



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

مجتبی طحانی^{1*}، محمد حجی نجف آبادی²، آرش درتومیان³، محمد صالحی^{فر}³

1- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران

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

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

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

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 08 آذر 1395

پذیرش: 05 اسفند 1395

ارائه در سایت: 14 فروردین 1396

کلید واژگان:

جت مخالف

جریان مافوق صوت آشفته

دماغه پخ

شبیه سازی عددی

کاهش پسا

چکیده

در پژوهش حاضر، اثرات زاویه حمله در تزریق جت مخالف از دماغه های نوک پهن مافوق صوت بر کاهش پسا و توزیع دمای سطح، با توسعه یک کد سه بعدی چند بلوکی، مورد مطالعه قرار گرفته است. ترم های غیر لزج، با روش ای-یو-اس-ام محاسبه شده است. ترم های لزج با استفاده از تفاضل مرکز بدست آمده است و انتگرال زمانی با الگوریتم 4 مرحله ای رانج-کوتا، محاسبه شده است. مدل انتقال تنش برشی، به منظور شبیه سازی اثرات آشفته، بکار گرفته شده است. اثرات نسبت فشار بر کاهش پسا به تفکیک مؤلفه ها و نیز ویژگی های فیزیکی میدان جریان، به ترتیب با یافته های عددی و تجربی سایر پژوهش ها اعتبار سنجی شده است که از دقت مناسبی برخوردار است. نتایج نشان می دهد که تزریق جت صوتی، قادر است تا با تغییر در شکل شوک کمائی ایجاد شده در میدان جریان مافوق صوت، پسای کلی وارده بر دماغه را به میزان قابل ملاحظه ای کاهش دهد. همچنین با پوشش مناسب سطح جسم، مانع از افزایش شدید دمای سطح، می گردد. افزایش نسبت فشار کل، باعث بهبود عملکرد تزریق در هر دو زمینه کاهش پسا و دمای سطح گشته است. هرچند، به واسطه افزایش شدید پسران ناشی از تزریق جت، یک نقطه بیشینه به عنوان یک محدود کننده در میزان افزایش نسبت فشار کل، وجود دارد. علاوه بر این، افزایش نسبت فشار باعث کاهش ضریب اصطکاک سطح خواهد شد. زاویه حمله جریان آزاد، باعث کاهش کارایی تزریق جت می شود. در این حالت می توان با یکسان نمودن راستای جت و جریان آزاد، نتایج را اندکی بهبود بخشید.

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.

1- مقدمه

تأثیرگذار در طراحی، همچون اصطکاک پوسته ای سطح، پسای فشاری، توزیع انتقال حرارت، دمای سطح و گرمایش آیرودینامیکی، از جمله مواردی هستند که در طراحی این گونه اجسام به دقت مورد بررسی قرار می گیرند. بررسی ها نشان می دهند که حضور موج شوک های نسبتاً قوی و همچنین گرمایش

با توجه به پیشرفت روزافزون تکنولوژی طراحی فضاپیماها و موشک هایی که در ناحیه ی مافوق صوت پرواز می کنند، نیاز بوده تا تجزیه و تحلیل دقیق میدان جریان حول این گونه اجسام، صورت گیرد. محاسبه ی دقیق پارامترهای

Please cite this article using:

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)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

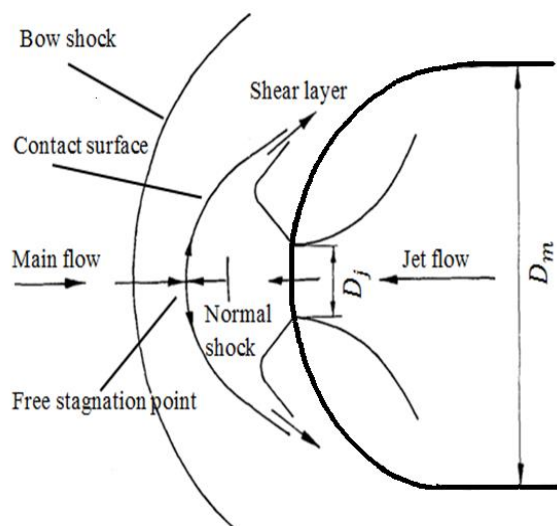


Fig. 1 Schematic of the flow field around the hemispherical cone with counter flow jet

شکل 1 شماتیکی از میدان جریان اطراف دماغه نیم کروی 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 جلویی 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 آیرودینامیکی 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 [7-9].

در همین راستا، تامادا و یاشینگ، بازم با حل معادلات تقارن محوری و استفاده از مدل آشفته گی استاندارد $k-\omega$ 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 4 میلی متر، کمترین میزان پسا و نرخ انتقال حرارت را نسبت 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 غیرلرزش و با بکارگیری یک نازل امتداد یافته به صورت عددی بررسی شد. آنالیز پدیده تزریق با استفاده از دو روش مختلف حل بالادست ای-یو-اس-ام¹ و رو²، انجام شد [13]. در همین سال، طحانی و همکاران، اثرات تزریق جت را بر کاهش پسا با شبیه سازی عددی و استفاده از مدل آشفته گی SST $k-\omega$ ، 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 کمائی ایجاد می نماید، پسی 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 چندبloomکی، حل کامل و سه بعدی معادلات ناویر-استوکس و انرژی صورت

آیرودینامیکی، 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 پرنده، بتوان علاوه بر کاهش مصرف سوخت وسیله، پروازی ایمن تر را برای آن فراهم نمود. به عنوان مثال، کاهش پسی آیرودینامیکی، علاوه بر آنکه می تواند رسیدن وسیله ی پرنده را به محدوده ی مورد نظر (ارتفاع مورد نظر) تضمین نماید، باعث کاهش مصرف سوخت و ساده سازی سیستم پیش رانشی مورد نیاز آن می گردد. از طرفی، کاهش گرمایش آیرودینامیکی نیز می تواند تأثیر قابل ملاحظه ای بر ایمنی وسیله پرنده داشته باشد [2].

به هنگام استفاده از دماغه های نوک پهن، مافوق صوت بودن میدان جریان، موجب می شود تا یک شوک کمائی در جلوی جسم شکل گیرد. به واقع این موج شوک، عامل اصلی افزایش فشار و گرمایش آیرودینامیکی 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 کمائی 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 1 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 ی یک جریان ثانویه، ناشی از نقطه ی 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 ی 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 پسی وارده 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 قویا به پارامترهای جریان آزاد و جریان جت بستگی دارد [6].

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

¹ AUSM

² Roe scheme

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 آشفته دو معادله ای $k-\omega$ SST فیزیک پدیده به طور جامع مطالعه شده است. به منظور اعتبارسنجی حل عددی، نتایج بدست آمده، با یافته های 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 پدیده های سطحی همچون اصطکاک پوسته ای و نقش آن در تعیین پسای کل و نیز توزیع دمای سطح، از جمله ویژگی های 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. پژوهش های عددی پیشین به واسطه حل تقارن محوری میدان جریان، عملاً قادر به شبیه سازی اثرات نامتقارنی از جمله زاویه حمله نبوده اند.

2- معادلات حاکم و روش عددی

رابطه (1)، شکل انتگرالی معادلات بقا را برای متغیر دلخواه W در یک جریان تراکم پذیر آشفته با متوسط گیری رینولدز، نشان می دهد [15].

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

در رابطه فوق، Ω برابر حجم کنترل و s نشان دهنده سطح کنترل می باشد. 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 s نشان می دهد. پارامتر سمت راست معادله Q ، تولید چشمه را در مرکز حجم کنترل نشان می دهد. متغیر W شامل مؤلفه های بقایی در رابطه (2) می باشد [15].

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

جمله های جابجایی (F_C)، پخش (F_d) و چشمه (Q) به ترتیب با روابط (3)، (4) و (5) نشان داده شده اند [15].

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

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

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

همان گونه که مشاهده می شود، مؤلفه های چشمه تنها در معادلات آشفته ظاهر گشته اند. در رابطه (5)، تنش برشی فاوهره (τ^F) (که بعد از متوسط گیری جرمی از معادلات ناویر-استوکس ظاهر می شود) از رابطه (6) قابل محاسبه

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 مدل سازی های آشفته بویژه مدل های غیرپیچیده نظیر جبری، صرف نظر می شود [15]. در این تحقیق بواسطه استفاده از یک مدل آشفته نسبتاً پیچیده، جمله مذکور در معادلات باقی مانده است.

رابطه (7)، نشان می دهد که ضریب لزجت کل، از مجموع دو لزجت آرام و آشفته بدست می آید. در این رابطه، σ یک عدد ثابت بوده که با توجه به قرار گیری در معادله انرژی جنبشی آشفته یا نرخ اضمحلات ویژه، مقدار آن متفاوت خواهد بود.

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

با توجه به مافوق صوت بودن میدان جریان و حضور جریان های با آنتالپی نسبتاً بالا، وابستگی ضریب لزجت جریان آرام به دما، انکار ناپذیر می باشد. بدین جهت، ضریب لزجت آرام با استفاده از رابطه ساترلند، بدست آمده است [15].

مرجع [16] توضیحات کاملی از نحوه بی بعد سازی و گسسته سازی روابط فوق را در توسعه کد عددی حاضر، ارائه کرده است. در رابطه (1)، گسسته سازی ترم های جابجایی با توجه به مافوق 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 ناپیوستگی ها و در نتیجه امکان حل میدان جریان با دقت مرتبه دو) صورت گرفته است. گسسته سازی جمله های پخش به واسطه شکل بیضوی معادلات، به صورت تفاضل مرکز، انجام شده است. محاسبه ترم های چشمه نیز به منظور افزایش همگرایی حل عددی، به صورت ضمنی نقطه ای و با میانگین گیری حجمی در مرکز هر حجم کنترل، صورت پذیرفته است. جهت گسسته سازی ترم های زمانی معادلات حاکم، از روش صریح رانج-کوتا مرتبه چهار، استفاده شده است.

مدل دو معادله ای $k-\omega$ SST به منظور مدل سازی پدیده های آشفته، بکار گرفته شده است. مدل انتقال تنش برشی، یک مدل ω مینا بوده که دو معادله انتقالی آن بر پایه معادلات $k-\omega$ استاندارد، بنا شده است. با این تفاوت که در این مدل، ضرایب موجود با استفاده از یک ضریب ترکیب گر (که خود تابعی از نرخ کرنش، چرخش، عدد رینولدز و غیره می باشد) قادرند تا مقداری از ضرایب هریک از مدل های $k-\omega$ استاندارد یا $k-\epsilon$ استاندارد را اختیار نمایند. همچنین، جمله پخش عرضی به معادله انتقالی نرخ اضمحلات ویژه افزوده شده است. این تغییرات باعث شده است تا این مدل آشفته در گستره وسیع تری از میدان های جریان، پاسخ های قابل قبولی را ارائه نماید. مراجع [18,17] دقت بالای مدل را در حل میدان های جریان با گردایان فشاری قوی، تخمین مناسبی از محل جدایش جریان و پیش بینی مناسب مدل از رفتار جریان در زیرلایه های لزج نزدیک دیواره، گزارش داده اند. افزون بر این، اصلاحات انجام شده در ضریب لزجت آشفته این مدل در مقایسه با سایر مدل های دو معادله ای و نیز عدم استفاده از توابع دیواره، موجب افزایش کارایی در این مدل گشته است. با این حال، مرجع [19] نشان می دهد که استفاده از این مدل آشفته در تخمین نرخ انتقال حرارت جریان های جت مخالف در مقایسه با سایر مدل های ω مینا و حتی مدل تک معادله ای اسپالارت-آلماراس ضعیف تر است. از سویی دیگر، تغییر پیاپی ضرایب از یک مدل ($k-\omega$) به مدل دیگر ($k-\epsilon$) در نواحی میانی و حدی، باعث افزایش ناپایداری و نیز همگرایی ضعیف این مدل آشفته گشته است [20].

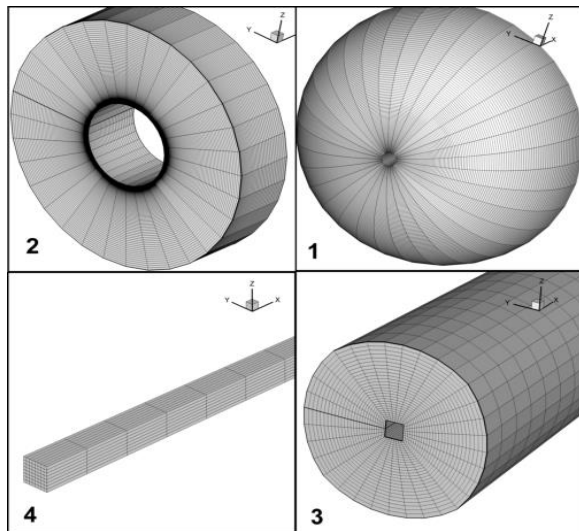


Fig. 2 Multiblock grid

شکل 2 شبکه چند بلوکی

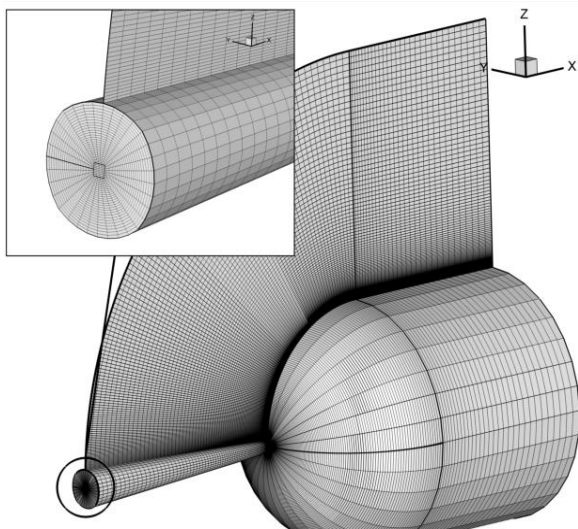


Fig. 3 Grid of hemispherical cone

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.

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

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

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

در رابطه (12)، d_n بیانگر فاصله عمودی اولین گره شبکه محاسباتی تا دیوار، β_1 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 می‌باشند. همچنین، S نشان دهنده نرخ کرنش و f_2 دومین ضریب ترکیب‌گر این مدل می‌باشد. [21].

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

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

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

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 مقدار 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 شبکه‌بندی 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 دقت در نتایج، سعی بر آن بوده تا تراکم شبکه در نقاط حساس میدان نظیر دیواره‌ها و مکان‌هایی با گرادیان شدید، افزایش یابد. شکل 3 نمای سه بعدی از شبکه‌بندی با سازمان 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 با سازمان)، از یک مربع میانی که به تدریج تبدیل به یک دایره می‌گردد، استفاده شده است. نمای 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 می‌باشند.

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

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

در رابطه فوق، u_τ 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.

جدول 1 شرایط میدان جریان

Table 1 Flow field condition					
زاویه حمله α (deg)	نسبت فشار $PR(-)$	عدد ماخ $M(-)$	فشار کل $P(\text{Pa})$	دما کل $T(\text{K})$	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

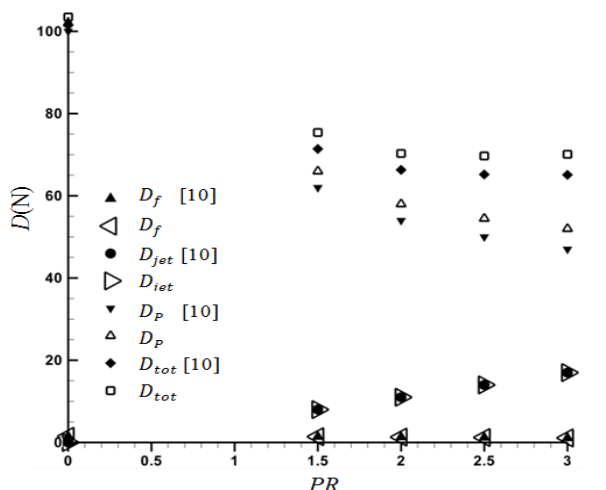


Fig. 5 Drag force components of the blunt cone (compared to ref [10])

شکل 5 مؤلفه‌های نیروی پسی دماغه نوک پهن (مقایسه شده با مرجع [10])

سلول‌ها، پسی فشاری کل محاسبه شده است. رابطه (15) چگونگی محاسبه پسی فشاری بر سطح یک سلول را نشان می‌دهد.

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

با در اختیار داشتن توزیع ضریب اصطکاک سطحی (C_f)، توزیع نیروی اصطکاک (F_f) قابل محاسبه است. سپس با ضرب نیروی اصطکاک در مؤلفه x بردار نرمال سطح، پسی اصطکاکی محاسبه می‌شود. روابط (16) و (17) چگونگی محاسبه این کمیت را نشان می‌دهند.

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

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

به منظور محاسبه پسی ناشی از تزریق در نمودار شکل 4، از رابطه (18) استفاده شده است. در این رابطه $\dot{m}_j$ و V_j به ترتیب بیانگر دبی جرمی و سرعت جت تزریقی بوده و A_j نیز مساحت جت تزریقی را نشان می‌دهد. همچنین P_j و P_{stag} به ترتیب نشان دهنده فشار در حضور جت تزریقی و فشار در حالت بدون تزریق جت در نقطه سکون میدان جریان می‌باشند [10].

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

در نهایت، پسی کل از جمع جبری تک تک کمیت‌های فوق، حاصل شده است. رابطه (19) این موضوع را نشان می‌دهد.

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

نتایج تجربی مرجع [11] در شکل 6 نشان داده شده است. شکل، مربوط به تزریق جت مخالف از یک دماغه نیم‌کروی در نسبت فشار 2 می‌باشد. چگونگی خروج جت از نازل و گرا دیان‌های قوی شکل گرفته در میدان جریان از جمله ماخ دیسک، شوک کمانی و شوک ناشی از تراکم مجدد به خوبی مشهود است. در شکل 7 کانتورهای چگالی حول دماغه با نتایج مرجع مذکور، مقایسه شده است. در هر دو تصویر مشاهده می‌شود که فاصله شوک کمانی از نقطه مرکزی دماغه، دقیقاً برابر با 12 سانتی‌متر است. همچنین محل تشکیل ماخ

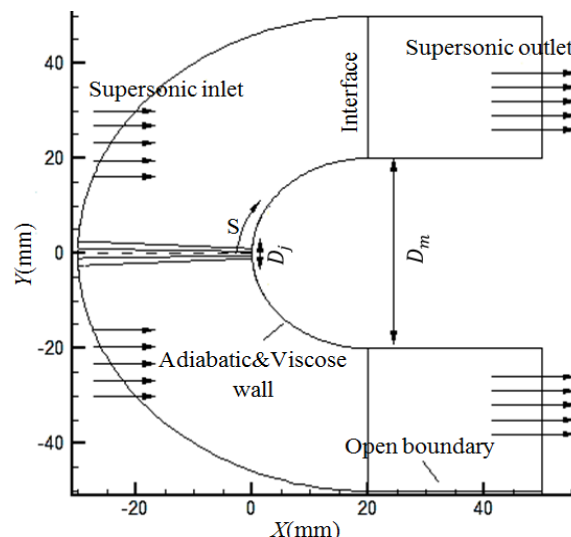


Fig. 4 Schematic of flow domain and boundary condition

شکل 4 شماتیکی از میدان جریان و شرایط مرزی

پیچیده، به ترتیب در بازه‌های 1 تا 10 و 2 تا 5 قرار می‌گیرند. با این حال، مرجع [22] بیان می‌کند، هنگامی که میدان جریان شامل لایه‌های آمیختگی یا جت‌های دایره‌ای باشد، بهتر است ضریب C_1 مقادیری را در بازه 40 تا 80 اختیار نماید. از طرفی مرجع [23] نشان می‌دهد، چنانچه مقدار بدست آمده ω در جریان آزاد بیش از 1 درصد مقدار بیشینه آن در لایه برشی آشفته باشد، حل عددی با مشکلات عدیده‌ای مواجه خواهد شد. لذا، با توجه به حضور لایه‌های آمیختگی و جت دایره‌ای 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 می‌باشد. در همین رابطه، (μ_∞) بیانگر لزجت 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 می‌گردد. جدول 1 شرایط کاملی از میدان جریان را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، جریان جت در یک دمای کل ثابت، ابتدا در چهار نسبت فشار کل جت به جریان آزاد و با زاویه حمله صفر، تزریق می‌گردد. سپس اثرات زاویه حمله جریان آزاد (4 درجه) و جریان جت (4- درجه)، بر میدان جریان بررسی می‌شود.

3-3- اعتبارسنجی حل عددی

جهت اعتبارسنجی حل عددی، پسی کل وارد بر دماغه، در نسبت فشارهای مختلف، با نتایج عددی مرجع [10] مقایسه شده است (شکل 5). 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 آشفتگی مختلف، می‌تواند یکی از دلایل اصلی این اختلاف باشد در این نمودار، به منظور محاسبه پسی فشاری (D_p)، از حاصلضرب 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 ضعیف تر می گردد.

عبور جریان آزاد از شوک مخروطی و برخورد مجدد آن با سطح، باعث می شود تا جریان دوباره متراکم گشته و تشکیل یک شوک پر قدرت 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 دهند. درون این ناحیه بسته، یک ناحیه چرخشی به وجود می آید که قسمت عمده 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 ضعیف تر 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 متمرکز 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 عمده 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

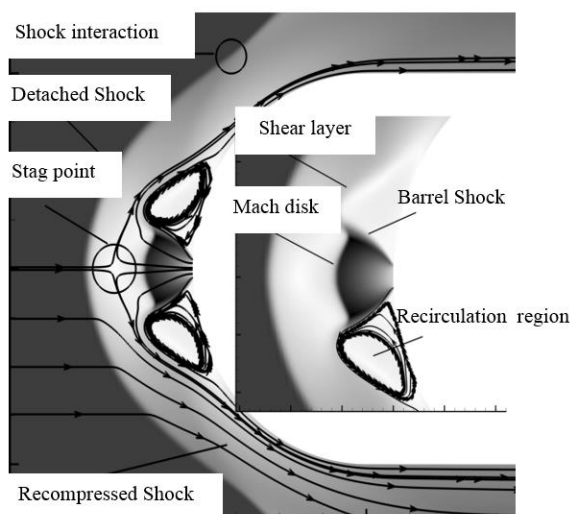


Fig. 8 The physical features of flow field

شکل 8 ویژگی های فیزیکی میدان جریان

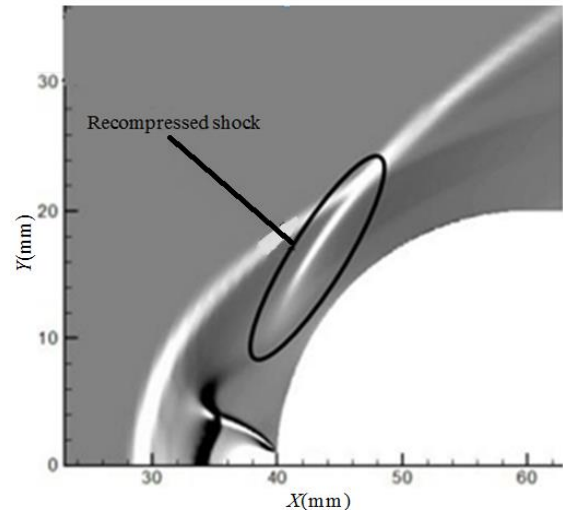


Fig. 6 Experimental result for density contour at $PR=2.0$ (ref [11])

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

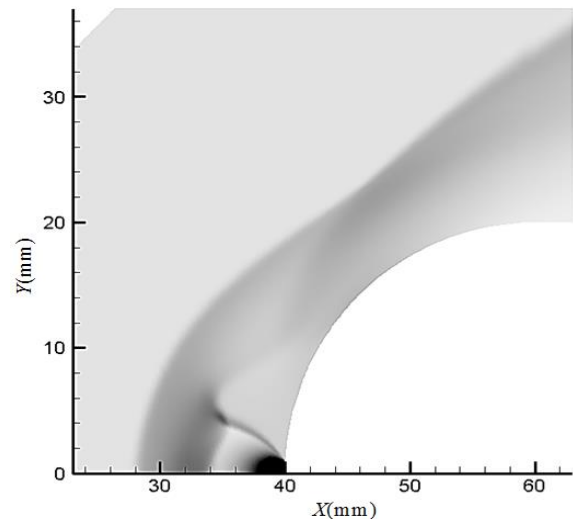


Fig. 7 CFD result for density contour at $PR=2.0$ (ref [11])

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 ضریب لزجت آشفته در این نواحی باشد [10]. ضریب 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 هایی نظیر $k-\epsilon$ 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 وارده بر دماغه می‌باشد نیز، مورد ارزیابی قرار گیرد.

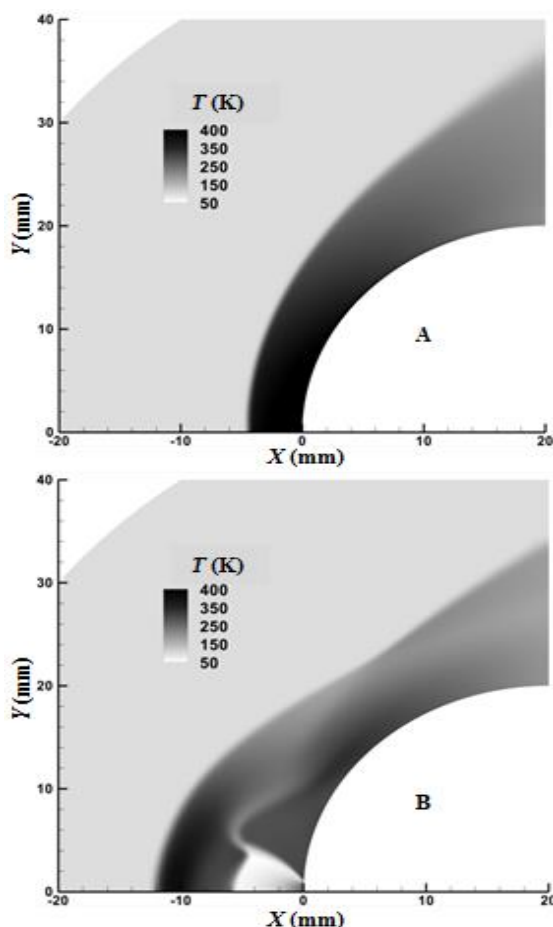


Fig. 10 Static Temperature contour; with (B) and without (A) jet injection

شکل 10 کانتور دمای استاتیکی؛ 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 متمرکز 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 نتیجه‌گیری 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.

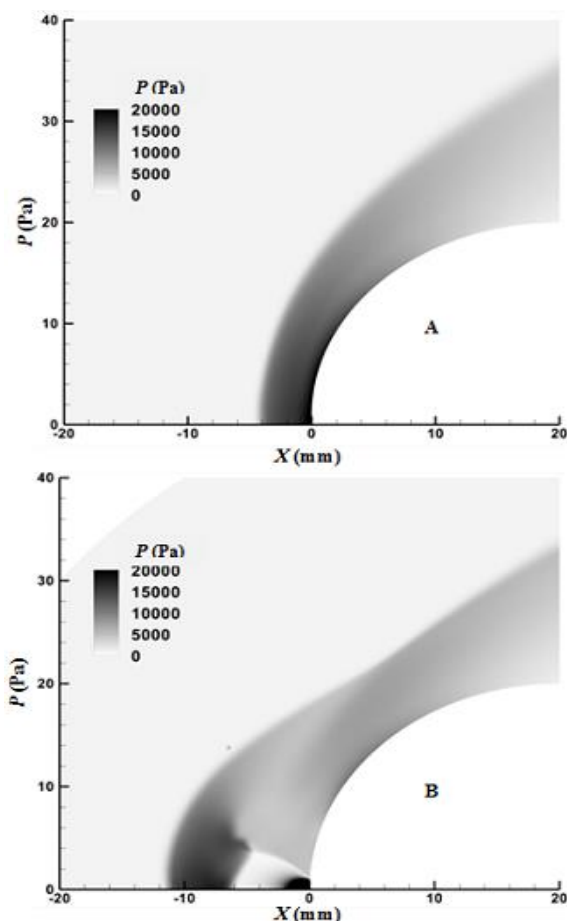


Fig. 9 Static pressure contour; with (B) and without (A) injection

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

در این حالت و با حرکت به سمت شانه‌های دماغه، به واسطه کاهش فشار، از شتاب جریان کاسته شده و گردادیان‌های سرعت کوچک‌تر و در نتیجه ضریب اصطکاک سطحی روندی همچون دماغه بدون تزریق را تجربه می‌کند.

همچنین نمودار شکل 12 بیان می‌کند که در اثر افزایش نسبت فشار، ضریب پسی اصطکاک چه به صورت موضعی و چه میانگین می‌تواند 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 گونه‌ای بوده است که تقریباً در تمام مناطق سطح، مقدار کمتری را نسبت به دماغه بدون تزریق داشته است.

حال می‌توان دوباره به شکل 5 بازگشت. جایی که پسی کلی وارد بر دماغه را در نسبت فشارهای مختلف و به تفکیک مؤلفه‌ها نشان می‌دهد. نمودار شکل 5 بیان می‌کند که پسی کلی وارد بر دماغه، متشکل از سه پسی فشاری، اصطکاک و نیروی پسران ناشی از تزریق جت بوده است. مشاهده می‌شود که پسی اصطکاک کمترین سهم را در تشکیل پسی کلی داشته است و سهم اعظم پسی وارد بر دماغه، مربوط به پسی فشاری می‌باشد. بدلیل توزیع یک ضریب اصطکاک 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 پسی اصطکاک وارد بر دماغه حاصل نماید. از طرفی ملاحظه می‌شود که افزایش نسبت فشار کل جت به جریان اصلی، منجر به کاهش محسوس پسی فشاری گشته و همزمان افزایش پسران تزریق جت را با خود به همراه داشته است. هرچند، نمودار پسی کل نشان می‌دهد که با افزایش نسبت فشار کل تزریق جت به جریان اصلی، پسی کلی وارد بر دماغه که برآیندی از مجموع سه پسی مذکور است، کاهش یافته است. با این حال روند حرکتی نمودارها به گونه‌ای می‌باشد که به نظر می‌رسد در نسبت فشارهای بالاتر، افزایش پسی ناشی از تزریق بر کاهش پسی ناشی از پسی فشاری غلبه نماید و عملاً تزریق جت تأثیر خود را در نسبت فشارهای بالاتر (مبنی بر کاهش پسی وارد بر دماغه)، از دست بدهد.

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

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

با مقایسه شکل‌های 9 و 13 می‌توان 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 می‌شود که در نواحی کناری نزدیک به محل تزریق، یک افزایش دمایی و بواقع یک بیشینه نسبی دمایی پدید آمده 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 ملاحظه‌ای کاهش می‌یابد. با عبور از ناحیه چرخشی و در نقطه برخورد جریان برگشتی جت با سطح،

لذا در شکل 12، توزیع ضریب اصطکاک وارد بر سطح در 5 نسبت فشار مختلف جت به جریان اصلی نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، در نسبت فشار صفر تزریق که به معنای عدم وجود تزریق جت می‌باشد، ضریب اصطکاک سطح با دور شدن از نقطه سکون، یک روند افزایشی را داشته است. وجود گردادیان 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 گردادیان سرعت باعث افزایش تنش اصطکاک در این منطقه است. هرچند که به نظر می‌رسد 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 می‌کند، به شدت کاهش یابد. هرچند که در نواحی میانی ناحیه چرخشی، بواسطه وجود سرعت نسبی، کماکان اثرات ضریب اصطکاک مشاهده می‌گردد. وجود یک رشد سریع در نمودار ضریب اصطکاک را می‌توان در اثر شتاب ناگهانی جریان سیال بواسطه افزایش فشار به وجود آمده در ناحیه برخورد جریان برگشتی جت با سطح دانست.

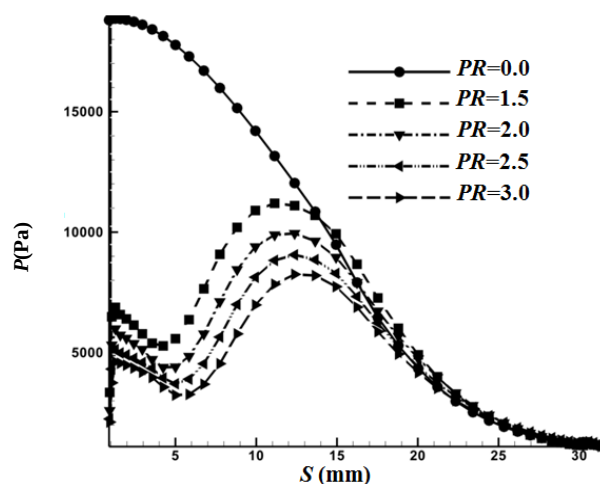


Fig. 11 Static pressure distribution on the cone at different pressure ratio (PR)

شکل 11 توزیع فشار استاتیک روی دماغه در نسبت فشارهای مختلف

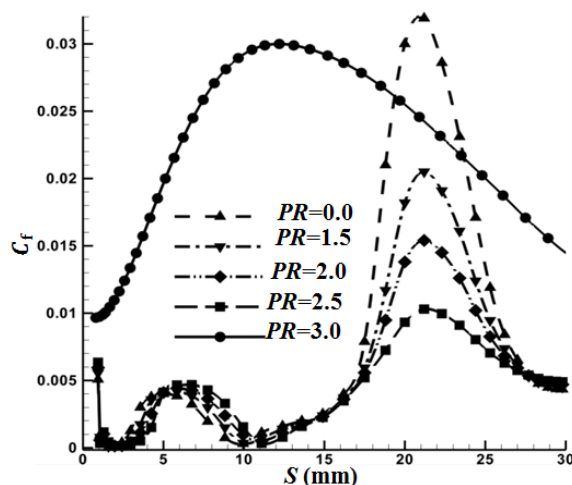


Fig. 12 Coefficient of surface friction at different pressure ratio

شکل 12 ضریب اصطکاک سطح در نسبت فشارهای مختلف

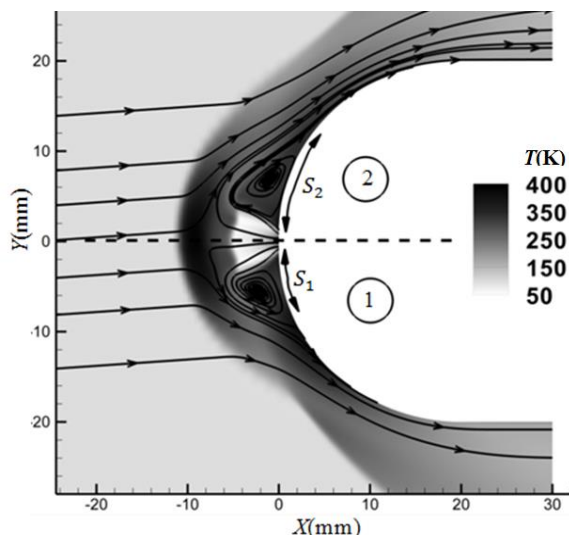


Fig. 14 Streamline with 4 attack angle

شکل 14 خطوط جریان در زاویه حمله 4 درجه

نمودار شکل 16 بیانگر توزیع فشار سطح در زوایای حمله صفر (حالت 0) و 4 درجه (ناحیه پایین (1) و ناحیه بالا (2)) می‌باشد. نمودار بیان می‌کند که افزایش فشار ناشی از افزایش قدرت تراکنش در ناحیه 1، به مراتب بیش از کاهش فشار ناشی از کاهش قدرت تراکنش شوک در ناحیه 2 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 4 درجه قرار گرفته است، اندکی کاهش یابد.

نمودار شکل 17 نشان می‌دهد که در این حالت، چنانچه جت تزریقی به صورت مستقیم و به موازات جریان آزاد تزریق گردد (با زاویه انحراف منفی 4 درجه)، توزیع پسای فشاری سطح بهبود می‌یابد (در نمودار شکل 17 و شکل 18، بالانویس پریم (مثال 2) 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 1 گشته است. نمودار نشان می‌دهد که در این حالت، پسای فشاری در ناحیه 2 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 18 نمودار توزیع ضریب اصطکاک سطح را در حالات فوق نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که در ناحیه 1 و تقریباً بعد از نقطه میانی دماغه، ضریب اصطکاک به صورت ناگهانی رشد یافته است. هرچند که نقطه بیشینه نمودار، به هنگامی که جت با زاویه منفی 4 درجه تزریق شده است، اندکی کاهش را نشان می‌دهد. با توجه به شکل 15 و مقایسه آن با شکل 18، 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 ضریب اصطکاک سطح، به طور ناگهانی افزایش یابد. بنابراین نتیجه می‌شود کارایی تزریق جت مخالف، چه در کاهش پسای فشاری و چه در کاهش پسای اصطکاک، 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.

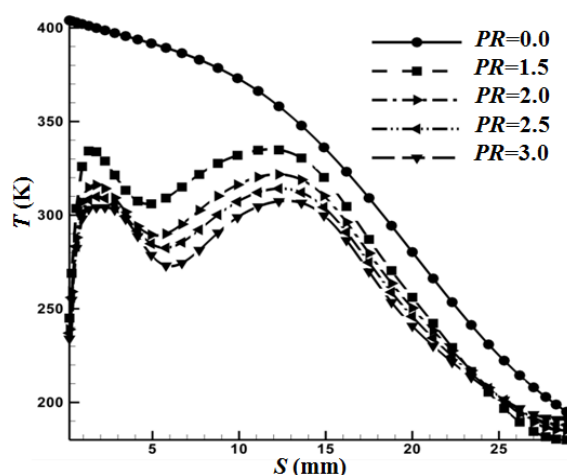


Fig. 13 Static temperature distribution on the cone at different PR

شکل 13 توزیع دمای سطح روی دماغه در نسبت فشارهای مختلف

بیشینه دمایی 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 دبی 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.

4-3- تزریق جت مخالف در جریان آزاد با زاویه حمله

در این بخش اثرات زاویه حمله بر تزریق جت صوتی در نسبت فشار ثابت 2، بر میدان جریان و در نتیجه مؤلفه‌های پسا و توزیع دمای سطح، بررسی شده است. شکل 14، کانتورهای دما را به همراه خطوط جریان، تحت زاویه حمله 4 درجه نشان می‌دهد. جهت سهولت، ناحیه پایین محور خط چین (که دماغه را به دو نیمه بالایی و پایینی تقسیم نموده است) با شماره (1) و ناحیه بالایی محور با شماره (2)، عددگذاری شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، وجود زاویه حمله، عملاً تقارن حاکم بر میدان جریان را برهم زده است. ناحیه چرخشی 2 حالت کشیده‌تری را نسبت به ناحیه چرخشی 1 دارد و در این حالت، مرکز ناحیه چرخشی 2 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 15، کانتورهای فشار در حالت مذکور، نشان داده شده است. وجود زاویه حمله باعث شده است تا یک تراکنش قوی در ناحیه 1 شکل گرفته و در نتیجه یک شوک دوباره فشرده شده پرقدرت، تشکیل گردد. مشاهده می‌شود که تراکنش در ناحیه 2، بسیار ضعیف‌تر از ناحیه 1 می‌باشد وجود ناحیه پرفشار در ناحیه 1، 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 14، با مقایسه S_1 و S_2 (که به ترتیب متناظر با فاصله بیشینه فشاری نواحی 1 و 2 از نقطه سکون دماغه می‌باشند) نتیجه می‌شود، علاوه بر آنکه تراکنش در ناحیه 2 ضعیف‌تر از ناحیه 1 است، در فاصله دورتری از نواحی جلویی دماغه نیز واقع گشته است.

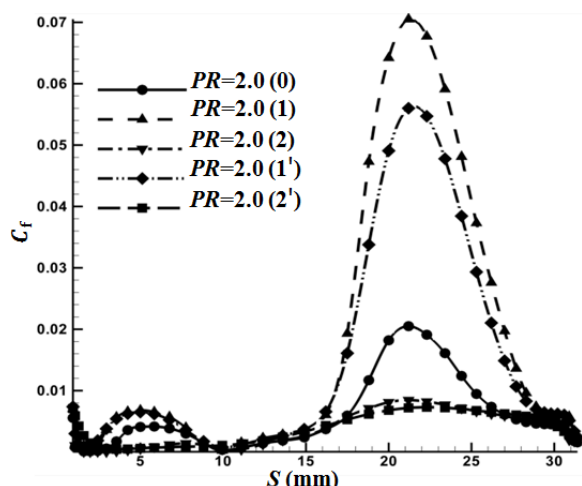


Fig. 18 Compare of friction coefficient by align of jet and main flow

شکل 18 مقایسه ضریب اصطکاک با همراستا سازی جت و جریان اصلی

بررسی نمودار توزیع دمای سطح در شکل 19 نشان می‌دهد 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 می‌دهد. هرچند که در این حالت نیز محل برخورد جریان برگشتی با سطح، کماکان به عنوان یک نقطه دما بالا، نشان داده شده است. افت شدید سرعت گردابه‌ای در نواحی کناری جت تزریقی، که ناشی از قرارگیری دماغه تحت زاویه حمله می‌باشد، می‌تواند اصلی‌ترین عامل در توجیه پدیده فوق باشد.

با بازگشت به شکل 13 و توجه به آن، به خوبی می‌توان دریافت که در اثر مونتوم بالای جریان جت، حتی جریان آزادی با زاویه حمله 4 درجه و عدد ماخ 4، نمی‌تواند تغییر محسوسی در زاویه جریان جت (و در نتیجه انحراف آن به سمت بالا) به هنگام خروج از نازل ایجاد نماید. لذا، به نظر می‌رسد عدم انحراف جت، باعث کاهش بیش از پیش سرعت ناحیه چرخشی به ویژه در ناحیه 2 و در محل‌های هم‌مرز 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 می‌شود که انحراف جت تزریقی با زاویه حمله 4 درجه

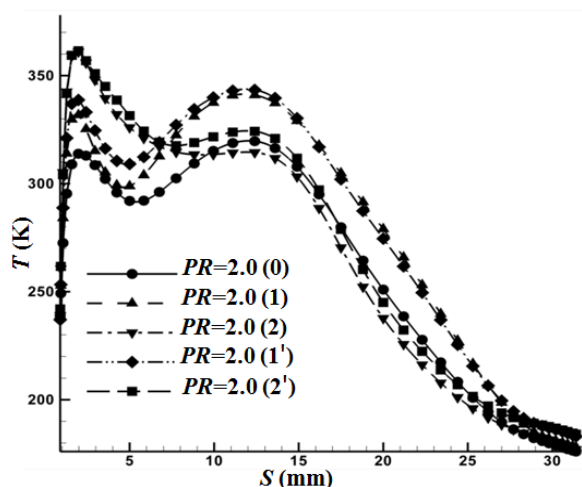


Fig. 19 Compare of surface temperature by align of jet and main flow

شکل 19 مقایسه دمای سطح با همراستا سازی جت و جریان اصلی

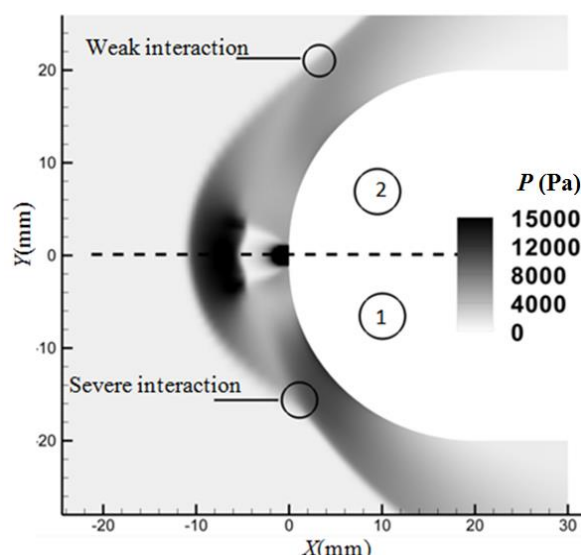


Fig. 15 Static pressure contour at 4 attack angle

شکل 15 کانتور فشار استاتیک در زاویه حمله 4 درجه

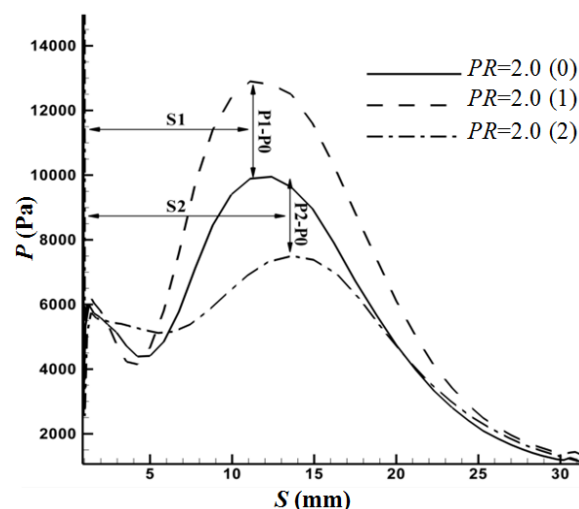


Fig. 16 Compare the surface pressure at angles of attack 0 and 4 degrees

شکل 16 مقایسه فشار سطح در زوایای حمله 0 و 4 درجه

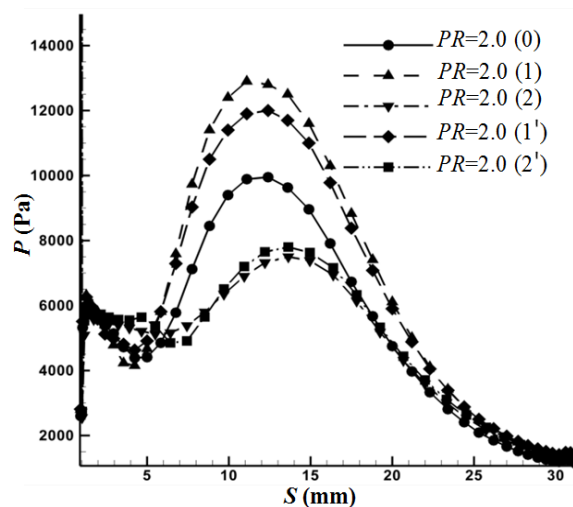


Fig. 17 Compare of surface pressure by align of jet and main flow

شکل 17 مقایسه توزیع فشار سطح با همراستا سازی جت و جریان اصلی

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 عملاً اثری را بر افزایش سرعت در نواحی مجاور جت و در نتیجه کاهش دمای سطح در این منطقه، نداشته است.

5- نتیجه گیری

در پژوهش حاضر، نتایج با توسعه یک کد عددی با قابلیت شبکه بندی چند بلوکی بدست آمده اند. شبیه سازی میدان جریان، با حل کامل و سه بعدی معادلات بی بعد متوسط گیری شده رینولدز و انرژی، حاصل شده است. به منظور طراحی هندسه حاکم و شبکه بندی، از یک شبکه با سازمان کشیده شده با چهار بلوک متفاوت و هم مرز استفاده شده است. برای مدل سازی میدان جریان و نیز افزایش دقت حل، مدل آشفته گسی SST $k-\omega$ بکار گرفته شده است. در این مدل، ضرایب موجود با استفاده از یک ضریب ترکیب گر (که خود تابعی از نرخ کرنش، چرخش، عدد رینولدز و غیره می باشد) دارند تا مقداری از ضرایب هریک از مدل های $k-\omega$ استاندارد یا $k-\epsilon$ استاندارد را اختیار نمایند. همچنین، جمله پخش عرضی به معادله انتقالی نرخ اضمحلات ویژه افزوده شده است.

برای اعتبار سنجی 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 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 آشفته گسی مختلف، می تواند 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 کمائی تشکیل شده از نقطه مرکزی دماغه، در هر دو میدان جریان یکسان بوده و به ترتیب برابر با 6 و 12 سانتی متر است. با این حال، مساحت نواحی چرخشی، اندکی کوچکتر از حالت واقعی خود می باشد.

در این پژوهش، به منظور مدل سازی ترم های زمانی، از الگوریتم صریح رانج-کوتا مرتبه چهارم با دقت مرتبه دو، استفاده شده است. همچنین به منظور گسسته سازی ترم های جابجایی، از مدل بالادست ای-یو-اس-ام به همراه محدود کننده ون-آلبادا استفاده شده و ترم های پخشی لزج، با بکارگیری الگوریتم تفاضل مرکز گسسته سازی شده اند. به منظور افزایش همگرایی حل عددی، مشتق ترم های چشمه موجود در معادلات آشفته، به صورت تحلیلی وارد محاسبات شده اند و در نتیجه حل معادلات آشفته به صورت ضمنی نقطه ای صورت گرفته است. یافته های این پژوهش نشان می دهد که:

- پسای فشاری وارد بر دماغه (با توجه به نمودار شکل 5)، اصلی ترین 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 میدان های جریان همراه با تزریق جت مخالف می باشند که به ترتیب دارای کمترین و بیشترین مقادیر فشار و دما می باشند.
- 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 می یابد.
- در نسبت فشارهای بالای جت به جریان آزاد، پسای ناشی از تزریق جت به شدت افزایش می یابد. لذا در افزایش نسبت فشار کل جت به جریان آزاد و

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 ظرفیت گرمایی سیال بیشتر می گردد، در این هنگام کاهش دمای سطح محسوس تر می گردد.
- قرارگیری دماغه با تزریق تحت زاویه حمله مثبت، باعث می شود 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 هم راستا سازی آن با میدان جریان دارای زاویه حمله، کارایی تزریق در کاهش پسا، اندکی بهبود می یابد. هر چند 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 می شود.

6- فهرست علائم

A	مساحت خروجی نازل (m^2)
D	پسا ($kgms^{-2}$)
F	ترم شار
k	انرژی جنبشی آشفته (m^2s^{-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 چشمه
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)
علائم یونانی	
α	زاویه حمله (deg)
μ	لزجت دینامیکی ($kgm^{-1}s^{-1}$)
ρ	چگالی (kgm^{-3})
ω	نرخ اضمحلال ویژه (ms^{-1})
Ω	حجم کنترل (m^3)
Λ	شعاع طیفی
γ	نسبت ظرفیت گرمایی

زیر نویس ها

f, τ	اصطکاک
j, jet	جت تزریقی
Stag	نقطه سکون
lam	جریان آرام
T	جریان آشفته
∞	جریان آزاد
c	جابجایی
d	پخش

7- مراجع

- [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. Dartoomian, 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] M.H. Shojaeefard, M. Tahani, M. Elhaghghi, 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, M.S. 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: Daneshnegar, 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 interntional 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.