

شبیه‌سازی عددی اثرات برآمدگی استوانه‌ای روی دماغه سرپخ مجهاز به اسپایک در جریان ماوراء صوت

کاوه مجیدی^۱، محمد حجی^۲، سید امین باقرزاده^{۳*}، امیررضا بهجتیان اصفهانی^۴

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه مهندسی مکانیک، واحد نجف‌آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف‌آباد، ایران

۲- استادیار، گروه مهندسی مکانیک، واحد نجف‌آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف‌آباد، ایران

۳- دانشیار، گروه مهندسی مکانیک، واحد نجف‌آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف‌آباد، ایران

۴- دانشجوی کارشناسی، گروه مهندسی مکانیک، واحد نجف‌آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف‌آباد، ایران

(دریافت مقاله: ۱۴۰۱/۱۰/۱۴ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۳/۰۹/۱۲)

چکیده

در این مطالعه، ایده استفاده از برآمدگی استوانه‌ای شکل بر روی یک دماغه سرپخ مجهاز به اسپایک به منظور کنترل ضرایب آئرودینامیکی آن در رژیم جریان ماوراء صوت معرفی شده است. مسئله مذکور با حل عددی معادلات کامل ناویر-استوکس در حالت سه‌بعدی مدل‌سازی گردیده است. سپس، به منظور صحت‌سنجی، نتایج به دست آمده با تحقیقات عددی و تجربی پیشین مقایسه شده‌اند. همچنین، اثرات متغیرهای مختلف شامل موقعیت و ارتفاع برآمدگی و عدد ماخ جریان آزاد بر میدان جریان، ضرایب آئرودینامیکی و شار گرمایش آئرودینامیکی بررسی شده‌اند. نتایج نشان می‌دهد که با نصب برآمدگی می‌توان ضرایب نیروی برآ و گشتاور را به صورت مؤثر تحت کنترل قرار داد. علاوه، نتایج حاکی از آن است که شانه‌ی دماغه بهترین مکان برای نصب برآمدگی است؛ چراکه در این حالت نه تنها افزایش ضرایب گشتاور و برآ بیشتر از حالت‌های دیگر است بلکه افزایش ضریب پسا نیز نسبت به حالت‌های دیگر کمتر است. همچنین، مشاهده می‌شود که با افزایش نسبت ارتفاع برآمدگی به قطر دماغه (H/D)، ضرایب برآ و گشتاور افزایش می‌یابد. به عنوان مثال، در عدد ماخ $5/75$ ضرایب برآ و گشتاور در H/D برابر $0/3$ نسبت به H/D برابر $0/1$ به ترتیب تا 140 و 60 درصد افزایش یافته است. همچنین، مشاهده می‌شود که شار حرارتی با افزایش ارتفاع برآمدگی افزایش می‌یابد.

واژه‌های کلیدی: برآمدگی استوانه‌ای شکل، دماغه سرپخ، جریان ماوراء صوت، شبیه‌سازی عددی

Numerical Simulation of the Effects of a Cylindrical Protuberance on the Spiked – Blunt Cone at Hypersonic Flows

Kaveh Majidi, Mohammad Hojaji, Seyed Amin Bagherzadeh*, Amirreza Behjatian Esfahani

Abstract

In this study, the idea of using a cylindrical protuberance installed on spiked - blunt nose is introduced in order to control the aerodynamic coefficients at the hypersonic regim. The problem is modeled using numerical solutions of 3D form of the Navier-Stokes equations. Then, the results are compared with some previous numerical and experimental studies in order to verify them. Furthermore, the effects of several parameters including the location and the height of the protuberance and the free stream Mach number are examined on the flow field, the aerodynamic coefficients and the aerodynamic heat flux. The results indicate that the lift and moment coefficients can be effectively controlled by the protuberance. Moreover, the results demonstrate that the nose shoulder is the best place for the protuberance installation. In this case, not only the lift and moment coefficients are greater than the other cases but also the drag coefficient increments are less than the others. Also, it can be observed that the lift and moment coefficients are increased by the ratio of the protuberance height to the nose diameter (H/D). For example, the lift and pitching moment coefficients at $H/D=0.3$ and Mach number of 5.75 are respectively increased about 140 and 60 percent in comparison with $H/D=0.1$. Also, it can be observed that the heat flux is increased with the height of the protuberance.

Keywords: Protuberance; Blunted nose; Hypersonic flow; Numerical simulation

* نویسنده پاسخگو: سید امین باقرزاده، تلفن: ۴۲۲۹۲۹۲۹، پست الکترونیک: bagherzadeh@iau.ac.ir

این مقاله تحت لیسانس آفرینندگی مردمی (Creative Commons License) در دسترس شما قرار گرفته است. برای جزئیات این لیسانس از آدرس <https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode> دیدن فرمایید.



مقدمه

به منظور کنترل سامانه‌های پروازی مافوق صوت، تاکنون از روش‌های مختلفی استفاده شده است. استفاده از سطوح آئرو دینامیکی، تزریق جت عرضی [۱-۲] و کنترل بردار تراست [۳-۷] از روش‌های متداول در این زمینه هستند. اخیراً از نصب برآمدگی‌های استوانه‌ای شکل بر روی دماغه برای کنترل و مانور اجسام پرنده در رژیم‌های مافوق صوت استفاده می‌شود. در این حالت، با عبور جریان از روی برآمدگی، توزیع فشار در اطراف دماغه تغییر کرده و در نتیجه نیروی لازم برای کنترل سامانه پروازی ایجاد می‌شود [۸]. نصب برآمدگی موجب تولید نیروی برآ و گشتاور بدون تغییر در زاویه حمله جسم پرنده می‌شود که می‌تواند برای مانور وسایل پرنده بسیار مؤثر باشد. همچنین، وجود برآمدگی در برخورد با جریان باعث ایجاد گردابه بر روی سطوح جسم پرنده می‌شود که می‌تواند موجب تأخیر در جدایش جریان گردد. در مقابل، در هنگام عبور جریان از روی برآمدگی، یک میدان جریان پیچیده به وجود می‌آید که شامل امواج ضربه‌ای و جدایش جریان است. مطالعات نشان می‌دهد که این میدان جریان باعث افزایش نیروی پسا می‌شود [۸].

برخلاف دو روش استفاده از سطوح آئرو دینامیکی و تزریق جت که تحقیقات زیادی در رابطه با آن‌ها انجام شده است [۹-۱۳]، تحقیقات اندکی در زمینه‌ی استفاده از برآمدگی بر روی دماغه صورت پذیرفته است. در مرجع [۱۴]، اثرات نصب برآمدگی با زاویه ۹۰ درجه در جریان ماوراء صوت و با عددهای ماخ ۵ و ۶ بر ضرایب آئرو دینامیکی یک دماغه بررسی شده است. نتایج این تحقیق عددی نشان می‌دهد که نصب برآمدگی باعث افزایش ضرایب برآ و گشتاور در مقایسه با حالت بدون برآمدگی می‌شود. در مرجع [۱۵]، اثرات نصب برآمدگی و تزریق جت از روی آن در جریان ماوراء صوت بررسی شد. نتایج این تحقیق نشان می‌دهد که با افزایش عدد ماخ جریان، فشار روی سطح برآمدگی افزایش می‌یابد. همچنین، وجود برآمدگی باعث افزایش گشتاور پیچشی در دماغه مخروطی می‌شود. با تزریق جت از برآمدگی در عدد ماخ ۵، مقدار ضریب فشار در بالای برآمدگی افزایش یافته است. افزایش عدد ماخ جریان نیز باعث افزایش ضریب فشار شده است. در تحقیقی دیگر در این راستا، اثرات نصب برآمدگی و زاویه حمله‌ی جریان آزاد بر میدان جریان ماوراء صوت روی دماغه مخروطی دارای برآمدگی

بررسی شده است [۱۶]. در این پژوهش عددی، ضرایب نیروی پسا، برآ و گشتاور پیچشی در عدد ماخ بین ۳/۵ تا ۹/۷ بر روی یک دماغه مخروطی در زوایای حمله ۰ و ۱۲- درجه بررسی شده است. نتایج نشان داد که با افزایش عدد ماخ جریان و افزایش زاویه‌ی برآمدگی از ۳۰ به ۴۵ درجه، میزان تداخل جریان افزایش یافته و با افزایش عدد ماخ جریان از ۳/۵ به ۵، توزیع فشار استاتیک در سطح بالایی برآمدگی افزایش می‌یابد که این موجب تغییر ضرایب آئرو دینامیکی دماغه مخروطی نیز شده است.

در مطالعاتی دیگر، روش‌های کنترل دمای دماغه، برای کاهش اثرات گرمایشی آئرو دینامیکی، مورد بررسی قرار گرفته است. در این مطالعات از روش تزریق گازهای مختلف کربن دی اکسید و هلیوم استفاده شده است. با توجه به نتایج بدست آمده می‌توان بیان کرد که برای خنک‌سازی دماغه، تزریق گاز کربن دی اکسید ۸۵ درصد عملکرد بهتری به گاز هلیوم دارد و بهتر می‌تواند اثرات گرمایشی آئرو دینامیکی را کاهش دهد [۱۷-۱۸].

همچنین با بررسی مطالعات پیشین مشاهده می‌شود که تمامی تحقیقات قبلی بر روی دماغه‌های مخروطی صورت گرفته‌اند و بر اساس اطلاع نگارندگان، در زمینه استفاده از برآمدگی استوانه‌ای شکل بر روی دماغه‌های سرپخ مجهز به اسپایک (که جریان بر روی آن از پیچیدگی بیشتری برخوردار است) تحقیقات مناسبی انجام نشده و یک فقدان علمی در این زمینه وجود دارد. بنابراین، در مطالعه حاضر، استفاده از برآمدگی استوانه‌ای شکل برای کنترل اجسام پرنده مجهز به دماغه‌های سرپخ مورد بررسی قرار گرفته است تا اثرات متغیرهای تأثیرگذار بر آن آشکار گردد. در این راستا، اثرات موقعیت نصب برآمدگی، ارتفاع برآمدگی و عدد ماخ جریان آزاد به صورت عددی بررسی شده است. در این مطالعه همچنین با شبیه‌سازی جریان در حالت‌های موقعیت نصب برآمدگی، ارتفاع برآمدگی و عدد ماخ جریان آزاد، میدان جریان، ضرایب آئرو دینامیکی و گرمایش آئرو دینامیکی بررسی شده‌اند.

معادلات حاکم و روش حل عددی

در این تحقیق از شکل کامل معادلات ناویر-استوکس در حالت سه‌بعدی استفاده شده است. لذا، جریان در این شبیه‌سازی‌ها به صورت لزج و تراکم‌پذیر در نظر گرفته شده

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

همان‌گونه که مشاهده می‌شود، مؤلفه‌های چشمه تنها در معادلات آشفته نمایان می‌شوند. در رابطه (۵) تنش برشی (τ^F) از رابطه (۶) قابل محاسبه است. در اکثر مدل‌سازی آشفته بخصوص مدل‌های غیرپیچیده نظیر جبری، از آخرین عبارت رابطه (۶) صرف‌نظر می‌شود. در این تحقیق به‌واسطه استفاده از یک مدل آشفته نسبتاً پیچیده، جمله مذکور در معادلات باقی‌مانده است. رابطه (۷) نشان می‌دهد که ضریب لزجت کل، از مجموع دو لزجت آرام و آشفته به دست می‌آید. در این رابطه، σ یک عدد ثابت بوده که با توجه به قرارگیری در معادله انرژی جنبشی آشفته مقدار آن متفاوت خواهد بود.

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

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

با توجه به ماوراء صوت بودن میدان جریان و حضور جریان‌های با آنتالپی نسبتاً بالا، وابستگی ضریب لزجت جریان آرام به دما، انکارناپذیر است. به همین دلیل، ضریب لزجت آرام با استفاده از رابطه ساترلند، به دست آمده است [۱۹]. مدل دو معادله‌ای k- ω -SST به‌منظور مدل‌سازی پدیده‌های آشفته بکار گرفته شده است. مدل انتقال تنش برشی، یک مدل ω مبنا است که دو معادله انتقالی آن بر مبنا معادلات استاندارد k- ω است. با این تفاوت که در این مدل، ضرایب موجود با استفاده از یک ضریب ترکیب‌گرا قادرند تا مقداری از ضرایب هر یک از مدل‌های k- ω یا k- ϵ استاندارد را اختیار نمایند. این تغییرات باعث شده است تا این مدل آشفته در گستره وسیع‌تری از میدان‌های جریان، پاسخ‌های قابل قبولی را ارائه نماید. رابطه (۸) ضریب لزجت آشفتگی را در این مدل آشفتگی نشان می‌دهد. k و ω به ترتیب نشان‌دهنده انرژی جنبشی آشفته و نرخ اضمحلات^۲ ویژه است. S نشان‌دهنده نرخ کرنش و f_2 دومین ضریب ترکیب‌گر این مدل است [۲۰].

است. سیال کاری هوا است که به صورت گاز کامل فرض شده و از اثرات نیروی بدنی نیز صرف‌نظر شده است. همچنین، از مدل k- ω -SST برای مدل‌سازی آشفتگی جریان استفاده شده است. برای حل معادلات، از رویکرد حجم محدود استفاده شده است. برای تخمین شار ناشی از عبارت جابجایی از روش رو^۱ و برای تخمین شار پخشی نیز از روش تفاضل مرکزی استفاده شده است. همچنین، روش ضمنی برای حل دستگاه معادلات بکار رفته است. رابطه (۱)، شکل انتگرالی معادلات بقا را برای متغیر دلخواه W در یک جریان تراکم‌پذیر آشفته با متوسط‌گیری رینولدز، نشان داده است [۱۹].

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

در رابطه (۱)، Ω نشان‌دهنده حجم کنترل و s نشان‌دهنده سطح کنترل است. اولین بخش از معادله بالا، نشان‌دهنده تغییرات زمانی w در حجم کنترل Ω بوده و قسمت دوم، شارهای عبوری جابجایی و پخش متغیر w را از سطح کنترل نشان می‌دهد. پارامتر سمت راست معادله Q، تولید چشمه را در مرکز حجم کنترل نشان می‌دهد. متغیر w شامل مؤلفه‌های باقی‌مانده در رابطه (۲) است [۱۹].

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

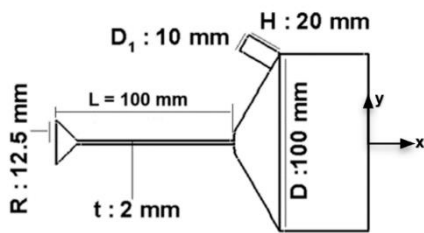
جمله‌های جابجایی (F_c)، پخش (F_d) و چشمه (Q) به

ترتیب با روابط (۳)، (۴) و (۵) نشان داده شده است [۱۷].

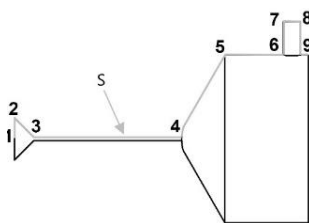
$$\vec{c} = \begin{pmatrix} \rho u & \rho v & \rho w \\ \rho u^2 + p & \rho uv & \rho uw \\ \rho uv & \rho v^2 + p & \rho vw \\ \rho uw & \rho vw & \rho w^2 + p \\ \rho Eu + pu & \rho Ev + pv & \rho Ew + pw \\ \rho uk & \rho vk & \rho wk \\ \rho u\omega & \rho v\omega & \rho w\omega \end{pmatrix} \quad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

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

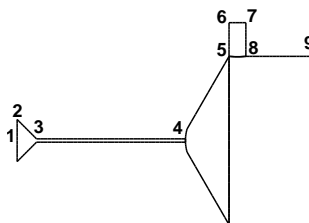
تأثیرگذار بر مشخصات هندسی دماغه سر پخ مجهز به اسپایک است. در کلیه‌ی حالت‌ها، برآمدگی با زاویه ۹۰ درجه نسبت به سطح دماغه نصب شده است. همچنین در تمام شبیه‌سازی‌ها عدد ماخ جریان آزاد ۵/۷، ۷ و ۸ و زاویه حمله صفر درجه است. همچنین، دمای دیواره ۳۰۰ کلوین فرض شده است و از خاصیت تقارن برای کاهش حجم محاسبات استفاده شده است. برای یافتن بهترین مکان جهت نصب، برآمدگی مورد نظر در سه قسمت مختلف نصب و میدان جریان در اطراف آن بررسی شده است. مسیر ۱ تا ۹ بیانگر مقادیر پارامتر S است. همچنین شکل ۳ شرایط مرزی مدل ذکر شده را نشان می‌دهد. به دلیل آنکه اعمال نیرو نتیجه تغییرات فشار بر روی برآمدگی است، ناحیه بعد از دماغه مورد بررسی قرار نگرفته است.



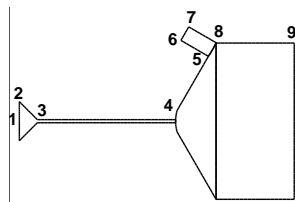
شکل ۱ - ابعاد مدل.



الف



ب



ج

شکل ۲ - نصب برآمدگی برای: (الف) حالت ۱، (ب) حالت ۲، (ج) حالت ۳

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

تغییر پیایی ضرایب در این مدل باعث شده تا بالاترین مقدار عدد کورانته در حل مرتبه دوم، بیش از ۰/۵ نباشد. در رابطه (۹) Λ_V و Λ_C به ترتیب شعاع‌های طیفی غیر لزج و لزج را نشان می‌دهد. b یک ثابت با مقدار ۴ است.

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

شعاع طیفی غیر لزج تابعی از سرعت جریان و مساحت سطوح سلول بوده و شار طیفی لزج از رابطه (۱۰) قابل محاسبه است. جزییات بیشتر نحوه محاسبه شعاع طیفی غیر لزج در مرجع [۱۹] ارائه شده است.

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

همچنین ضرایب برآ، پسا، گشتاور و شار حرارتی از روابط

۱۱ تا ۱۴ به دست می‌آید.

$$= \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho v^2 s} \quad (11)$$

$$= \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho v^2 s} \quad (12)$$

$$= \frac{F_M}{\frac{1}{2} \rho v^2 s} \quad (13)$$

$$= -kVT \quad (14)$$

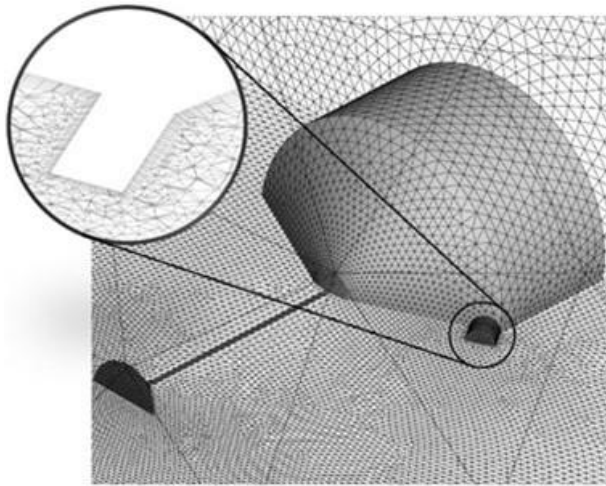
مشخصات هندسی و شرایط مرزی

در این تحقیق، از یک دماغه سر پخ به قطر ۱۰۰ میلی‌متر استفاده شده است. جلوی دماغه توسط دایره‌ای به شعاع ۲۵ میلی‌متر پخ شده است. طول اسپایک ۱۰۰ میلی‌متر و دارای ضخامت ۲ میلی‌متر است. اسپایک دارای یک ایرودیسک صاف به شعاع ۱۲/۵ میلی‌متر است. قطر برآمدگی نصب شده بر روی دماغه ۱۰ میلی‌متر است. نسبت ارتفاع برآمدگی به قطر دماغه ۰/۱، ۰/۲ و ۰/۳ در نظر گرفته شده است. در شکل ۱ ابعاد مدل تشریح شده است.

شکل ۲، مکان‌های مختلف نصب برآمدگی را نشان می‌دهد. حالت ۱، ۲ و ۳ به ترتیب مربوط به شرایطی است که مکان برآمدگی در نزدیکی انتهای بدنه (با فاصله از محل اتصال دماغه به بدنه)، در محل تلاقی بدنه و دماغه (بر روی بدنه) و در محل تلاقی بدنه و دماغه (بر روی دماغه) است. شماره‌گذاری‌های نمایش داده شده در شکل‌ها، بیان‌کننده المان‌های اصلی

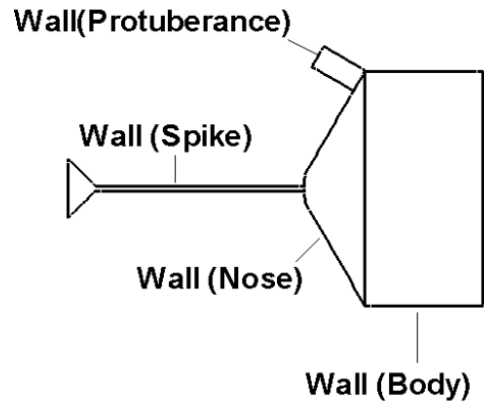
جدول ۱ - ضریب پسا برای تعداد المان‌های مختلف

درصد تغییرات نسبت به شبکه قبل	C_D	تعداد سلول	مقدار شبکه
-	۰/۴۲۰۶	۳۸۴۰۸۴	خیلی درشت
-۱۲/۲۹	۰/۳۶۸۹	۵۹۱۰۸۸	درشت
-۱۰/۲۵	۰/۳۳۱۱	۷۱۱۱۲۵	متوسط
-۱/۰۳	۰/۳۲۷۷	۸۳۲۶۱۴	ریز

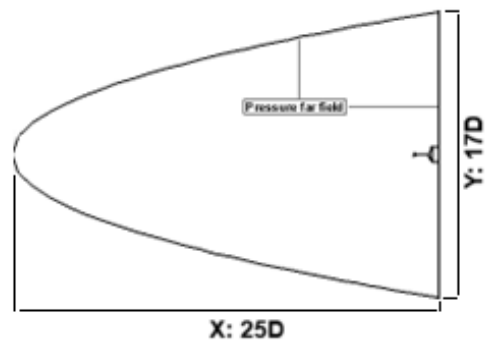


شکل ۴ - شبکه محاسباتی در اطراف دماغه سرخ

در هر یک از اجراها، برای حل میدان جریان، در مرحله اول محاسبات با دقت مرتبه اول انجام و روند همگرایی به منظور اطمینان از نتایج نهایی، روند همگرایی حل میدان جریان به طور پیوسته در هر یک از اجرا مورد بررسی قرار گرفته است. همچنین به منظور تسریع روند همگرایی حل، ابتدا از روش اول‌های مرتبه اول استفاده شد. سپس دقت حل از مرتبه اول به مرتبه دوم تغییر یافته و روند همگرایی حل تا همگرایی مناسب رصد گردید. در شکل‌های ۵ یک نمونه از روند همگرایی حل در روش‌های حل مرتبه اول و دوم نشان داده شده است.



الف



ب

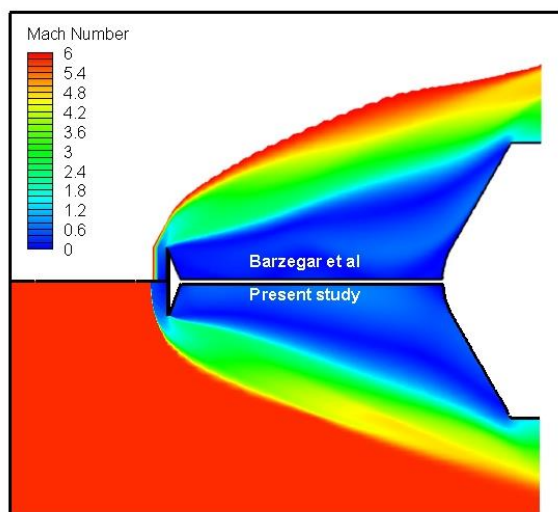
شکل ۳ - شرایط مرزی برای: الف) دیواره، ب) فشار دور دست

شبکه بندی میدان

برای شبکه‌بندی میدان جریان اطراف هندسه‌های ارائه شده در شکل ۱، از شبکه بندی بی‌سازمان استفاده شده است. همچنین، در نواحی نزدیک به دیواره به دلیل تغییرات شدید میدان جریان در لایه مرزی، از یک شبکه فشرده لایه مرزی استفاده شده است. نمونه‌ای از شبکه تولید شده برای شکل ۲ (ج) در شکل ۴ ارائه شده است. در این مقاله، از چهار شبکه‌ی متفاوت به منظور بررسی استقلال حل از شبکه استفاده شده است. شبکه در کلیه‌ی شبیه‌سازی‌ها به اندازه‌ای ریز شده که مقدار Y^+ روی دماغه از ۵ تجاوز نمی‌کند و همچنین شبکه در نواحی دارای شوک با نرخ $1/0.5$ و در نواحی بدون شوک با نرخ $1/2$ ریز شده است. برای این منظور مقدار ضریب پسای هندسه مورد نظر در عدد ماخ $5/7.5$ و زاویه حمله صفر درجه بررسی شده است. جدول ۱ تغییرات ضریب پسا در شبکه‌های مختلف نشان داده است.

ارزیابی کد عددی

به منظور ارزیابی کد عددی، میدان جریان اطراف یک دماغه مجهز به اسپایک نسبت به حالت بدون اسپایک (بدون برآمدگی) شبیه‌سازی و با نتایج مطالعات قبلی مقایسه شده تا به عنوان معیاری برای ارزیابی کد عددی استفاده شود. شبیه‌سازی عددی جریان در زاویه حمله صفر درجه و در عدد ماخ جریان آزاد ۵/۷۵ انجام شده است. مقایسه نتایج مطالعه‌ی جدول ۲ ارائه شده‌اند. همچنین، به منظور مقایسه دقیقتر، کانتورهای عدد ماخ نتایج مطالعه حاضر با مرجع [۲۱] در شکل ۷ مقایسه شده است. بررسی این نتایج نشان می‌دهد که تطابق نسبتاً خوبی بین نتایج این مطالعه و مطالعات پیشین وجود دارد.

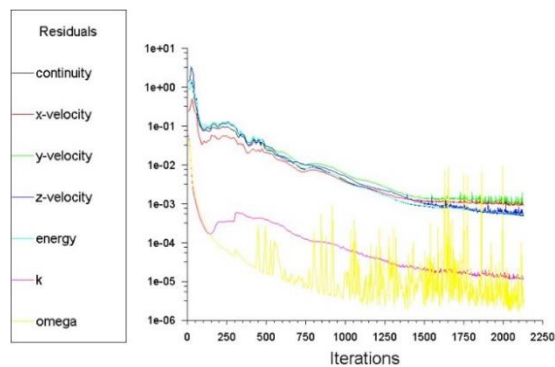


شکل ۷ - مقایسه کانتور ماخ برای مرجع [۲۱] و مطالعه حاضر

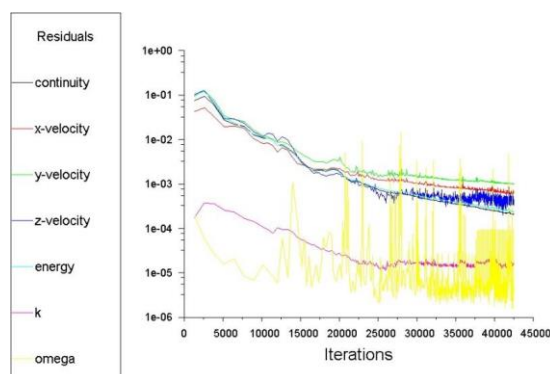
جدول ۲ - مقایسه کاهش ضریب پسا	
تحقیق	درصد کاهش ضریب پسا
مطالعه حاضر	۵۸
مطالعه مرجع [۲۱]	۵۳
مطالعه مرجع [۲۲]	۵۵

نتایج و بحث

برای یافتن بهترین مکان نصب، برآمدگی مطابق شکل ۲ در سه موقعیت مختلف قرار داده شده و حل عددی برای سه حالت مذکور در ماخ ۵/۷۵ و زاویه حمله صفر انجام شده است.



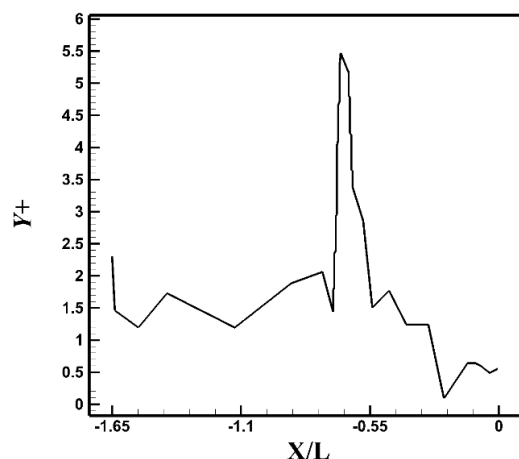
الف



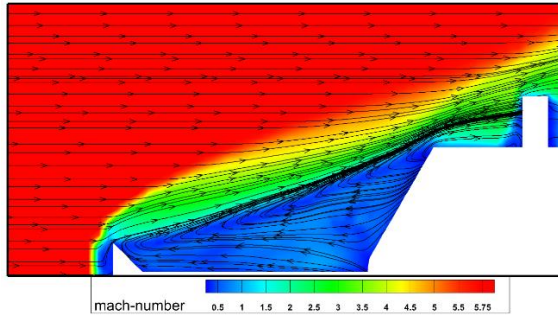
ب

شکل ۵ - نمودار باقی مانده برای وضعیت: الف) مرتبه اول، ب) مرتبه دوم.

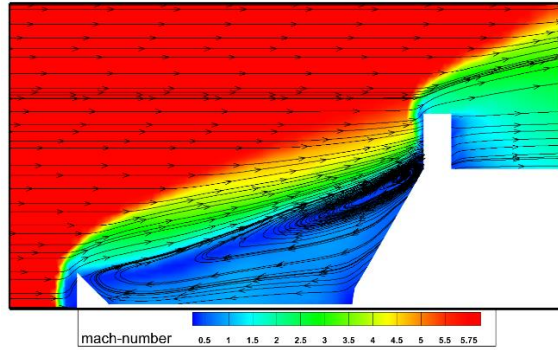
شکل ۶، نمودار γ^+ را نشان می‌دهد. بیشترین مقدار در قسمت برآمدگی با عدد نامتعارف ۵/۴۷ می‌باشد. با نزدیک شدن جریان به انتهای مدل، از مقدار γ^+ کاسته می‌شود، که با توجه به شکل در کمترین حالت حدود ۰/۰۹۱۹ می‌باشد و با توجه به شکل می‌توان نتیجه گرفت که مقدار γ^+ در نواحی برآمدگی و جلوی اسپایک به بیشترین میزان خود رسیده است.



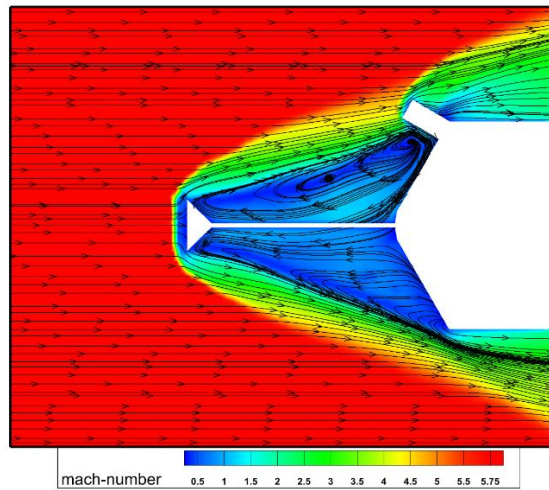
شکل ۶ - نمودار برای دماغه دارای برآمدگی و اسپایک.



الف



ب



ج

شکل ۸ - خطوط جریان در $M = 5.75$ و $H/D = 0.2$ برای: (الف) حالت ۱، (ب) حالت ۲، (ج) حالت ۳

این پدیده به دلیل برخورد قسمت بالایی برآمدگی با جریان آزادی شده که دارای عدد ماخ بالاتری نسبت به حالت قبل می باشد. لذا در این حالت به دلیل تقویت موج ضربه‌ای، افزایش ضریب پسای موجی قابل انتظار می باشد. همچنین، افزایش ضرایب گشتاور و برآ نیز به علت تقویت موج شوک چشمگیر است. حالت ۳ بهترین مکان برای نصب برآمدگی با توجه به ضرایب به دست آمده است.

جدول ۳ ضرایب آئرو دینامیکی را برای شرایط یاد شده نشان میدهد. با بررسی این نتایج می توان دریافت که بهترین مکان برای نصب برآمدگی، حالت ۳ است؛ چراکه نصب برآمدگی در این حالت باعث افزایش ضرایب برآ و گشتاور نسبت به حالت‌های دیگر شده است. همچنین، کمترین میزان ضریب پسا در مقایسه با دو حالت دیگر مشاهده می شود. ضریب پسا در این حالت کاهشی در حدود ۶ درصد نسبت به دو مکان دیگر داشته است و ضرایب برآ و گشتاور در حالت ۳ افزایش شدیدی پیدا کرده است. در جدول ۳ علامت منفی ضریب برآ و گشتاور نشان دهنده جهت است.

در شکل ۸، خطوط جریان روی دماغه نشان داده شده است. در تمامی حالت ها به دلیل آنکه توزیع فشار در طرف بدون برآمدگی در تمامی ۳ حالت یکسان است، اختلاف بین توزیع فشار در طرف دارای برآمدگی در حالت های ۱، ۲ و ۳ که در شکل ۹ نشان داده شده و داده های آن در جدول ۳ موجود است نشان دهنده ضرایب آئرو دینامیکی خواهد بود. در حالت ۱، برآمدگی از موج ضربه‌ای ثانویه ایجاد شده در شانه‌ی بالایی (محل اتصال دماغه به بدنه) فاصله دارد. این موجب شده که برآمدگی با جریان برخورد نداشته باشد. بنابراین اثرات انسدادی که توسط برآمدگی در جریان ایجاد شده کم بوده و موجب تغییر اندک توزیع فشار روی سطح دماغه شده است. البته حضور برآمدگی به صورت عمودی در جریان موجب افزایش سطح رو به باد مدل و به تبع آن افزایش قابل توجه ضریب پسا نیز شده است. در حالت ۲ که برآمدگی به موج ضربه‌ای ثانویه تشکیل شده در محل اتصال دماغه به بدنه نزدیک تر از حالت اول شده است، ضرایب گشتاور و برآ افزایش یافته است. این نشان می دهد در حالت دوم، موج ضربه‌ای در مقابل برآمدگی تقویت شده است.

جدول ۳ - ضریب آئرو دینامیکی دماغه سرخ در حالت‌های مختلف در زاویه حمله صفر درجه برای $H/D = 0.2$

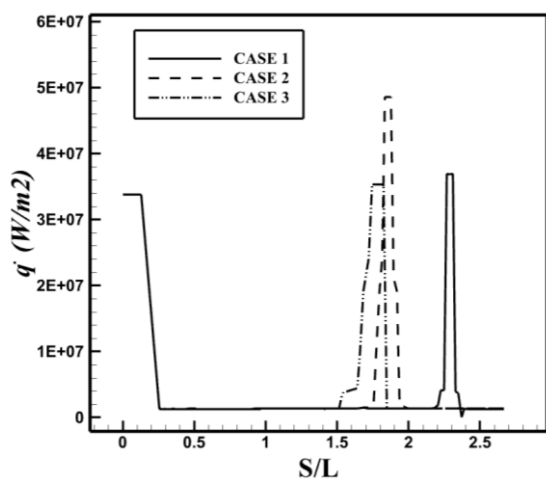
موقعیت برآمدگی	M	C_D	C_L	C_M
حالت ۱	۵/۷۵	۰/۳۹۶۵	-۰/۰۰۲۳	-۰/۰۱۰۲۶
حالت ۲	۵/۷۵	۰/۴۰۲۳	-۰/۰۰۳۴	-۰/۰۱۲۵۳
حالت ۳	۵/۷۵	۰/۳۷۱۷	-۰/۰۰۰۷	-۰/۰۲۰۶

همچنین شکل ۱۰ نمودار شار حرارتی را در این سه حالت نشان می‌دهند. بررسی نتایج شکل ۱۰ نشان می‌دهد که در حالت ۱ مقدار انتقال حرارت نسبت به دو حالت دیگر کمتر است (مساحت زیر نمودار، جدول ۴). حالت ۱ از نقطه نظر گرمایش آئرو دینامیکی، عملکرد بهتری نسبت به حالت‌های دیگر دارد. البته، عملکرد حالت ۲ نیز از حالت ۳ بهتر به نظر می‌رسد. در مجموع با بررسی اثرات شار حرارتی و نیروهای وارده می‌توان به این نتیجه دست یافت که حالت ۳ دارای عملکرد مطلوبتری نسبت به حالت‌های دیگر می‌باشد. با توجه به عملکرد مناسب برآمدگی در حالت ۳، در ادامه به بررسی اثرات تغییر ارتفاع برآمدگی و عدد ماخ جریان آزاد در این حالت پرداخته می‌شود.

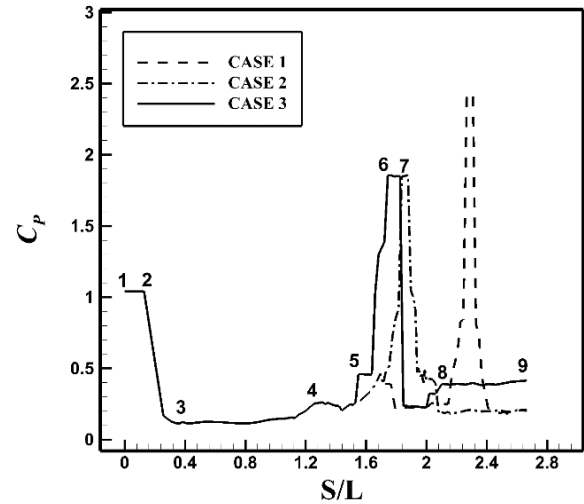
شکل ۱۱ کانتورهای ضریب فشار و عدد ماخ جریان در اطراف دماغه را در حالتی که ارتفاع برآمدگی نسبت به قبل کاهش یافته، نشان می‌دهد. مقایسه شکل ۸ (ج) و شکل ۱۱ (ب) نشان می‌دهد که کاهش ارتفاع برآمدگی باعث قرار گرفتن برآمدگی در میدان جریان متأثر از اسپایک می‌شود.

جدول ۴ - مساحت زیر نمودار شار حرارتی برای ۳ حالت برآمدگی

شار حرارتی	موقعیت برآمدگی
$7/1557e+09$	حالت ۱
$7/6409e+09$	حالت ۲
$7/8148e+09$	حالت ۳



شکل ۱۰ - شار حرارتی در $M = 5.75$ برای سه وضعیت برآمدگی



شکل ۹ - توزیع ضریب فشار در $M = 5.75$ برای سه وضعیت برآمدگی

در این حالت نیز مانند حالت دوم، سهم قابل توجهی از برآمدگی با جریان آزاد برخورد داشته و این موجب شده که یک موج ضربه‌ای قوی در جلوی برآمدگی مانند حالت قبل شکل گیرد. البته در این حالت به دلیل زاویه نصب برآمدگی، بخشی از نیروی پسای موجی به دلیل تغییر ماهیت شوک شکل گرفته از حالت عمود به مایل، کاهش و نیروی برآ افزایش یافته است. این افزایش نیروی برآ خود موجب افزایش چشم‌گیر گشتاور پیچشی نیز شده است. نتایج حاکی از آن است که افزایش ضریب برآ در حالت ۳ نسبت به حالت ۱ در حدود ۱۰ درصد و افزایش ضریب گشتاور در حدود ۶۴ درصد بوده است. بعلاوه، می‌توان مشاهده نمود که نصب برآمدگی موجب شده جریان گردابه‌ای در بالادست و در نزدیکی اسپایک شدیدتر شود.

شکل ۹ نمودار ضریب فشار را در این سه حالت نشان می‌دهند. مشاهده می‌شود که اگرچه در حالت ۳ مقدار ضریب فشار ماکزیمم نسبت به حالت ۱ کمتر و نسبت به حالت ۲ اندکی کمتر است؛ ولی سطح زیر منحنی ضریب فشار که نشان دهنده ضرایب آیرودینامیکی وارد بر دماغه می‌باشد و داده‌های استخراجی از نمودار در جدول ۳ نوشته شده است نسبت به دو حالت دیگر بیشتر است. این موضوع نشان می‌دهد که در حالت ۳، نصب برآمدگی موجب تغییرات بیشتر ضرایب آیرودینامیکی و به همین جهت سبب بیشتر شدن تغییرات نیروهای آیرودینامیکی شده است و به نظر می‌رسد که این سیستم کارایی آیرودینامیکی بالاتری نسبت به دو حالت دیگر دارد.

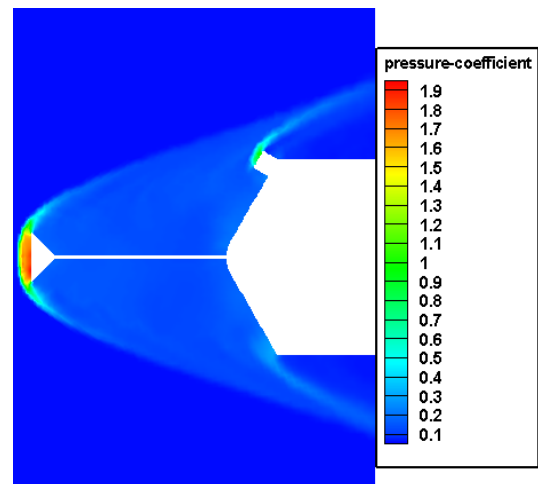
در شکل ۱۲ (الف) نمودار درصد افزایش ضریب پسا برای البته، در شکل ۱۲ (الف) مشاهده می‌شود که با افزایش ماخ جریان، درصد افزایش پسا کمتر شده است. شکل‌های ۱۲ (ب) و ۱۲ (ج) به ترتیب نمودار درصد افزایش ضرایب برآ و گشتاور را برای دو حالت $H/D=0.2$ و $H/D=0.3$ در مقایسه با وضعیت $H/D=0.1$ نشان می‌دهد. افزایش ارتفاع برآمدگی در عدد ماخ $5/75$ باعث شده که ضریب برآ در حالت $H/D=0.3$ و در مقایسه با حالت $H/D=0.1$ تا 140% درصد افزایش یابد. همچنین، ضریب گشتاور نیز در عدد ماخ $5/75$ در وضعیت $H/D=0.3$ در مقایسه با وضعیت $H/D=0.1$ افزایشی در حدود 60% درصد داشته است. این نتایج نشان می‌دهد در ازای افزایش برآمدگی از $H/D=0.1$ به $H/D=0.2$ ضریب برآ و گشتاور به ترتیب نزدیک به 140% و 60% درصد افزایش و ضریب پسا با اتلاف 15% درصدی همراه با یک رفتار خطی (مناسب برای مقاصد کنترلی) در درون جریان قابل‌دستیابی است.

شکل ۱۳ نمودار ضریب فشار را در ماخ‌های مختلف و برای برآمدگی با ارتفاع‌های متفاوت نشان می‌دهد. دو ناحیه از مدل در هر سه حالت، دارای دو جهش در ضریب فشار می‌باشند که با توجه به خطوط هم‌تراز ضریب فشار قابل پیش‌بینی هستند.

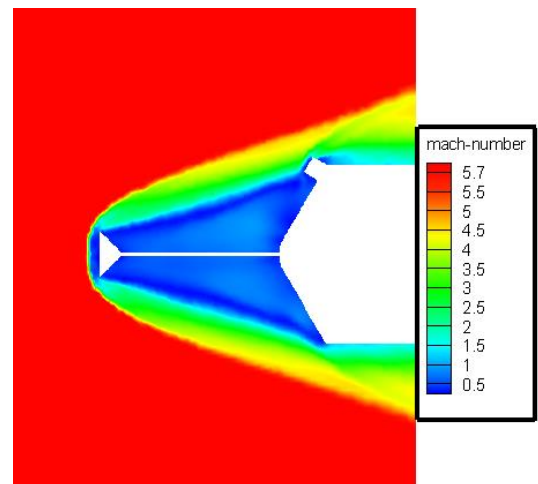
جهش‌های ضریب فشار عمدتاً ناشی از عوامل مختلفی است. یکی از این عوامل محل اتصال برآمدگی به دماغه می‌باشد که البته در $H/D=0.1$ به دلیل ارتفاع کوتاه برآمدگی، افزایش ضریب فشار در این ناحیه دیده نمی‌شود. ولی با افزایش ارتفاع برآمدگی، در محل اتصال برآمدگی به دماغه جریان سیال امکان حرکت آزادانه کمتری را داشته است به همین دلیل شاهد افزایش فشار در محل اتصال محل برآمدگی به دماغه در $H/D=0.2$ و $H/D=0.3$ هستیم و از طرفی با افزایش $H/D=0.2$ به $H/D=0.3$ به نظر می‌رسد این ناحیه اندکی به سمت نوک دماغه گسترش یافته است.

یکی دیگر از محل‌های افزایش ضریب فشار لبه‌ی بالایی برآمدگی است که به سمت جریان می‌باشد. این نقطه نیز یکی از عوامل ایجاد جهش ضریب فشار می‌باشد که باعث شکل‌گیری امواج شوک در قسمت بالای برآمدگی و پایین برآمدگی شده است و این امر باعث افزایش ضریب فشار روی برآمدگی و هم بر روی قسمتی از دیواره برآمدگی که به سمت باد نیز می‌باشد شده است.

لذا، می‌توان انتظار داشت که ضرایب نیرویی نسبت به حالت قبل بشدت کاهش می‌یابد به طوریکه در حالت $H/D=0.2$ ، ضریب برآ، ضریب پسا و ضریب گشتاور به ترتیب 80% ، 8% و 37% درصد نسبت به حالت $H/D=0.1$ افزایش داشته است. که مقایسه ۳ حالت به صورت درصدی در شکل ۱۰ ارائه شده است. دو حالت $H/D=0.2$ و $H/D=0.3$ نسبت به وضعیت $H/D=0.1$ نشان داده شده است. شکل ۱۲ (الف) نشان می‌دهد که با افزایش ارتفاع برآمدگی، ضریب پسا در بیشترین حالت نزدیک به 15% درصد افزایش یافته که ناشی از تقویت امواج موج ضربه‌ای شکل گرفته در مقابل برآمدگی و افزایش ضریب پسا موجی ناشی از آن است.



الف

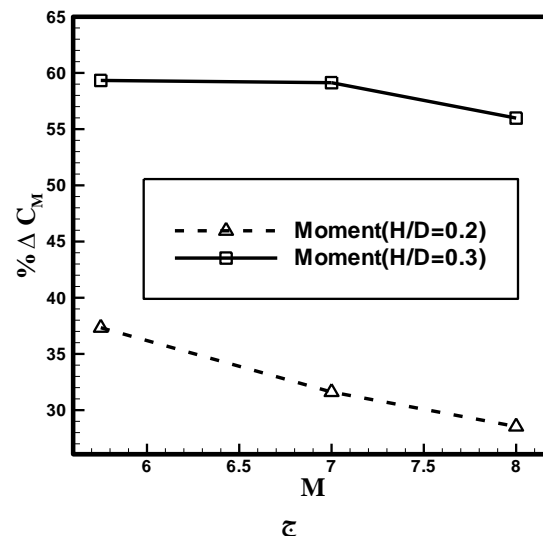
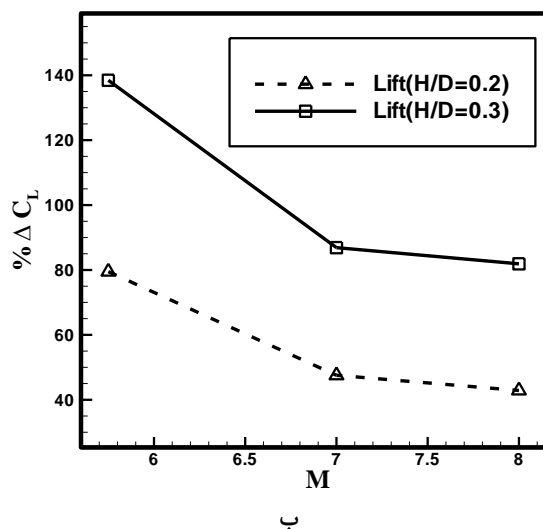
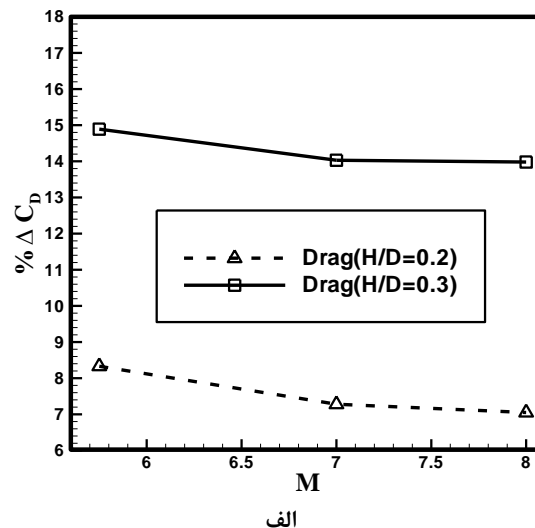


ب

شکل ۱۱ - خطوط هم‌تراز (الف) ضریب فشار، (ب) عدد ماخ در $H/D = 0.1$ و $M = 5.75$

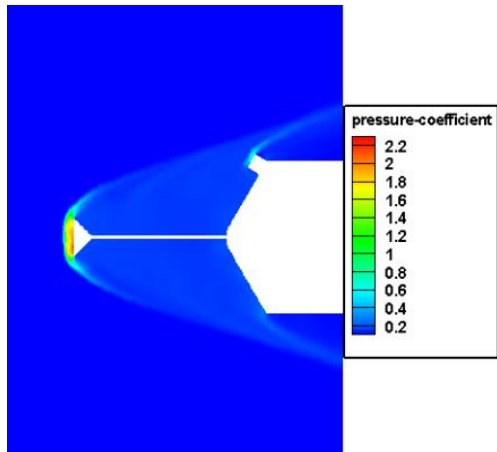
خطوط هم‌تراز ضریب فشار در شکل ۱۴ نمایش داده شده‌اند. ناحیه‌ی اول جهش در ضریب فشار در قسمت جلوی اسپایک و ناحیه‌ی دوم جهش در ضریب فشار روی سطح برآمدگی است که ناشی از تشکیل موج ضربه‌ای در این دو ناحیه است. بعلاوه، با افزایش ارتفاع برآمدگی، ضریب فشار در ناحیه‌ی برآمدگی افزایش می‌یابد. در انتهای این نمودار ضریب فشار مجدداً دچار یک افزایش ناچیز شده است که این امر به خاطر وجود یک موج ضربه‌ای ضعیف در پشت برآمدگی است. به نوع دیگر می‌توان گفت، در قسمت‌های جلوی اسپایک و برآمدگی، جریان ماوراء صوت به واسطه اعمال شتاب منفی ناشی از وجود جسم و سرعت پایین در نقطه سکون، دچار موج ضربه‌ای شده است که از قوانین موج ضربه‌ای کمانی تبعیت می‌کند. این امر بدین معنا است که در دو ناحیه ذکر شده فشار جریان آزاد بعد از موج ضربه‌ای دچار افزایش شده است.

رفتار نمودار شار حرارتی در شکل ۱۵ نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که این نمودار رفتاری همانند نمودار ضریب فشار دارد. این نمودار در H/D برابر $0/3$ دچار افزایش شدیدی شده است که بیانگر گرم شدن شدیدتر برآمدگی نسبت به دو وضعیت دیگر است. برخورد برآمدگی با جریان آزاد که دارای فشار کل بالاتر است، موجب افزایش ضرایب برآ، گشتاور، پسا و همچنین گرمایش شده است. به عبارت دیگر می‌توان بیان کرد، دمای سیال آزاد به دلیل عبور از ناحیه موج ضربه‌ای در نوک اسپایک یعنی در ناحیه سکون به حداکثر مقدار خود رسیده است و هرچه قدر از نوک اسپایک دورتر می‌شود از شار حرارتی کاسته می‌شود. افزایش اولیه شار حرارتی در محدوده نوک اسپایک رخ می‌دهد، اما به دلیل وجود موج ضربه‌ای دیگر در ناحیه برآمدگی، شار حرارتی در ناحیه ذکر شده دوباره دچار افزایش شده است. عامل اصلی در افزایش شار حرارتی با افزایش طول برآمدگی نیز ورود قسمت فوقانی برآمدگی به درون جریان آزادی است که چندان تحت تأثیر اسپایک نیست. لذا، مشاهده می‌شود که در این حالت‌ها موج ضربه‌ای‌های کمانی قوی‌تری در جلوی برآمدگی شکل می‌گیرد و پیرو آن دمای جریان در پشت آن از افزایش بیشتری برخوردار می‌شود. به منظور ارزیابی کلی داده‌ها، راندمان آئرویدینامیکی در این سه حالت و در اعداد ماخ مختلف محاسبه و نتایج آن در شکل ۱۶ نشان داده شده است. با بررسی این شکل می‌توان مشاهده کرد که با افزایش عدد ماخ جریان و

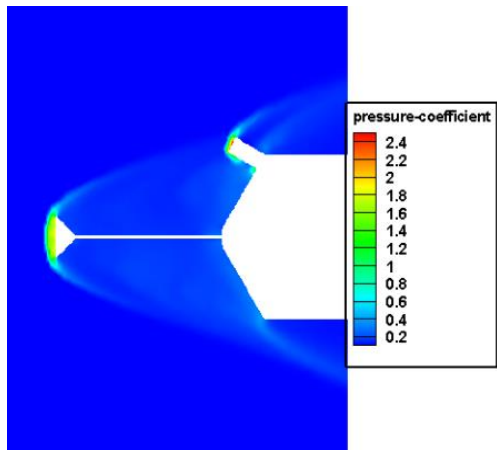


شکل ۱۴ - درصد افزایش الف) ضریب پسا، ب) ضریب برآ، ج) ضریب گشتاور در مقایسه با $H/D = 0.1$

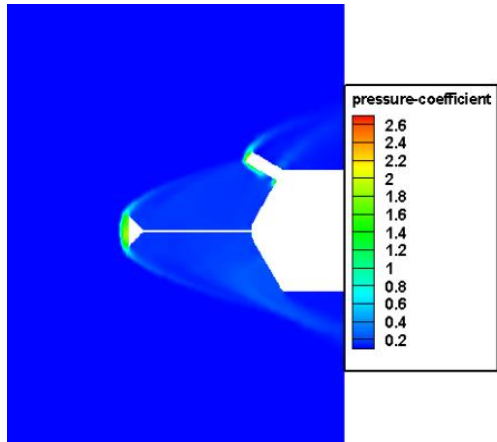
ارتفاع برآمدگی، راندمان آئرو دینامیکی دماغه افزایش می‌یابد. این نشان می‌دهد که استفاده از این روش می‌تواند به‌عنوان یک روش کم‌هزینه عملکرد بسیار مناسبی در مقایسه با اجسام پرنده‌ای که از کانارد به‌عنوان سامانه کنترلی خود بهره می‌برند، ارائه نماید.



الف

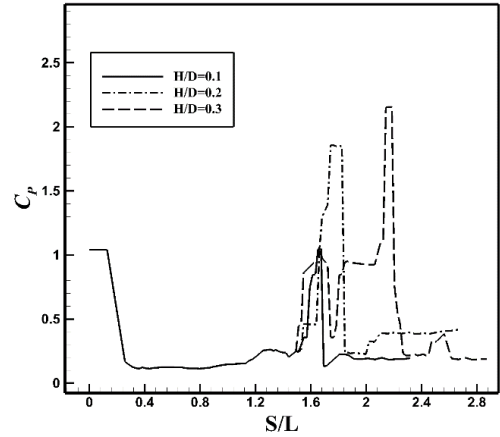


ب

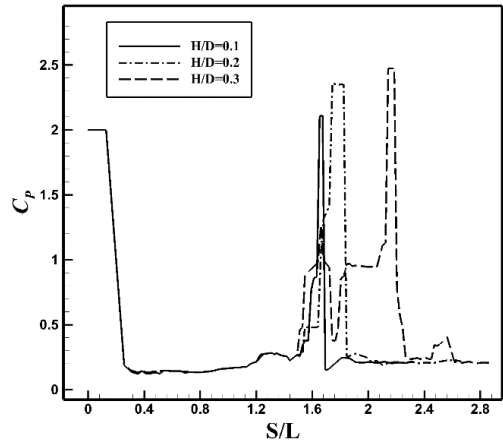


ج

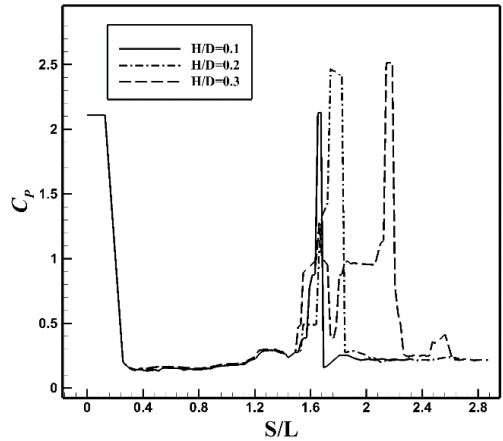
شکل ۱۴ - خطوط هم‌تراز ضریب فشار برای الف) $H/D = 0.1$ ، ب) $H/D = 0.2$ ، ج) $H/D = 0.3$



الف



ب



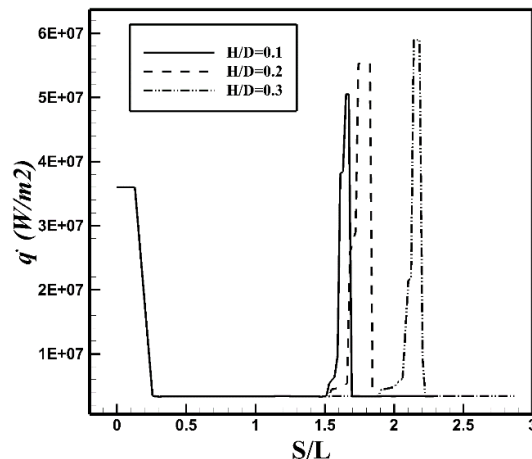
ج

شکل ۱۳ - ضریب فشار در سه ارتفاع برآمدگی برای الف) $M = 5.75$ ، ب) $M = 7$ ، ج) $M = 8$

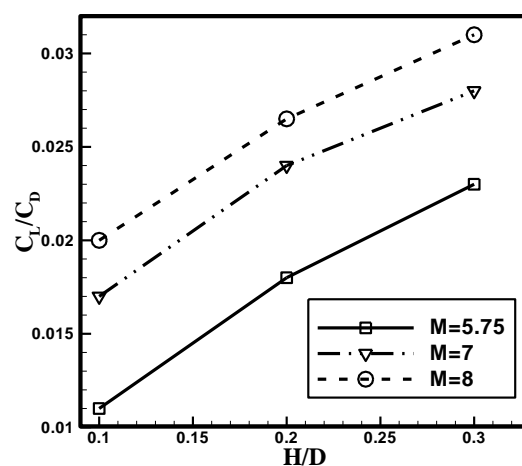
(حالت سوم) است. در این حالت ضرایب برآ و گشتاور نسبت به بدترین حالت نصب برآمدگی (حالت اول) حداقل نزدیک به ۱۰۵ و ۶۴ درصد افزایش یافته است و ضریب پسا نیز حداقل نزدیک به ۶ درصد کاهش یافته است. البته لازم به ذکر است، این انتخاب از نقطه نظر گرمایش آئرو دینامیکی دارای عملکرد متوسط است. همچنین، بررسی اثر تغییر ارتفاع برآمدگی نشان می‌دهد افزایش ارتفاع برآمدگی باعث افزایش در ضرایب آئرو دینامیکی نیز شده، به نحوی که با افزایش H/D از ۰/۱ به ۰/۳ ضریب برآ و گشتاور ضمن ارائه یک رفتار خطی، به ترتیب تا حدود ۱۴۰ و ۶۰ درصد افزایش می‌یابد. این در حالی است که افزایش H/D تنها باعث افزایش ۱۵ درصدی ضریب پسا شده است. همچنین، افزایش ارتفاع برآمدگی باعث افزایش ضریب فشار و انتقال حرارت در این ناحیه شده است. دو ناحیه‌ی روی سطح برآمدگی و جلوی اسپایک دارای پیک فشار و حرارت است که در H/D برابر ۰/۳ و عدد ماخ ۸ به بالاترین مقدار خود رسیده است. با نصب برآمدگی، ضریب پسا نیز افزایش می‌یابد که با افزایش ارتفاع برآمدگی این افزایش بیشتر می‌شود. با توجه به درصد افزایش ضریب پسا و همچنین افزایش ضرایب گشتاور و برآ، بهینه‌ترین نسبت ارتفاع به دماغه H/D برابر ۰/۲ است.

منابع و مراجع

- [1] Hojaji, M., Soltani, M.R., Taeibi-Rahni, M., "New visions in experimental investigations of a supersonic under-expanded jet into a high subsonic crossflow", Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, Vol. 224, No. 10, pp. 1069-1080, 2010.
- [2] Tahani, M., Hojaji, M., Jezeh, S. V. M., "Turbulent jet in crossflow analysis with LES approach", Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Vol. 88, No. 6, pp. 717-728, 2016.
- [3] Salehifar, M., Tahani, M., Hojaji, M., Dartoomian, A., "CFD modeling for flow field characterization and performance analysis of HGITVC", Applied Thermal Engineering, Vol. 103, pp. 291-304, 2016.
- [4] Babaeyan, M.R., Hojaji, M., "Experimental investigation of the penetration effects of opposite dual protuberances on thrust vector of a supersonic CD nozzle", Modares Mechanical



شکل ۱۵ - شار حرارتی در $M = 7$ برای سه وضعیت برآمدگی



شکل ۱۶ - اثرات ارتفاع برآمدگی بر راندمان آئرو دینامیکی دماغه

نتیجه‌گیری

در این مقاله اثرات ناشی از نصب برآمدگی استوانه‌ای شکل بر روی دماغه سرخ‌مخ مجهز به اسپایک به صورت عددی بررسی شدند. در این راستا از حل عددی معادلات کامل ناویر-استوکس در حالت سه‌بعدی به منظور شبیه‌سازی‌ها استفاده شد. به منظور ارزیابی کد عددی، میدان جریان اطراف یک دماغه مجهز به اسپایک بدون برآمدگی شبیه‌سازی و با نتایج مطالعات قبلی مقایسه شد. سپس، شبیه‌سازی‌ها در اعداد ماخ ۵/۷۵، ۷ و ۸ و زاویه حمله صفر درجه صورت گرفتند. همچنین در این مقاله، اثرات تغییر موقعیت نصب و ارتفاع برآمدگی مطالعه شدند. بررسی نصب برآمدگی در سه موقعیت نشان می‌دهد که مکان نصب برآمدگی در این گونه از دماغه‌ها به دلیل حضور اسپایک بسیار حائز اهمیت بوده و بهترین محل برای نصب برآمدگی از نظر ضرایب آئرو دینامیکی، شانه‌ی دماغه

- of drag reduction and thermal protection for hypersonic vehicles”, *Acta Mechanical Sinica*, Vol. 25, No. 3, pp. 417-419, 2009.
- [14] Zahir S., Ye Z., “Computational aerodynamic analysis of plate/jet-interaction for blunted cone-cylinder in hypersonic flows”, In: 5th WSEAS International Conference on Fluid Mechanics Acapulco (Mexico), Vol. 5, pp. 259-266, 2008.
- [15] Zahir S., Reza S.H., Ye Z., “Computational aerodynamic behavior of location and inclination of lateral plate /jet - interactions with hypersonic flow field”, In: 25th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2006.
- [16] Zahir S., Ye Z., “Hypersonic flow interaction of pitched plates on blunted cone at incidence”, *International Journal Mathematical Models and Methods in Applied Sciences*, Vol. 1, No. 3, pp. 133-136, 2007.
- [17] Ghanbari, M., Maddah, S. & Alinejad, J. Numerical study of lateral coolant jet on heat reduction over nose cone with double-aerodome at hypersonic flow. *Sci Rep* 12, 20391 (2022).
- [18] Shi, Y., Cheng, Q., Alizadeh, A. et al. Influence of lateral single jets for thermal protection of reentry nose cone with multi-row disk spike at hypersonic flow: computational study. *Sci Rep* 13, 6549 (2023).
- [19] Blazek J., “Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications”, 3rd edition, Elsevier, Germany, 1989.
- [20] Menter F., Car regal Ferreira J., Esch T., Konno B., “The SST turbulence model with improved wall treatment for heat transfer prediction in gas turbines”, In: Proceedings of the international Gas Turbine Congress, 2003.
- [21] Barzegar M.B., Hosseinalipour S.M., “Numerical simulation of hypersonic flow over highly blunted cones with spike”, *Acta Astronautica*, Vol. 67, No. 1-2, pp. 180-193, 2010.
- [22] Menezes V., Saravanan S., Jagadeesh G., Reddy K.P.J., “Experimental investigations of hypersonic flow over highly blunted cones with aero-spikes”, *AIAA Journal*, Vol. 41, pp. 1955-1966, 2003.
- Engineering, Vol. 19, No. 7, pp. 1741-1750, 2019.
- [5] Mokhtari, D., Hojaji, M., Afrand, M., “Experimental investigation of the effect of cylindrical protuberance with different penetration the thrust vector a CD nozzle in supersonic regime”, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 19, No. 5, pp. 1145-1154, 2019.
- [6] Tahani, M., Hojaji, M., Salehifar, M., Dartoomian, A., “Numerical investigation of sonic jet injection effects on flow field structure and thrust vector control performance in a supersonic nozzle”, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 8, 2015.
- [7] Mokhtari, D., Hojaji, M., Afrand, M., “Experimental investigation of the effect of location of cylindrical protuberance on the thrust vector of a supersonic CD nozzle”, *Journal of Solid and Fluid Mechanics*, Vol. 9, No. 1, pp. 237-249, 2019.
- [8] Zahir S., “Computational Aerodynamic interaction of hypersonic flow pin-protuberance on blunted cones”, *Arabian Journal for Science and Engineering*, Vol. 39, No. 10, pp. 7275-7288, 2014.
- [9] Lu H., Liu W., “Numerical simulation in influence of forward-facing cavity on aerodynamic heating of hypersonic vehicle”, *Procedia Engineering*, Vol. 29, pp. 4096-4100, 2012.
- [10] Mehta R.C., Kalimuthu R., Rathakrishnan E., “Flow field analysis over aero-disk attached to blunted-body at Mach 6”, In: Proceedings of the 37th International & 4th National Conference on Fluid Mechanics and Fluid Power Vol.3, pp. 27-33, 2010.
- [11] Venukumar B., Reddy K.P.J., “Experimental investigation of drag reduction by forward facing high speed gas jet for a larg angle blunt cone at Mach 8”, *Sadhana*, Vol. 32, No. 1, pp. 123-131, 2007.
- [12] Kulkarni V., Reddy K.P.J., “Drag reduction by counterflow supersonic jet for a blunt cone in high enthalpy flows”, In: 26th International Symposium on Shock Waves, Vol. 1, pp. 571-576, 2009.
- [13] Jiang Z., Liu Y., Han G., Zhao W., “Experimental demonstration of a new concept