



مطالعه عددی تأثیر نازل‌های امتداد یافته بر کاهش پسای دماغه پخ به همراه جت مخالف در جریان مافوق صوت آشفته

مجتبی طحانی^{1*}، محمد حجی نجف‌آبادی²، آرش درتومیان³، محمد صالحی‌فر³

1- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران
2- استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه آزاد اسلامی، واحد نجف‌آباد، نجف‌آباد
3- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه تهران، تهران
* m.tahani@ut.ac.ir، 143951374 صندوق پستی

چکیده

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 17 مهر 1396
پذیرش: 17 بهمن 1396
ارائه در سایت: 10 اسفند 1396
کلید واژگان:
جت مخالف
جریان مافوق صوت آشفته
شبیه‌سازی عددی
کاهش پسا
نازل امتداد یافته

در این مطالعه با استفاده از یک روش ترکیبی اثر جت مخالف تزریق شده از نازل امتداد یافته بر کاهش پسای آیرودینامیکی بررسی شده است. میدان جریان حول جسم نیم‌کروی در جریان آزادی با ماخ 4 شبیه‌سازی شده است. نتایج با ارائه یک حلگر سه‌بعدی و به‌کارگیری فرم کامل معادلات ناویر-استوکس و انرژی به همراه مدل اصلاح شده انتقال تنش برشی به‌دست آمده است. اعتبارسنجی عددی مناسب با مقایسه توزیع فشار سطح در نسبت فشار صفر جت به جریان آزاد و پسای وارد بر دماغه در نسبت فشارهای 0 تا 3 صورت گرفته است. در این پژوهش به منظور تحلیل اثر امتداد یافتگی از چهار نازل استفاده شده است. نتایج تحقیق حاضر نشان می‌دهد که امتداد یافتگی نازل با ایجاد تغییر در شکل شوک کمائی اثر قابل ملاحظه‌ای بر پسای موجی دماغه دارد. در یک نسبت فشار مشخص اثر جت تزریق شده از نازل امتداد یافته بر کاهش پسای دماغه در مقایسه با تزریق مستقیم جت از دماغه، بیشتر است. این اثر در تمامی نسبت فشارها (0 تا 4) قابل مشاهده است. از سویی دیگر، افزایش محدود نسبت فشار در یک طول ثابت از نازل امتداد یافته منجر به کاهش بیشتر پسای کل شده است. هرچند در نسبت فشارهای بالاتر افزایش خطی پسران جت باعث شده است تا پسای کل وارد بر دماغه افزایش یابد، همچنین نتایج نشان می‌دهد که افزایش طول نازل در یک نسبت فشار ثابت منجر به افزایش عمق نفوذ جت و کاهش بیش از پیش پسای کل می‌شود.

Numerical study of the effect of the extended nozzles on drag reduction of blunt body with counter-flow jet in supersonic turbulent flow

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 09 October 2017
Accepted 06 February 2018
Available Online 01 March 2018

Keywords:
Counter-flow Jet
Supersonic Turbulent Flow
Numerical Simulation
Drag Reduction
Extended Nozzle

ABSTRACT

The effect of counterflow jet through an extended nozzle on reducing aerodynamic drag is analyzed by using a combined method. Flow field is simulated around a hemispherical body in a free stream with Mach 4. The results are reached by providing a 3D solver and applying the complete form of Navier-Stokes and energy equations along with modified shear stress transport model. Appropriate numerical validation has been made by comparing the surface pressure distribution in the zero pressure ratio of jet to free-stream and drag on the nose at a pressure ratio of 0 to 3. Four nozzles were used to analyze the effect of extending. The results show that the nozzle extensions have a significant effect on the wave drag after changing the shape of the bow shock. In a given pressure ratio, the effect of injected jet from the extended nozzle over the reduction of the nose is higher than that of direct jet injection from the nose. The effect is visible in all pressure ratios. Furthermore, a limited increase in the pressure ratio over a fixed length of the extended nozzle has led to a further reduction of total drag. However, in the higher pressure ratios, the linear increase of the retro jet has led to an increase in the total drag on the nose. The results also show that increasing the nozzle length in a constant pressure ratio leads to an increase in the depth of jet penetration and a larger reduction of total drag.

1- مقدمه

آن‌جا که در سرعت‌های مافوق صوت قسمت عمده‌ای از پسای آیرودینامیکی را پسای موجی وارد بر دماغه تشکیل می‌دهد؛ بنابراین با کاهش پسای موجی بخش اعظمی از پسای آیرودینامیکی کل نیز کاهش می‌یابد. یکی از روش‌های مورد استفاده در این مسیر به‌کارگیری تزریق جت مخالف از نوک دماغه است. در سال 1960 وارن نشان داد که تزریق جت

در طول یک پرواز مافوق صوت وجود پسای آیرودینامیک بالا، همواره از جمله چالش‌های اساسی بوده است، چرا که ثابت نگه داشتن سرعت مافوق صوت به واسطه پسای شدید لزوماً مصرف سوخت بالایی را به همراه دارد. این افزایش مصرف منجر به افزایش وزن پرنده و در نتیجه کاهش کارایی آن می‌گردد. از

Please cite this article using:

M. Tahani, M. Hojaji Najaf Abadi, A. Dartoomian, M. Salehifar, Numerical study of the effect of the extended nozzles on drag reduction of blunt body with counter-flow jet in supersonic turbulent flow, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 18, No. 03, pp. 259-270, 2018 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

طول 4، 6 و 8 میلی‌متر استفاده شده است. اثر تزریق بر کاهش پسا و مؤلفه‌های تشکیل دهنده آن در نسبت فشارهای مختلف ارزیابی شده است. تحلیلی بر رفتار ضرایب اصطکاک و توزیع فشار سطح به هنگام استفاده از نازل‌های امتداد یافته صورت گرفته است. میزان کاهش پسا در تزریق مستقیم از دماغه و تزریق از نازل امتداد یافته مقایسه شده است.

2- معادلات حاکم و روش عددی

به منظور حل عددی مسأله حاضر ابتدا از شکل بی‌بعد معادلات پیوستگی و ناویر-استوکس و انرژی متوسط‌گیری به عمل آمده است. با ظهور تانسور تنش جرمی فاوهر بعد از متوسط‌گیری استفاده از یک مدل آشفتگی مناسب به منظور محاسبه این کمیت امری ضروری است. بدین جهت از مدل آشفتگی دو معادله‌ای بی‌بعد انتقال تنش برشی استفاده شده است [10]. رابطه (1) متغیرهای بدون بعد مکان، زمان و سرعت را به منظور بی‌بعدسازی معادلات حاکم در حالت یک بعدی نشان می‌دهد. در روابط (3-1) کمیت‌های بی‌بعد به صورت ستاره‌دار، شرایط جریان آزاد با ∞ و طول مرجع استفاده شده در عدد رینولدز با l نشان داده شده است.

$$X^* = \frac{X}{l}; t^* = \frac{tU_\infty}{l}; u^* = \frac{u}{U_\infty} \quad (1)$$

$$P^* = \frac{P}{\rho U_\infty^2}; T^* = \frac{T}{T_\infty}; e^* = \frac{e}{U_\infty^2} \quad (2)$$

$$k^* = \frac{k}{U_\infty^2}; \omega^* = \frac{\omega L}{U_\infty}; \mu^* = \frac{\mu}{\mu_\infty} \quad (3)$$

در رابطه (2) متغیرهای P^* ، T^* و e^* به ترتیب نشان‌دهنده فشار، دما و انرژی درونی است. رابطه (3) نیز متغیرهای بدون بعد انرژی جنبشی آشفتگی k^* و نرخ اضمحلات ویژه ω^* را به همراه ضریب لزجت جریان نشان می‌دهد. رابطه (4) شکل کلی معادلات بقایی را در مختصات کارتزین و به صورت بدون بعد برای یک جریان تراکم‌پذیر سه بعدی نشان می‌دهد.

$$\frac{\partial W^*}{\partial t^*} + \frac{\partial F^*}{\partial X^*} + \frac{\partial G^*}{\partial Y^*} + \frac{\partial H^*}{\partial Z^*} = J \quad (4)$$

از آن‌جا که پارامترهای تولید حرارت، نیروهای بویانسی و گرانش نقشی در معادلات حاکم ندارند، ترم J در رابطه بالا تنها مؤلفه‌های چشمه را در معادلات آشفته دربردارد. با توجه به آن‌که گسسته‌سازی معادلات حاکم در تحقیق حاضر به صورت حجم محدود و با روش سلول مرکز بوده، ضروری است تا از رابطه فوق انتگرال‌گیری شود. رابطه (5) شکل انتگرالی معادلات بقا را برای متغیر دلخواه W در یک جریان تراکم‌پذیر آشفته با متوسط‌گیری رینولدز نشان می‌دهد. در این رابطه Ω برابر حجم کنترل و s نشان‌دهنده سطح کنترل است. اولین بخش از معادله فوق بیانگر تغییرات زمانی W در حجم کنترل Ω بوده و بخش دوم شارهای عبوری جابه‌جایی و پخش متغیر W را از سطح کنترل s نشان می‌دهد.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \vec{W} d\Omega + \oint_{\partial\Omega} (\vec{F}_C - \vec{F}_d) ds = \int_{\Omega} \vec{Q} d\Omega \quad (5)$$

متغیر W شامل مؤلفه‌های بقایی زیر است که با رابطه (6) نشان داده شده است.

$$\vec{W} = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E, \rho k, \rho \omega]^T \quad (6)$$

در رابطه (5) گسسته‌سازی ترم‌های جابه‌جایی F_C با روش بالادست ای‌یواس‌ام صورت گرفته است. استفاده از این روش بالادست باعث شده است تا مقدار نوسانات در اطراف ناپیوستگی‌ها به حداقل مقدار خود برسد [11]. به منظور افزایش دقت حل به ویژه در محل ناپیوستگی‌ها از محدودکننده ون‌آلبادا استفاده شده است تا حل میدان جریان با دقت مرتبه دوم امکان‌پذیر گردد

مخالف قادر خواهد بود تا با انتقال نقطه سکون از نوک دماغه به نواحی بالادستی جریان پسی وارد بر دماغه را کاهش دهد [1]. چند سال بعد فیلی با بیان این‌که تزریق جت مخالف با ایجاد نواحی چرخشی باعث ایجاد نواحی کم فشار در جلوی دماغه می‌گردد، نشان داد که تزریق جت و نفوذ آن به جریان آزاد دارای دو مود پایدار و ناپایدار است [2].

در سال‌های اخیر فومین با فرض جریان بی‌لزجت، پارامترهای مختلف از جمله فشار دینامیکی، عدد ماخ و دمای جت را از دماغه‌ای بلانت مورد بررسی قرار داد. نتایج ایشان نشان می‌داد که تغییر در پارامترهای مختلف جت باعث می‌شود تا حباب‌های چرخشی شکل گرفته بر سطح دماغه دارای یک حرکت نوسانی از نواحی جلویی دماغه به سمت نواحی کناری و بالعکس باشند. این جابه‌جایی منجر به ایجاد عمق نفوذهای بلند و کوتاه جت به جریان اصلی می‌شد [3]. هاباشی و همکاران پارامترهای مختلفی از جت و میدان جریان را با استفاده از مدل آشفتگی کی-امگا اصلاح شده بر کاهش پسا و گرمایش آیرودینامیک مورد بررسی قرار دادند. نتایج آن‌ها بیان می‌کرد که تغییر در نسبت فشار کل جت به جریان اصلی بیشترین تأثیر را بر کاهش پسا و گرمایش آیرودینامیک خواهد داشت [4].

تامادا و همکاران اثرات تزریق جت مخالف را از دماغه‌های اجابو با شبیه‌سازی عددی و سپس به صورت تجربی مورد بررسی قرار دادند. از جمله ویژگی‌های این پژوهش استفاده از نازل‌های امتداد یافته بر دماغه‌های اجابو بود. یافته‌ها حاکی از آن بود که نازل امتداد یافته باعث شده است تا نرخ انتقال حرارت از سطح دماغه کاهش یابد [6,5].

در سال 2016 لی و همکاران شکل‌های مختلفی از نازل تزریق‌گر جت مخالف را مورد بررسی قرار دادند. نازل‌هایی با سطح مقطع دایره، بیضی، مربع، ستاره، شش ضلعی و مثلث از جمله موارد فوق بودند. نتایج نشان می‌داد که تزریق جت از نازل با سطح مقطع دایروی به گونه‌ای که نواحی داخلی دایره بدون تزریق و نواحی خارجی آن دارای جت مخالف باشد، کمترین میزان گرمایش آیرودینامیکی را به همراه دارد، همچنین نازل با سطح مقطع مثلث دارای کمترین میزان پسی فشاری است [7].

مومیوند در سال 2017 اثرات تزریق جت عرضی از اسپایک‌ها و نقش آن‌ها را در کاهش پسا مورد توجه قرار داد. شبیه‌سازی عددی مسأله بیان می‌کرد که تزریق جت عرضی باعث بهبود نقش اسپایک بر کاهش پسی دماغه‌های بلانت خواهد شد [8]. در همین سال عبدالهی با تزریق محوری جت از کپسول بازگشت به جو آپولو اثرات آن را بر کاهش پسا و گرمایش آیرودینامیک گزارش کرد. نتایج حاکی از آن بود که تزریق محوری جت به صورت پالسی و با فرکانس مشخص بیش از تزریق با دبی جرمی ثابت در کاهش پسا مؤثر است [9].

در پژوهش حاضر با توسعه یک کد عددی و با حل کامل و سه بعدی معادلات ناویر-استوکس و انرژی، میدان جریان ناشی از تزریق مستقیم جت از دماغه و تزریق از نازل‌های امتداد یافته شبیه‌سازی شده است. با توجه به آشفته بودن میدان جریان از مدل آشفتگی انتقال تنش برشی منتر استفاده شده است. شبکه‌بندی حوزه حل به صورت با سازمان چند بلوکی بوده تا کیفیت شبیه‌سازی افزایش یابد. توزیع فشار بر سطح دماغه و نیز پسی وارد بر دماغه دارای جت مخالف با نتایج موجود به منظور اعتبارسنجی مقایسه شده که از دقت مناسبی برخوردار است.

در این تحقیق تأثیر نازل‌های امتداد یافته از دماغه‌های نیم‌کروی حاوی جت مخالف بر میدان جریان بررسی شده است. بدین جهت از نازل‌هایی با سه

دهانه تزریق 2 میلی‌متر در نظر گرفته شده است. شبکه‌بندی حول دامنه حل به صورت سه‌بعدی با قابلیت شبکه‌بندی بلوکی بوده است. شکل 1 نمای برش خورده از شبکه را در حالت‌های بدون نازل و با نازل امتداد یافته نشان می‌دهد. جهت افزایش کیفیت شبیه‌سازی و از آن‌جا که مدل آشفته‌گی مورد بررسی، اثرپذیری بالایی از کمیت بی‌بعد γ^+ دارد، سعی بر آن بوده تا از یک شبکه کشیده شده استفاده شود. این موضوع به ویژه در مرزهای جامد و نواحی با گرادیان‌های قوی رعایت شده است. در شکل 2 نمایی سه بعدی از شبکه حول دماغه به همراه نمایی نزدیک از تولید شبکه اطراف نازل امتداد یافته نشان داده شده است. تمامی المان‌های شبکه به صورت 6 وجهی بوده و به صورت با سازمان در کنار یکدیگر قرار گرفته‌اند. مرز میان بلوک‌ها کاملاً بر یکدیگر منطبق است. جهت مدل‌سازی خروجی نازل از یک مربع که به تدریج تبدیل به یک دایره گشته استفاده شده است. نمای نزدیک شکل 2 بیان‌گر این موضوع است.

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

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

در رابطه (11) 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 است. در این تحقیق برای رسیدن به عدد γ^+ مطلوب فاصله اولین گره محاسباتی از سطح کمتر از 0.001 میلی‌متر انتخاب شده است. نمودار شکل 3 توزیع عدد بی‌بعد γ^+ را بر سطح دماغه‌ای نشان می‌دهد که در

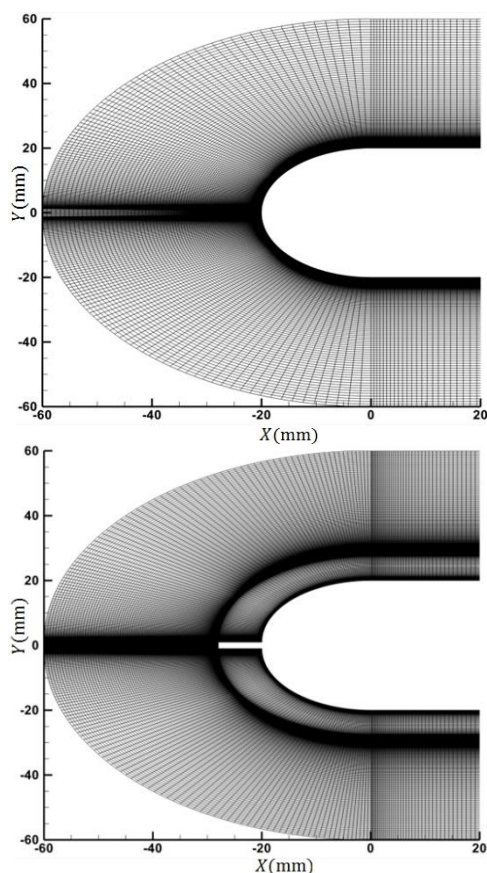


Fig. 1 2D view of multigrid body

شکل 1 نمایی دو بعدی از جسم با شبکه چندبلوکی

[12]. ترم‌های لزج F_d به واسطه خاصیت پخشی خود در میدان جریان به صورت تفاضل مرکز گسسته‌سازی شده‌اند و ترم‌های چشمه Q پس از میانگین‌گیری حجمی در مرکز هر حجم کنترل به صورت ضمنی نقطه‌ای محاسبه شده‌اند [13]. به منظور افزایش همگرایی حل و از آن‌جا که مسأله در حالت دائم بررسی شده است، ترم‌های زمانی به صورت محلی و با الگوریتم رانج-کوتا مرتبه چهارم محاسبه شده‌اند. مرجع [14] توضیحات کاملی از نحوه بی‌بعدسازی و گسسته‌سازی معادلات حاکم را ارائه کرده است. در این تحقیق تنها معادلات آشفته به صورت مختصر مورد بررسی قرار می‌گیرد.

مدل دو معادله‌ای $k-\omega$ SST به منظور مدل‌سازی پدیده‌های آشفته به کار گرفته شده است. مدل انتقال تنش برشی یک مدل ω مبنا 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 ترکیب‌گر (خود تابعی از نرخ کرنش، چرخش، عدد رینولدز و غیره است) قادرند تا مقادیری از ضرایب هر یک 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. این تغییرات باعث شده است تا این مدل آشفته در گستره وسیع‌تری از میدان‌های جریان پاسخ‌های قابل قبولی را ارائه نماید. مراجع [16,14] 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 زیرلایه‌های لزج نزدیک دیواره گزارش داده‌اند. افزون بر این اصلاحات انجام شده در ضریب لزجت آشفته این مدل در مقایسه با سایر مدل‌های دو معادله‌ای و نیز عدم استفاده از توابع دیواره موجب افزایش کارایی در این مدل گشته است. با این حال مرجع [17] 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-آلماراس ضعیف‌تر است. روابط (7-9) به ترتیب معرف ترم‌های جابه‌جایی، پخش و چشمه این مدل آشفته در حالت سه بعدی خود است.

$$\vec{F}_c = \begin{Bmatrix} \rho u k \\ \rho v k \\ \rho w k \end{Bmatrix} \quad (7)$$

$$\vec{F}_d = \begin{Bmatrix} \mu_{tot} \frac{\partial k}{\partial x} \\ \mu_{tot} \frac{\partial k}{\partial y} \\ \mu_{tot} \frac{\partial k}{\partial z} \end{Bmatrix} \quad (8)$$

$$\vec{Q} = \begin{Bmatrix} \tau^{FS} - \beta^* \rho \omega k \\ \frac{c_{\omega 2}}{\mu_T} \tau^{FS} - \beta \rho \omega^2 + 2(1-f_1) \frac{\rho \sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x} \frac{\partial \omega}{\partial x} \end{Bmatrix} \quad (9)$$

τ^F تانسور تنش برشی فاوره بوده و β^* ، C_ω و $\sigma_{\omega 2}$ از جمله ضرایب ثابت مدل است. شاید مهم‌ترین تفاوت این مدل نسبت به نسخه‌های پیشین استفاده از ترم محدودکننده در مؤلفه تولید معادله k باشد. رابطه (10) بیانگر چگونگی اعمال محدودیت بر ترم تولید است. در این رابطه P بیانگر حاصل ضرب تانسور تنش فاوره در تابع نرخ کرنش S است.

$$\bar{P} = \min(P, 10\beta^* \rho \omega k) \quad (10)$$

استفاده از این تبدیل در نقاطی با تولید اضافی انرژی آشفته نظیر پایین دست شوک‌های پر قدرت، نقطه سکون یا در محل برخورد دو جریان با یکدیگر می‌تواند مفید باشد [10,5].

3- هندسه مدل، اعتبارسنجی و شرایط جریان

3-1- هندسه مدل و میدان محاسباتی

به منظور بررسی اثرات تزریق جت مخالف از دو دماغه نیم‌کروی بدون نازل و با نازل امتداد یافته استفاده شده است. در هر دو حالت قطر دماغه 40 و قطر

آشفته از روابط (12,13) برای شرط مرزی دیواره از رابطه (14) به دست می‌آید. در رابطه (12) λ یک عدد ثابت بوده که حداقل مقدار 10 را دارد. این ثابت برای جریان‌های شامل لایه‌های آمیختگی یا حضور جت‌ها در میدان جریان می‌تواند به مقادیر 40 تا 80 افزایش یابد. l طول فضای محاسباتی را نشان می‌دهد و U_∞ و ρ_∞ به ترتیب مقادیر سرعت و چگالی جریان آزاد را نشان می‌دهند. در رابطه (13) μ_T نشان‌دهنده ضریب لزجت آشفته است. برای نواحی دور از دیواره این ضریب باید کوچک‌تر از 0.01 بیشینه مقدار ضریب لزجت آشفته پس از حل میدان جریان باشد. رابطه (14) نشان می‌دهد که انرژی جنبشی آشفته k بر دیوار مقداری برابر با صفر را دارد. در همین رابطه نرخ اضمحلات ویژه ω تابعی از چهار متغیر جریانی و هندسی است. در رابطه (14) d_n بیانگر فاصله عمودی اولین گره شبکه محاسباتی تا دیوار، β_1 یک عدد ثابت و μ_{lam} و ρ به ترتیب بیانگر ضریب لزجت آرام و چگالی بر مرز دیواره جامد است.

سایر مشخصات میدان جریان در جدول 1 قابل مشاهده است.

$$k_\infty = \frac{(\mu_T)_\infty}{\rho_\infty} \omega_\infty \quad ; \quad \omega_\infty > \lambda \frac{U_\infty}{l} \quad (12)$$

$$(\mu_T)_\infty < 10^{-2} ((\mu_T)_{max}) \quad (13)$$

$$k = 0.0 \quad ; \quad \omega = 10 \frac{6\mu_{lam}}{\rho\beta_1(d_n)^2} \quad (14)$$

3-3- اعتبارسنجی حل عددی

به منظور اعتبارسنجی کد عددی حاضر نتایج شبیه‌سازی در حالت‌های مختلف با نتایج عددی موجود مقایسه شده است. نمودار شکل 5 توزیع فشار را بر سطح دماغه در حالت بدون تزریق جت (نسبت فشار صفر) نشان می‌دهد.

همان‌طور که مشاهده می‌شود حل عددی حاضر پاسخی بسیار نزدیک به حل عددی مرجع [4] دارد. پیش‌بینی میزان فشار تقریباً برابر در نقطه سکون دماغه از دو دیدگاه حائز اهمیت است. ابتدا آن‌که حل عددی حاضر قادر بوده تا فاصله شوک کمانی را از نقطه سکون به درستی پیش‌بینی نماید.

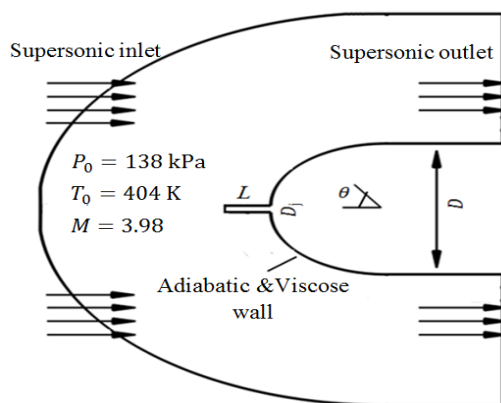


Fig. 4 Schematic of flow domain and boundary condition

شکل 4 شماتیکی از میدان جریان و شرایط مرزی

جدول 1 مشخصات میدان جریان

Table 1 Characteristics of flow field

$L(mm)$	M	$T_{tot}(K)$	PR
0,8	1,0	300	0,0
0,8	1,0	300	1,0
0,4,6,8	1,0	300	2,0
0,8	1,0	300	3,0
0,8	1,0	300	4,0

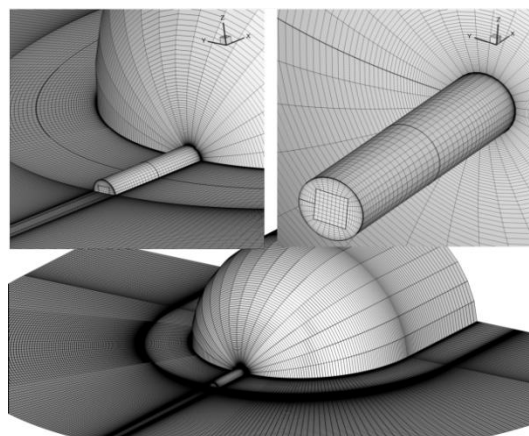


Fig. 2 3D Grid of hemispherical cone with extended nozzle

شکل 2 شبکه سه‌بعدی دماغه نیم‌کروی با نازل امتداد یافته

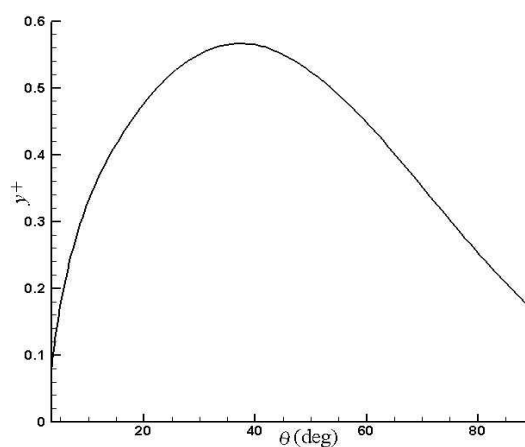


Fig. 3 y^+ distribution

شکل 3 توزیع y^+

جریان آزادی با ماخ 4 قرار گرفته است. مشاهده می‌شود که در تمام نقاط y^+ کوچک‌تر از 1 محاسبه شده است. بیشینه مقادیر y^+ در زاویه نزدیک به 45 درجه حاصل شده است. کمترین میزان نیز در نواحی جلویی دماغه به دست آمده است. نقطه حداقل نمودار متناظر با حوالی نقطه سکون و نقطه بیشینه جایی است که جریان تا پیش از آن یک گرادیان فشار مثبت را تجربه کرده و با حداکثر سرعت از این ناحیه عبور می‌نماید.

2-3- شرایط مرزی و شرایط میدان جریان

شکل 4 هندسه دماغه کروی با نازل امتداد یافته را به همراه شرایط مرزی جریان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود با فرض شرط عدم لغزش و دیواره آدیاباتیک سرعت بر دیواره صفر در نظر گرفته شده است. به منظور پیش‌گیری از تعیین صریح شارها بر مرزهای میدان از روش سلول‌های شبه‌متناسب با شرایط جریان استفاده شده است. شرط مرزی خروجی مافوق صوت با میانگین‌گیری از مقادیر داخلی میدان امکان‌پذیر گشته و در ورودی با مشخص بودن فشار کل دمای کل و عدد ماخ جریان آزاد از شرط مرزی ورودی مافوق صوت استفاده شده است. عدد رینولدز جریان آزاد بر مبنای قطر دماغه 1680000 است.

شرایط مرزی برای متغیرهای آشفته نیز مورد نیاز است. به ویژه این شرایط برای متغیر ω که بسیار حساس به شرایط جریان آزاد است، دقت بیشتری را می‌طلبد. بنابر مرجع [18] شرایط دور از دیوار برای متغیرهای

4- بحث و نتایج

4-1- جریان حول دماغه با تزریق مستقیم جت

به منظور دستیابی به فیزیک جامعی از مسأله میدان جریان حول دماغه با تزریق جت مخالف در شکل 7 نمایش داده شده است. در این شکل 8 منطقه مهم و تأثیرگذار موجود در میدان جریان مشخص شده‌اند. این نواحی عبارت از شوک کمائی (مخروطی) جدا شده از سطح، نقطه سکون مجازی، ماخ دیسک، ناحیه چرخشی، نقطه برخورد جریان برگشتی جت با سطح، شوک بشکهای، شوک دوباره متراکم شده و نقطه تراکنش شوک است.

با خروج جریان جت از نازل و برخورد آن با جریان آزاد، جت تزریقی، شکل یک نازل واگرا را به خود می‌گیرد. دیواره‌های این نازل فرضی را شوک‌های بشکهای تشکیل داده و خروجی آن را ماخ دیسک به وجود می‌آورد. نقطه سکون مجازی با عبور جریان جت از ماخ دیسک و برخورد آن با جریان اصلی شکل می‌گیرد. به عبارتی جریان جت تزریقی باعث شده است تا نقطه سکون که فشار بالایی را نیز داراست، به نواحی بالادست میدان جریان، هدایت شود. هم‌زمان با انتقال نقطه سکون، شوک کمائی نیز از سطح جسم فاصله گرفته و با تغییر شکل به یک شوک مخروطی ضعیف‌تر به بالادست میدان جریان منتقل می‌شود. شوک دوباره متراکم شده ناشی از تراکم مجدد جریان آزاد پس از عبور از شوک مخروطی است. اندرکنش شوک تراکم مجدد با شوک مخروطی منجر به افزایش فشار در نواحی کناری دماغه می‌گردد. این عامل باعث می‌شود تا جریان برگشتی جت پس از یک تماس کوتاه با جریان آزاد به سمت دماغه متمایل شده و با سطح آن برخورد نماید. برخورد جریان برگشتی جت با سطح منجر به ایجاد یک ناحیه بسته می‌گردد که اضلاع این ناحیه بسته را شوک بشکهای، لایه‌های برشی جت و سطح دماغه تشکیل می‌دهند. یک جریان چرخشی درون این ناحیه بسته شکل می‌گیرد که قسمت عمده‌ای از سطوح جلویی دماغه را پوشش می‌دهد.

شکل 8 نمودارهای توزیع فشار و اصطکاک سطح را برای یک جت تزریق شده از دماغه پخ در نسبت فشار 2 نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که نقاط دارای بیشینه فشاری کمترین میزان ضریب اصطکاک را داشته و نواحی با کمترین میزان فشار بیشترین ضریب اصطکاک را به همراه دارند. از آن‌جا که محل نقطه بیشینه فشاری همان محل برخورد جت برگشتی با سطح است، سرعت در این نقطه به کمترین مقدار خود رسیده و حصول ضریب اصطکاک کمینه در این ناحیه منطقی به نظر می‌رسد.

شکل 9 نمودارهای عدد ماخ و لزجت بدون بعد را به ترتیب در فاصله اولین گره از دیوار و بر دیواره نشان داده است. مشاهده می‌شود رفتار عدد ماخ در نزدیکی سطح بسیار مشابه با تغییرات نمودار ضریب اصطکاک است. این در حالی است که نمودار ضریب لزجت دیواره تفاوتی آشکار با نمودار ضریب اصطکاک دارد. نتیجه می‌شود که گرادیان‌های سرعت در هندسه مورد بررسی اثر غالب در تعیین ضرایب اصطکاک سطح است. شکل 9 بیان می‌کند اگرچه میزان ضریب لزجت در مقایسه با ضریب لزجت جریان آزاد بیش از 2.5 برابر افزایش یافته است، اما تغییرات جزئی لزجت در طول دماغه دلیلی بر اثرگذاری کم این متغیر بر چگونگی رفتار ضریب اصطکاک سطح بوده است.

4-2- جریان حول نازل امتداد یافته

نتایج نشان می‌دهد که محل نقطه سکون و قدرت جریان چرخشی از جمله مؤلفه‌های با اهمیت در بحث تزریق جت مخالف است [2,1]. به نظر می‌رسد چنان‌چه تغییری در هریک از موارد فوق صورت گیرد می‌تواند تأثیری قابل ملاحظه را بر پسای وارد بر دماغه داشته باشد.

همچنین یکنواخت و هموار بودن نمودار توزیع فشار به ویژه در نواحی جلویی دماغه و از سویی دیگر تعیین دقیق فشار در نقطه سکون پدیده نامطلوب کربنسل را که امری رایج در حل‌های عددی از این دست است، به همراه نداشته باشد. دقت در انتخاب درست تعداد المان‌های شبکه در نواحی در بردارنده نقاط سکون تعیین صحیح نسبت طول به عرض سلول‌های شبکه در مناطق یادشده و استفاده از یک روش بالادست مناسب از جمله مواردی است که می‌تواند از وقوع چنین پدیده‌ای جلوگیری نماید [19].

در شکل 6 و در نسبت فشارهای مختلف پسای کل وارد بر دماغه در حضور تزریق جت و نیز در نسبت فشار صفر (بدون تزریق جت) با نتایج عددی مرجع [5] مقایسه شده است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود پاسخ‌ها هم‌خوانی مناسبی را با نتایج مرجع یادشده دارد. هرچند که اختلاف بین دو حل اندکی با افزایش نسبت فشار افزایش یافته است. به طور کلی سهم عمده‌ای از این اختلاف را می‌توان ناشی از به‌کارگیری دو مدل آشفتگی مختلف در حل عددی حاضر و حل عددی مرجع مذکور دانست. تفاوت در روش بالادست نیز می‌تواند از جمله عوامل دیگر باشد.

لازم به توضیح است که پسای کل D_{tot} محاسبه شده در اشکال فوق متشکل از جمع جبری مقادیر پسای فشاری D_p ، پسای اصطکاکی D_f و پسران جت D_{jet} به صورت رابطه (15) است [6].

$$D_{tot} = D_p + D_{jet} + D_f \quad (15)$$

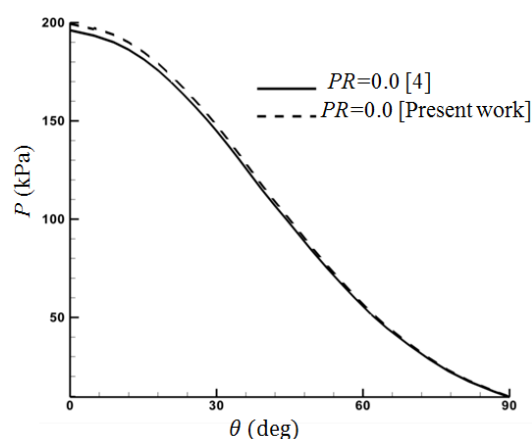


Fig. 5 Pressure distribution (compared to ref [4])

شکل 5 توزیع فشار (مقایسه شده با مرجع [4])

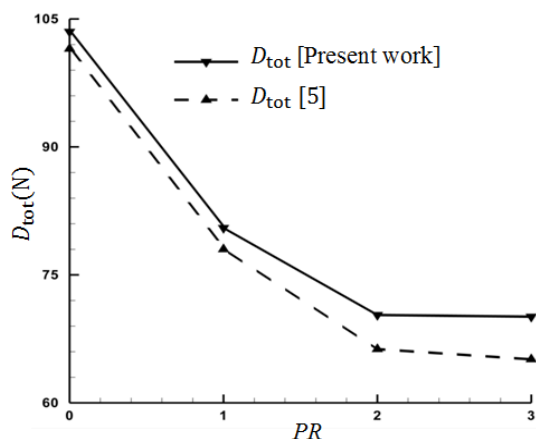


Fig. 6 Total drag force of the blunt cone (compared to [5])

شکل 6 نیروی پسای کل دماغه نوک‌پهن (مقایسه شده با [5])

شوگ مخروطی به نسبت ضعیف تبدیل می‌شود. این تغییر وضعیت پسای فشاری را در نواحی کناری دماغه کاهش داده است. با این حال فشار بالای شوگ عمودی در ناحیه جلویی اثر غالب میدان جریان بر جسم پرنده بوده و می‌تواند پسای فشاری (موجی) زیادی را تحمیل نماید. شکل (B) نشان می‌دهد که نازل امتداد یافته همچون یک اسپایک کوچک عمل کرده است. نازل امتداد یافته با شکافتن شوگ کمائی نقطه سکون مجازی را به بالادست جریان انتقال داده است. تغییر مکان نقطه سکون باعث شده است تا شوگ کمائی به یک شوگ مخروطی ضعیف‌تر تبدیل شود. از آن‌جا که سهم عمده‌ای از این تغییر وضعیت شوگ مربوط به نقاط جلویی دماغه است؛ بنابراین انتظار می‌رود پسای فشاری وارد بر دماغه کاهش یابد. از سوی دیگر، وجود گردابه‌های هر چند کوچک در اطراف نازل امتداد یافته و کاهش فشار در این مناطق می‌تواند عاملی دیگر در کاهش پسای فشاری دماغه با نازل امتداد یافته باشد.

شکل 11 توزیع فشار وارد بر دماغه را در دو حالت دماغه بدون نازل و دماغه به همراه نازل امتداد یافته با یکدیگر مقایسه کرده است. مشاهده می‌شود فشار در ناحیه جلویی و در محل حضور گردابه‌ها کاهش محسوسی را به همراه دارد. هر چند که در بیرون از این ناحیه و به سمت شانه‌ها جایی که جریان آزاد مستقیماً با سطح جسم برخورد نموده است، فشار به صورت ناگهانی رشد داشته است. افزایش طول نازل منجر به ایجاد گردابه‌های قوی‌تر شده است. با افزایش طول نازل کاهش فشار در محل حضور گردابه‌ها محسوس‌تر است. از سوی دیگر پوشاندگی سطح توسط جریان چرخشی در نازل با طول بلندتر بیشتر بوده است. هدایت بیشینه فشاری به سمت زوایای بزرگ‌تر تأییدکننده این موضوع است. شکل 12 توزیع پسای اصطکاکی را در دو حالت دماغه با نازل امتداد یافته و بدون آن با یکدیگر مقایسه کرده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود در برخورد مستقیم جریان آزاد با دماغه، ضریب اصطکاک سطح با دور شدن از نقطه سکون یک روند افزایشی را داشته است.

وجود گرادیان فشار مثبت در ناحیه روبه باد دماغه باعث شتاب‌گیری جریان و در نتیجه افزایش سرعت در این ناحیه از میدان جریان شده است. در نتیجه رشد گرادیان سرعت باعث افزایش تنش اصطکاکی در این منطقه است. هرچند به نظر می‌رسد با گذر از نقاط میانی دماغه و حرکت به سمت پایین‌دست شتاب جریان منفی بوده و عملاً باعث شود تا ضریب اصطکاک کاهش یابد.

با قرارگیری نازل امتداد یافته در نوک دماغه توزیع ضریب اصطکاک رفتاری مشابه با تزریق مستقیم جت از دماغه خواهد داشت [20]. توزیع یک بیشینه نسبی در نواحی چرخشی حول نازل و یک بیشینه مطلق بعد از نقطه برخورد جریان برگشتی از جمله ویژگی‌های رفتاری یکسان است. مشاهده می‌شود که با ازدیاد طول نازل ضریب اصطکاک در ناحیه چرخشی جریان افزایش داشته است. ضریب اصطکاک رفتاری با حرکت به سمت شانه‌های دماغه عکس حالت پیشین را دارد. در این ناحیه افزایش طول نازل منجر به کاهش ضریب اصطکاک میانگین و ضریب اصطکاک بیشینه شده است. نتیجه می‌شود که افزایش طول نازل کاهش ضریب اصطکاک سطح را به همراه دارد. نتایج نشان می‌دهد که ضریب اصطکاک سطح نقش کمی را در تعیین پسای کل دارد [20]؛ بنابراین در ادامه تنها اثرات پسای فشاری مورد بررسی قرار می‌گیرد و نتایج مربوط به ضرایب اصطکاک در بخش انتهایی پژوهش و به صورت پسای اصطکاکی نشان داده می‌شود.

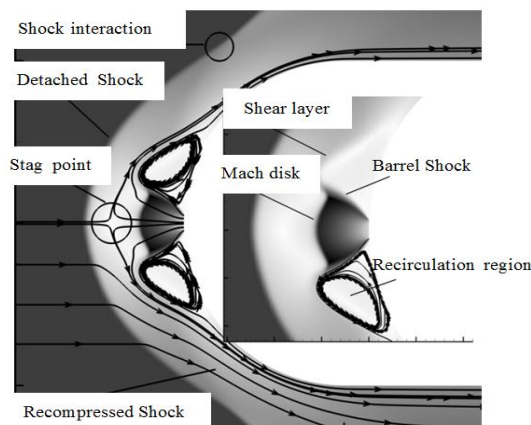


Fig. 7 The physical features of flow field

شکل 7 ویژگی‌های فیزیکی میدان جریان

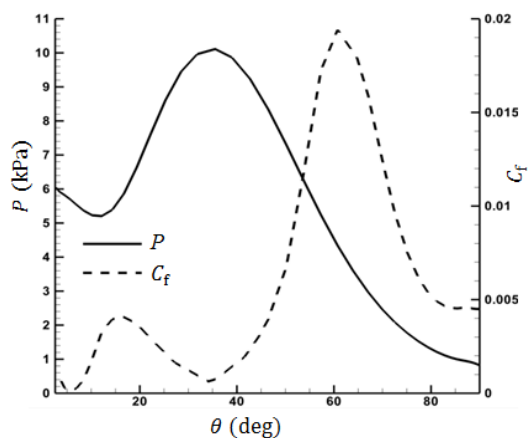


Fig. 8 distribution of pressure and friction coefficient at $PR=2.0$

شکل 8 توزیع فشار و ضریب اصطکاک در نسبت فشار 2.0

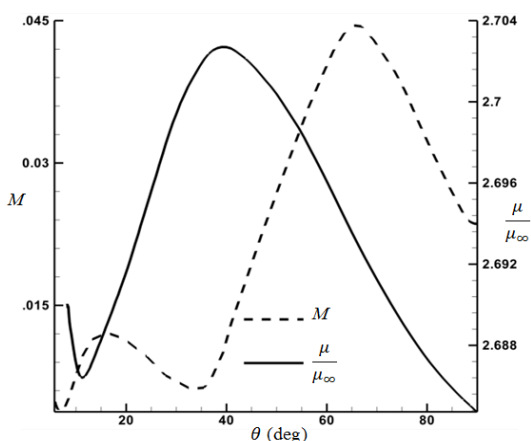


Fig. 9 distribution of Mach and nondimensional viscosity at $PR=2.0$

شکل 9 توزیع ماخ و لزجت بدون بعد در نسبت فشار 2.0

با توجه به توضیح فوق شکل 10 میدان جریان را به همراه کانترهای فشاری حول نیمه بالایی یک دماغه پخ (A) و یک دماغه با نازل امتداد یافته (B) نشان می‌دهد. در شکل (A) برخورد مستقیم جریان آزاد با دماغه پخ منجر به ایجاد یک شوگ کمائی نسبتاً قوی حول دماغه شده است. وجود اثرات شوگ عمودی در نواحی جلویی دماغه و به ویژه در نقطه سکون باعث شده است تا یک ناحیه پرفشار در مناطق یادشده ایجاد شود. شوگ عمودی با حرکت از نقطه سکون به سمت شانه‌های دماغه به آرامی تغییر شکل داده و به یک

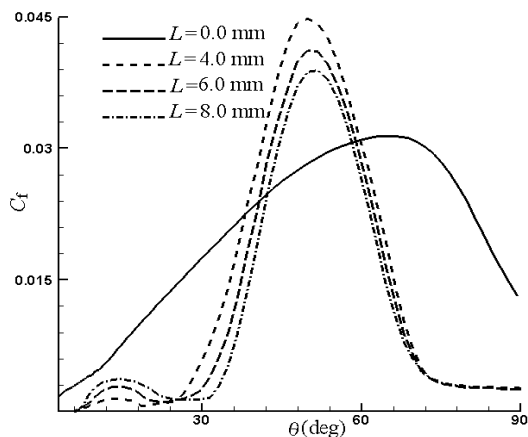


Fig. 12 Coefficient of surface friction at different length of extended nozzle ($PR=0.0$)

شکل 12 ضریب اصطکاک در طول‌های مختلفی از نازل امتداد یافته ($PR=0.0$)

الگوی واحد از میدان جریان، دارد. همان‌طور که در شکل‌های 8 و 11 مشاهده می‌شود استفاده از ابزار فوق منجر به ایجاد یک منطقه کم‌فشار در ناحیه جریان چرخشی و کاهش میزان بیشینه فشاری در محل برخورد جریان جت برگشتی با سطح شده است؛ بنابراین چنان‌چه این دو تکنیک به گونه‌ای با یکدیگر ترکیب شوند که منجر به تشدید موارد فوق گردد ارائه روشی با کارایی بیشتر در کاهش پسا امکان‌پذیر است.

شکل 13 کانتورهای عددی ماخ را به همراه خطوط میدان جریان در دو حالت تزریق مستقیم جت از دماغه (A) و تزریق از نازل امتداد یافته (B) نشان می‌دهند. مقایسه شکل‌ها بیانگر آنست که تزریق جت از نازل امتداد یافته باعث شده است تا نقطه سکون در فاصله دورتری از نوک دماغه قرار گیرد. با انتقال نقطه سکون به نواحی بالادست مناطق چرخشی با مساحتی بزرگ‌تر در جلوی دماغه تشکیل می‌شود. به عبارتی دیگر انحراف جریان آزاد از خط سیر اصلی خود در فاصله‌ای دورتر از نوک دماغه از عوامل ایجاد یک ناحیه چرخشی با سطح پوششی بزرگ‌تر بوده است. گستردگی بیشتر ناحیه چرخشی در دماغه با نازل امتداد یافته باعث می‌شود تا نقطه برخورد جریان برگشتی جت با سطح در فاصله دورتری از نوک دماغه قرار بگیرد.

اهمیت این دو ناحیه (نقطه برخورد جریان برگشتی جت با سطح و نواحی چرخشی) بر تغییر پسا زمانی روشن‌تر می‌گردد که ارتباط میان این نواحی با فشار حاکم بر میدان جریان مشخص گردد. به همین منظور کانتورهای فشاری در حالت‌های یادشده در شکل 14 نشان داده شده است. به روشنی نتیجه می‌شود که ناحیه کم‌فشار متناظر با ناحیه چرخشی جریان بوده و ناحیه پرفشار نقطه برخورد جریان برگشتی جت با سطح را نشان می‌دهد.

با مقایسه کانتورهای فشاری مشخص می‌شود که ناحیه کم‌فشار در دماغه مجهز به نازل امتداد یافته سطح بزرگ‌تری از نواحی جلویی دماغه را پوشش داده است. مقایسه رنگ‌بندی‌ها نیز نشان می‌دهد که در این حالت هر دو ناحیه پر فشار و کم فشار، فشار استاتیک کمتری را نسبت به حالت تزریق مستقیم جت از دماغه دارند.

آن‌چه باعث نفوذ جریان جت به جریان آزاد می‌شود وجود یک مومنوم بالا در جت تزریقی است. با افزایش عمق نفوذ جت تمایل شوک کمانی در تبدیل شدن به یک شوک مخروطی ضعیف افزایش می‌یابد. با توجه به شکل 14 نتیجه می‌شود که امتداد یافتگی نازل یک مومنوم مصنوعی را به منظور افزایش عمق نفوذ جت به جریان اصلی ایجاد کرده است. امتداد

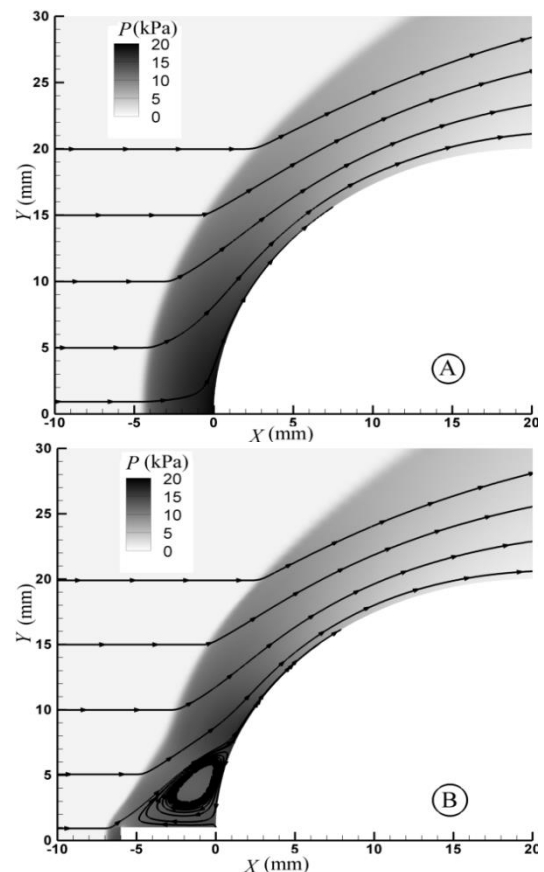


Fig. 10 Static pressure contour; with (B) and without (A) extended nozzle

شکل 10 کانتور فشار استاتیک؛ با نازل امتداد یافته (B) و بدون نازل امتداد یافته (A)

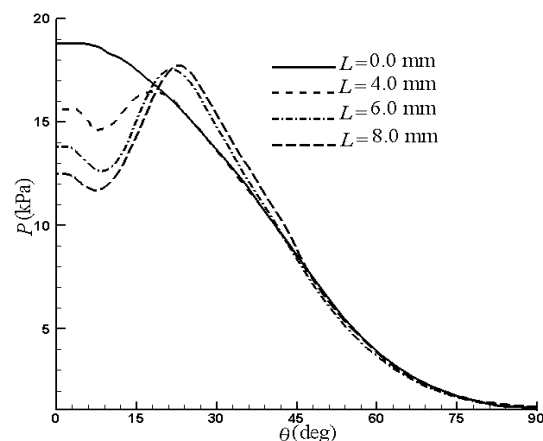


Fig. 11 Pressure distribution at different length of extended nozzle ($PR=0.0$)

شکل 11 توزیع فشار در طول‌های مختلفی از نازل امتداد یافته ($PR=0.0$)

3-4- جریان ترکیبی جت و نازل امتداد یافته

همان‌طور که مشاهده شد تزریق مستقیم جت از دماغه و به‌کارگیری یک نازل امتداد یافته از نوک دماغه باعث می‌شود تا میدان جریان‌هایی تقریباً مشابه حول دماغه پخ شکل گیرد. انتقال نقطه سکون به سمت نواحی بالادست و نیز تشکیل مناطقی با جریان چرخشی در ناحیه جلویی دماغه از جمله شباهت‌های موجود است، همچنین بررسی و مقایسه نمودارهای توزیع فشار و ضریب اصطکاک نشان از رفتار یکسان دو مکانیزم متفاوت در ارائه یک

یافتگی نازل باعث ایجاد یک مومنتوم مصنوعی به منظور افزایش عمق نفوذ جت به جریان اصلی گشته است. همان‌طور که مشاهده می‌آید، افزایش عمق نفوذ شوک کمانی کاملاً از سطح دماغه فاصله گرفته و به یک شوک مخروطی ضعیف تبدیل شده است.

4-4- افزایش نسبت فشار در نازل‌های امتداد یافته

در شکل 15 توزیع فشار سطح در نسبت فشارهای مختلف در دو حالت تزریق مستقیم جت از نوک دماغه و تزریق از طریق نازل امتداد یافته با طولی برابر با 8 میلی‌متر مقایسه شده است. در نسبت فشار 1 استفاده از نازل امتداد یافته باعث شده است تا فشار به طور قابل ملاحظه‌ای کاهش یابد. این افت فشار به ویژه در ناحیه جریان چرخشی و نقطه برخورد جریان برگشتی جت با سطح محسوس‌تر است. در نسبت فشار یادشده امتداد یافتگی نازل باعث شده است تا نقطه بیشینه فشاری به سمت شانه‌های جسم هدایت شود. از آن‌جا که فشار به صورت عمود بر سطح اعمال می‌شود؛ بنابراین انتقال نقاط بیشینه از نواحی جلویی به سمت شانه‌ها می‌تواند از دیگر عوامل کاهشدهنده پسا باشد.

مقایسه نمودارها در نسبت فشارهای 1 و 4 برای دو حالت یادشده بیان می‌دارد که افزایش نسبت فشار اثر نازل‌های امتداد یافته را در کاهش پسای فشاری کم‌رنگ‌تر کرده است. انحراف زاویه‌ای یکسان لایه‌های برشی جت برگشتی در نسبت فشارهای بالای تزریق می‌تواند از جمله دلایل اصلی کاهش کارایی در تزریق جت از نازل‌های امتداد یافته باشد.

از سویی دیگر، شکل نشان می‌دهد که در یک طول ثابت از نازل افزایش نسبت فشار همانند تزریق مستقیم جت از دماغه می‌تواند منجر به کاهش فشار در تمام طول دماغه گردد. نرخ افت فشار با افزایش نسبت فشار رو به کاهش است. افزایش قدرت چرخشی جریان در اثر افزایش نسبت فشار باعث شده است تا قسمت مقعر نمودار توزیع فشار طول بزرگ‌تری از ناحیه جلویی دماغه را پوشش دهد. همچنین انتقال نقاط بیشینه فشاری به زوایای بالاتر نشان می‌دهد که جریان برگشتی جت در فاصله دورتری از نوک دماغه با سطح جسم برخورد داشته است.

در شکل 16 کانتورهای سه بعدی فشار به همراه خطوط جریان حول دماغه در دو نسبت فشار 1 و 4 نشان داده شده است. با افزایش نسبت فشار دبی جرمی جت تزریقی و در نتیجه مومنتوم جریان جت افزایش یافته است. افزایش مومنتوم منجر به عمق نفوذ بیشتر جت مخالف به جریان اصلی شده است. علاوه بر این با افزایش نسبت فشار جت تزریقی حالت انبساطی خود را در خروجی نازل گسترش داده است؛ بنابراین نتیجه می‌شود که سهمی از افزایش دبی جرمی باعث ایجاد یک عمق نفوذ بیشتر شده است و قسمت دیگری از آن صرف اثرات انبساطی جریان جت در خروجی نازل گشته است. از طرفی دیگر، مشاهده می‌شود که افزایش نسبت فشار منجر به افزایش واگرایی در دهانه شوک کمانی شده است. این واگرایی باعث شده است تا نقطه تراکشن شوک یادشده و شوک ناشی از تراکم مجدد جریان علاوه بر آن‌که از سطح جسم فاصله می‌گیرد، به نواحی پایین دست جریان انتقال یابد. با فاصله گرفتن این نقطه پرفشار از سطوح کناری دماغه افت فشاری محسوس در نقطه برخورد جریان‌های برشی جت با سطح قابل مشاهده است.

4-5- افزایش طول نازل در نسبت فشار ثابت

به منظور بررسی میزان امتداد یافتگی نازل بر پسای وارد بر دماغه میدان جریان حول سه نازل با طول‌های 4، 6 و 8 میلی‌متر بررسی شده است. در این حالت نسبت فشار جت تزریقی ثابت و برابر با 2 در نظر گرفته شده است.

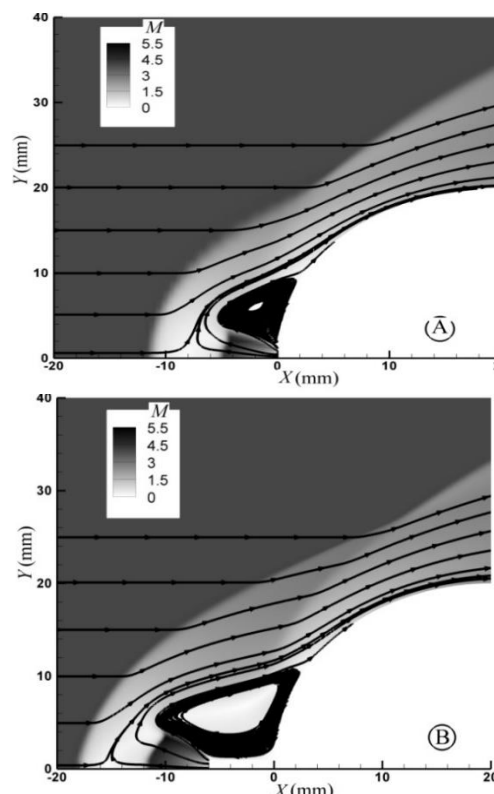


Fig. 13 Mach contour; with (B) and without (A) extended nozzle ($PR=2.0$)

شکل 13 کانتور ماخ؛ با نازل امتداد یافته (B) و بدون نازل امتداد یافته (A) ($PR=2.0$)

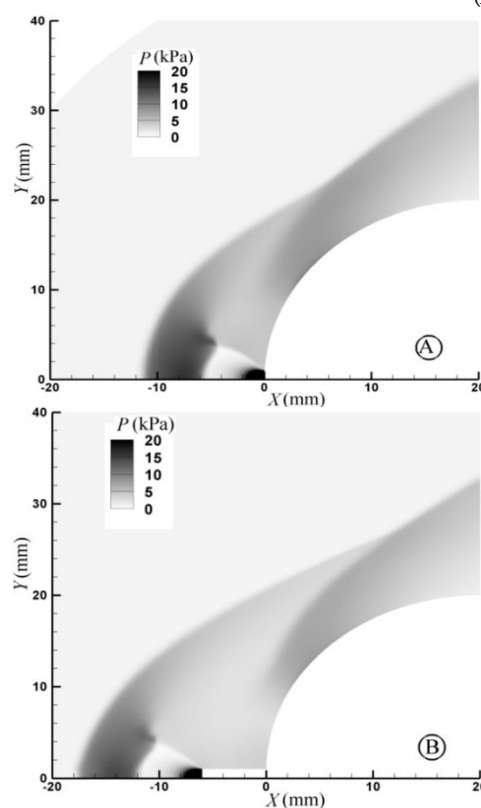


Fig. 14 pressure contour; with (B) and without (A) extended nozzle ($PR=2.0$)

شکل 14 کانتور فشار؛ با نازل امتداد یافته (B) و بدون نازل امتداد یافته (A) ($PR=2.0$)

در نمودار توزیع فشار ایجاد کرده است.

همان‌طور که در شکل 18 مشاهده می‌شود با افزایش طول نازل و با فاصله گرفتن نقطه سکون از نوک دماغه فاصله شوک کمانی از سطح جسم بیشتر شده و به یک شوک مخروطی تبدیل شده است. با افزایش فاصله شوک کمانی از سطح، نقطه تراکنش نیز از سطح جسم فاصله گرفته و به پایین دست جریان انتقال یافته است.

انتقال نقطه تراکنش به پایین دست جریان چه در اثر افزایش نسبت فشار و چه افزایش طول نازل اتفاق می‌افتد. به نظر می‌رسد فیزیک انتقال متفاوت باشد. چنان‌چه در شکل 16 نشان داده شده است زاویه α مماس بر ناحیه بیرونی شوک کمانی به گونه‌ای ترسیم می‌شود که از نقطه تراکنش شوک‌ها عبور نماید؛ بنابراین می‌تواند معیاری مناسب از میزان واگرایی شوک کمانی در قسمت انتهایی آن باشد. مشاهده می‌شود که با افزایش نسبت فشار در شکل 16 زاویه هندسی α_2 کوچک‌تر از زاویه متناظر α_1 است. به عبارتی دیگر افزایش نسبت فشار موجب افزایش زاویه واگرایی شوک کمانی و در نتیجه انتقال نقطه تراکنش به پایین دست جریان شده است. اگرچه در این حالت افزایش فاصله نقطه سکون (در نتیجه شوک کمانی) از نوک دماغه نیز عاملی دیگر در انتقال نقطه تراکنش است.

از سویی دیگر، با مقایسه زوایای α در شکل 18 مشاهده می‌شود که هر سه زاویه مشخص شده در تصویر با تقریبی مناسب با یکدیگر برابر است؛ بنابراین آن‌چه که موجب می‌شود تا در این حالت نقطه اندرکنش به پایین دست جریان منتقل شود، تنها فاصله گرفتن نقطه سکون از نوک دماغه است. به عبارتی دیگر، با ثابت ماندن زوایای مربوط در طول‌های مختلف از نازل امتداد یافته تنها انتقال شوک کمانی به بالادست جریان (و نه تغییر شکل شوک) است که موجب می‌شود تا نقطه تراکنش به نواحی پایین‌دستی جریان هدایت شود. همان‌طور که نشان داده شد با فاصله گرفتن این نقطه از جسم فشار سطح به ویژه در نقطه برخورد جریان برگشتی با سطح کاهش می‌یابد؛ بنابراین تغییر شکل شوک کمانی و افزایش فاصله شوک یادشده از دماغه دو مکانیزم مشخص شده در کاهش پسای فشاری است.

4-6- پسای وارد بر دماغه

پسای کلی وارد بر دماغه جهت دستیابی به یک پاسخ جامع در دو حالت نازل امتداد یافته و بدون امتداد یافتگی نازل در نسبت فشارهای مختلف جت به جریان اصلی در شکل 19 نشان داده شده است. در یک نتیجه‌گیری کلی

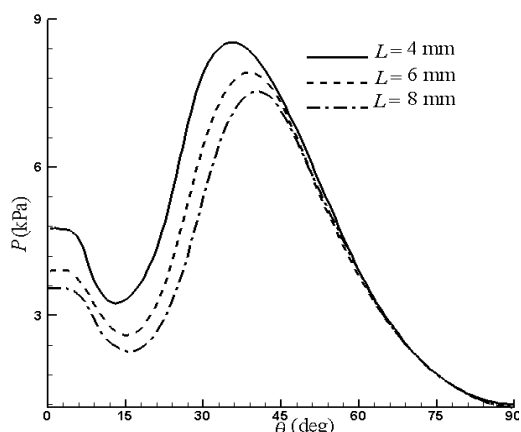


Fig. 17 Pressure distribution at different length of extended nozzle ($PR=2.0$)

شکل 17 توزیع فشار در طول‌های مختلف از نازل امتداد یافته ($PR=2.0$)

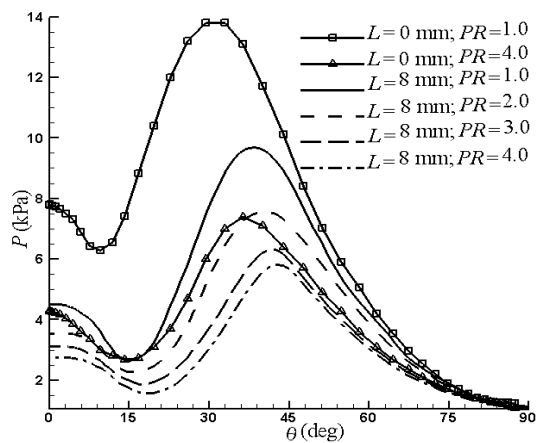


Fig. 15 Pressure distribution at different PR

شکل 15 توزیع فشار در نسبت فشارهای مختلف

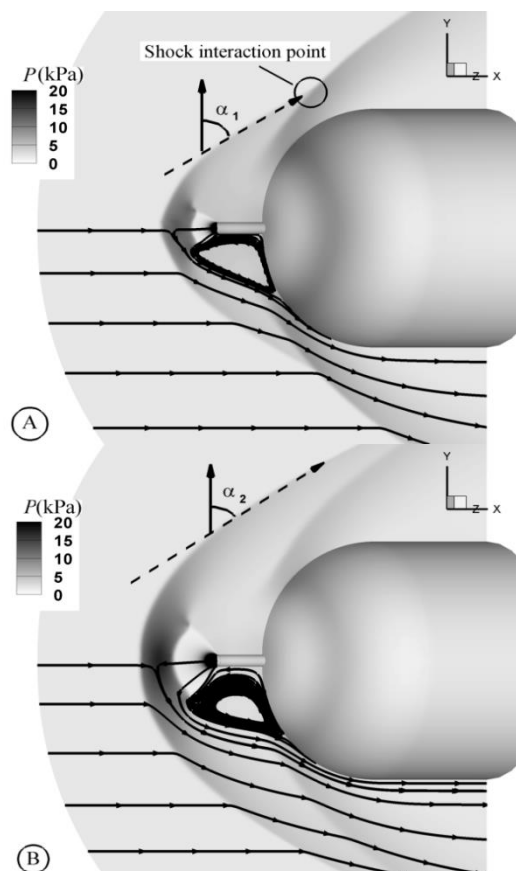


Fig. 16 3D pressure contour with streamline at $PR=1.0$ (A) and $PR=4.0$ (B)

شکل 16 کانتور فشار سه بعدی به همراه خطوط جریان در نسبت فشار 1 (A) و 4 (B)

شکل 17 توزیع فشار سطح را در این حالت مقایسه کرده است. نازل امتداد یافته باعث شده است تا فشار وارد بر دماغه در هر سه حالت کمتر از میزان فشار ناشی از تزریق مستقیم جت از دماغه باشد. با افزایش طول نازل فشار وارد بر دماغه کاهش بیشتری یافته است. به ویژه این کاهش با ازدیاد طول نازل از 4 به 6 محسوس‌تر است. با مقایسه شکل‌های 15 و 17 نتیجه می‌شود که افزایش طول نازل تأثیری همچون افزایش نسبت فشار را بر کاهش پسای فشاری دارد.

تأثیر مشابه این دو متغیر بر میدان جریان حول دماغه رفتاری مشابه را

مشخص است. در تزریق مستقیم بعد از نسبت فشار 3 پسا افزایش یافته است و در نازل امتداد یافته افزایش پسا بعد از نسبت فشار 1 صورت گرفته است. به منظور بررسی دقیق‌تر پدیده نیاز بوده تا مؤلفه‌های پسا برای هر دو نمودار ترسیم گردد. شکل 20 پسای وارد بر دماغه را به تفکیک اجزای تشکیل‌دهنده آن نشان داده است. همان‌طور که مشخص است پسای کل مجموعی از سه پسای فشاری (موجی)، D_p ، پسران جت D_j و پسای اصطکاکی D_f است. پسای اصطکاکی کمترین نقش را در تعیین پسای کل داشته است. پسای فشاری و نیروی عکس‌العملی جت بیشترین نقش را در تعیین پسای کل دارند. شکل 20 ثابت می‌کند که اگرچه با افزایش نسبت فشار، پسای فشاری در هر دو نمودار کاهش یافته است، اما نرخ آن روبه کاهش است. این در حالی است که افزایش پسای جت ناشی از دبی جرمی جت تزریقی به صورتی تقریباً خطی روبه افزایش است. انتظار می‌رود که با توجه به شرایط مسأله بعد از یک نسبت فشار خاص پسای کل وارد بر دماغه افزایش یابد. از سویی دیگر شکل بیان می‌کند که نرخ کاهش پسای فشاری در نازل‌های امتداد یافته کمتر از تزریق مستقیم است؛ بنابراین و با توجه به یک پسران جت یکسان افزایش پسای کل به هنگام استفاده از نازل‌های امتداد یافته در نسبت فشارهای پایین‌تری از تزریق منطقی است. در شکل 21 توزیع پسا در نسبت فشارهای 0 و 2 در طول‌های مختلفی از نازل‌های امتداد یافته نشان داده شده است. در هر دو نسبت فشار با افزایش طول نازل پسای کل کاهش یافته است. با توجه به ثابت ماندن اثر پسران جت و تأثیر اندک پسای اصطکاکی پسای فشاری نقش اصلی را در تعیین پسای کل داشته است. بنابراین هرگونه رفتار پسای فشاری در نمودار مذکور اثری مشابه در نقاط متناظر موجود در نمودار پسای کل خواهد داشت. با کاهش پسای فشاری پسای کل نیز کاهش یافته است، همچنین شکل بیان می‌کند که در هر دو نسبت فشار مورد بررسی پسای کل با افزایش طول نازل کاهش یافته است. هرچند که نرخ کاهش در نسبت فشار 0 کمتر از میزان آن در نسبت فشار 2 بوده است.

5- نتیجه‌گیری

در پژوهش حاضر نتایج با توسعه یک کد عددی و با حل سه‌بعدی معادلات بی‌بعد متوسط‌گیری شده رینولدز و انرژی حاصل شده است. به منظور طراحی هندسه از شبکه‌های باسازمان کشیده شده چندبُلُوکی استفاده شده است. دماغه پخ به همراه نازل امتداد یافته در طول‌های مختلف بررسی شده است. مدل آشفتگی SST $k-\omega$ جهت مدل‌سازی میدان جریان و نیز افزایش

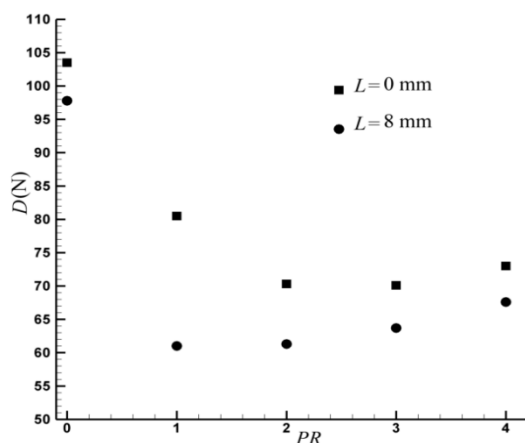


Fig. 19 Compare of total drag at different PR

شکل 19 مقایسه پسای کل در نسبت فشارهای مختلف

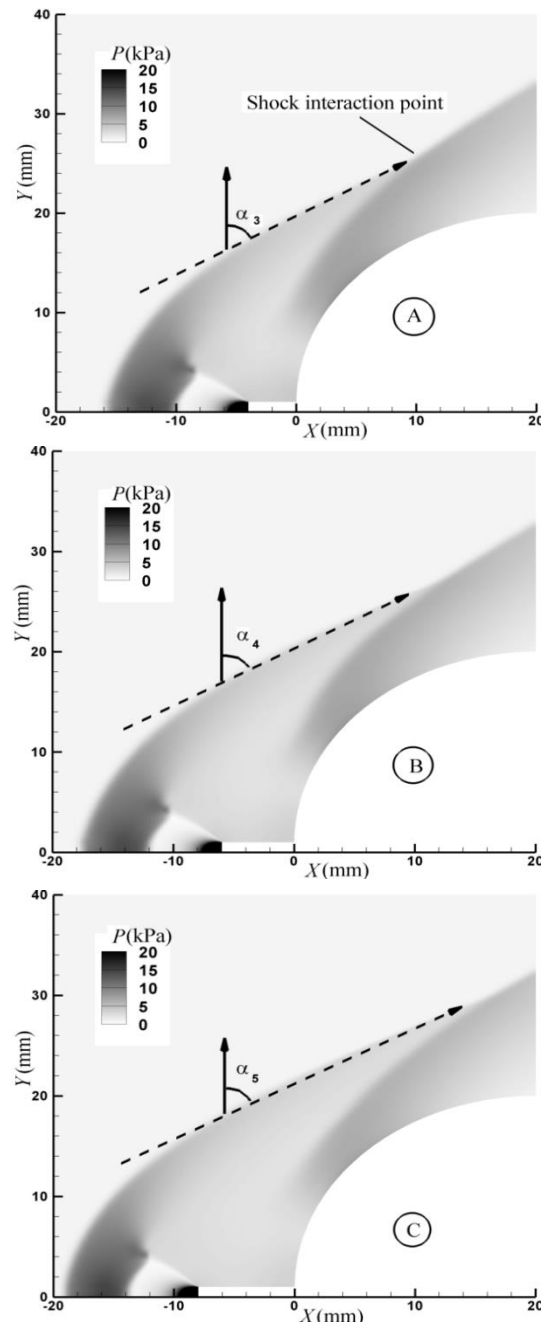


Fig. 18 2D static pressure contour around of cone with different length of extended nozzle ($PR=2.0$)

شکل 18 کانتور فشار استاتیکی حول دماغه در طول‌های مختلف از نازل امتداد یافته ($PR=2.0$)

شکل بیان می‌کند که اگرچه تزریق مستقیم جت از دماغه قادر است تا پسای کلی وارد بر دماغه را کاهش دهد، اما به‌کارگیری یک راه حل ترکیبی از نازل‌های امتداد یافته و تزریق جت عملاً می‌تواند کاهش پسای قابل ملاحظه‌ای را به همراه داشته باشد. این کاهش پسا در تمامی نسبت فشارها قابل مشاهده است. بیشترین میزان اختلاف در کاهش پسا در نسبت فشار 1 ایجاد شده است. به واقع اثر امتدادیافتگی در این نسبت فشار در مقایسه با تزریق مستقیم از نوک دماغه بیشترین بوده است. با افزایش نسبت فشار اختلاف در کاهش پسا کمتر می‌شود.

نکته قابل توجه در نمودار شکل 19 افزایش پسا بعد از یک نسبت فشار

عددی مشتق ترم‌های چشمه 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 می‌دهد که:

- گرادیان‌های سرعت در محدوده سرعت مورد بررسی اثر غالب را در تعیین رفتار ضریب اصطکاک سطح داشته و ضریب لزجت نقشی ناچیز را دارد.
- نواحی چرخشی جریان دارای کمترین میزان فشار و نقطه برخورد جریان برگشتی جت با سطح بیشترین میزان فشار را دارد.
- تغییر شکل و فاصله گرفتن شوک کمانی از سطح جسم دو مکانیزم در کاهش پسای فشاری است.
- نازل امتدادیافته (حتی در حالت بدون تزریق) می‌تواند همچون یک اسپایک کوچک عمل کرده و با ایجاد نواحی چرخشی در کاهش پسای فشاری و اصطکاکی مؤثر باشد.
- در نسبت فشارهای پایین تزریق جت از نازل امتداد یافته می‌تواند کاهش پسای قابل توجهی را در مقایسه با تزریق مستقیم از دماغه داشته باشد.
- در هر دو حالت تزریق مستقیم از نوک و تزریق از نازل امتداد یافته با افزایش نسبت فشار فشار پسای فشاری و پسای اصطکاکی کاهش یافته، اما پسران جت به صورت خطی افزایش می‌یابد.
- با افزایش نسبت فشار نرخ کاهش پسای فشاری در نازل‌های امتداد یافته بسیار کمتر از نرخ کاهش پسای فشاری در تزریق مستقیم از نوک دماغه است.
- استفاده از نازل امتداد یافته باعث می‌شود تا پسای کل بعد از نسبت فشار 1 افزایش یابد. پسای کل در تزریق مستقیم جت بعد از نسبت فشار 3 افزایش می‌یابد؛ بنابراین به کارگیری نازل امتداد یافته منجر به محدودیت بیشتر در افزایش نسبت فشار می‌شود.
- پسای فشاری و پسای اصطکاکی در یک نسبت فشار ثابت با افزایش طول نازل کاهش می‌یابد. با توجه به ثابت ماندن پسران جت نتیجه می‌شود که افزایش طول نازل منجر به کاهش پسای کل می‌شود.

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)، سح مقطع دماغه (m^2)
T	دما (K)، ترانهاده ماتریس
u, v, w	سرعت (ms^{-1})

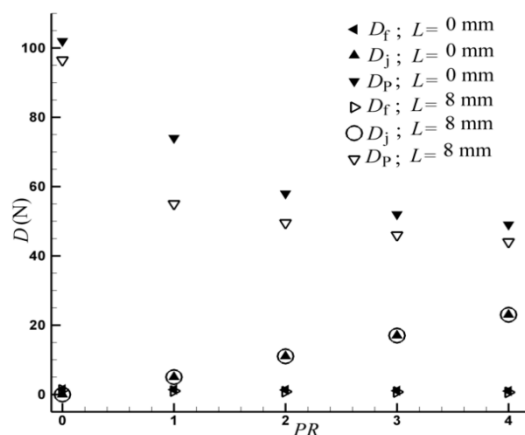


Fig. 20 Compare of drag force components at different PR

شکل 20 مقایسه مؤلفه‌های نیروی پسا در نسبت فشارهای مختلف

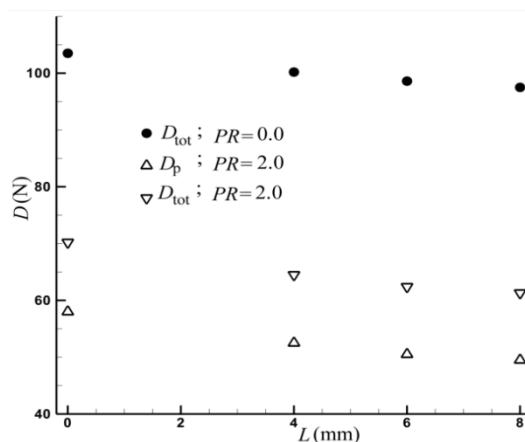


Fig. 21 Compare of total drag at different length of extended nozzle

شکل 21 مقایسه پسای کل در طول‌های مختلف از نازل امتداد یافته

دقت حل به کار گرفته شده است. در این مدل ضرایب موجود با استفاده از یک ضریب ترکیبگر (خود تابعی از نرخ کرنش، چرخش، عدد رینولدز و غیره) قادر است تا مقداری از ضرایب هریک از مدل‌های $k-\omega$ استاندارد یا $k-\epsilon$ استاندارد را اختیار نمایند. همچنین از یک عبارت محدودکننده اثرات آشفته در معادله انرژی جنبشی این مدل آشفته استفاده شده است.

توزیع فشار سطح وارد بر دماغه در حالت بدون تزریق جت با نتایج مرجع [4] مقایسه شده است. تعیین نسبتاً دقیق فشار وارد بر دماغه به ویژه در نقطه سکون و نیز عدم نوسان فشار نشان از تعیین دقیق فاصله شوک کمانی از سطح و نیز عدم وجود پدیده‌هایی غیرفیزیکی نظیر کرنسل را دارد. همچنین پسای کل وارد بر دماغه در نسبت فشارهای مختلف جت تزریقی با نتایج عددی مرجع [5] مقایسه شده است. مقایسه بیانگر آن است 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% بوده و بیشترین اختلاف در نسبت فشار 3 و به میزان 6% است. استفاده از دو مدل آشفته‌گی مختلف و دو روش حل بالادست متفاوت می‌تواند یکی از دلایل اصلی این اختلاف باشد.

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 گسسته‌سازی ترم‌های جابه‌جایی از مدل بالادست ای‌یواس‌ام به همراه محدودکننده ون-آلبادا استفاده شده و ترم‌های پخشی لزج با به کارگیری الگوریتم تفاضل مرکز گسسته‌سازی شده‌اند. به منظور افزایش همگرایی حل

- International Congress of the Aeronautical Sciences*, Anchorage, AL, Sep. 14-19, 2008.
- [6] 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, Jan. 4-7, 2010.
- [7] L. Bin, W. Zhen, H. Wei, Effect of the injector configuration for opposing jet on the drag and heat reduction, *Aerospce Science and Technology*, Vol. 51, No. 1, pp. 78-86, 2016.
- [8] M. Mumivand, H. Mohammadkhani, Numerical study of aerodynamic drag reduction of blunt nose with hybrid of spike and axial and lateral jet injection, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 7, pp. 133-142, 2017. (in Persian)
- [9] S. Abdollahi, A. Mardani, S. A. Seyed Shams Talghani, Effects of Pulsed counterflow jets on aerothermodynamics performance of a supersonic reentry capsule, *Aerospace Knowledge and Technology*, Vol. 5, No. 1, pp. 55-65, 2017. (in Persian)
- [10] F. Menter, M. Kuntz, R. Langtry, Ten years of industrial experience with the SST turbulence model, *Heat and Mass Transfer*, Vol. 51, No. 4, pp. 625-632, 2003.
- [11] M. S. Liou, J. Steffen, A new flux splitting scheme, *Computational Physics*, Vol. 107, No. 3, pp. 23-39 1993.
- [12] J. Blazek, *Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications*, pp. 305-320, New York: Wiley, 1989.
- [13] D. C. Wilcox, *Turbulence Modeling for CFD*, pp. 325-326, California: DCW industries, 1998.
- [14] 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)
- [15] M. H. 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.
- [16] 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.
- [17] S. P. Anjalidevi, S. Aruna, Effect of counterflow jet on attenuation of drag and aerodynamic heating over a coneogive body in hypersonic flow, *Applied Mathematics and Mechanics*, Vol. 7, No. 4, pp.95-122, 2011.
- [18] J. E. Bardina, P. Huang, Turbulence modeling validation testing and development, *Nasa Technical Memorandum 110446*, 1997.
- [19] K. Kitamura, E. Shima, Three dimensional carbuncles and euler fluxes, *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Florida*, Orlando, January 4-7, 2010.
- [20] M. Tahani, M. Hojaji, 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)

X طول محوری (m)

علایم یونانی

α زاویه واگرایی (deg)

μ لزجت دینامیکی ($\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-1}$)

ρ چگالی (kgm^{-3})

ω نرخ اضمحلال ویژه (ms^{-1})

Ω حجم کنترل (m^3)

Λ شعاع طیفی

γ نسبت ظرفیت گرمایی

زیر نویس‌ها

f, τ اصطکاک

j, jet جت تزریقی

Stag نقطه سکون

lam جریان آرام

T جریان آشفته

∞ جریان آزاد

c جابه‌جایی

d پخش

7- مراجع

- [1] 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.
- [2] P. Finley, The flow of a jet from a body opposing a supersonic freestream, *Fluid Mechanics*, Vol. 26, No. 2, pp. 337-368, 1966.
- [3] 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.
- [4] K. Hayashi, S. Aso, Y. Tani, Numerical study of thermal protection system by opposing jet, *43th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reno, Nevada*, Jan. 10-13, 2005.
- [5] 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*