



## مطالعه عددی کاهش درگ آیرودینامیکی دماغه پخ با ترکیب اسپایک و تزریق جت محوری و عرضی

محمد مومیوند<sup>1</sup>، حسن محمدخانی<sup>2\*</sup>

1- کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه جامع امام حسین(ع)، تهران  
2- استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه جامع امام حسین(ع)، تهران  
\* تهران، صندوق پستی 1698715461، hmohammadkhani@ihu.ac.ir

### چکیده

یکی از مهمترین موضوعاتی که در آیرودینامیک پرتابه مطرح است، کاهش درگ آیرودینامیکی اجسام پروازی با مکانیزم‌های مختلفی است که تحقیقات زیادی در سال‌های اخیر به منظور شناخت عملکرد و تأثیر پارامترهای مختلف روی میزان اثرگذاری این روش‌ها انجام شده است. این موضوع در موشک‌های با دماغه‌ی پخ از اهمیت بیشتری برخوردار است. هدف از این پژوهش، کاهش درگ آیرودینامیکی دماغه‌های پخ با استفاده از نصب اسپایک در نقطه سکون دماغه و تزریق جت در نقاط مختلف روی اسپایک است. ابعاد هندسی اسپایک و تزریق جت از مقالات استخراج شده است. تزریق جت به صورت صوتی و عمود بر سطح اسپایک است. تحلیل‌ها با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت و معادلات ناویر-استوکس تراکم‌پذیر، سه بعدی در حالت پایا و ناپایا در عدد ماخ جریان آزاد 1.89 و زوایای حمله مختلف انجام شده است. از آنجا که حل عددی جریان روی این مدل‌ها نیازمند سرعت پردازش و حافظه بالایی است از سیستم پردازش موازی استفاده شده است. در این شبیه‌سازی از شبکه باسازمان و مدل آشفتگی  $k-\omega-SST$  استفاده شده است. نتایج نشان می‌دهد که کاهش درگ قابل ملاحظه‌ای با استفاده از ترکیب تزریق جت و اسپایک بدست می‌آید.

### اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل  
دریافت: 15 فروردین 1395  
پذیرش: 10 خرداد 1395  
ارائه در سایت: 29 تیر 1395  
کلید واژگان:  
کاهش درگ آیرودینامیکی  
دماغه پخ  
آنالیز عددی  
اسپایک  
تزریق جت

## Numerical study of aerodynamic drag reduction of blunt nose with hybrid of spike and axial and lateral jet injection

Mohammad Mumivand, Hasan Mohammadkhani\*

Department of Aerospace Engineering, Imam Hossein University, Tehran, Iran.  
\*P.O.B.1698715461 Tehran, Iran, hmohammadkhani@ihu.ac.ir

### ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper  
Received 03 April 2016  
Accepted 30 May 2016  
Available Online 20 July 2016

Keywords:  
Aerodynamic Drag reduction  
Blunt nose  
Numerical analysis  
Jet injection  
Spike

### ABSTRACT

One of the main challenges existing in the field of missile aerodynamics is how to reduce the aerodynamic drag of aerospace vehicles through different mechanisms. Thus far, many investigations have been performed to determine the performance and influence of various parameters on the effectiveness of these mechanisms. The challenge is particularly more pronounced in missiles with a blunt nose. The aim of this study is to reduce the aerodynamic drag of such missiles using hybrid employment of mounted spike at the stagnation point of the nose in addition to jet injection at different positions on the spike. To this aim, spike and jet injection configurations are extracted from the literature. Jet injection is considered in the sonic regime and perpendicular to the surface of spike. All analyses are performed using Fluent software along with Navier-Stokes equations for compressible and three-dimensional flow in both steady and unsteady states considering free stream at a Mach number of 1.89 and different angles of attach. Since the numerical simulation of these models requires high processing speed and memory, parallel processing system is employed. Additionally, structure grid and  $k-\omega-SST$  turbulence models are utilized. Results indicate that a significant drop in the drag is achieved using the hybrid utilization of jet injection and spike.

### 1- مقدمه

در طراحی یک سیستم پروازی نظیر موشک‌ها و راکت‌ها، باید به آیرودینامیک آن، بخصوص نیروی درگ توجه ویژه داشت. کاهش این نیرو امکان دستیابی به سرعت‌های بالاتر، کاهش مصرف سوخت و یا منابع مورد نیاز انرژی را فراهم می‌کند. لذا از دیر باز مسأله‌ی کاهش نیروی مقاوم در برابر سیال مورد توجه محققان بوده است. از سوی دیگر کاهش نیروی مقاوم یا درگ، علاوه بر موارد فوق، امکان طی مسافت‌های بیشتر به ازای سوخت مصرفی مشخص و

همچنین بالارفتن عمر کارکرد تجهیزات را به دنبال دارد. بدین ترتیب موضوع کاهش نیروی درگ بخصوص در اجسام با دماغه‌ی پخ<sup>1</sup> از چالش‌های مهم صنعت هوافضا است. برخی از موشک‌ها به خاطر نوع مأموریت و عملکرد خاص، دارای دماغه‌های با پخی زیاد بوده و نیروی درگ زیاد ایجاد می‌کنند. در این نوع دماغه‌ها نیروی درگ را می‌توان با روش‌هایی مانند اسپایک، تزریق جت و روش‌های نشت انرژی کاهش داد [4-1]. یکی از روش‌های کاهش

<sup>1</sup> Blunt

Please cite this article using:

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, 2016 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

گرفته شده است. در این بررسی، از روش دینامیک سیالات محاسباتی بر مبنای نرم‌افزار فلونت با استفاده از معادلات ناویر-استوکس تراکم‌پذیر سه بعدی در حالت پایا و ناپایا استفاده شده است. برای ارزیابی و صحت سنجی نتایج، از نتایج تجربی مرجع [6] استفاده شده است. همچنین بر اساس مدل ارائه شده در این مرجع، اثر ترکیبی اسپایک و تزریق جت روی اسپایک با بدنه‌ی استوانه‌ای و دماغه کروی بررسی خواهد شد.

## 2- تعریف مسأله

در شکل 1، نمایی از ابعاد هندسه‌ی مدل و اسپایک که از مرجع [6] گرفته شده، نشان داده شده است. (ابعاد داخل شکل بر حسب میلی‌متر است) در این شکل، قطر دماغه ( $d$ ) 0.27 متر، طول بدنه به همراه دماغه ( $L$ ) 4.44 متر، انتهای بدنه، مخروطی شکل با قطر پایه 0.85 $d$  و نیم زاویه 9 درجه است. در این مرجع از اسپایک‌های مختلف استفاده شده که مناسب‌ترین اسپایک از لحاظ کاهش درگ، به طول 0.259 متر و قطر 0.045 متر است. همچنین عدد ماخ جریان آزاد 1.89 و عدد رینولدز بر مبنای قطر ماکزیمم، برابر  $3.8 \times 10^5$  است. در این تحقیق، برای صحت سنجی نتایج حاصل از حل عددی، مدل ارائه شده در شکل 1 در دو حالت با و بدون اسپایک، با نتایج تست تونل باد مرجع [6] مورد مقایسه قرار می‌گیرد. سپس رفتار جت سیال در تغییر الگوی جریان در دو حالت تزریق از نوک دماغه و تزریق از سطح جانبی اسپایک در حالت گذرا<sup>1</sup> تحلیل می‌شود. در نهایت با استفاده از ترکیب اسپایک و تزریق جت، کاهش ضریب نیروی درگ در حالت دائم<sup>2</sup> بررسی می‌شود. در همین راستا، تزریق جت در مکان‌های مختلف اسپایک انجام می‌شود. همان‌طور که در شکل 2 نشان داده شده است، برای بررسی اثر مکانی تزریق جت بر کاهش ضریب درگ، 5 مکان روی اسپایک انتخاب شده است. برای موقعیت‌های شماره 1 تا 4 (Case 1-4)، تزریق جت به صورت جانبی و در جهت عمود بر محور اسپایک است. در موقعیت شماره 5 (Case 5)، تزریق جت در نوک اسپایک بوده و سیال جت در خلاف جهت سرعت جریان آزاد تزریق می‌شود. همچنین مدل‌های دیگری برای مقایسه نتایج مورد ارزیابی قرار گرفته است که در جدول قابل مشاهده است. لازم به ذکر است نسبت فشار کل به فشار خروجی جت برای حالت‌های فوق معادل 6.54 و مساحت خروجی نازل معادل 0.001414 متر مربع در نظر گرفته شده است.

## 3- حل عددی و شرایط مرزی

معادلات حاکم بر جریان سیال که به معادلات ناویر استوکس معروف است، شامل معادلات پیوستگی، ممنتوم و انرژی است. معادلات ناویر استوکس، کامل‌ترین معادلات جریان سیال بوده که با حل آن می‌توان طور کامل فیزیک مسأله را بیان و شبیه‌سازی کاملی از رفتار جریان در تمام رژیم‌های جریان

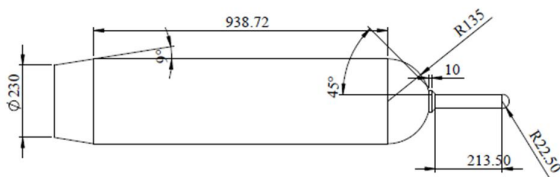


Fig. 1 Dimension of the spiked blunt body [6]

شکل 1 ابعاد هندسی اسپایک و بدنه‌ی با دماغه پیچ [6]

درگ، استفاده از اسپایک در نقطه سکون دماغه است که با تغییر شک خمیده‌ی تشکیل شده در جلوی دماغه به شک مخروطی، منجر به ایجاد ناحیه‌ای فشار پایین در بالادست دماغه شده، که در نهایت باعث کاهش قابل توجه نیروی درگ در زوایای حمله کم و نزدیک صفر می‌شود. البته این ساختار در حالتی که زاویه حمله زیاد باشد چندان تأثیری در کاهش درگ ندارد [2-4]. در این راستا مطالعات گسترده‌ای در 60 سال گذشته روی موضوع کاهش درگ صورت گرفته است. مطالعه جامعی توسط میر در سال 1952 انجام گرفت. او به صورت تجربی جریان اطراف مدل‌های استوانه‌ای با سر تخت و سر نیم کره‌ای که یک میله به نوک آنها متصل بود را در عدد ماخ جریان 1.96 و رینولدز  $1.65 \times 10^5$  مورد بررسی قرار داد [5]. میلیسو و همکاران در سال 2002 یک آنالیز تجربی از تست تونل باد روی دماغه‌ی بدون اسپایک و همراه چهار نوع اسپایک در عدد ماخ 1.89 و عدد رینولدز  $3.8 \times 10^5$  و زاویه حمله دو درجه ارائه دادند که منجر به کاهش 60 درصدی نیروی درگ شد [6]. کالیموتا و همکاران در سال 2010 اثر اسپایک را در زاویه حمله‌های مختلف در عدد ماخ 6 و عدد رینولدز  $5 \times 10^5$  بررسی کردند [7]. مهتا در سال 2010 به بررسی عددی تأثیر طول و هندسه نوک اسپایک در کاهش درگ دماغه کروی و در عدد ماخ 6 پرداخت [8]. احمد و همکاران در سال 2010 کاهش درگ دماغه کروی را با نصب اسپایک و دیسک‌های با هندسه متفاوت به صورت تحلیل عددی بررسی کردند [9].

محققان اولین بار در سال 1940 تزریق جت را روشی برای کاهش درگ و کاهش نرخ انتقال گرما به بدنه مورد بررسی قرار داده و بدست آوردند که تزریق جت به صورت مافوق صوت در نقطه سکون دماغه باعث تغییر توزیع شکل دما و فشار در ناحیه جلوی دماغه می‌شود. فینلی در سال 1966 آزمایش‌هایی را جهت مطالعه‌ی تأثیر تزریق و کاهش ضریب فشار در عدد ماخ 2.5 انجام داد [10]. جنمی و همکاران در سال 2003 جریان پیرامون دماغه با مدل‌های مختلف اسپایک را در عدد ماخ 4.5 و زوایای حمله بالا بررسی کردند [11]. همچنین در کار دیگری شانگ و همکاران اصلاح میدان جریان در حضور یک جت پلاسما را بررسی کردند [12]. چو و همکاران در سال 2012 به بررسی عددی تأثیر تزریق جت در کاهش درگ جسم با دماغه‌ی کروی در عدد ماخ 2.5 پرداختند و کاهش درگ 32.6 درصدی را گزارش دادند [13]. رانگ در سال 2013 تحقیقی را در مورد کاهش درگ اجسام با دماغه‌ی پیچ با استفاده از روش تزریق جت انجام دادند [14]. شاه و همکاران در سال 2010 تحلیل عددی کاهش درگ را با استفاده از تزریق جت روی دماغه‌ی پیچ برای پارامترهای مختلف جریان مورد ارزیابی قرار دادند [15]. گلینسکی و همکاران کاهش درگ دماغه پیچ را به صورت تحلیل عددی و تست تجربی انجام داده‌اند. در این مقاله اثر اسپایک و تزریق جت سیال به صورت تک فازی و دو فازی مورد بررسی قرار گرفته است [16]. زونگلین و همکاران در سال 2011 مطالعه تجربی روی تأثیر جت جانبی بر کاهش درگ دماغه‌ی پیچ انجام دادند [17]. هوانگ در سال 2015 سه روش ترکیبی آیرواسپایک، تزریق جت و نشت انرژی را در کاهش درگ و انتقال حرارت مورد بررسی قرار داد [18]. همچنین جیانگ و همکاران با استفاده از روش‌های بهینه‌سازی پارامتری، اثرات طول اسپایک و قطر خروجی جت روبه جلو را به صورت توأم مورد ارزیابی قرار دادند [19].

نوآوری این مقاله، استفاده از ترکیب این دو روش (اسپایک و تزریق جت) برای کاهش درگ یک پرتابه با دماغه‌ی پیچ است. برای رسیدن به این هدف، تزریق جت به صورت صوتی و در نقاط مختلف روی اسپایک در نظر

<sup>1</sup> Unsteady

<sup>2</sup> Steady

دوردست از شرط مرزی فشار دوردست<sup>2</sup> استفاده شده که در آن عدد ماخ 1.89 و فشار و دمای سطح دریا در نظر گرفته شده است. با توجه به اینکه سرعت جریان در خروج از میدان، مافوق صوت است، بنابراین مقادیر مجهول از داخل میدان برونمایی می‌شوند. از شرط مرزی ورودی فشاری<sup>3</sup> برای تزریق جت استفاده شده است؛ بطوریکه هوا با چگالی گاز ایده‌آل در دمای محیط و فشارهای مختلف از سطح اسپایک تزریق می‌شود. با توجه به اینکه مورد نظر است سیال جت به صورت صوتی (عدد ماخ یک) وارد میدان جریان شود بنابراین نسبت فشار کل به فشار استاتیک برابر 1.89 در نظر گرفته شده است.

#### 4- مطالعه شبکه محاسباتی

بررسی کیفیت شبکه ایجاد شده، یکی از مهمترین مراحل است که بعد از شبکه‌بندی انجام می‌شود. در روش‌های تحلیل عددی تعداد المان مورد استفاده مهم بوده و بایستی تعداد المان به حدی افزایش یابد که با افزایش بیشتر از آن، تغییری در نتایج ایجاد نشود. به عبارتی، باید استقلال نتایج از شبکه مورد بررسی قرار گیرد. استقلال پاسخ‌ها از شبکه مهمترین پارامتر برای اعتماد به جواب‌ها از نقطه نظر تعداد المان‌های شبکه است. بنابراین برای رسیدن به یک شبکه‌بندی مناسب، سه شبکه مختلف روی نیمه‌ی مدل و فضای محاسباتی آن ایجاد شده است. بدلیل اینکه در این تحقیق از تزریق جت نیز برای کاهش درگ استفاده شده است، بررسی استقلال شبکه در دو حالت انجام گرفته است. حالت اول استقلال شبکه از تعداد المان‌های اطراف مدل و حالت دوم استقلال شبکه از تعداد المان‌های مرز تزریق جت است. برای مطالعه‌ی شبکه از لحاظ تعداد المان استفاده شده، سه شبکه‌بندی به تعداد المان‌های 367000، 527000 و 935000 ایجاد شده است. در شکل 3 نمایی از شبکه تولید شده در پیرامون مدل نشان داده شده است.

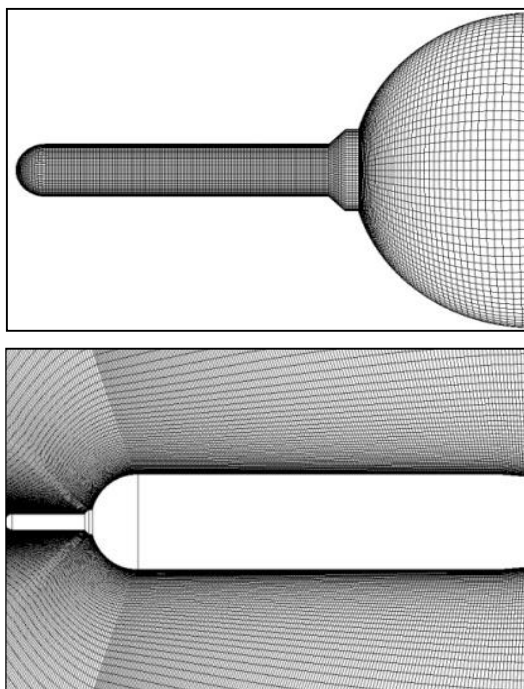


Fig. 3 Computational grid of the spiked blunt body

شکل 3 شبکه محاسباتی اسپایک و بدنه‌ی با دماغه پخ

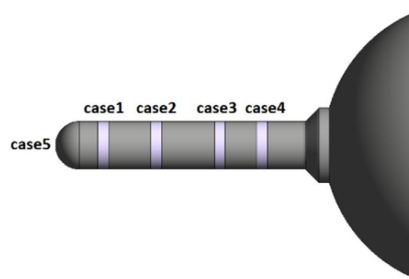


Fig. 2 The five models of jet injection on the spike

شکل 2 پنج حالت تزریق جت از سطح اسپایک

جدول 1 حالت‌های مختلف استفاده شده

Table 1 Various models used in this study

اسپایک (متر)	موقعیت تزریق جت از نوک اسپایک (متر)	موقعیت تزریق جت
0.04	Case1	تزریق جت در سطح جانبی اسپایک
0.09	Case2	تزریق جت در سطح جانبی اسپایک
0.15	Case3	تزریق جت در سطح جانبی اسپایک
0.19	Case4	تزریق جت در سطح جانبی اسپایک
0	Case5	تزریق جت در جلوی اسپایک
-----	Case6	تزریق جت در جلوی دماغه بدون اسپایک
-----	Case7	دماغه بدون اسپایک و تزریق جت
-----	Case8	دماغه به همراه اسپایک بدون تزریق جت

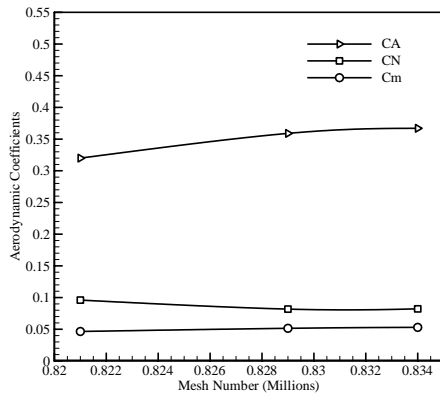
بدست آورد. این معادلات غیرخطی بوده که در حالت کلی حل تحلیلی برای آنها وجود ندارد و تنها راه بررسی ریاضی چنین مسائلی حل عددی است. برای این مسأله با به کارگیری معادلات جریان مغشوش ناویراستوکس تراکم‌پذیر سه بعدی، تحلیل‌ها در دو حالت پایا و ناپایا بر پایه نرم افزار فلونت انجام می‌شود. بر این اساس معادله‌های چگالی مینا، به صورت صریح گسسته سازی شده و از روش رول<sup>1</sup> با دقت مرتبه دوم برای محاسبه شار استفاده شده است. معیار همگرایی برای باقی‌مانده‌ها،<sup>5</sup> 10<sup>-5</sup> انتخاب شده به طوری که ثابت شدن مقادیر ضریب نیروی محوری و عمودی نیز در نظر گرفته شده است. مدل SST -  $k - \omega$  به طور همزمان می‌تواند از توانایی مدل  $k - \omega$  برای احتساب نواحی رینولدز پایین و توانایی مدل  $k - \epsilon$  برای احتساب نواحی رینولدز بالا بهره گیرد. از مزایای این مدل می‌توان به پیش‌بینی جریان با دقت بالا در گرادبان فشار معکوس، تخمین دقیق‌تر مکان جدایش جریان نسبت به مدل‌های  $k - \omega$  و  $k - \epsilon$  و همچنین قابلیت اطمینان این مدل برای حل جریان‌های آیرودینامیکی شامل امواج شاک مافوق صوت و وجود نرخ کرنش برشی زیاد، مانند مناطق مجاور نقطه سکون اشاره کرد. به همین دلایل، برای مدل‌سازی جریان آشفته از مدل آشفته‌گی SST -  $k - \omega$  استفاده شده است [20].

آنچه که جواب معادلات را یگانه می‌کند، تعیین شرایط اولیه و شرایط مرزی مناسب است. در صورت انتخاب نامناسب شرط مرزی، نه تنها دقت شبیه‌سازی کاهش می‌یابد بلکه در مواقعی موجب واگرایی در روند حل می‌شود. بنابراین استفاده از شرط مرزی مناسب، تابعی از نوع رژیم جریان، اطلاعات موجود در ورودی و خروجی و نیز سازگاری نوع حل‌گر و الگوریتم عددی استفاده شده با شرط مرزی است. برای دیواره‌ها نظیر دماغه، بدنه و اسپایک از شرط عدم لغزش سرعت استفاده شده است. برای میدان جریان

<sup>2</sup> Pressure-Far-Field

<sup>3</sup> Pressure Inlet

<sup>1</sup> Roe



**Fig. 6** Results of grid independence study for  $P=6.54$ ,  $M=1.89$  and  $\alpha=2^\circ$   
شکل 6 نتایج مطالعه‌ی استقلال شبکه در نسبت فشار کل 6.54 و عدد ماخ جریان آزاد 1.89 و زاویه حمله 2 درجه

عددی و نتایج تجربی برای هندسه‌ی مورد نظر در دو حالت با و بدون اسپایک را در زاویه حمله 2 درجه و عدد ماخ 1.89 نشان می‌دهد. همان‌طور که مشخص است، همخوانی خوبی بین داده‌های تجربی و نتایج حل عددی برقرار است و ماکزیمم خطا، مربوط به ضریب نیروی محوری برابر 11 درصد است که قابل قبول بوده و می‌توان از تحلیل عددی استفاده کرد.

#### 6- بررسی نتایج

در این قسمت به بررسی تأثیر اسپایک، تزریق جت و روش ترکیبی اسپایک-تزریق جت در الگوی جریان و میزان کاهش درگ پرداخته شده است. روش ترکیبی از تزریق جت طولی و عرضی استفاده شده است.

#### 1-6- بررسی اثر اسپایک

در شکل 7 خطوط هم‌تراز عدد ماخ در حالت با اسپایک (Case 8) و بدون اسپایک (Case 7) برای ماخ 1.89 و زاویه حمله 2 درجه نشان داده شده است. در حالت بدون اسپایک، شاک کماتی قوی در جلوی دماغه ایجاد شده و موجب افزایش نیروی درگ فشاری می‌شود. با نصب اسپایک در نقطه سکون دماغه، علاوه بر اینکه موج ضربه‌ای قوی را به امواج ضربه‌ای مورب ضعیف‌تر تبدیل می‌کند، به عنوان یک جداساز جریان عمل کرده و باعث جدایی لایه‌ی مرزی از سطح خود و ایجاد لایه‌ی برشی می‌شود. با جدایش جریان روی اسپایک، ناحیه‌ی چرخشی در لایه مرزی تشکیل شده و فشار داخل این ناحیه کم می‌شود. در محل برخورد لایه برشی به سطح دماغه، نقطه سکون

جدول 2 نتایج صحت سنجی در در عدد ماخ 1.89 و زاویه حمله 2 درجه

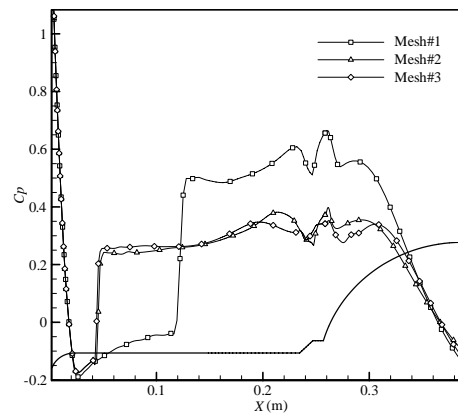
ضریب گشتاور پیچ	ضریب نیروی عمودی	ضریب نیروی محوری	بدون اسپایک	تجربی
0.147	0.0863	0.9422	0.1499	0.0858
5.6	0.58	11.5	0.211	0.1189
0.211	0.1189	0.5594	0.185	0.11
0.185	0.11	0.496	12.3	7.5
12.3	7.5	11.3		

شکل 4 توزیع ضریب فشار روی اسپایک و دماغه را برای شبکه‌های مختلف نشان می‌دهد. مطابق با آن، همخوانی مناسبی بین نتایج ضریب فشار در شبکه‌های 2 و 3 وجود دارد. برای بررسی بهتر این موضوع، تغییرات ضرایب آیرودینامیکی نسبت به تعداد المان‌ها، برای عدد ماخ 1.89 و زاویه حمله 2 درجه در شکل 5 ترسیم شده است. شکل 6 نیز استقلال شبکه با تغییر المان‌های مرز تزریق جت را برای عدد ماخ 1.89 و زاویه حمله 2 درجه در سه تعداد المان 821000، 829000 و 834000 را نشان می‌دهد.

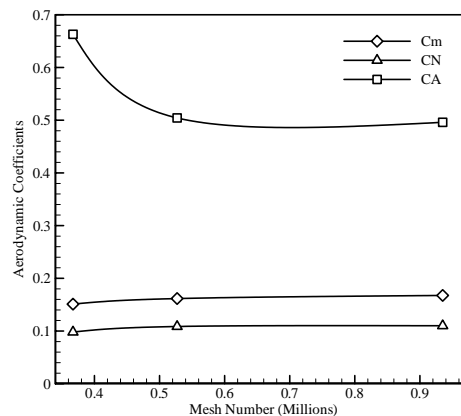
همان‌طور که مشخص است، برای حالت بدون تزریق جت، ضرایب آیرودینامیک برای المان‌های بیشتر از 700000 و برای حالت با تزریق جت، ضرایب آیرودینامیک برای المان‌های بیشتر از 829000 تغییر چندانی ندارد. در مجموع برای حالت بدون تزریق جت از تعداد المان 821000 و در حالت با تزریق جت از 829000 المان استفاده شده است. لازم به ذکر است ضرایب آیرودینامیکی نسبت به قطر و سطح مقطع بدنه بی‌بعد شده است.

#### 5- اعتبارسنجی نتایج

برای اطمینان از صحت نتایج بدست آمده از تحلیل عددی از نتایج تست تونل باد مرجع [6] استفاده شده است. جدول 2 ضرایب آیرودینامیک حاصل از حل



**Fig. 4** Pressure coefficient distribution of the spiked blunt body at  $M=1.89$  and  $\alpha=2^\circ$   
شکل 4 توزیع ضریب فشار روی دماغه و اسپایک در عدد ماخ 1.89 و زاویه حمله 2 درجه



**Fig. 5** Results of grid independence study of the spiked blunt body at  $M=1.89$  and  $\alpha=2^\circ$   
شکل 5 نتایج استقلال شبکه برای دماغه به همراه اسپایک در عدد ماخ 1.89 و زاویه حمله 2 درجه

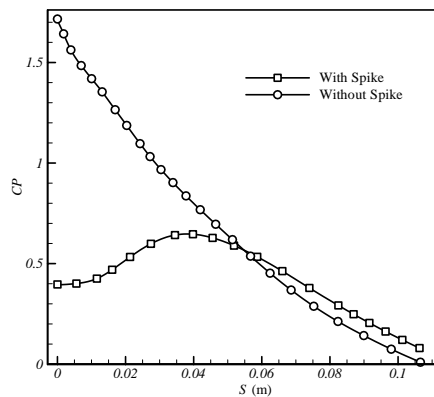


Fig. 8 Pressure coefficient over the blunt nose with and without Spike at zero angle of attack

شکل 8 تغییر ضریب فشار روی دماغه در حالت با و بدون اسپایک در زاویه حمله صفر درجه

خروجی از مُد ناپایا به طور ناگهانی به مُد پایا تبدیل می‌شود و در این نسبت فشار، ماکزیمم کاهش درگ حاصل می‌شود. در مد ناپایا جت نفوذ زیادی به داخل جریان آزاد می‌کند، اما این نفوذ پایدار نبوده و به علت کم بودن انرژی کل سیال جت، نفوذ دوباره کاهش یافته و یک حالت نوسانی برای سیال جت اتفاق می‌افتد. در این مد، جت خروجی منجر به یک سری انحرافات منظم به صورت موج‌های انبساطی ایکس شکل<sup>1</sup> می‌شود که در نهایت شاک کمانی را به صورت مخروطی درمی‌آورد. در حالت پایا، نفوذ جت کمتر از حالت ناپایا بوده ولی با دارا بودن سطح انرژی بالا، پایداری سیال جت بیشتر است. در این حالت، بدلیل بالا بودن اختلاف فشار استاتیک نسبت به جریان آزاد، سیال جت به سرعت منبسط شده و باعث تشکیل شاک بشکهای<sup>2</sup> می‌شود. همین عامل سبب می‌شود، مد پایا تغییر زیادی در شکل شاک اصلی ایجاد نکند [13].

پارامترهای مورد استفاده در تزریق جت،  $P$  و  $D$  است که  $P$  نسبت فشار کل جت به فشار محیط و  $D$  نسبت قطر دماغه به قطر خروجی نازل تزریق جت است. شکل 9 خطوط هم‌تراز عدد ماخ را برای حالت ناپایا ( $P=5$ ) و حالت پایا ( $P=14$ ) نشان می‌دهد. مطابق با شکل، همان‌طور که گفته شد شاک تشکیل شده در مُد ناپایا به صورت ایکس شکل است که با نفوذ زیاد سیال جت در جریان آزاد همراه است. این رفتار منجر به جابجایی شاک کمانی و مخروطی شدن آن می‌شود. در مُد پایا، شاک ناشی از تزریق جت به صورت بشکهای بوده و سیال جت، کمتر در جریان آزاد نفوذ می‌کند. این عامل سبب می‌شود در شکل شاک کمانی تغییر خاصی صورت نگیرد.

برای تزریق جت محوری در نسبت فشارهای بزرگتر از 5 (مُد پایا) نتایج تحلیل عددی ناپایا و پایا جواب‌های تقریباً یکسانی دارد.

در شکل 10، ضریب نیروی محوری نسبت به تغییرات فشار کل برای حالت تزریق جت محوری (Case 5) را نشان می‌دهد. همان‌طور که در شکل 10 نشان داده شده است، نسبت فشار بحرانی در حدود 5 است. در نسبت فشارهای بزرگتر از 5، مُد پایا و در نسبت فشارهای کوچکتر از 5 مُد ناپایا اتفاق می‌افتد. یکی از معایب تزریق جت محوری، تولید نیروی تکانه، هم‌راستا با نیروی درگ است. با اینکه طبق نمودار، در نسبت فشار کل بالا ( $P \gg 5$ ) کاهش درگ بیشتری حاصل می‌شود، اما با افزایش نسبت فشار، نیروی تکانه‌ی جت که هم جهت با نیروی درگ است نیز افزایش یافته و باعث

لحظه‌ای با نام نقطه اتصال مجدد تشکیل می‌شود. در این نقطه مقادیر فشار به صورت محلی افزایش می‌یابد. برای اینکه خارج از لایه برشی، جریان موازی سطح بدنه شود، یک موج ضربه‌ای قوی در ناحیه‌ی اتصال مجدد تشکیل شده و منجر به افزایش فشار در پایین دست جریان می‌شود [9,6].

شکل 8 توزیع ضریب فشار در حالت با اسپایک و بدون اسپایک نسبت به مختصات جابه‌جایی روی دماغه ( $S$ ) را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشخص است، در حالت بدون اسپایک، ضریب فشار مقادیر بالایی در نقطه سکون دماغه داشته و با فاصله گرفتن از نقطه سکون، کاهش می‌یابد. مطابق با توضیحات فوق، با نصب اسپایک کاهش قابل ملاحظه‌ای در ضریب فشار جلوی دماغه دیده می‌شود. به طوری که ضریب فشار از مقدار 1.6 به 0.4 کاهش می‌یابد. البته در ناحیه اتصال مجدد افزایش نسبی در ضریب فشار وجود دارد. اما با وجود این اثر نامطلوب، با نصب اسپایک، یک کاهش عمده در میزان ضریب درگ وارد بر بدنه حاصل می‌شود. در صورتی که بتوان با مکانیزمی ناحیه‌ی چرخشی تولید شده از جدایش جریان را افزایش داد و یا اثر شاک ایجاد شده در نقطه اتصال مجدد روی دماغه را کاهش داد، ممکن است کاهش نیروی درگ بیشتری بدست آید.

## 2-6- بررسی اثر جت خروجی از دماغه

در تزریق جت محوری، رفتار جت خروجی از نازل، بسته به نسبت فشار آن با جریان آزاد، به صورت دو مُد حرکت ناپایا و دیگری نزدیک پایا در نظر گرفته می‌شود و یک نسبت فشار کل بحرانی برای جت وجود دارد که رفتار جت

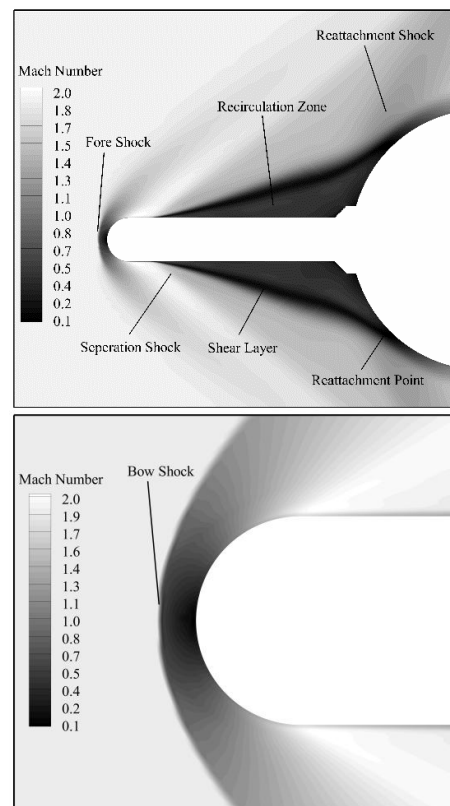
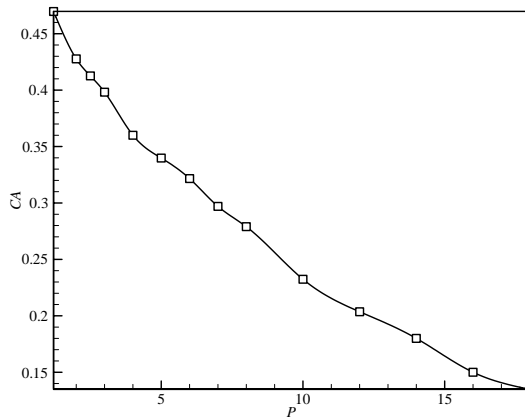


Fig. 7 Mach contours for blunt nose with and without spike in zero angle of attack

شکل 7 خطوط هم‌تراز عدد ماخ برای دماغه پخ با و بدون اسپایک در زاویه حمله صفر درجه

<sup>1</sup> X-TYPE

<sup>2</sup> Barrel Shock



**Fig. 11** The axial force coefficient of Case 3 versus  $P$  at zero angle of attack and

شکل 11 تغییر ضریب نیروی محوری نسبت به فشار کل برای Case 3 و زاویه حمله صفر

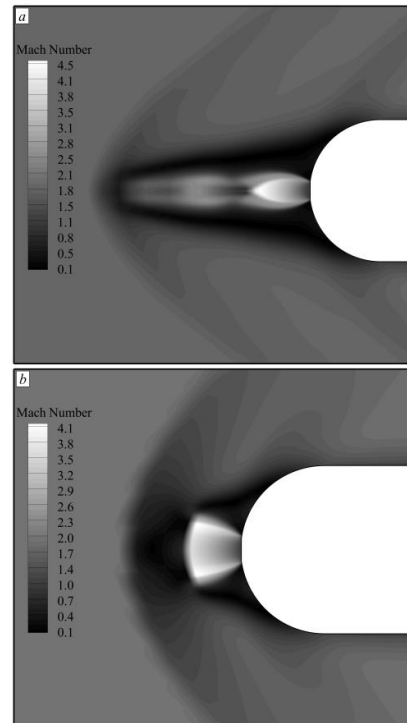
می‌یابد. با مقایسه شکل‌های 10 و 11 دیده می‌شود که این رفتار، مشابه رفتار تزریق جت محوری نبوده و فشار بحرانی رخ نمی‌دهد. در این حالت، حل گذرا و دائم جواب‌های تقریباً یکسانی دارند.

در ادامه، نتایج حالت‌های مختلف تزریق جت با هم مقایسه می‌شود. برای همه حالت‌ها، از تحلیل پایا و نسبت فشار کل تزریق ( $P$ ) 6.54 و نسبت قطر ( $D$ ) 7.6 استفاده شده است. در جدول 1 و شکل 2 مکان‌های تزریق جت نشان داده شده است.

شکل 12 خطوط هم‌تراز عدد ماخ میدان جریان در موقعیت‌های مختلف تزریق جت جانبی را نشان می‌دهد. در این شکل، جت صوتی تزریق شده به داخل ناحیه‌ی کم فشار اطراف اسپایک، منجر به منبسط شدن و افزایش سرعت جریان جت می‌شود. نفوذ جریان جت موجب تغییر در الگوی جریان اطراف اسپایک می‌شود. بطوری که ناحیه‌ی چرخشی را تحت تأثیر قرار داده و نقطه اتصال مجدد را به سمت انتهای دماغه جابجا می‌کند. در حقیقت استفاده از اسپایک باعث تبدیل شاک کمانی به شاک مخروطی شده و تزریق جت جانبی باعث افزایش زاویه شاک مخروطی می‌شود. همان‌طور که مشخص است، هرچه مکان تزریق جت به سمت دماغه جابجا شود، ناحیه چرخشی محدود به جت سیال و دماغه کوچکتر می‌شود. همچنین تزریق جت موجب افزایش ارتفاع لایه برشی تشکیل شده روی اسپایک می‌شود که این افزایش ارتفاع در حالت‌های 1 تا 3 منجر به افزایش ناحیه‌ی چرخشی جلوی دماغه نسبت به اسپایک بدون تزریق جت (شکل 7) می‌شود.

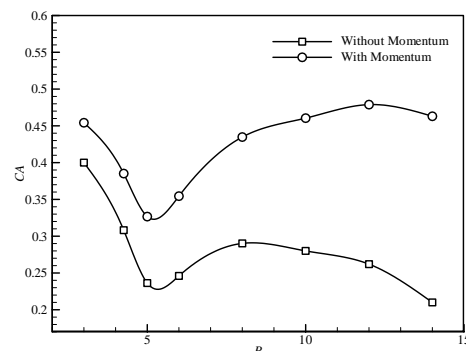
علاوه بر این، در حالت 1 به دلیل نزدیک بودن مکان تزریق جت به نوک اسپایک، شاک عمودی تشکیل شده جلوی اسپایک، تحت تأثیر قرار گرفته و قدرت آن افزایش می‌یابد.

جهت نمایش بهتر رفتار حالت‌های مختلف تزریق جت می‌توان به شکل‌های 13 تا 15 مراجعه کرد. در این شکل‌ها، ضرایب نیروی محوری، عمودی و گشتاور پیچشی در زاویه حمله‌های مختلف نمایش داده می‌شود. ضرایب  $C_m$  و  $C_N$  در تزریق جت جانبی در نقاط مختلف روی اسپایک، تقریباً ثابت است. نتایج ضریب  $C_A$  تقریباً در Case 1 و Case 2 و Case 3 مشابه بوده و کمتر از ضریب نیروی محوری Case 4 است. در مجموع برای زاویه‌ی حمله پایین، Case 2 و برای زاویه‌ی حمله بالا Case 3 مقادیر  $C_A$  کمتری نسبت به حالت‌های دیگر دارد.



**Fig. 9** Influence of steady and unsteady state on jet development: (a) unsteady mode ( $P=5$ ), (b) steady mode ( $P=14$ )

شکل 9 تأثیر حالت پایا و گذرا روی نفوذ جت: (a) مد گذرا ( $P=5$ ) (b) مد پایا ( $P=14$ )



**Fig. 10** The axial force coefficient of Case 5 versus  $P$  at zero angle of attack and  $D=7.6$

شکل 10 ضریب نیروی محوری نسبت به فشار کل برای Case 5 در  $D=7.6$  و زاویه حمله صفر

افزایش مجدد نیروی درگ می‌شود. بدین ترتیب می‌توان گفت با در نظر گرفتن اثر نیروی تکانه، بیشترین کاهش درگ در نسبت فشار کل بحرانی ( $P=5$ ) اتفاق خواهد افتاد.

### 3-6- بررسی اثر ترکیبی تزریق جت و اسپایک

در این قسمت، ابتدا با استفاده از تحلیل گذرا به بررسی مدهای پایا و ناپایا برای تزریق جت جانبی در حضور اسپایک پرداخته می‌شود. سپس اثر مکانی تزریق جت روی اسپایک مورد ارزیابی قرار می‌گیرد.

شکل 11 تغییرات ضریب نیروی محوری را بر حسب نسبت فشار کل تزریق جت برای Case 3 در زاویه حمله صفر درجه نشان می‌دهد. همان‌طور که مشخص است، با افزایش نسبت فشار کل، ضریب نیروی محوری کاهش

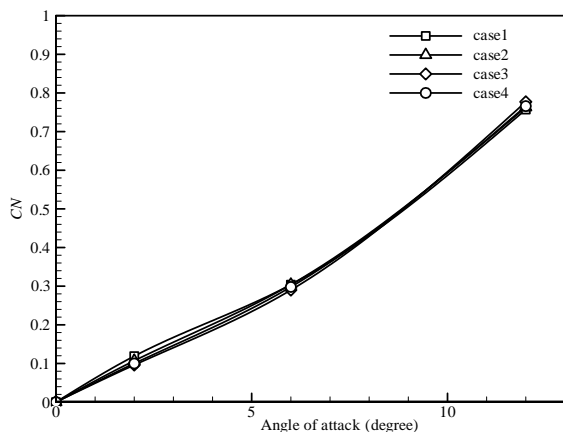


Fig. 13 Comparison of the normal force coefficient versus angle of attack for  $M=1.89$  and various locations of jet injection

شکل 13 مقایسه ضریب نیروی عمودی نسبت به زاویه حمله در عدد ماخ 1.89 و حالت‌های مختلف تزریق جت

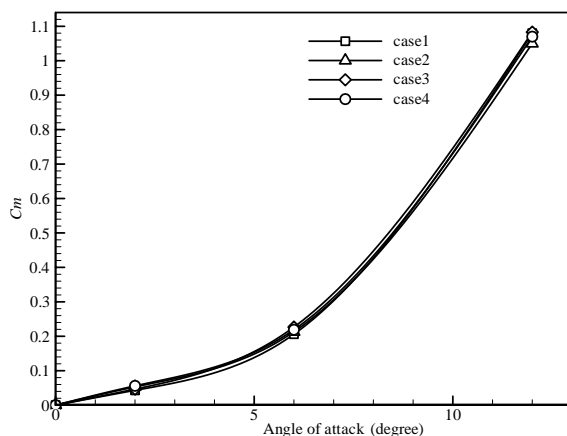


Fig. 14 Comparison of the pitching moment coefficient versus angle of attack for  $M=1.89$  and various locations of jet injection

شکل 14 مقایسه ضریب گشتاور پیچشی نسبت به زاویه حمله در عدد ماخ 1.89 و حالت‌های مختلف تزریق جت

در شکل 16 تغییرات ضریب فشار روی سطح دماغه‌ی پخ برای حالت‌های مختلف تزریق جت جانبی، در زاویه حمله صفر درجه نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، ضریب فشار حالت‌های 1 و Case 2 و Case 3 مشابه بوده و نسبت به Case 4 از مقدار کمتری برخوردار است. همچنین نقطه اتصال مجدد که در محدوده‌ی نقطه ماکزیمم ضریب فشار است، در Case 1 نسبت به سایر حالت‌ها در مقادیر بزرگتری از  $S$  واقع شده است. این بدان معنی است که در حالت 1 نسبت به سایر حالت‌ها، نقطه اتصال مجدد، بیشتر به سمت انتهای دماغه جابه‌جا می‌شود.

شکل 17 خطوط هم‌تراز ضریب فشار را برای حالت‌های 1 تا 4 نشان می‌دهد. همان‌طور که مشخص است، با جابجا شدن مکان تزریق جت به سمت دماغه، ناحیه چرخشی بین جت و دیواره دماغه، کوچکتر می‌شود. با محدود شدن این ناحیه به شاک حاصل از تزریق جت و شاک اتصال مجدد، فشار این ناحیه افزایش می‌یابد؛ به طوری که در حالت 4 به دلیل نزدیک شدن مکان تزریق جت به دماغه، ضریب فشار در جلوی دماغه تحت تأثیر شاک‌های تزریق جت و اتصال مجدد قرار گرفته و منجر به افزایش ضریب فشار می‌شود.

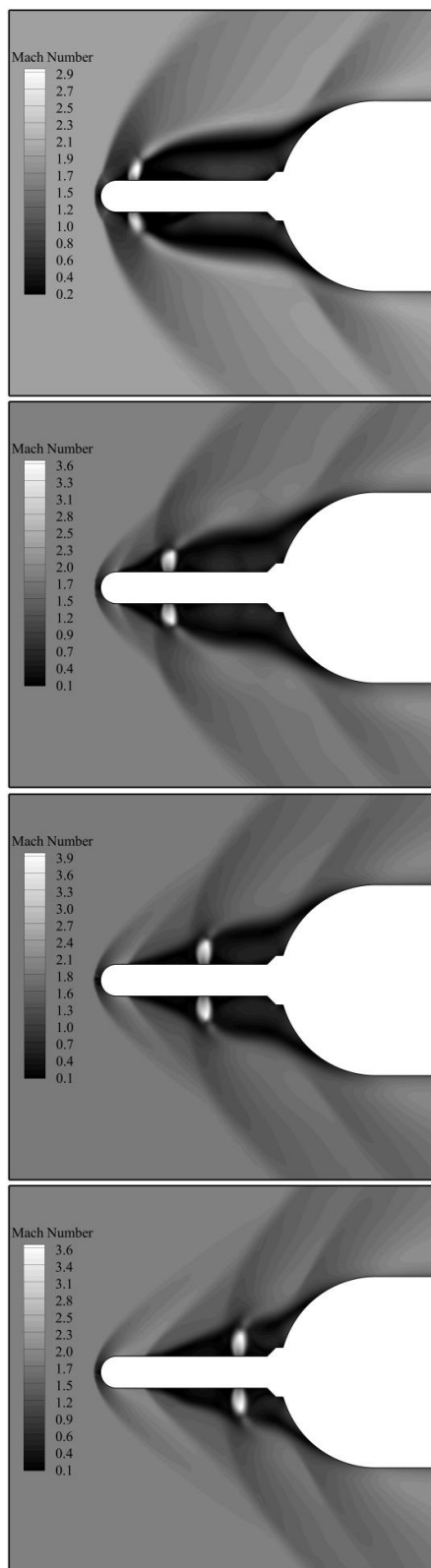


Fig. 12 Mach contours in various locations of jet injection for  $P=6.54$ ,  $D=7.6$  and zero angle of attack

شکل 12 خطوط هم‌تراز عدد ماخ در حالت‌های مختلف تزریق جت جانبی در  $D=7.6$ ,  $P=6.54$  و زاویه حمله صفر درجه

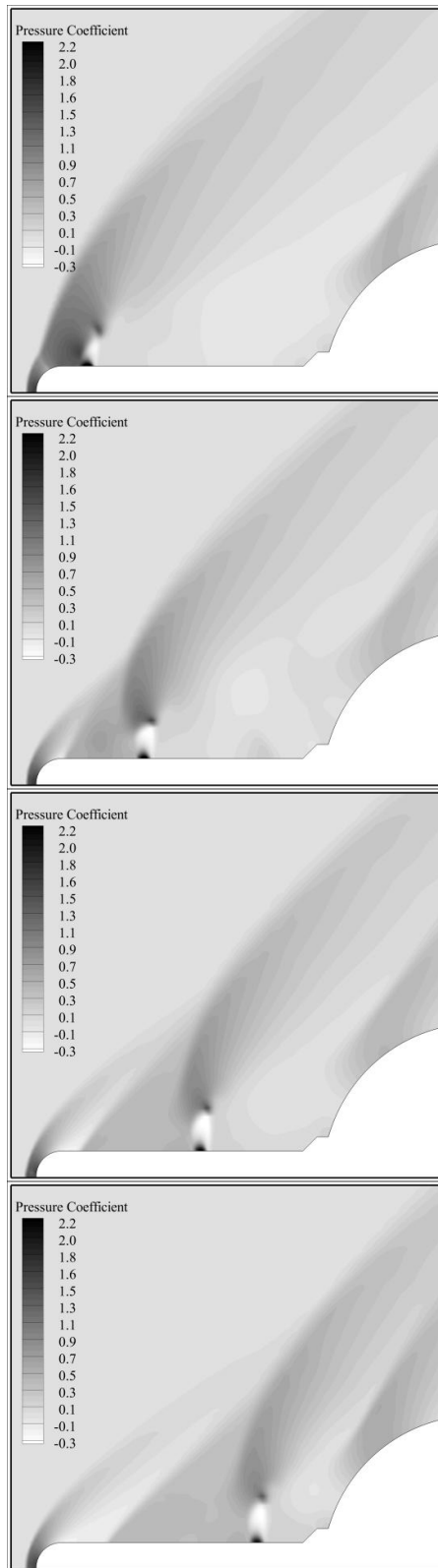


Fig. 17 Pressure contours in various locations of jet injection for  $P=6.54$ ,  $D=7.6$  and zero angle of attack

شکل 17 خطوط هم‌تراز ضریب فشار در حالت‌های مختلف تزریق جت جانبی در  $D=7.6$ ,  $P=6.54$  و زاویه حمله صفر درجه

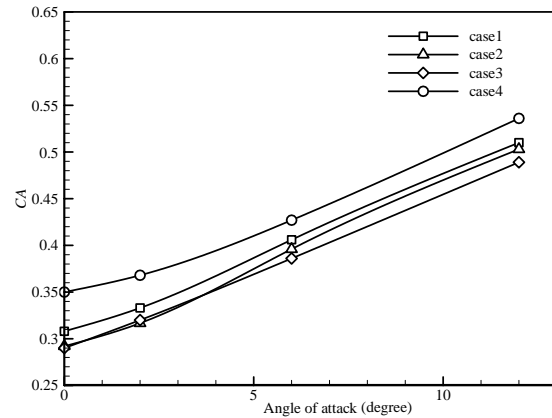


Fig. 15 Comparison of the axial force coefficient versus angle of attack for  $M=1.89$  and various locations of jet injection

شکل 15 مقایسه ضریب نیروی محوری نسبت به زاویه حمله در عدد ماخ 1.89 و حالت‌های مختلف تزریق جت

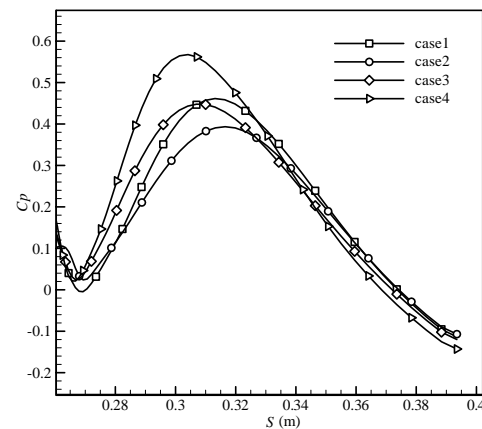


Fig. 16 Pressure coefficient on the nose in various models of jet injection at zero degree angle of attack

شکل 16 ضریب فشار روی دماغه در حالت‌های مختلف تزریق جت در زاویه حمله صفر درجه

در جدول 3 میزان کاهش ضریب نیروی محوری با استفاده از ترکیب اسپایک و تزریق جت نسبت به حالت بدون تزریق جت (Case 8) نشان داده شده است. بدین ترتیب با توجه به نتایج فوق می‌توان نتیجه گرفت که در زاویه حمله‌های بالا، حالت 3 (Case 3) کاهش بیشتری در ضریب نیروی محوری ایجاد می‌کند.

#### 4-6- مقایسه تزریق جت جانبی با سایر روش‌های دیگر

در این قسمت، Case 3 را که در مرحله‌ی قبل تأثیر بهتری در کاهش ضریب نیروی محوری داشت، به عنوان نماینده‌ی تزریق جت جانبی انتخاب شده و نتایج آن با سایر حالت‌های بیان شده در جدول 1 مقایسه می‌شود. در شکل‌های 18 تا 20، ضرایب آپرودینامیک  $CA$ ،  $CN$  و  $Cm$  نسبت به تغییرات زاویه حمله برای حالت‌های Case 3، Case 5، Case 6، Case 7 و Case 8 مقایسه شده است. شکل 18 نشان می‌دهد که استفاده از تزریق جت و یا اسپایک باعث کاهش درگ دماغه‌ی پخ می‌شود. از بین این روش‌ها، ترکیب تزریق جت محوری و اسپایک (Case 5) کاهش بیشتری در نیروی محوری دارد. همچنین این نکته بدست می‌آید که شیب تغییرات ضریب نیروی



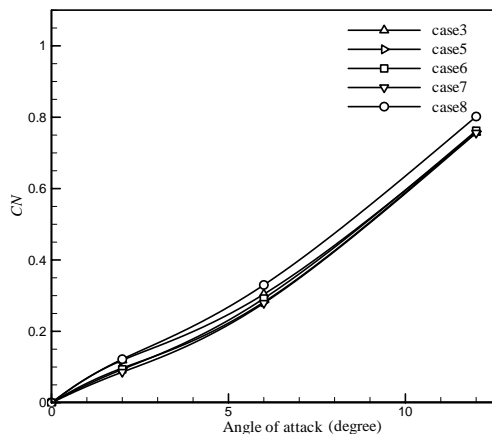


Fig. 19 Comparison of the normal force coefficient versus angle of attack for  $M=1.89$  and various cases

شکل 19 مقایسه ضریب نیروی عمودی نسبت به زاویه حمله در حالت‌های مختلف و عدد ماخ 1.89

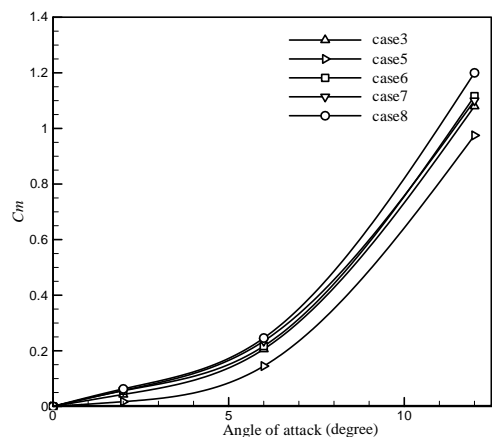


Fig. 20 Comparison of the pitching moment coefficient versus angle of attack for  $M=1.89$  and various cases

شکل 20 مقایسه ضریب گشتاور پیچشی نسبت به زاویه حمله در حالت‌های مختلف و عدد ماخ 1.89

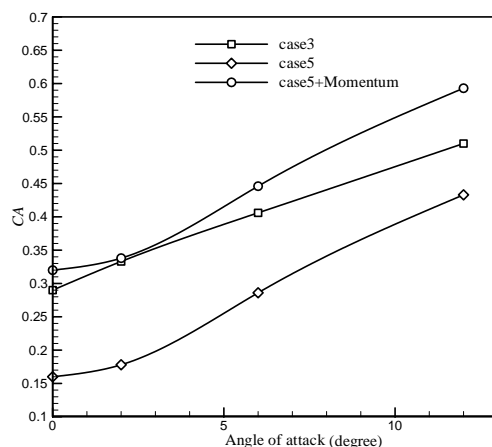


Fig. 21 The axial force coefficient for Case3 and Case5 with and without momentum

شکل 21 ضریب نیروی محوری برای Case5 و Case3 در حالت با و بدون تکانه

جدول 3 درصد کاهش ضریب نیروی محوری با استفاده از ترکیب اسپایک و تزریق جت

**Table 3** Percentage of the axial force reduction using hybrid of jet injection and Spike

زاویه حمله	Case 4	Case 3	Case 2	Case 1
0	31	40	43	43
2	26	36	37	33
6	34	40	39	37
12	29	36	34	33

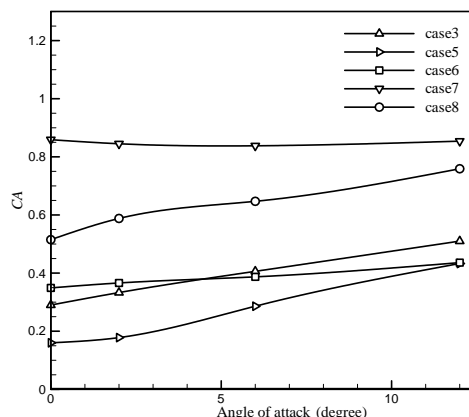


Fig. 18 Comparison of the axial force coefficient versus angle of attack for  $M=1.89$  and various cases

شکل 18 مقایسه ضریب نیروی محوری نسبت به زاویه حمله در حالت‌های مختلف و عدد ماخ 1.89

محوری با افزایش زاویه حمله در تزریق جت ملایم‌تر از اسپایک است. این نشان می‌دهد که راندمان اسپایک برای کاهش ضریب نیروی محوری در زاویه حمله‌های بالا، کمتر از تزریق جت است. به عنوان نمونه با مقایسه Case5 و Case6 در شکل 18 مشاهده می‌شود که در زاویه حمله 12 درجه، اسپایک هیچ تأثیری در کاهش ضریب نیروی محوری ندارد. در صورتی که تزریق جت برای زاویه حمله‌های بالا نیز کاهش قابل ملاحظه‌ای در ضریب نیروی محوری ایجاد می‌کند. در شکل 19، تغییرات ضریب نیروی عمودی نسبت به زاویه حمله برای حالت‌های مختلف نشان داده شده است. همان‌طور که مشخص است، تزریق جت روی ضریب نیروی عمودی تأثیری ندارد. همچنین در شکل 20 می‌توان تغییرات ضریب گشتاور پیچشی را نسبت به زاویه حمله برای حالت‌های مختلف مشاهده کرد. این شکل نشان می‌دهد که ضریب گشتاور پیچشی در حالت Case5 نسبت به حالت‌های دیگر کاهش پیدا کرده است. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت که Case5 ممکن است باعث کاهش حاشیه استاتیکی شود.

برای تحلیل دقیق‌تر مکانیزم تزریق جت محوری باید نیروی تکانه را که در تحلیل‌های فوق ظاهر نشده، ولی در تزریق محوری یکی از نیروهای مقاوم محسوب می‌شود، در نظر گرفت. بدلیل اینکه تزریق جت جانبی به صورت 360 درجه است، این نیرو به علت تقارن خنثی می‌شود. اما یکی از معایب تزریق جت محوری، ایجاد نیروی تکانه‌ی هم‌راستا با نیروی محوری است، که باعث افزایش نیروی درگ می‌شود. با اینکه در تحلیل‌ها نشان داده شد تزریق جت محوری کاهش بیشتری در ضریب نیروی محوری ایجاد می‌کند، اما با اضافه کردن این اثر همان‌طور که در شکل 21 نشان داده شده، می‌توان نتیجه گرفت که تزریق جت جانبی (Case3) کاهش نیروی درگ بیشتری بخصوص در زاویه حمله‌های بالا ایجاد می‌کند.

- a self-aligning aerodisk, *Progress in Flight Physics*, Vol. 7, pp. 475-488, 2015.
- [4] S. Khurana, K. Suzuki, Application of Aerospikes for Lifting Body Configuration in Hypersonic Flow at Mach 7, *43rd Fluid Dynamics Conference*, San Diego, California, June 24-27, 2013.
- [5] W. Mair, Experiments on separation of boundary layers on probes in front of blunt-nosed bodies in a supersonic air stream, *The London, Edinburgh and Dublin Philosophical Magazine and Journal of Science*, Vol. 43, No. 342, pp. 695-716, 1952.
- [6] S. Milicev, M. Pavlovic, S. Ristic, A. Vitic, On the influence of spike shape at supersonic flow past blunt bodies, *Mechanics, Automatic Control and Robotics*, Vol. 3, No. 12, pp. 371-382, 2002.
- [7] R. Kalimuthu, R. C. Mehta, E. Rathakrishnan, Drag reduction for spike attached to blunt-nosed body at Mach 6, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 47, No. 1, pp. 219-222, 2010.
- [8] R. C. Mehta, Flow field computations over conical disc and flat spiked body at Mach 6, *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Orlando, Florida, January 5-8, 2009.
- [9] M. Y. M. Ahmed, N. Qin, Drag reduction using aerodisks for hypersonic hemispherical bodies, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 47, No. 1, pp. 62-80, 2010.
- [10] P. Finley, The flow of a jet from a body opposing a supersonic free stream, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 26, No. 02, pp. 337-368, 1966.
- [11] P. Gnemmi, J. Srulijes, K. Roussel, K. Runne, Flowfield around spike-tipped bodies for high attack angles at Mach 4.5, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 40, No. 5, pp. 622-631, 2003.
- [12] J. Shang, J. Hayes, J. Menart, Hypersonic flow over a blunt body with plasma injection, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 39, No. 3, pp. 367-375, 2002.
- [13] C. Zhou, W. Ji, A three-dimensional numerical investigation on drag reduction of a supersonic spherical body with an opposing jet, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 228, No. 2, pp. 163-177, 2014.
- [14] R. Yisheng, Drag reduction research in supersonic flow with opposing jet, *Acta Astronautica*, Vol. 91, pp. 1-7, 2013.
- [15] S. Bilal Hussain Shah, X.-Y. Lu, Computational study of drag reduction at various freestream flows using a counterflow jet from a hemispherical cylinder, *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, Vol. 4, No. 1, pp. 150-163, 2010.
- [16] M. Gilinsky, C. Washangton, I. M. Blankson, A. I. Shvets, Spike-nosed bodies and forward injected jets in supersonic flow, *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Indianapolis, Indiana, July 7-10, 2002.
- [17] Z. Jiang, Y. Liu, G. Han, Conceptual study on non-ablative TPS for hypersonic vehicles, *17th AIAA International space planes and hypersonic systems and technologies Conference*, San Francisco, California, April 11-14, 2011.
- [18] W. Huang, A survey of drag and heat reduction in supersonic flows by a counterflowing jet and its combinations, *Journal of Zhejiang University*, Vol. 16, No. 7, pp. 551-561, 2015.
- [19] Z. Jiang, P. Cheng, C. Chenfang, M. Handong, Q. Yongming, Optimization research on combination of spike and forward-facing jet using response surface methodology, *Acta Mechanica Sinica*, Vol. 33, No. 2, pp. 204-210, 2015.
- [20] F. R. Menter, Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications, *AIAA Journal*, Vol. 8, No. 32, pp. 1598-1605, 1994.

## 7- نتیجه گیری

کاهش درگ موşk‌های با دماغه‌ی پخ به دلیل نیروی درگ شدیدی که به آنها وارد می‌شود، از اهمیت زیادی برخوردار است. در این تحقیق از ترکیب اسپایک و تزریق جت در موقعیت‌های مختلف روی اسپایک برای بهبود عملکرد این دماغه‌ها استفاده شده است. با توجه به تحلیل‌های انجام شده روی مدل‌های مختلف اسپایک و تزریق جت، نتایج زیر بدست آمده است.

استفاده از اسپایک تنها و تزریق جت تنها، موجب کاهش درگ قابل توجهی در دماغه‌های پخ می‌شود. شیب تغییرات ضریب نیروی محوری نسبت به تغییرات زاویه حمله در تزریق جت، ملایم‌تر از استفاده از اسپایک است. بدین معنی که در روش اسپایک با افزایش زاویه حمله، ضریب نیروی محوری رشد سریع‌تری نسبت به تزریق جت دارد. بنابراین در زوایای حمله بالا، استفاده از تزریق جت روش مناسب‌تری برای کاهش نیروی درگ دماغه‌های پخ است. به منظور کاهش بیشتر ضریب درگ، از ترکیب اسپایک-تزریق جت استفاده شد. سیال جت به صورت صوتی و در سطح جانبی اسپایک تزریق شد. نتایج بدست آمده از این روش ترکیبی به شرح زیر است.

- نتایج نشان می‌دهد که این روش کاهش قابل ملاحظه‌ی در ضریب نیروی محوری برای زوایای حمله مختلف نسبت به دو روش اسپایک تنها و جت تنها ایجاد می‌کند.

- تزریق جت محوری نوک اسپایک به دلیل جابه‌جا کردن شاک خمیده به بالادست جریان، کاهش درگ بیشتری نسبت به تزریق جت جانبی ایجاد می‌کند، ولی با ایجاد نیروی تکانه‌ی هم‌راستا با نیروی درگ، باعث عدم کاهش قابل توجهی در نیروی درگ می‌شود.

- از میان حالت‌های مختلف ترکیب اسپایک و تزریق جت جانبی، می‌توان گفت که Case3 مناسب‌تر از سایر حالت‌ها است و تقریباً کاهش درگ 40 درصدی نسبت به دماغه‌ی با اسپایک تنها ایجاد می‌کند.

- تزریق جت محوری دارای دو مُد پایا و ناپایا بوده و باعث ایجاد فشار بحرانی می‌شود در صورتیکه در جت جانبی تغییر مُد، مشاهده نشده و فشار بحرانی رخ نمی‌دهد.

- نتایج ضریب نیروی عمودی نشان می‌دهد که استفاده از اسپایک تنها، تزریق جت تنها و روش ترکیبی، تأثیری روی این ضریب ندارد.

- ضریب گشتاور پیچشی در حالت تزریق جت محوری از نوک اسپایک باعث کاهش حاشیه پایداری می‌شود.

## 8- مراجع

- [1] C. D. Marley, D. W. Riggins, Numerical study of novel drag reduction techniques for hypersonic blunt bodies, *AIAA Journal*, Vol. 49, No. 9, pp. 1871-1888, 2011.
- [2] V. Kulkarni, K. Reddy, Counterflow drag reduction studies for a blunt cone in high enthalpy flow, *International Journal of Hypersonics*, Vol. 1, No. 1, pp. 69-76, 2010.
- [3] C. Schnepf, O. Wysocki, E. Schülein, Wave drag reduction due to