)$$

$$\kappa_\infty = \frac{(\mu_T)_\infty}{\rho_\infty} \omega_\infty \quad , \quad \omega_\infty = C_1 \frac{\|v_\infty\|_2}{L} \quad (13)$$

$$(\mu_T)_\infty = (\mu_{lam})_\infty 10^{-C_2} \quad (14)$$

در رابطه (12)، d_n بیانگر فاصله عمودی اولین گره شبکه محاسباتی تا دیوار، یک عدد ثابت و μ_{lam} ضریب لزجت آرام بر مرز دیواره می‌باشد. همچنین مشاهده می‌شود که انرژی جنبشی آشفته دیواره، برابر صفر در نظر گرفته شده است. در روابط (10) و (11) ضرایب ثابت C_1 و C_2 برای جریان‌های غیر

رابطه (8) ضریب لزجت آشفته را در این مدل آشفتگی نشان می‌دهد. در رابطه فوق، k و ω به ترتیب بیانگر انرژی جنبشی آشفته و نرخ اضمحلات ویژه می‌باشد. همچنین، S نشان دهنده نرخ کرنش و f_2 دومین ضریب ترکیب گر این مدل می‌باشد. [21].

$$\mu_T = \frac{a_1 \rho k}{\max(a_1 \omega, f_2 S)} \quad (8)$$

تفییر پیاپی ضرایب در این مدل آشفته باعث شده است تا بالاترین مقدار عدد کورانت در حل مرتبه دوم مسئله حاضر، بیش از 0.5 نباشد. رابطه (9) ارتباط میان گام زمانی Δt و عدد کورانت CFL را نشان می‌دهد. در این رابطه، Ω نشان دهنده حجم سلول مربوطه و Λ_C و Λ_V به ترتیب شعاع‌های طیفی غیرلزج و لرج را نشان می‌دهند. b یک ثابت با مقدار 4 می‌باشد.

$$CFL = ((\Lambda_C) + b(\Lambda_V)) \frac{\Delta t}{\Omega} \quad (9)$$

شار طیفی غیر لرج تابعی از سرعت جریان و مساحت سطح سلول بوده و شار طیفی لرج از رابطه (10) قابل محاسبه است.

$$\Lambda_V = \max\left(\frac{4}{3\rho}, \frac{\gamma}{\rho}\right) \frac{(\mu_L, \mu_T)}{P r_L, P r_T} \frac{(\Delta S^2)}{\Omega} \quad (10)$$

رابطه (10) نشان می‌دهد که عدد کورانت وابسته به لزجت آشفته میدان جریان است. لذا، هر اثری بر لزجت آشفته (از جمله اثر نوسان ضرایب در نواحی میانی و حدی)، تأثیری مستقیم بر بیشینه عدد کورانت خواهد داشت. بیشینه این عدد در مسئله حاضر به صورتی تجربی حاصل شده است.

3- هندسه مدل، اعتبار سنجی و شرایط جریان

3-1- هندسه مدل و میدان محاسباتی

در این تحقیق به منظور بررسی اثرات تزریق جت، از دماغه‌ای نوک‌پهن با قطر دماغه 40 میلی‌متر استفاده شده است. نسبت قطر دهانه تزریق به قطر دماغه 1 به 20 و معادل 2 میلی‌متر در نظر گرفته شده است. شبکه بندی حول دامنه حل به صورت با سازمان چند بلوکی می‌باشد. چهار بلوک مجزا و همراه با مرز منطبق، جهت شبکه بندی میدان به کار گرفته شده است (شکل 2). بلوک‌های 1 و 2 جهت مدل‌سازی بدنه و میدان جریان در نظر گرفته شده‌اند و بلوک‌های 3 و 4 برای مدل‌سازی نازل تزریق، ایجاد شده‌اند. به منظور افزایش دقیق در نتایج، سعی بر آن بوده تا تراکم شبکه در نقاط حساس میدان نظیر دیواره‌ها و مکان‌هایی با گرادیان شدید، افزایش یابد. شکل 3 نمایی سه بعدی از شبکه بندی باسازمان جابجا شده را حول دماغه نشان می‌دهد. همان‌طور که مشخص است، برای ایجاد نقطه سکون (با توجه به لزوم ایجاد المان‌های شش وجهی در حل سه بعدی باسازمان)، از یک مربع میانی که به تدریج تبدیل به یک دایره می‌گردد، استفاده شده است. نمایی بزرگ شده از المان‌های تزریق در شکل 3، این مطلب را به خوبی نشان می‌دهد. در همین تصویر، مشاهده می‌شود که مرز تمام بلوک‌ها کاملاً بر یکدیگر منطبق می‌باشد.

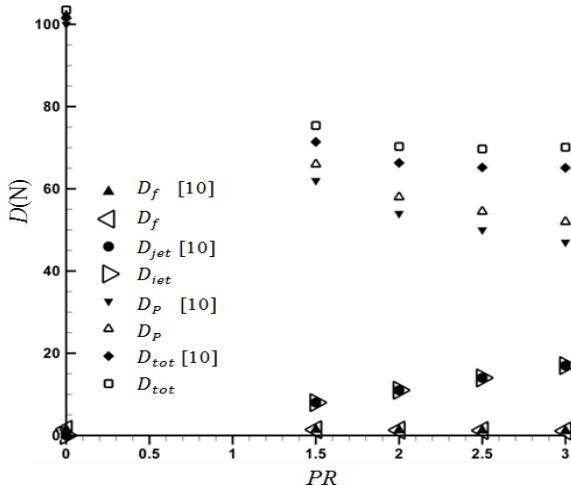
به منظور مدل‌سازی دقیق لایه مرزی و محاسبه صحیح ضرایب اصطکاک و دمای سطح، باید پارامتر y^+ برای این مدل آشفته، کوچکتر از 1 باشد. رابطه (11) چگونگی محاسبه y^+ را نشان می‌دهد.

$$y^+ = \frac{\rho u_t d_n}{\mu} \quad (11)$$

در رابطه فوق، u_t معرف سرعت اصطکاکی بوده و d_n فاصله عمودی اولین گره شبکه از سطح جسم را نشان می‌دهد. سرعت اصطکاکی، خود تابعی از تنش برشی دیواره می‌باشد. در این تحقیق، برای رسیدن به عدد y^+ مطلوب، فاصله اولین گره محاسباتی از سطح، کمتر از 0.001 میلی‌متر انتخاب شده است.

Table 1 Flow field condition

زاویه حمله α (deg)	نسبت فشار $PR(-)$	عدد ماخ $M(-)$	فشار کل $P(Pa)$	دما کل $T(K)$	نوع جریان
0.0;4.0	—	4.0	138000	404	جریان آزاد
0.0;-4.0	0.0;1.5;2.0;2.5;3.0	1.0	—	300	جریان جت



شکل ۵ مؤلفه های نیروی پسای دماغه نوک پهن (مقایسه شده با مرجع [10])

سلول ها، پسای فشاری کل محاسبه شده است. رابطه (15) چگونگی محاسبه پسای فشاری بر سطح یک سلول را نشان می دهد.

$$D_p = (n_x \cdot P)(n_x \cdot S) \quad (15)$$

با در اختیار داشتن توزیع ضربی اصطکاک سطحی (C_f)، توزیع نیروی اصطکاک (F_f) قابل محاسبه است. سپس با ضرب نیروی اصطکاک در مؤلفه x بردار نرمال سطح، پسای اصطکاکی محاسبه می شود. روابط (16) و (17) چگونگی محاسبه این کمیت را نشان می دهند.

$$C_f = \frac{F_f}{0.5\rho V_\infty^2 S} \quad (16)$$

$$D_f = n_x \cdot F_f \quad (17)$$

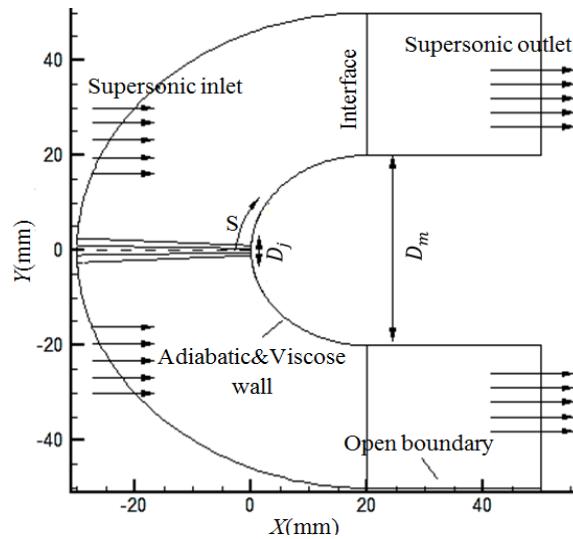
به منظور محاسبه پسای ناشی از تزریق در نمودار شکل ۴، از رابطه (18) استفاده شده است. در این رابطه \dot{m} و V_j به ترتیب بیانگر دمایی جرمی و سرعت جت تزریقی بوده و A_j نیز مساحت جت تزریقی را نشان می دهد. همچنین Z_j و P_{stag} به ترتیب نشان دهنده فشار در نقطه سکون میدان جریان می باشند [10].

$$D_{jet} = \dot{m}_j V_j + (P_j - P_{stag}) A_j \quad (18)$$

در نهایت، پسای کل از جمع جبری تک تک کمیت های فوق، حاصل شده است. رابطه (19) این موضوع را نشان می دهد.

$$D_{tot} = D_p + D_{jet} + D_f \quad (19)$$

نتایج تجربی مرجع [11] در شکل ۶ نشان داده شده است. شکل، مربوط به تزریق جت مخالف از یک دماغه نیم کروی در نسبت فشار 2 می باشد. چگونگی خروج جت از نازل و گرادیان های قوی شکل گرفته در میدان جریان از جمله ماخ دیسک، شوک کمانی و شوک ناشی از تراکم مجدد به خوبی مشهود است. در شکل ۷ کانتورهای چگالی حول دماغه با نتایج مرجع مذکور، مقایسه شده است. در هر دو تصویر مشاهده می شود که فاصله شوک کمانی از نقطه مرکزی دماغه، دقیقاً برابر با 12 سانتی متر است. همچنین محل تشکیل ماخ



شکل ۴ شماتیکی از میدان جریان و شرایط مرزی

پیچیده، به ترتیب در بازه های 1 تا 10 و 2 تا 5 قرار می گیرند. با این حال، مرجع [22] بیان می کند، هنگامی که میدان جریان شامل لایه های آمیختگی یا جت های دایره ای باشد، بهتر است ضریب C_1 مقادیری را در بازه 40 تا 80 اختیار نماید. از طرفی مرجع [23] نشان می دهد، چنانچه مقدار بدست آمده ω در جریان آزاد بیش از 1 درصد مقدار بیشینه آن در لایه بر بشی آشفته باشد، حل عددی با مشکلات عدیده ای مواجه خواهد شد. لذا، با توجه به حضور لایه های آمیختگی و جت دایره ای در میدان جریان مورد بررسی و از طرفی وجود محدودیت در بیشینه مقدار ضریب مذکور، در پژوهش حاضر عدد 40 به عنوان مقدار ثابت ضریب C_1 در نظر گرفته شده است. در رابطه (13)، L بیانگر طول فضای محاسباتی می باشد. در همین رابطه، $(\mu_T)_0$ بیانگر لزج آشفته جریان آزاد بوده که از رابطه (14) قابل محاسبه است. در این رابطه ثابت C_2 مقدار میانگین 3.5 را دارد.

به منظور بررسی اثرات تزریق جت مخالف از دماغه نوک پهن، دماغه مذکور در شرایط جریانی با عدد ماخ 4 قرار داده شده است. جت تزریقی صوتی بوده و در نسبت فشارهای مختلف، به جریان آزاد تزریق می گردد. جدول ۱ شرایط کاملی از میدان جریان را نشان می دهد. همان طور که مشاهده می شود، جریان جت در یک دمای کل ثابت، ابتدا در چهار نسبت فشار کل جت به جریان آزاد و با زاویه حمله صفر، تزریق می گردد. سپس اثرات زاویه حمله جریان آزاد (4 درجه) و جریان جت (4 درجه)، بر میدان جریان بررسی می شود.

3- اعتبارسنجی حل عددی

جهت اعتبارسنجی حل عددی، پسای کل وارد بر دماغه، در نسبت فشارهای مختلف، با نتایج عددی مرجع [10] مقایسه شده است (شکل ۵). مقایسه بیانگر آنست که با افزایش نسبت فشار، اختلاف میان پاسخ ها افزایش یافته است. کمترین اختلاف در حالت بدون تزریق جت است. این اختلاف برابر با 1.5 درصد بوده و بیشترین اختلاف در نسبت فشار 3 و به میزان 6 درصد می باشد. استفاده از دو مدل آشفتگی مختلف، می تواند یکی از دلایل اصلی این اختلاف باشد در این نمودار، به منظور محاسبه پسای فشاری (D_p)، از حاصل ضرب همزمان مقادیر فشار و سطح در مؤلفه x بردار نرمال سطح (\vec{n}) هر سلول، استفاده شده است. در نهایت، با جمع تک تک مقادیر بر روی تمام

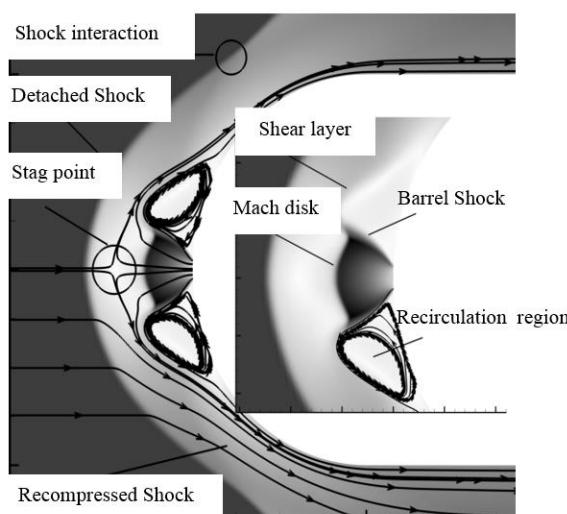
جت مخالف را نشان می دهد. ملاحظه می شود که با تزریق جت از دماغه و برخورد آن با جریان آزاد، یک نقطه سکون مجازی (آزاد) در فاصله دورتری از دماغه تشکیل می گردد. جریان آزاد این نقطه سکون را به عنوان یک جسم مجازی تشخیص داده و لذا شوک کمانی از سطح جسم جدا شده و تبدیل به یک شوک مخروطی ضعیفتر می گردد.

عبور جریان آزاد از شوک مخروطی و برخورد مجدد آن با سطح، باعث می شود تا جریان دواره متراکم گشته و تشکیل یک شوک پرقدرت را در نواحی کناری دماغه بدهد. افزایش فشار بوجود آمده ناشی از اندرکنش شوک مذکور با شوک جدا شده از سطح (شوک مخروطی)، باعث شده تا جریان برگشتی جت تزریقی در این ناحیه فشرده گشته و با سطح جسم برخورد نماید. لذا با خروج جت از نازل و برخورد آن با سطح، یک ناحیه بسته تشکیل می شود که اضلاع آن را لایه های برشی جت برگشتی، جت خروجی از نازل و سطح جسم، تشکیل می دهن. درون این ناحیه بسته، یک ناحیه چرخشی به وجود می آید که قسمت عمدۀ ای از سطوح جلویی دماغه را می پوشاند.

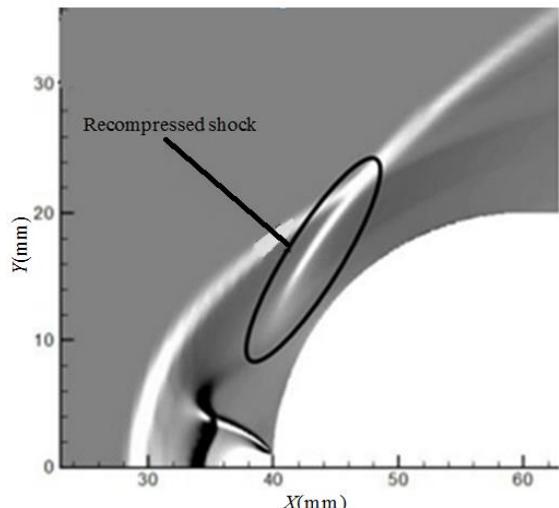
شکل 9 کانتورهای فشار را در دو حالت دماغه بدون تزریق جت و دماغه با تزریق جت نشان می دهد. شکل بیان می کند که نواحی چرخشی دارای فشار پایینی هستند. شکل 9 نشان می دهد که چگونه با تزریق جت، شوک کمانی از سطح جسم جدا شده و تبدیل به یک شوک مخروطی ضعیفتر می گردد.

با مقایسه کانتورهای فشاری در دو حالت بدون تزریق و با تزریق، مشخص می شود که نقاط بیشینه فشاری در حالت بدون تزریق جت، در نواحی جلویی دماغه و بویژه در نقطه سکون دماغه مرکز گشته اند. حال آنکه در حالت با تزریق جت، این نقاط به سمت شانه های دماغه، یعنی جایی که برخورد جریان برگشتی جت و لایه های برشی جریان آزاد با سطح اتفاق افتاده است، هدایت شده اند. علاوه بر این، مشاهده می شود که در حالت بدون تزریق، نقاط کمینه فشاری در سمت شانه های دماغه بوده حال آنکه با تزریق جت و همان طور که گفته شد، نواحی چرخشی جریان که قسمت عمدۀ ای از سطوح جلویی دماغه را نیز پوشش داده اند، افت فشاری قابل ملاحظه ای را در نواحی جلویی دماغه ایجاد کرده اند.

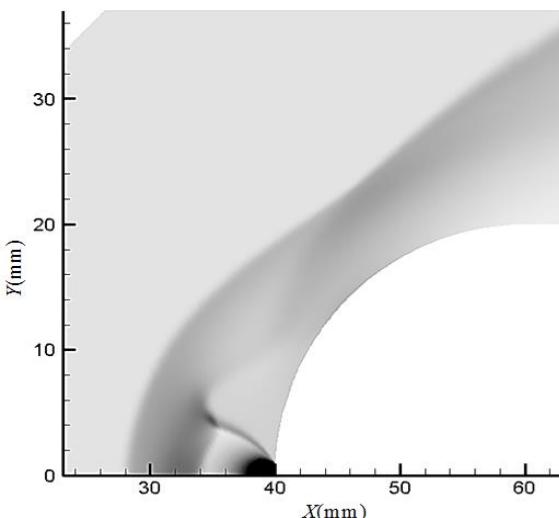
توضیحات فوق بیان می دارند که تزریق جت چگونه می تواند با افت فشاری که در اطراف نقطه سکون دماغه ایجاد می کند، باعث کاهش پسای



شکل 8 ویژگی های فیزیکی میدان جریان



شکل 6 نتیجه آزمایشگاهی برای کانتور چگالی در نسبت فشار 2.0 (مرجع [11])



شکل 7 نتیجه عددی برای کانتور چگالی در نسبت فشار 2.0 (مرجع [11])

دیسک برای هر دو تصویر، در فاصله 6 سانتی متری از نقطه مذکور واقع شده است. تعیین دقیق محل ناپیوستگی ها در میدان جریان، می تواند تخمین مناسبی از پسای وارد بر دماغه را تضمین نماید. با این وجود، مشاهده می شود که حل عددی، در به دام انداختن شوک ناشی از تراکم مجدد، چندان موفق نبوده است. از طرفی مساحت نواحی چرخشی جریان نیز، اندکی کوچکتر از مقدار واقعی خود می باشد. به نظر می رسد یکی از دلایل این اختلاف، ناشی از مقدار اضافی ضربی لزجت آشفته در این نواحی باشد [10]. ضربی لزجت بالا، اگرچه موجب بهبود روند همگرایی حل (بواسطه افزایش پایداری جریان) است، اما باعث افزایش خاصیت پخشی در میدان جریان و در نتیجه کاهش اثرات ناپیوستگی در میدان می گردد. کاهش مساحت نواحی چرخشی جریان از دیگر نتایج این افزایش نامتعارف است. استفاده از مدل های نظیر k-e و بکارگیری لزجت مصنوعی اضافی به هنگام تحلیل مسائلی همچون نواحی جدایش یافته، گواهی بر این نتیجه گیری است [20].

4- بحث و نتایج

4-1- فیزیک حاکم بر میدان جریان

شکل 8، مهم ترین نقاط تشکیل شده در یک میدان جریان با حضور تزریق

4-2- اثرات افزایش نسبت فشار کل جت به جریان آزاد

نمودار شکل 11 اثرات افزایش نسبت فشار کل جت صوتی تزریقی به جریان آزاد را بر توزیع فشار سطح، نشان می‌دهد. همان‌طور که مشخص است، در حالت دماغه بدون تزریق ($PR=0.0$)، نمودار توزیع فشار سطح، از بیشینه مقدار خود متناظر با نقطه سکون به کمترین مقدار خود در شانه‌های دماغه رسیده است. حال آنکه در حالت با تزریق، ابتدا یک افزایش فشار در نقاط جلویی دماغه و در اطراف محل تزریق مشاهده می‌شود. سپس یک افت فشاری قابل ملاحظه متناظر با نواحی چرخشی جریان و در ادامه یک نقطه بیشینه فشاری مربوط به نقطه برخورد جریان برگشتی با سطح، قابل مشاهده است. بعد از این نقطه و با حرکت به سمت شانه‌های دماغه، یک افت فشاری همانند حالت بدون تزریق جت، در سطح دماغه بوجود می‌آید.

همچنین، مشاهده می‌شود که با افزایش نسبت فشار کل جت به جریان اصلی، فشار توزیع شده بر سطح دماغه، تقریباً در تمام نقاط با افت قابل ملاحظه‌ای همراه است. این کاهش افت فشار، در نواحی بیشینه فشاری و نیز نواحی چرخشی جریان، محسوس‌تر می‌باشد.

از آنجا که میدان جریان مورد بررسی یک میدان لزج با در نظر گرفتن اثرات آشفته جریان می‌باشد، لذا، ضروری بوده تا اثر پسای اصطکاکی که از عوامل تشکیل دهنده پسای کلی وارد بـر دماغه می‌باشد نیز، مورد ارزیابی قرار گیرد.

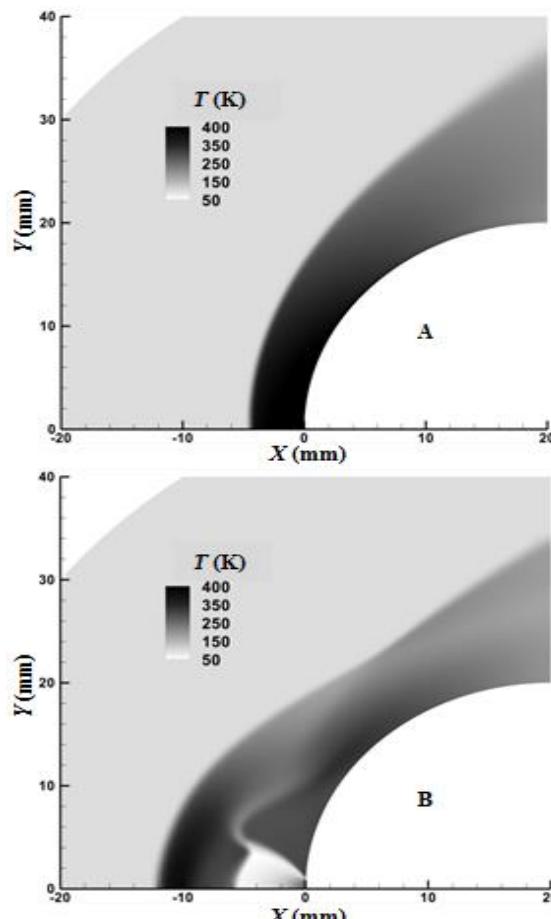


Fig. 10 Static Temperature contour; with(B) and without(A) jet injection

شکل 10 کانتور دمای استاتیک؛ با تزریق(B) و بدون تزریق(A) جت

فشاری وارد بر دماغه گردد. در شکل 10 کانتورهای توزیع دمایی در دو حالت بدون تزریق جت و با تزریق جت نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که بیشینه توزیع دمایی در حالت بدون تزریق، در نواحی جلویی دماغه و به واقع در نقطه سکون متتمرکز است. حال آنکه بواسطه تزریق جت، یک افت دمایی در نواحی چرخشی جریان شکل گرفته است و بیشینه نقاط دمایی نیز به سمت شانه‌های دماغه هدایت شده و بازهم در محل برخورد جریان برگشتی با سطح، شکل گرفته است. لذا می‌توان نتیجه گرفت که علاوه بر نواحی چرخشی جریان، نقطه برخورد جریان برگشتی و لایه‌های برشی با سطح نیز، یک نقطه بحرانی و کلیدی می‌باشد.

می‌توان چنین نتیجه گیری کرد که جریان جت دما پایین، با پوششی که بر روی سطح دماغه ایجاد می‌کند، مانع از افزایش شدید دمای سطح در اثر برخورد مستقیم جریان آزاد با دماغه می‌گردد. این پوشش در محل نواحی چرخشی جریان بواسطه وجود حجم بالایی از سیال تزریقی دما پایین و عدم ارتباط آن با جریان آزاد (در اثر حضور جریان برگشتی جت که مانع از ارتباط جریان چرخشی با جریان آزاد می‌گردد) بیشترین تأثیر را دارد. هرچند که با حرکت به سمت پایین دست میدان جریان، به دلیل وجود افزایش سطح تماس میان جت برگشتی و لایه‌های برشی جریان آزاد، فرصت کافی برای انتقال حرارت میان جریان اصلی و جریان جت تزریقی وجود خواهد داشت. در نهایت حرکت کپه‌ای سیال موجب انتقال سیال دما بالا به سمت نواحی پایین دست جریان و در نتیجه افزایش دما در محل برخورد مجدد جریان با سطح دماغه خواهد بود.

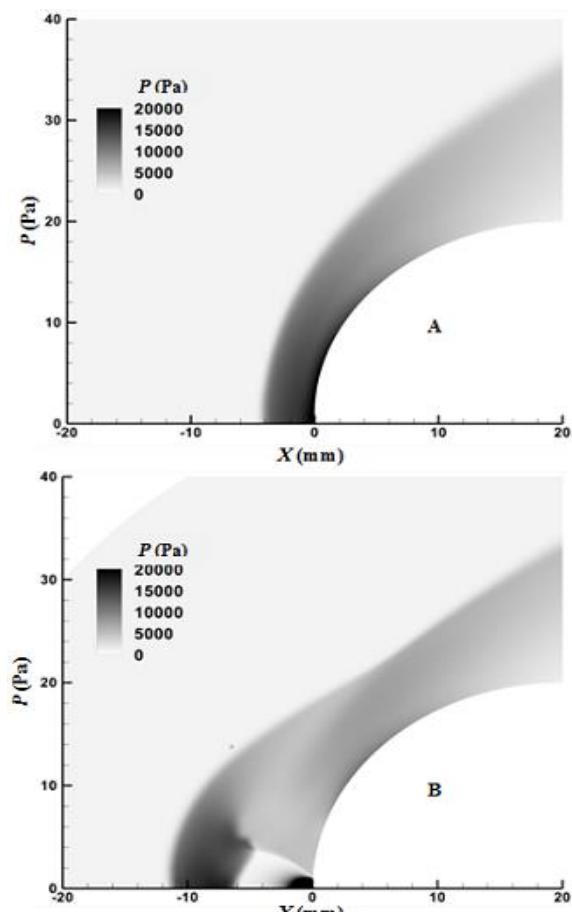


Fig. 9 Static pressure contour; with (B) and without jet (A) injection

شکل 9 کانتور فشار استاتیک؛ با تزریق (B) و بدون تزریق (A) جت

در این حالت و با حرکت به سمت شانه های دماغه، به واسطه کاهش فشار، از شتاب جریان کاسته شده و گرادیان های سرعت کوچک تر و در نتیجه ضریب اصطکاک سطحی روندی همچون دماغه بدون تزریق را تجربه می کند.

همچنین نمودار شکل 12 بیان می کند که در اثر افزایش نسبت فشار، ضریب پسای اصطکاکی چه به صورت موضعی و چه میانگین می تواند کاهش محسوسی را داشته باشد. این کاهش به ویژه در نواحی پایین دست برخورد جریان با سطح، تأثیر بیشتری داشته است. سیر نزولی نمودار بعد از نسبت فشار 1.5 به گونه ای بوده است که تقریباً در تمام مناطق سطح، مقدار کمتری را نسبت به دماغه بدون تزریق داشته است.

حال می توان دوباره به شکل 5 بازگشت. جایی که پسای کلی وارد بر دماغه را در نسبت فشارهای مختلف و به تفکیک مؤلفه ها نشان می دهد. نمودار شکل 5 بیان می کند که پسای کلی وارد بر دماغه، متشکل از سه پسای فشاری، اصطکاکی و نیروی پسaran ناشی از تزریق جت بوده است. مشاهده می شود که پسای اصطکاکی کمترین سهم را در تشکیل پسای کلی داشته است و سهم اعظم پسای وارد بر دماغه، مربوط به پسای فشاری می باشد. بدلیل توزیع یک ضریب اصطکاکی کوچک بر سطح دماغه، حتی افزایش سه برابری در متغیر مورد بررسی (نسبت فشار کل جت به جریان اصلی)، نتوانسته است تغییر چندانی را در پسای اصطکاکی وارد بر دماغه حاصل نماید. از طرفی ملاحظه می شود که افزایش نسبت فشار کل جت به جریان اصلی، منجر به کاهش محسوس پسای فشاری گشته و همزمان افزایش پسaran تزریق جت را با خود به همراه داشته است. هرچند، نمودار پسای کل نشان می دهد که با افزایش نسبت فشار کل تزریق جت به جریان اصلی، پسای کلی وارد بر دماغه که برآیندی از مجموع سه پسای مذکور است، کاهش یافته است. با این حال روند حرکتی نمودارها به گونه ای می باشد که به نظر می رسد در نسبت فشارهای بالاتر، افزایش پسای ناشی از تزریق بر کاهش پسای ناشی از پسای فشاری غلبه نماید و عملاً تزریق جت تأثیر خود را در نسبت فشارهای بالاتر (مبتنی بر کاهش پسای وارد بر دماغه)، از دست بددهد.

به منظور بررسی اثرات نسبت فشار بر توزیع دمای سطح، شرط مرزی دیواره آدیاتیک در نظر گرفته شده است. شکل 13، توزیع دمای سطح را در نسبت فشارهای مختلف نشان می دهد.

شکل بیان می دارد که تزریق جت مخالف قادر است تا دمای سطح را به شکل قابل ملاحظه ای کاهش دهد. پروفیل دمایی سطح در حالت بدون تزریق جت، یک نقطه بیشینه دمایی را در نقطه سکون دماغه نشان می دهد. در این حالت، با توجه به فرض دیواره آدیاتیک، باید دمای استاتیک نقطه سکون دقیقاً برابر با دمای کل میدان یعنی 404 درجه کلوین باشد. همانگونه که در بخش مقدمه گفته شد، تمرکز بیشینه دمایی در این نقطه، می تواند بسیار خطر آفرین باشد.

با مقایسه شکل های 9 و 13 می توان دریافت، تزریق جت مخالف با انتقال نقطه سکون به سمت بالادست جریان، بیشینه دمایی را از نوک دماغه دور کرده است. با این حال مشاهده می شود که در نواحی کناری نزدیک به محل تزریق، یک افزایش دمایی و بواسطه یک بیشینه نسبی دمایی پیدا مده است. به دام افتادن جریان در این منطقه، باعث کاهش سرعت و در نتیجه افزایش دمای سطح گشته است. با دور شدن از نواحی کناری جت و رسیدن به ناحیه میانی جریان چرخشی، دمای سطح به طور قابل ملاحظه ای کاهش می یابد. با عبور از ناحیه چرخشی و در نقطه برخورد جریان برگشتی جت با سطح،

لذا در شکل 12، توزیع ضریب اصطکاکی وارد بر سطح در 5 نسبت فشار مختلف جت به جریان اصلی نشان داده شده است. همان طور که مشاهده می شود، در نسبت فشار صفر تزریق که به معنای عدم وجود تزریق جت می باشد، ضریب اصطکاک سطح با دور شدن از نقطه سکون، یک روند افزایشی را داشته است. وجود گرادیان فشار مثبت در ناحیه رو به باد دماغه، باعث شتاب گیری جریان و در نتیجه افزایش سرعت در این ناحیه از میدان جریان گشته است. در نتیجه رشد گرادیان سرعت باعث افزایش تنش اصطکاکی در این منطقه است. هرچند که به نظر می رسد بعد از گذر از نقاط میانی دماغه و حرکت به سمت پایین دست، شتاب جریان شکل منفی به خود گرفته و عملاً باعث کاهش ضریب اصطکاک شده است.

از طرفی، تزریق جت باعث شده است تا ضریب اصطکاک در نواحی ابتدایی و انتهایی ناحیه چرخشی که سرعت در نزدیک سطح به سمت صفر سوق پیدا می کند، به شدت کاهش یابد. هرچند که در نواحی میانی ناحیه چرخشی، بواسطه وجود سرعت نسبی، کماکان اثرات ضریب اصطکاک مشاهده می گردد. وجود یک رشد سریع در نمودار ضریب اصطکاک را می توان در اثر شتاب ناگهانی جریان سیال بواسطه افزایش فشار به وجود آمده در ناحیه برخورد جریان برگشتی جت با سطح دانست.

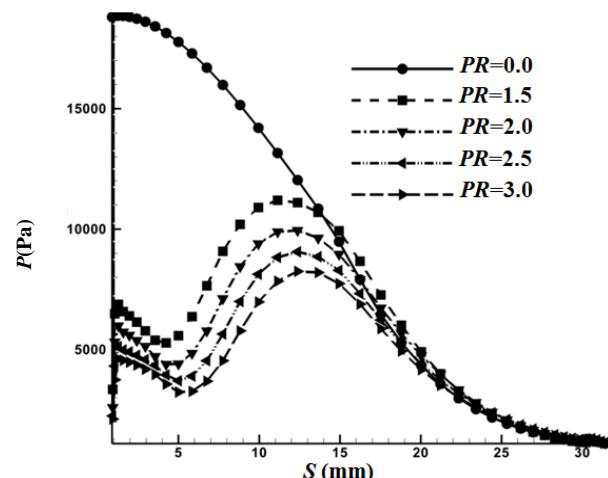


Fig. 11 توزیع فشار استاتیک روی دماغه در نسبت فشارهای مختلف

شكل 11 توزیع فشار استاتیک روی دماغه در نسبت فشارهای مختلف

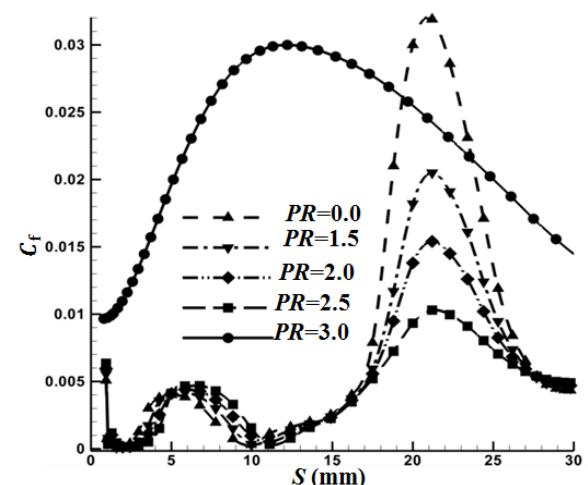
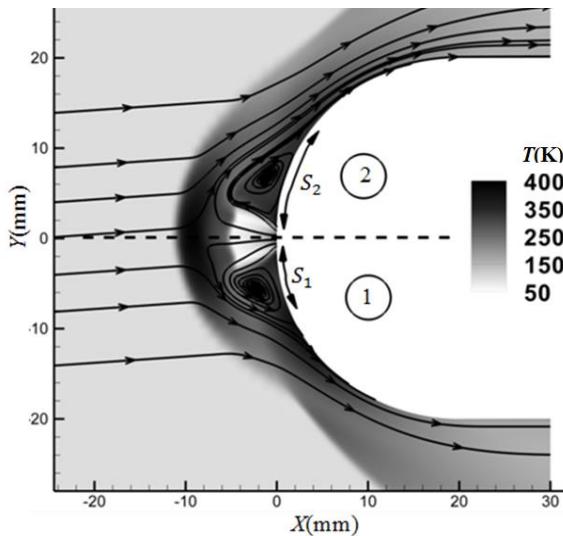


Fig. 12 ضریب اصطکاک سطح در نسبت فشارهای مختلف

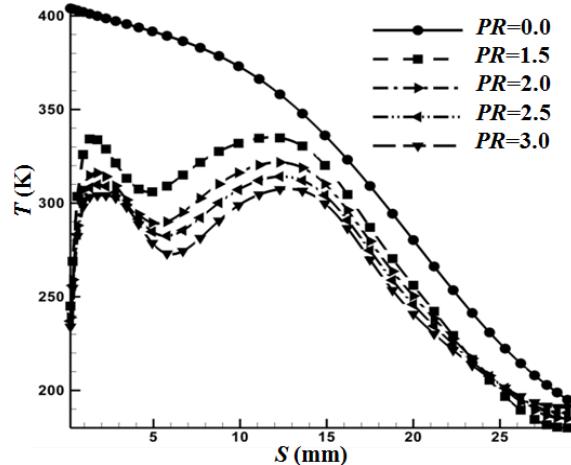
شكل 12 ضریب اصطکاک سطح در نسبت فشارهای مختلف



شکل ۱۴ خطوط جریان در زاویه حمله ۴ درجه

نمودار شکل ۱۶ بیانگر توزیع فشار سطح در زوایای حمله صفر(حالت ۰) و ۴ درجه (ناحیه پایین (۱) و ناحیه بالا (۲)) می‌باشد. نمودار بیان می‌کند که افزایش فشار ناشی از افزایش قدرت تراکنش در ناحیه ۱، به مراتب بیش از کاهش فشار ناشی از کاهش قدرت تراکنش شوک در ناحیه ۲ می‌باشد. این اختلاف به جز در نواحی کناری نزدیک به جت تزریقی، تقریباً در سایر نقاط سطح نیز دیده می‌شود. لذا انتظار می‌رود که تأثیر جت تزریقی در کاهش پسای فشاری، به هنگامی که دماغه مورد بررسی تحت زاویه حمله ۴ درجه قرار گرفته است، اندکی کاهش پابد.

نمودار شکل ۱۷ نشان می‌دهد که در این حالت، چنانچه جت تزریقی به صورت مستقیم و به موازات جریان آزاد تزریق گردد (با زاویه انحراف منفی ۴ درجه)، توزیع پسای فشاری سطح بهبود می‌یابد (در نمودار شکل ۱۷ و شکل ۱۸، بالاترین پریم (مثال ۲) معرف وضعیت پسای فشاری در دو نیمه پایین و بالای محور به هنگام تزریق جت با زاویه انحراف می‌باشند). ایجاد تقارن نسبی بوجود آمده در این حالت و در نتیجه تقارن نسبی نواحی چرخشی با انحراف جت تزریقی، باعث کاهش پسای فشاری در ناحیه ۱ گشته است. نمودار نشان می‌دهد که در این حالت، پسای فشاری در ناحیه ۲ تغییر چندانی نداشته است و لذا می‌توان انتظار داشت که با انحراف جت تزریقی و همراستا سازی آن با جریان اصلی، وضعیت پسای فشاری وارد بر دماغه و در نتیجه پسای کل وارد بر دماغه بهبود یابد. شکل ۱۸ نمودار توزیع ضربی اصطکاک سطح را در حالات فوق نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که در ناحیه ۱ و تقریباً بعد از نقطه میانی دماغه، ضربی اصطکاک به صورت ناگهانی رشد یافته است. هرچند که نقطه بیشینه نمودار، به هنگامی که جت با زاویه منفی ۴ درجه تزریق شده است، اندکی کاهش را نشان می‌دهد. با توجه به شکل ۱۵ و مقایسه آن با شکل ۱۸، به نظر می‌رسد افزایش شدید فشار در محل برخورد جریان برگشتی جت با سطح زیرین دماغه، موجب شده است تا جریان بعد از این نقطه به شدت شتاب گرفته و در نتیجه سرعت و نهایتاً ضربی اصطکاکی سطح، به طور ناگهانی افزایش یابد. بنابراین نتیجه می‌شود کارآبی تزریق جت مخالف، چه در کاهش پسای فشاری و چه در کاهش پسای اصطکاکی، به هنگامی که دماغه تحت زاویه حمله قرار می‌گیرد، کاهش یابد. هرچند که با انحراف جت تزریقی و همراستا سازی با جریان آزاد، وضعیت بهبود یافته است.



شکل ۱۳ توزیع دمای سطح روی دماغه در نسبت فشارهای مختلف

بیشینه دمای سطح در حالت با تزریق جت شکل می‌گیرد که به مراتب کمتر از دمای موضعی سطح در حالت بدون تزریق می‌باشد. از دیگر سو و با افزایش نسبت فشار کل جت به جریان اصلی، افت دمایی در تمام نقاط سطح و به ویژه در نقاط بیشینه و کمینه نمودار، به چشم می‌خورد. چنین نتیجه می‌شود که با افزایش نسبت فشار کل جت به جریان اصلی (که خود به معنای افزایش دی جرمی سیال جت تزریقی می‌باشد)، ظرفیت گرمایی جت افزایش یافته و نهایتاً مانع از افزایش نرخ انتقال حرارت و در نتیجه افزایش دما در طول سطح جسم گشته است.

۴-۳- تزریق جت مخالف در جریان آزاد با زاویه حمله

در این بخش اثرات زاویه حمله بر تزریق جت صوتی در نسبت فشار ثابت ۰.۲ بر میدان جریان و در نتیجه مؤلفه‌های پسا و توزیع دمای سطح، بررسی شده است. شکل ۱۴، کانتورهای دما را به همراه خطوط جریان، تحت زاویه حمله ۴ درجه نشان می‌دهد. جهت سهولت، ناحیه پایین محور خط‌چین (که دماغه را به دو نیمه بالایی و پایینی تقسیم نموده است) با شماره (۱) و ناحیه بالایی محور با شماره (۲)، عددگذاری شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، وجود زاویه حمله، عمل تقارن حاکم بر میدان جریان را بهره زده است. ناحیه چرخشی ۲ حالت کشیده‌تری را نسبت به ناحیه چرخشی ۱ دارد و در این حالت مرکز ناحیه چرخشی ۲ از جت تزریقی فاصله گرفته و به سطح دماغه نزدیک‌تر گشته است. از آنجا که، افت فشاری در هسته ناحیه چرخشی، بیش از سایر نواحی است، لذا نزدیک شدن هسته به دیواره باعث کاهش بیشتر پسای فشاری می‌گردد.

در شکل ۱۵، کانتورهای فشار در حالت مذکور، نشان داده شده است. وجود زاویه حمله باعث شده است تا یک تراکنش قوی در ناحیه ۱ شکل گرفته و در نتیجه یک شوک دوباره فشرده شده پرقدرت، تشکیل گردد. مشاهده می‌شود که تراکنش در ناحیه ۲، بسیار ضعیفتر از ناحیه ۱ می‌باشد وجود ناحیه پرفشار در ناحیه ۱، عاملی بوده تا جریان در این قسمت، با شدت بیشتری به شانه‌های جسم برخورد کرده و در نتیجه فشار در این منطقه به شدت افزایش یابد. از طرفی و با توجه به نمودار شکل ۱۴، با مقایسه S1 و S2 (که به ترتیب متاظر با فاصله بیشینه فشاری نواحی ۱ و ۲ از نقطه سکون دماغه می‌باشند) نتیجه می‌شود، علاوه بر آنکه تراکنش در ناحیه ۲ ضعیفتر از ناحیه ۱ است، در فاصله دورتری از نواحی جلویی دماغه نیز واقع گشته است.

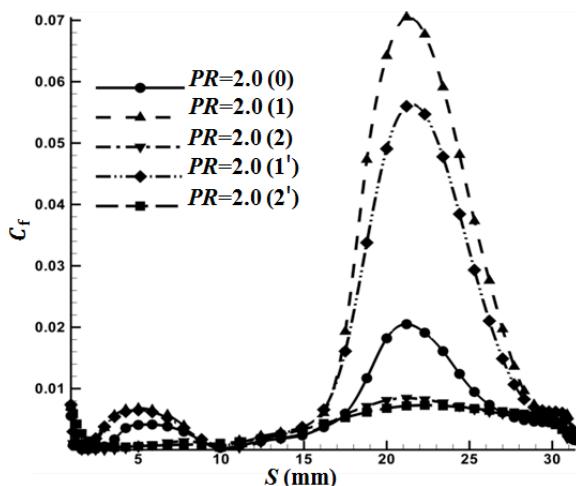


Fig. 18 Compare of friction coefficient by align of jet and main flow
شکل 18 مقایسه ضریب اصطکاک با همراستا سازی جت و جریان اصلی

بررسی نمودار توزیع دمای سطح در شکل 19 نشان می دهد که با قرارگیری دماغه تحت زاویه حمله، بیشینه دمایی نه در نقطه برخورد جریان برگشتی، بلکه این بار در نواحی کناری محل تزریق جت رخ می دهد. هرچند که در این حالت نیز محل برخورد جریان برگشتی با سطح، کماکان به عنوان یک نقطه دما بالا، نشان داده است. افت شدید سرعت گردابهای در نواحی کناری جت تزریقی، که ناشی از قرارگیری دماغه تحت زاویه حمله می باشد، می تواند اصلی ترین عامل در توجیه پدیده فوق باشد.

با بازگشت به شکل 13 و توجه به آن، به خوبی می توان دریافت که در اثر مومنتوم بالای جریان جت، حتی جریان آزادی با زاویه حمله 4 درجه و عدد ماخ 4، نمی تواند تغییر محسوسی در زاویه جریان جت (و در نتیجه انحراف آن به سمت بالا) به هنگام خروج از نازل ایجاد نماید. لذا، به نظر می رسد عدم انحراف جت، باعث کاهش بیش از پیش سرعت ناحیه چربخی به ویژه در ناحیه 2 و در محل های هم مرز با جت تزریقی و در نتیجه افزایش شدید دمایی در این منطقه باشد. باید توجه داشت که در این حالت، اثر کاهش سرعت بر افزایش دما، در مقایسه با افزایش دما به واسطه شدت برخورد جریان برگشتی با سطح در ناحیه 1، پیشی گرفته است. با توجه به این توضیح مشاهده می شود که انحراف جت تزریقی با زاویه حمله 4 درجه

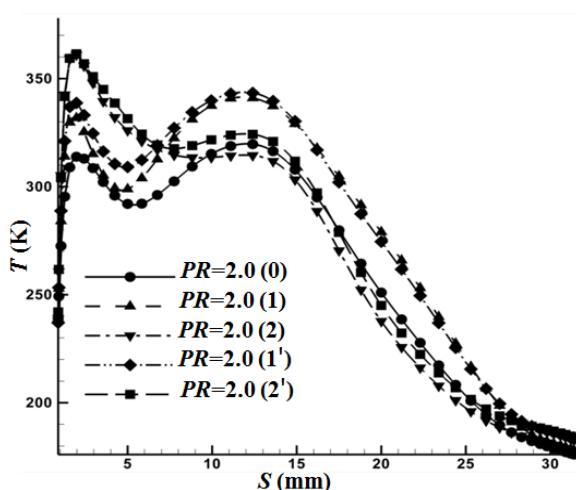


Fig. 19 Compare of surface temperature by align of jet and main flow
شکل 19 مقایسه دمای سطح با همراستا سازی جت و جریان اصلی

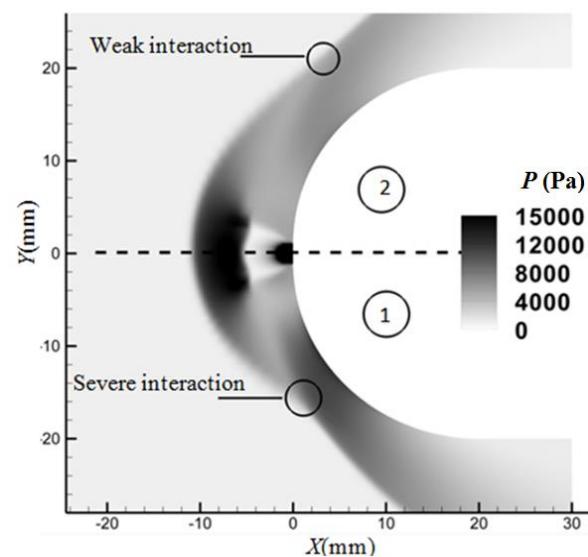


Fig. 15 Static pressure contour at 4 attack angle
شکل 15 کانتور فشار استاتیک در زاویه حمله 4 درجه

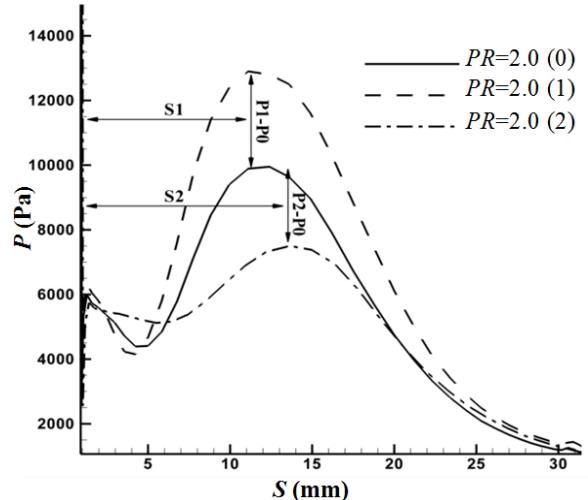


Fig. 16 Compare the surface pressure at angles of attack 0 and 4 degrees
شکل 16 مقایسه فشار سطح در زوایای حمله 0 و 4 درجه

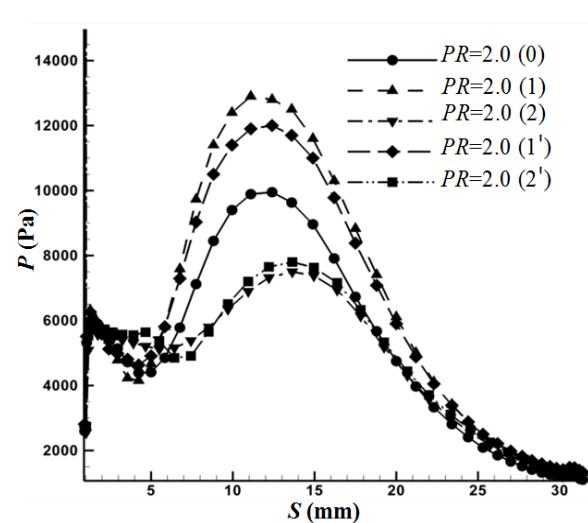


Fig. 17 Compare of surface pressure by align of jet and main flow
شکل 17 مقایسه توزیع فشار سطح با همراستا سازی جت و جریان اصلی

- در نتیجه کاهش پسای بیشتر، همواره محدودیت وجود دارد.
- با افزایش نسبت فشار کل جت به جریان آزاد، دبی جرمی سیال تزریقی افزایش یافته و در نتیجه طرفیت گرمایی سیال بیشتر می‌گردد، در این هنگام کاهش دمای سطح محضوس تر می‌گردد.
 - قرارگیری دماغه با تزریق تحت زاویه حمله مثبت، باعث می‌شود تا پسای فشاری و اصطکاکی در ناحیه زیرین دماغه به شدت افزایش یابد و در نتیجه تزریق جت کاهش پسای کمتری را به همراه داشته باشد.
 - با انحراف جت و همراستا سازی آن با میدان جریان دارای زاویه حمله، کارآیی تزریق در کاهش پس، اندکی بهبود می‌یابد. هرچند که در این حالت، تأثیر چندانی بر بهبود وضعیت توزیع دمای سطح نخواهد داشت.
 - بیشینه دمایی در حالتی که دماغه با تزریق، تحت زاویه حمله قرار گرفته است، در نواحی کناری نزدیک به جت تزریقی و نه در محل برخورد جریان برگشتی با سطح، ایجاد می‌شود.

6- فهرست عالیم

A	مساحت خروجی نازل (m^2)
D	پسا ($kgms^{-2}$)
F	ترم شار
k	انرژی جنبشی آشفته ($m^2 s^{-2}$)
\dot{m}	دبی جرمی (kgs^{-1})
M	عدد ماخ
n	بردار نرمال سطح
P	فشار ($kgm^{-1}s^{-2}$)
PR	نسبت فشار
Q	ترم چشممه
S	سطح کنترل (m^2)
S	طول سطح (m)، سطح مقطع دماغه (m^2)
T	دما (K)، ترانهاده ماتریس
u, v, w	سرعت (ms^{-1})
X	طول محوری (m)
α	علایم یونانی
μ	زاویه حمله (deg)
ρ	لزجت دینامیکی ($kgm^{-1}s^{-1}$)
ω	چگالی (kgm^{-3})
Ω	نرخ اضمحلال ویژه (ms^{-1})
Λ	حجم کنترل (m^3)
γ	شعاع طیفی
ζ	نسبت طرفیت گرمایی
f, τ	زیرنویس‌ها
j, jet	اصطکاک
$Stag$	جت تزریقی
lam	نقطه سکون
T	جریان آرام
∞	جریان آزاد
c	جابجایی
d	پخش

نیز جز در ناحیه چرخشی مرتبط با سطح 2، قادر به کاهش دمای سطح در سایر نقاط نبوده است. چرا که انحراف جت تزریقی تنها باعث بهبود کاهش شدت برخورد در ناحیه 1 بوده است و عمل اثری را بر افزایش سرعت در نواحی مجاور جت و در نتیجه کاهش دمای سطح در این منطقه، نداشته است.

5- نتیجه‌گیری

در پژوهش حاضر، نتایج با توسعه یک کد عددی با قابلیت شبکه‌بندی چند بلوکی بدست آمداند. شبیه‌سازی میدان جریان، با حل کامل و سه‌بعدی معادلات بی‌بعد متوسط‌گیری شده رینولدز و انرژی، حاصل شده است. به منظور طراحی هندسه حاکم و شبکه‌بندی، از یک شبکه با سازمان کشیده شده با چهار بلوك متفاوت و هم‌مرز استفاده شده است. برای مدل‌سازی میدان جریان و نیز افزایش دقت حل، مدل آشفته SST $k - \omega$ با کارگرفته شده است. در این مدل، ضرایب موجود با استفاده از یک ضریب ترکیب‌گر (که خود تابعی از نرخ کرنش، چرخش، عدد رینولدز و غیره می‌باشد) قادرند تا مقادیری از ضرایب هریک از مدل‌های $k - \omega$ استاندارد یا $k - \epsilon$ استاندارد را اختیار نمایند. همچنین، جمله پخش عرضی به معادله انتقالی نرخ اضمحلات ویژه افزوده شده است.

برای اعتبارسنجی حل عددی، پسای کل وارد بر دماغه، در نسبت فشارهای مختلف، با نتایج عددی مرجع [10] مقایسه شده است. مقایسه بیانگر آنست که با افزایش نسبت فشار، اختلاف میان پاسخ‌ها افزایش یافته است. کمترین اختلاف در حالت بدون تزریق جت است. این اختلاف برابر با 1.5 درصد بوده و بیشترین اختلاف در نسبت فشار 3 و به میزان 6 درصد می‌باشد. استفاده از دو مدل آشفته‌گیری مختلف، می‌تواند یکی از دلایل اصلی این اختلاف باشد. همچنین، میدان جریان در نسبت فشار 2، با نتایج تجربی مرجع [11] مقایسه شده است. فاصله ماخ دیسک و شوک کمانی تشکیل شده از نقطه مرکزی دماغه، در هر دو میدان جریان یکسان بوده و به ترتیب برابر با 6 و 12 سانتی‌متر است. با این حال، مساحت نواحی چرخشی، اندکی کوچکتر از حالت واقعی خود می‌باشد.

در این پژوهش، به منظور مدل‌سازی ترم‌های زمانی، از الگوریتم صریح رانج-کوتا مرتبه چهارم با دقت مرتبه دو، استفاده شده است. همچنین به منظور گسسته سازی ترم‌های ترم‌های جابجایی، از مدل بالادست ای-یو-اس-ام به همراه محدود کننده ون-آلبا استفاده شده و ترم‌های پخشی لزج، با بکارگیری الگوریتم تفاضل مرکز گسسته‌سازی شده‌اند. به منظور افزایش همگرایی حل عددی، مشتق ترم‌های چشممه موجود در معادلات آشفته، به صورت تحلیلی وارد محاسبات شده‌اند و در نتیجه حل معادلات آشفته به صورت ضمنی نقطه‌ای صورت گرفته است.

یافته‌های این پژوهش نشان می‌دهند که:

- پسای فشاری وارد بر دماغه (با توجه به نمودار شکل 5)، اصلی‌ترین عامل در تعیین پسای کل بوده و پسای اصطکاکی کمترین نقش را دارد.
- نواحی چرخشی جریان و نقطه برخورد جریان برگشتی با سطح، از نقاط کلیدی و مهم در میدان‌های جریان همراه با تزریق جت مخالف می‌باشند که به ترتیب دارای کمترین و بیشترین مقادیر فشار و دما می‌باشند.
- با افزایش نسبت فشار کل جت به جریان آزاد، پسای فشاری وارد بر دماغه کاهش یافته و در نتیجه پسای کل وارد بر دماغه نیز کاهش می‌یابد.
- در نسبت فشارهای بالای جت به جریان آزاد، پسای ناشی از تزریق جت به شدت افزایش می‌یابد. لذا در افزایش نسبت فشار کل جت به جریان آزاد و

- مراجع 7

- [13] M. Tahani, M. Hojaji, A. Dartoomian, M. Salehifar, Numerical study of extended nozzle on cone with opposing jet to the supersonic flow, in *The 23th International iranian Mechanical Engineers Conference, Tehran, Iran*, 2015. (in Persian) فارسی
- [14] M. Tahani, M. Hojaji, A. Dartoomian, M. Salehifar, Numerical study of the effect of the opposing jet from nose tip on supersonic turbulent flow, *23th International iranian Mechanical Engineers Conference, Tehran, Iran*, 2015. (in Persian) فارسی
- [15] J. Blazek, *Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications*, pp. 305-320, New York: Wiley, 1989.
- [16] M. Tahani, M. Hojaji, M. Salehifar, A. Dartoomain, Numerical investigation of sonic jet injection effects of flow field structure and thrust vector control performance in a supersonic nozzle, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 13, No. 4, pp. 74-85, 2013. (in Persian) فارسی
- [17] MH. ShojaeeFard, M. Tahani, M. Ehghaghi, Numerical study of the effects of some geometric characteristics of a centrifugal pump impeller, *Computers & Fluids*, Vol. 60, No. 1, pp. 61-70, 2012.
- [18] M. Tahani, MS. Karimi, A. Mahmoudi Motlagh, Numerical investigation of drag and heat reduction in hypersonic spiked blunt bodies, *Heat Mass Transfer*, Vol. 49, No. 10, pp. 757-764, 2013.
- [19] S. P. Anjalidevi, S. Aruna, Effect of counterflow jet on attenuation of drag and aerodynamic heating over a coneogive body in hypersonic flow, *Appl. Math and Mech*, Vol. 7, No. 4, pp. 95-122, 2011.
- [20] M. Sanieenezhad, *An introduction to turbulent flows and turbulence modeling*, pp. 123-125, Tehran: Daneshnegan, 2005. (in Persian) فارسی
- [21] F. Menter, J. Ferreira, Th. Esch, The SST turbulence model with improved wall treatment for heat transfer prediction in gas turbines, *Proceedings of the international Gas Turbine Congress , Tokyo*, November 2-7, 2003.
- [22] T. J. Craft, B. A. Launder, K. Suga, Development and application of a cubic eddy-viscosity model of turbulence, *International Journal of Heat Fluid Flow*, Vol. 17, No. 2, pp. 108-115, 1996.
- [23] D. C. Wilcox, *Turbulence modeling for CFD*, pp. 325-326, California: DCW industries, 1998.
- [1] H. Lo, W. Lio, Influence of Cavity Length on Forward-facing Cavity and Opposing Jet Combined Thermal Protection System Cooling Efficiency, *World Academi of Science*, Vol. 6, No. 8, pp. 8-23, 2012.
- [2] M. Ahmad, N. Qin, Recent Advances in the aerothermodynamics of spiked hypersonic vehicles, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 47, No. 6, pp. 425-449, 2011.
- [3] M. Mahon, An experimental study of the effect of mass injection at the stagnation point of a blunt body, *Fluid Mechanics*, Vol. 42, No. 1, pp. 297-321, 1958.
- [4] C. Warren, An experimental investigation of the effect of ejecting a coolant gas at the nose of a bluff body, *Fluid Mechanics*, Vol. 8, No. 3, pp. 400-417, 1960.
- [5] P. Finley, The flow of a jet from a body opposing a supersonic freestream, *Fluid Mechanics*, Vol. 26, No. 2, pp. 337-368, 1966.
- [6] V. Fomin, A. Maslov, A. Shashkin, Flow regimes formed by a counterflow jet in a supersonic flow, *Fluid Mechanics*, Vol. 42, No. 5, pp. 757-764, 2001.
- [7] K. Hayashi, S. Aso, A Study on Reduction of Aerodynamic Heating by Opposing jet in Supersonic Flow, *Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 52, No. 600, pp. 38-44 2004.
- [8] K. Hayashi, S. Aso, Y. Tani, Numerical Study on Aerodynamic Heating Reduction by Opposing Jet, *AIAA Journal*, Vol. 66, No. 1, 2006.
- [9] K. Hayashi, S. Aso, Y. Tani, Experimental Study of Thermal Protection System by Opposing Jet in Supersonic Flow, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 43, No. 1, pp. 233-238, 2006.
- [10] I. Tamada, S. Aso, Y. Tani, Numerical Study of the Effect of the Opposing Jet on Reduction of Aerodynamic Heating with Different Nose Configurations, *26th International Congress of the Aeronautical Sciences, Anchorage, AL*, September 14 – 19, 2008.
- [11] I. Tamada, S. Aso, Y. Tani, Reducing Aerodynamic Heating by the Opposing Jet in Supersonic and Hypersonic Flows, *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Florida, Orlando*, January 4-7, 2010.
- [12] R. Yaisheng, Drag reduction research in supersonic flow with opposing jet, *Acta Astronautica*, Vol. 91, No. 1, pp. 1-7, 2013.