ماهنامه علمى پژوهشى





mme.modares.ac.ir

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

مجتبي طحاني $^{1*}$ ، محمد حججي نجف[بادي $^{2}$ ،  $[رش در توميان<math>^{3}$ ، محمد صالحي $m éc^{2}$ 

1- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران

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

3- دانشجوی کارشناسیارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه تهران، تهران

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

چکیدہ	اطلاعات مقاله
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 نیم کروی 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	مقاله پژوهشی کامل دریافت: 17 مهر 1396 پذیرش: 17 بهمن 1396 ارائه در سایت: 10 اسفند 1396
— 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 امتدادیافتگی نازل با ایجاد تغییر در شکل	<i>کلید واژگان:</i> جت مخالف
شوک کمانی 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، اندا	جریان مافوق صوت آشفته شبیهسازی عددی کاهش یسا
افزایش محدود نسبت فشار در یک طول تابت از نازل امتداد یافته منجر به داهش بیشتر پسای دل 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.	نازل امتداد یافته

# 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<sup>1\*</sup>, Mohammad Hojaji Najaf Abadi<sup>2</sup>, Arash Dartoomian<sup>1</sup>, Mohammad Salehifar<sup>1</sup>

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

آنجا که در سرعتهای مافوق صوت قسمت عمدهای از یسای آیرودینامیکی

را پسای موجی وارد بر دماغه تشکیل میدهد؛ بنابراین با کاهش پسای موجی

یکی از روشهای مورد استفاده در این مسیر به کارگیری تزریق جت

مخالف از نوک دماغه است. در سال 1960 وارن نشان داد که تزریق جت

بخش اعظمی از پسای آیرودینامیکی کل نیز کاهش مییابد.

supersonic turbulent flow, Modares Mechanical Engineering, Vol. 18, No. 03, pp. 259-270, 2018 (in Persian)

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

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

#### **ARTICLE INFORMATION** ABSTRACT Original Research Paper The effect of counterflow jet through an extended nozzle on reducing aerodynamic drag is analyzed by Received 09 October 2017 using a combined method. Flow field is simulated around a hemispherical body in a free stream with Accepted 06 February 2018 Mach 4. The results are reached by providing a 3D solver and applying the complete form of Navier-Available Online 01 March 2018 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 Keywords: to free-stream and drag on the nose at a pressure ratio of 0 to 3. Four nozzles were used to analyze the Counter-flow Jet Supersonic Turbulent Flow effect of extending. The results show that the nozzle extensions have a significant effect on the wave Numerical Simulation drag after changing the shape of the bow shock. In a given pressure ratio, the effect of injected jet from Drag Reduction the extended nozzle over the reduction of the nose is higher than that of direct jet injection from the Extended Nozzle 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

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 کارآیی آن می گردد. 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

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

مخالف قادر خواهد بود تا با انتقال نقطه سکون از نوک دماغه به نواحی بالادستی جریان پسای وارد بر دماغه را کاهش دهد [1]. چند سال بعد فینلی با بیان این که تزریق جت مخالف با ایجاد نواحی چرخشی باعث ایجاد نواحی کم فشار در جلوی دماغه می گردد، 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 میشد [3]. هایاشی 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 اجایو با شبیه سازی عددی و سپس به صورت تجربی مورد بررسی قرار دادند. از جمله ویژگیهای این پژوهش استفاده از نازلهای امتداد یافته بر دماغههای اجایو بود. یافته ها حاکی از آن بود که نازل امتداد یافته باعث شده است تا نرخ انتقال حرارت از سطح دماغه کاهش یابد [56].

در سال 2016 لی و همکاران شکلهای مختلفی از نازل تزریق گر جت مخالف را مورد بررسی قرار دادند. نازلهایی با سطح مقطع دایره، بیضوی، مربع، ستاره، شش ضلعی و مثلث از جمله موارد فوق بودند. نتایج نشان می داد 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 پسای فشاری است [7].

مومیوند در سال 2017 اثرات تزریق جت عرضی از اسپایکها و نقش آنها را در کاهش پسا مورد توجه قرار داد. شبیه سازی عددی مسأله بیان می کرد که تزریق جت عرضی باعث بهبود نقش اسپایک بر کاهش پسای 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 شبیه سازی شده است. با توجه به آشفته بودن میدان جریان از مدل آشفتگی انتقال تنش برشی منتر استفاده شده است. شبکه بندی حوزه حل به صورت با سازمان چند بلوکی بوده تا کیفیت شبیه سازی افزایش یابد. توزیع فشار بر سطح دماغه و نیز پسای وارد بر دماغه دارای جت مخالف با نتایج موجود به منظور اعتبار سنجی مقایسه شده که از دقت مناسبی برخوردار است.

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

طول 4، 6 و 8 میلیمتر استفاده شده است. اثر تزریق بر کاهش پسا و مؤلفه-های 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 بی بعد معادلات پیوستگی و ناویر- استوکس و انرژی متوسط گیری به عمل آمده است. با ظهور تانسور تنش جرمی فاوره بعد از متوسط گیری استفاده از یک مدل آشفتگی مناسب به منظور محاسبه این کمیت امری ضروری است. بدین جهت از مدل آشفتگی دو معادلهای بی بعد انتقال تنش برشی استفاده شده است [10]. رابطه (1) متغیرهای بدون بعد مکان، زمان و سرعت را به منظور بی بعدسازی معادلات حاکم در حالت یک بعدی نشان می دهد. در روابط (1-3) کمیتهای بی بعد به صورت ستارهدار، شرایط جریان آزاد با  $\infty$  و طول مرجع استفاده شده در عدد رینولدز با *I* نشان داده شده است.

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

$$P^{*} = \frac{P}{\rho U_{\infty}^{2}}; \ T^{*} = \frac{1}{T_{\infty}}; \ e^{*} = \frac{e}{U_{\infty}^{2}}$$
(2)

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

در رابطه (2) متغیرهای  $P^*$   $P^*$  و  $P^*$  به ترتیب نشاندهنده فشار، دما و انرژی درونی است. رابطه (3) نیز متغیرهای بدون بعد انرژی جنبشی آشفتگی  $k^*$ نرخ اضمحلالات ویژه w 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.

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

از آنجا که پارامترهای تولید حرارت، نیروهای بویانسی و گرانش نقشی در معادلات حاکم ندارند، ترم I 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، ضرروی است تا از رابطه فوق انتگرالگیری شود. رابطه (5) شکل انتگرالی معادلات بقا را برای متغیر دلخواه W در یک جریان تراکمپذیر آشفته با متوسط گیری رینولدز نشان می دهد. در این رابطه  $\Omega$  برابر حجم کنترل و z نشاندهنده سطح کنترل است. اولین بخش از معادله فوق بیانگر تغییرات زمانی W در حجم کنترل  $\Omega$  بوده و بخش دوم شارهای عبوری جابه جایی و پخش متغیر W را از سطح کنترل z نشان می دهد.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \vec{W} \, d\Omega + \oint_{\partial \Omega} \left( \vec{F_{\rm C}} - \vec{F_{\rm d}} \right) ds = \int_{\Omega} \vec{Q} \, d\Omega \tag{5}$$

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

(6) 
$$W = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E, \rho k, \rho \omega]^{T}$$
 (6)  
در رابطه (5) گسستهسازی ترمهای جابهجایی  $F_{c}$  با روش بالادست ای یواس ام  
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  
فزایش دقت حل به ویژه در محل ناپیوستگیها از محدودکننده ون آلبادا  
استفاده شده است تا حل میدان جریان با دقت مرتبه دوم امکان پذیر گردد

[21]. ترمهای لزج  $F_d$  به واسطه خاصیت پخشی خود در میدان جریان به صورت تفاضل مرکز گسسته سازی شده اند و ترمهای چشمه Q پس از میانگین گیری حجمی در مرکز هر حجم کنترل به صورت ضمنی نقطه ای محاسبه شده اند [13]. به منظور افزایش همگرایی حل و از آن جا که مسأله در حالت دائم بررسی شده است، ترمهای زمانی به صورت محلی و با الگوریتم رانج کوتا مرتبه چهارم محاسبه شده اند. مرجع [14] توضیحات کاملی از نحوه بی بعد سازی و گسسته سازی معادلات حاکم را ارائه کرده است. در این تحقیق تنها معادلات آشفته به صورت مختص مورد می در این تحقیق بی معادلات آشفته به صورت محلی و با تر معادلات حاکم را ارائه کرده است. در این تحقیق تنها معادلات آشفته به صورت مختص می در می گیرد.

مدل دو معادلهای  $k - \omega$  SST مدل دو معادلهای آشفته به کار گرفته شده است. مدل انتقال تنش برشی یک مدل w 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 ترکیب گر (خود تابعی از نرخ کرنش، چرخش، عدد رینولدز و غیره است) قادرند تا مقادیری از ضرایب هر یک از مدلهای k – ω استاندارد یا k – ε استاندارد را اختيار نمايند، همچنين جمله پخش عرضي به معادله انتقالي 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 میدان های 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 کارآیی 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 مدل های  $\omega$  مبنا و حتی مدل تک معادلهای اسپالارت- آلماراس ضعیفتر است. روابط (7-9) به ترتیب معرف ترمهای جابهجایی، یخش و چشمه این مدل آشفته در حالت سه بعدی خود است.

$$\vec{F}_{c} = \begin{cases} \rho u k & \rho v k & \rho w k \\ \rho u \omega & \rho v \omega & \rho w \omega \end{cases}$$
(7)  
$$\vec{F}_{s} = \begin{cases} \mu_{tot} \frac{\partial k}{\partial x} & \mu_{tot} \frac{\partial k}{\partial y} & \mu_{tot} \frac{\partial k}{\partial z} \end{cases}$$
(8)

$$\vec{r}_{d} = \begin{pmatrix} \mu_{tot} \frac{\partial k}{\partial x} & \mu_{tot} \frac{\partial k}{\partial y} & \mu_{tot} \frac{\partial k}{\partial z} \end{pmatrix}$$

$$\vec{o} = \begin{pmatrix} \tau^{F}S - \beta^{*}\rho\omega k \\ \tau^{F}S - \beta^{*}\rho\omega k \end{pmatrix}$$
(6)

$$\vec{Q} = \left\{ \frac{c_{\omega}\rho}{\mu_T} \tau^F S - \beta\rho\omega^2 + 2(1 - f_1) \frac{\rho\sigma_{\omega_2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x} \frac{\partial \omega}{\partial x} \right\}$$
(9)

 $au^{F}$  تانسور تنش برشی فاوره بوده و  $\kappa_{0}$ ،  $\beta_{0}$  و  $\sigma_{0}$  از جمله ضرایب  $au^{F}$  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.

 $\bar{P} = \min(P, 10\beta^* \rho \omega k)$  (10) استفاده از این تبدیل در نقاطی با تولید اضافی انرژی آشفته نظیر پایین دست شوکهای پرقدرت، نقطه سکون یا در محل برخورد دو جریان با یکدیگر می تواند مفید باشد [105].

# 3- هندسه مدل، اعتبارسنجي و شرايط جريان

# 3–1– هندسه مدل و میدان محاسباتی

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

مهندسی مکانیک مدرس، خرداد 1397، دوره 18 شماره 03

دهانه تزریق 2 میلیمتر در نظر گرفته شده است. شبکهبندی حول دامنه حل به صورت سهبعدی با قابلیت شبکهبندی بلوکی بوده است. شکل 1 نمایی 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 آشفتگی مورد بررسی، اثرپذیری بالایی از کمیت بیبعد +y دارد، سعی بر آن بوده تا از یک شبکه کشیده شده استفاده شود. این موضوع به ویژه در مزرهای جامد و نواحی با گرادیانهای قوی رعایت شده است. در شکل 2 نمایی سه بعدی از 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 بیان گر یموم و ماست. تمامی المانهای شبکه به صورت 5 وجهی بوده و

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

(11)

$$y^{+} = \frac{\rho u_{\tau} d_{n}}{\mu}$$

در رابطه (11)  $u_{\tau}$  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 v مطلوب فاصله اولین گره محاسباتی از سطح کمتر از 0.001 میلیمتر انتخاب شده است. نمودار شکل 3 توزیع عدد بی عد y را بر سطح دماغهای نشان میدهد که در



DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.31.2



Fig. 2 3D Grid of hemispherical cone with extended nozzle شكل 2 شبكه سهبعدى دماغه نيم كروى با نازل امتداد يافته



**شكل 3** توزيع <sup>+</sup>

جریان آزادی با ماخ 4 قرار گرفته است. مشاهده می شود که در تمام نقاط +yکوچکتر 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 می نماید.

# 3-2- شرایط مرزی و شرایط میدان جریان

شکل 4 هندسه دماغه کروی با نازل امتداد یافته را به همراه شرایط مرزی جریان نشان میدهد. همان طور که مشاهده می شود با فرض شرط عدم لغزش و دیواره آدیاباتیک سرعت بر دیواره صفر در نظر گرفته شده است. به منظور پیش گیری از تعیین صریح شارها بر مرزهای میدان از روش سلول های شبه متناسب با شرایط جریان استفاده شده است. شرط مرزی خروجی مافوق سوت با میانگین گیری از مقادیر داخلی میدان امکان پذیر 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  $\omega$  که بسیار حساس به شرایط جریان آزاد است، دقت بیشتری را می طلبد. بنابر مرجع [18] شرایط دور از دیوار برای متغیرهای

آشفته از روابط (13,12) برای شرط مرزی دیواره از رابطه (14) بهدست می آید. در رابطه (12)  $\lambda$  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. *ا* طول فضای محاسباتی را نشان میدهد و  $_{0}U_{0} = _{0}\rho$  به ترتیب مقادیر سرعت و چگالی جریان آزاد را نشان میدهند. در رابطه (13)  $\mu$  نشان دهنده 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 اضمحلالات ویژه  $\omega$  تابعی از چهار متغیر جریانی و هندسی است. در رابطه نرخ اضمحلالات ویژه  $\omega$  تابعی از چهار متغیر جریانی و هندسی است. مریر در رابطه (14) م

سایر مشخصات میدان جریان در جدول 1 قابل مشاهده است.

$$k_{\infty} = \frac{(\mu_{\rm T})_{\infty}}{\rho_{\infty}} \omega_{\infty} \quad ; \qquad \omega_{\infty} > \lambda \frac{U_{\infty}}{l} \tag{12}$$

$$(\mu_{\rm T})_{\infty} < 10 \quad ((\mu_{\rm T})_{\rm max})$$
 (13)

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

#### 3-3- اعتبارسنجی حل عددی

به منظور اعتبارسنجی کد عددی حاضر نتایج شبیه سازی 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 می دهد.

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



Fig. 4 Schematic of flow domain and boundary condition شکل 4 شماتیکی از میدان جریان و شرایط مرزی

جدول 1 مشخصات ميدان جريان

Table 1 Characteristics of flow field					
	L(mm)	М	$T_{tot}(K)$	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	

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 می تواند از وقوع چنین پدیدهای جلوگیری نماید [1].

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 نتایچ 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 به کارگیری 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  $D_{\rm tot}$  محاسبه شده در اشکال فوق  $D_{\rm f}$  متشکل از جمع جبری مقادیر پسای فشاری  $D_{\rm P}$ ، پسای اصطکاکی  $D_{\rm f}$  و پسران جت  $D_{\rm jet}$  به صورت رابطه (15) است [6].

$$D_{\rm tot} = D_{\rm P} + D_{\rm jet} + D_{\rm f} \tag{15}$$



Fig. 5 Pressure distribution (compared to ref [4]) شکل 5 توزیع فشار (مقایسه شده با مرجع [4])



**شکل 6** نیروی پسای کل دماغه نوک پهن (مقایسه شده با [5])

# 4- بحث و نتايج

# 1-4- جريان حول دماغه با تزريق مستقيم 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 کمانی (مخروطی) جداشده 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 می گیرد. دیوارههای این نازل فرضی را شوکهای بشکهای تشکیل داده و خروجی آن را ماخ دیسک به وجود می آورد. نقطه سکون مجازی با عبور جریان جت از ماخ دیسک و برخورد آن با جریان اصلی شکل می گیرد. به عبارتی جریان جت تزریقی باعث شده است تا نقطه سكون كه فشار بالايي را نيز داراست، به نواحي بالادست ميدان جریان، هدایت شود. همزمان با انتقال نقطه سکون، شوک کمانی نیز از سطح جسم فاصله گرفته و با تغییر شکل به یک شوک مخروطی ضعیفتر به بالادست میدان جریان منتقل می شود. 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 می گردد. این عامل باعث می شود 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 می گردد که اضلاع این ناحیه بسته را شوک بشکهای، لایههای برشی جت و سطح دماغه تشکیل میدهند. یک جریان چرخشی درون این ناحیه بسته شکل می گیرد 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 می شود 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 می شود که گرادیانهای سرعت در هندسه مورد بررسی اثر غالب در تعیین ضرایب اصطکاک سطح است. شکل 9 بیان می کند اگرچه میزان ضریب لزجت در مقایسه با ضریب لزجت جریان آزاد بیش از 2.5 برابر افزایش یافته است، اما تغییرات جزیی لزجت در طول دماغه دلیلی بر اثرگذاری کم این متغیر بر چگونگی رفتار ضریب اصطکاک سطح بوده است.

#### 4-2- جريان حول نازل امتداد يافته

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.



Fig. 7 The physical features of flow field



**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 nondimentional 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 کانتورهای 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 شوک کمانی نسبتاً قوی حول دماغه شده است. وجود اثرات شوک عمودی در نواحی جلویی دماغه و به ویژه در نقطه سکون باعث شده است تا یک ناحیه پرفشار در مناطق یادشده ایجاد شود. شوک عمودی با حرکت از نقطه سکون به سمت شانههای دماغه به آرامی تغییر شکل داده و به یک

شوک مخروطی به نسبت ضعیف تبدیل میشود. این تغییر وضعیت پسای فشاری را در نواحی کناری دماغه کاهش داده است. با این حال فشار بالای شوک عمودی در ناحیه جلویی اثر غالب میدان جریان بر جسم پرنده بوده و می تواند پسای فشاری (موجی) زیادی را تحمیل نماید. شکل (B) نشان می دهد که نازل امتداد یافته همچون یک اسپایک کوچک عمل کرده است. نازل امتداد یافته با شکافتن شوک کمانی نقطه سکون مجازی را به بالادست جریان انتقال داده است. تغییر مکان نقطه سکون باعث شده است تا شوک کمانی به یک شوک مخروطی ضعیف تر تبدیل شود. از آنجا که سهم عمدهای از این تغییر وضیت شوک مربوط به نقاط جلویی دماغه است؛ بنابراین انتظار می رود 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 می تواند 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 جریان آزاد مستقیماً با سطح جسم برخورد نموده است، فشار به صورت شده است. با افزایش طول نازل منجر به ایجاد گردابههای قوی تر شده است. با افزایش طول نازل کاهش فشار در محل حضور گردابهها محسوس تر است. از سوی دیگر پوشانندگی 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 بزرگتر تأییدکننده این موضوع است. شکل 21 توزیع پسای اصطکاکی را در مان طور که مشاهده میشود در برخورد مستقیم جریان آزاد با دماغه، فمان طور که مشاهده میشود در برخورد مستقیم جریان آزاد با دماغه، ضریب اصطکاک سطح با دور شدن از نقطه سکون یک روند افزایشی را داشته

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 می رسد با گذر از نقاط میانی دماغه و حرکت به سمت پایین دست شتاب جریان منفی بوده و عملا 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 می شود 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 می شود که افزایش طول نازل کاهش ضریب اصطکاک سطح را به همراه دارد. کاهش زی می دهد که ضریب اصطکاک سطح را به همراه دارد. کل دارد [20]؛ بنابراین در ادامه تنها اثرات پسای فشاری مورد بررسی قرار می گیرد و نتایج مربوط به ضرایب اصطکاک در بخش انتهایی پژوهش و به صورت پسای اصطکاکی نشان داده می شود.



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

شكل 10 كانتور فشار استاتيك؛ با نازل امتداد يافته (B) و بدون نازل امتداد يافته (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)

#### 4-3- جريان تركيبي جت و نازل امتداد يافته

همان طور که مشاهده شد تزریق مستقیم جت از دماغه و به کارگیری 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 شباهت های موجود است، همچنین بررسی و مقایسه نمودارهای توزیع فشار و ضریب اصطکاک نشان از رفتار یکسان دو مکانیزم متفاوت در ارائه یک



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

(PR=0.0) شکل 12 ضریب اصطکاک در طول های مختلفی از نازل امتداد یافته (PR=0.0)

الگوی واحد از میدان جریان، دارد. همان طور که در شکل های 8 و 11 مشاهده می شود استفاده از ابزار فوق منجر به ایجاد یک منطقه کم فشار 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 کارآیی بیشتر در کاهش پسا امکان پذیر است.

شکل 13 کانتورهای عددی ماخ را به همراه خطوط میدان جریان در دو حالت تزريق مستقيم جت از دماغه (A) و تزريق از نازل امتداد يافته (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 می شود. 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 می شود 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 روشن تر می گردد 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 می شود که ناحیه کم فشار متناظر با ناحیه چرخشی جریان بوده و ناحیه پرفشار نقطه برخورد جریان برگشتی جت با سطح را نشان می دهد.

با مقایسه کانتورهای فشاری مشخص می شود که ناحیه کم فشار 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 مستقيم جت از دماغه دارند.

آنچه باعث نفوذ جریان جت به جریان آزاد می شود وجود یک مومنتوم 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 می شود که امتداد یافتگی نازل یک مومنتوم مصنوعی را به منظور افزایش عمق نفوذ جت به جریان اصلی ایجاد کرده است. امتداد



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

شكل 13 كانتور ماخ؛ با نازل امتداد يافته (B) و بدون نازل امتداد يافته (A) (PR=2.0)



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

شكل 14 كانتور فشار؛ با نازل امتداد يافته (B) و بدون نازل امتداد يافته (A) (PR=2.0)

یافتگی نازل باعث ایجاد یک مومنتوم مصنوعی به منظور افزایش عمق نفوذ جت به جریان اصلی گشته است. همان طور که مشاهده میامبا 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 محسوس تر 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 می تواند از دیگر عوامل کاهنده 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 کارآیی در تزریق جت از نازلهای امتداد یافته باشد.

از سویی دیگر، شکل نشان می دهد که در یک طول ثابت از نازل افزایش نسبت فشار همانند تزریق مستقیم جت از دماغه می تواند 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 بزرگ تری از ناحیه جلویی دماغه را پوشش دهد. همچنین انتقال نقاط بیشینه فشاری به زوایای بالاتر نشان می دهد 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 رح خروجی نازل گسترش داده است؛ بنابرین 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. واگرایی در دهانه شوک کمانی شده است. این واگرایی باعث شده است تا نقطه تراکنش شوک یادشده و شوک ناشی از تراکم مجدد جریان علاوهبر آن که از سطح جسم فاصله میگیرد، به نواحی پایین دست جریان انتقال یابد. با فاصله گرفتن این نقطه پرفشار از سطوح کناری دماغه افت فشاری

# 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. 15 Pressure distribution at different *PR* 

شکل 15 توزیع فشار در نسبت فشارهای مختلف





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

مهندسی مکانیک مدرس، خرداد 1397، دورہ 18 شمارہ 03

در نمودار توزيع فشار ايجاد كرده است.

همان طور که در شکل 18 مشاهده می شود 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 می سد فیزیک انتقال متفاوت باشد. چنانچه در شکل 16 نشان داده شده است زاویه  $\alpha$  مماس بر ناحیه بیرونی شوک کمانی به گونهای ترسیم می شود که از نقطه تراکنش شوک ها عبور نماید؛ بنابراین می تواند معیاری مناسب از میزان واگرایی شوک کمانی در قسمت انتهایی آن باشد. مشاهده می شود که با افزایش نسبت فشار در شکل 16 زاویه هندسی  $\alpha_2$  کوچکتر از زاویه متناظر  $\alpha_1$  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  $\alpha$  در شکل 18 مشاهده می شود که هر سه زاویه مشخص شده در تصویر با تقریبی مناسب با یکدیگر برابر است؛ بنابراین آنچه که موجب می شود 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 طول های مختلف از نازل امتداد یافته تنها انتقال شوک کمانی به بالادست جریان (و نه تغییر شکل شوک) است که موجب می شود تا نقطه تراکنش به نواحی پاییندستی جریان هدایت شود. همان طور که نشان داده شد با فاصله گرفتن این نقطه از جسم فشار سطح به ویژه در نقطه برخورد جریان برگشتی با سطح کاهش می یابد؛ 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 نتیجه گیری 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. 18 2D static pressure contour around of cone with differentlength of extended nozzle (PR=2.0) $m \geq 0$  $m \geq 0$ <

**شکل 18** کانتور فشار استاتیک حول دماغه در طولهای مختلف از نازل امتدادیافت (PR=2.0)

شکل بیان می کند که اگرچه تزریق مستقیم جت از دماغه قادر است تا پسای کلی وارد بر دماغه را کاهش دهد، اما به کارگیری 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 می شود.

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

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 تشکیل دهنده آن نشان داده است. همان طور که مشخص است پسای کل مجموعی از سه پسای فشاری (موجی)  $D_{
m P}$  پسران جت  $D_{
m j}$  و پسای اصطکاکی  $D_{
m f}$  است. پسای اصطکاکی کمترین نقش را در تعیین یسای کل داشته است. یسای فشاری و نیروی عکسالعملی جت بیشترین نقش را در تعیین پسای کل دارند. شکل 20 ثابت می کند که اگرچه با افزایش نسبت فشار، پسای فشاری در هر دو نموار كاهش يافته است، اما نرخ آن روبه كاهش است. اين در حالي است كه 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 تزريق مستقيم است؛ بنابراين و با توجه به يک پسران جت يکسان افزايش پسای کل به هنگام استفاده از نازلهای امتداد یافته در نسبت فشارهای پایین تری 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 می کند 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 كمتر از ميزان آن در نسبت فشار 2 بوده است.

# 5- نتیجه گیری

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



**شکل 1**9 مقایسه پسای کل در نسبت فشارهای مُختلف







Fig. 21 Compare of total drag at different length of extended nozzle شکل 21 مقایسه پسای کل در طولهای مختلف از نازل امتدادیافته

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 مقادیری از ضرایب هریک از مدلهای  $\omega - k$  استاندارد یا  $k - \varepsilon$  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 کربنسل 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. بوده و بیشترین اختلاف در نسبت فشار 3 و به میزان %6 است. استفاده از دو مدل آشفتگی 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 گسسته سازی ترمهای جابه جایی از مدل بالادست ای یواس ام به همراه محدودکننده ون – آلبادا استفاده شده و ترمهای پخشی لزج با به کارگیری الگوریتم تفاضل مرکز گسسته سازی شدهاند. به منظور افزایش همگرایی حل

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 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 می شود تا پسای کل بعد از نسبت فشار 1 افزایش یابد. پسای کل در تزریق مستقیم جت بعد از نسبت فشار 3 افزایش می یابد؛ بنابراین به کارگیری نازل امتداد یافته منجر به محدودیت بیشتر در افزایش نسبت فشار می شود.
- 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 علايم

- A مساحت خروجی نازل (m<sup>2</sup>)
  - (kgms<sup>-2</sup>) پسا (D
    - *F* ترم شار
- (m²s-²) انرژی جنبشی آشفته (k
  - ش دبی جرمی (kgs<sup>-1</sup>)
    - M عدد ماخ
    - n بردار نرمال سطح
    - (kgm<sup>-1</sup>s<sup>-2</sup>) فشار P
      - *PR* نسبت فشار
      - Q ترم چشمه
  - (m<sup>2</sup>) سطح کنترل s
- · طول سطح (m)، سح مقطع دماغه (m<sup>2</sup>)
  - دما (K)، ترانهاده ماتریس T
    - (ms<sup>-1</sup>) سرعت (u, v, w

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, 48<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting, Florida, Orlando, Jan. 4-7, 2010.
   L. Bin, W. Zhen, H. Wei, Effect of the injector configuration for opposing jet on the drag and heat reduction, Aeropace Science and Technology, Vol. 51,
- [7] No. 1, pp. 78-86, 2016.
- M. Mumivand, H. Mohammadkhani, Numerical stydy of aerodynamic drag [8] 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 (فارسی 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. (فارسى in Persian) . (55-65, 2017)
- [10] F. Menter, M. Kuntz, R. Langtry, Ten years of industrial experience with the SST turbulence model, *Heat and Math 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 فارسى)
- [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 hypersoinc 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 aver 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 dimentional 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 فارسى)

(m) طول محوری (

# علايم يوناني

- زاویه واگرایی (deg) α لزجت دینامیکی (kgm<sup>-1</sup>s<sup>-1</sup>) μ چگالی (kgm<sup>-3</sup>) ρ
- نرخ اضمحلال ویژه (<sup>--</sup>ms) ω
  - Ω حجم کنترل (m<sup>3</sup>)
    - شعاع طيفي Λ
  - نسبت ظرفيت گرمايي ν

# زيرنويسها

f, τ اصطكاك j, jet جت تزريقى Stag نقطه سكون lam جريان آرام Т جريان آشفته جريان آزاد 00 جابهجايى с

يخش

### 7- مراجع

d

- [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, 43<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reno, Nevada, Jan. 10-13, 2005
- I. Tamada, S. Aso, Y. Tani, Numerical study of the effect of the opposing jet [5] on reduction of aerodynamic heating with different nose configurations, 26th