

بررسی توزیع فشار و دما و جدایش جریان روی سطح جسم میانی نازل آئروسپایک

روح الامین درگاهی

دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه سمنان، سمنان، ایران

روح اله رفعی*

دانشیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه سمنان، سمنان، ایران

چکیده

در مقاله حاضر به بررسی توزیع فشار و دما روی سطح جسم میانی نازل آئروسپایک در نسبت‌های فشار مختلف پرداخته شده است. برای تجزیه معادلات حاکم بر جریان آشفته از روش حجم محدود با مدل‌های توربولانسی مختلف استفاده شده است. با مقایسه نتایج با داده‌های تجربی موجود، مدل SST k- ω برای شبیه سازی جریان آشفته انتخاب شده است. طول ناحیه چرخشی، تغییر دما در نقاط دمای بیشینه و کمینه، تغییرات دما و فشار در ناحیه چرخشی و امکان پیش بینی نقطه جدایش و ضمیمه شدن بوسیله نمودار توزیع فشار و دما بررسی شده است. نتایج نشان می‌دهد که با افزایش نسبت فشار نقطه‌های جدایش، ضمیمه شدن و ناحیه چرخشی به طرف پایین‌دست حرکت می‌کنند و همزمان طول ناحیه چرخشی نیز افزایش می‌یابد. همچنین مقدار دما در نقاط دمای بیشینه و کمینه تقریباً تغییر نمی‌کند ولی مقدار فشار بیشینه و کمینه کاهش پیدا می‌کنند. یکی دیگر از نتایج مهم تقریب خوب پیش بینی نقطه ضمیمه شدن توسط نمودار دما در نقطه دمای بیشینه می‌باشد به طوری که نقطه ضمیمه شدن همان مکانی می‌باشد که دما بیشینه می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: لایه مرزی آشفته، توزیع فشار، توزیع دما، جدایش ناشی از شوک، نازل آئروسپایک.

Investigation of pressure and temperature distribution and flow separation over the ramp of the center-body in Aerospike nozzle

R. Dargahi

Faculty of Aerospace Engineering, Semnan University, Semnan, Iran

R. Rafee

Faculty of Mechanical Engineering, Semnan University, Semnan, Iran

Abstract

In this paper, the pressure and temperature distributions over the ramp of an Aerospike nozzle in different pressure ratios are presented. Governing equations of the turbulent flow have been solved using finite volume method and different turbulence models. By comparing the obtained results with available experimental data, SST k- ω model has been selected for numerical simulations. In this study, the length of the recirculation zone, the temperature, and pressure variations within the recirculation zone and locations of the separation and reattachment points have been investigated in detail. Results show that the increase in the pressure ratio can move separation, reattachment points, and recirculation zone to downstream of the flow and also increase the length of the recirculation zone simultaneously. The maximum and minimum temperatures did not change but the maximum and minimum pressures reduced. Also, the results show that the reattachment point has the maximum temperature of the flow and this maximum temperature point can be adopted as the reattachment point.

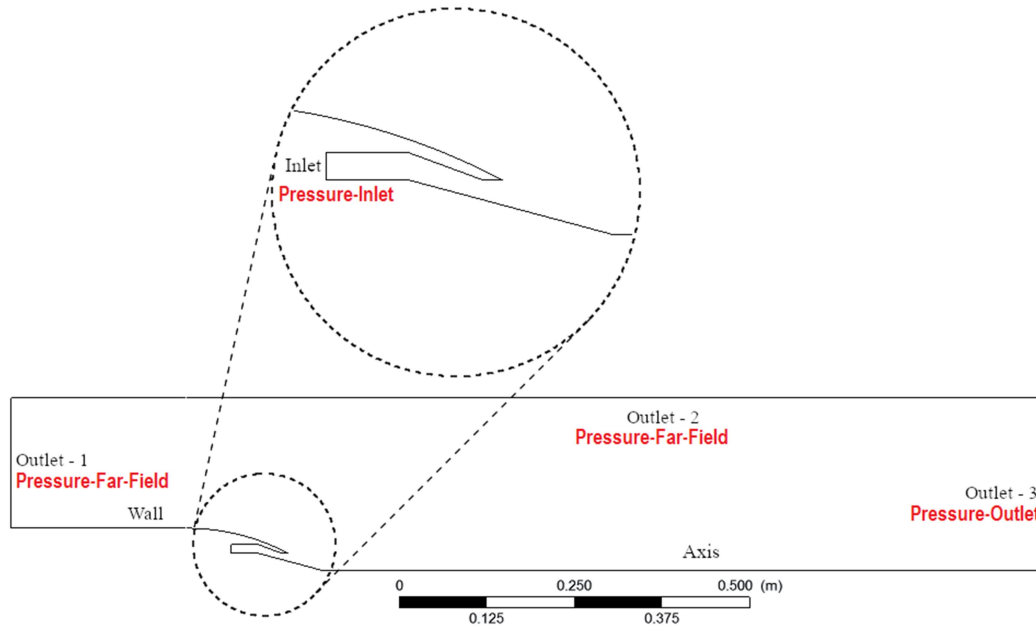
Keywords: Turbulent boundary layer, Pressure distribution, Temperature distribution, Shock Separation, Aerospike Nozzle.

در طی سالهای گذشته مطالعاتی برای شبیه سازی جریان گازهای خروجی از نازل آئروسپایک انجام شده است. امروزه نازل‌های آئروسپایک بدلیل ویژگیهای منحصر به فرد خود بسیار مورد توجه قرار گرفته و در حال بررسی می‌باشند. از جمله مهمترین این ویژگیها میتوان به جبران ارتفاعی اشاره کرد [۲]. برای بررسی این ویژگی مهم، محققان به بررسی ساختار و توزیع فشار روی سطح جسم میانی نازل میپردازند که یکی از پارامترهای مهم در این مطالعات می‌باشد. همچنین توزیع دما و تنش برشی نیز از دیگر پارامترهای مهم در این بررسیها میباشند. بررسی نقاط جدایش، ضمیمه شدن و تداخل امواج از جمله مواردی می‌باشد که در این مطالعات مورد بررسی قرار میگیرند. بررسی وضعیت توزیع فشار در نسبت فشارهای مختلف میتواند کمک بسزایی در آشنایی با این نازلها و افزایش کارایی و راندمان این نازلها داشته باشد. مطمئناً یکی از چالشهای استفاده از این نوع نازل خواهد بود. جهت آشنایی با وضعیت دما در این نازلها، نیاز به بررسی توزیع دما روی این نازلها می‌باشد.

۱- مقدمه

با توسعه علم هوافضا در زمینه پیشرفته‌ها، تمایل به طراحی و ساخت نازل‌های دارای کارایی بالا بیشتر شده است. یکی از نازل‌های با کارایی بالا که توجه مهندسان و طراحان در جامعه هوافضا را به خود جلب کرده است، نازل آئروسپایک می‌باشد. امروزه نازل‌های زنگوله ای شکل بسیار توسعه پیدا کرده و افزایش کارایی آن بیشتر از وضعیت فعلی بسیار سخت می‌باشد. در مقایسه با نازل‌های زنگوله ای شکل، نازل‌های آئروسپایک دارای مشخصات و ویژگیهای مهمی اعم از مقیاس کوچک، وزن کم، کارایی بالا در همه شرایط پروازی و کاربرد بهتر در انتهای وسیله میباشند و با این شرایط خود را کاندیدای پیشرفته وسایل نقلیه هوافضایی در آینده خواهد کرد [۱] با توجه به افزایش درخواست برای سیستمهای پرتاب فضایی ارزان و با کارایی بالا، نازل‌های آئروسپایک گزینه بسیار مناسبی برای پاسخگویی به این نیاز میباشند.

* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: rafee@semnan.ac.ir



شکل ۱- دامنه کلی میدان محاسبات جریان خروجی از نازل (مقیاس به متر می باشد)

بینی نتایج نشان داد. کاپیلاوایی و همکاران [۷] نیز مطالعاتی تجربی و عددی روی میدان جریان یک نازل پلاگ انجام دادند. برای انجام محاسبات عددی، از معادلات ناویر-استوکس به همراه مدل آشفتگی $k-\omega$ ویلکاکس [۸] استفاده شد. در کد مورد نظر از روش حجم محدود برای گسسته سازی معادلات استفاده شد. هی و همکاران [۹] یک بررسی و مطالعه عددی سه قسمتی از رفتار جدایش جریان در یک نازل آئروسپایک مخروطی مدور فرا-منبسط انجام دادند. این مطالعه از جنبه‌های متفاوتی مورد بررسی قرار گرفت که یکی از مهمترین قسمت‌ها، توزیع فشار بدست آمده از حل عددی و مقایسه آن با نتیجه-های تجربی بود. در این مطالعه از معادلات ناویر-استوکس میانگین-گیری شده (RANS) و مدل آشفتگی $k-\omega$ SST [۱۰] استفاده شده بود. کلیه نتیجه‌های حاصل از مقایسه حل عددی با تجربی، دقت بسیار خوبی را نشان دادند. با اینحال ایشان، بیشتر به بررسی پدیده‌ها و تغییرات ساختاری جریان پرداخته اند و به توزیع دما اصلا توجهی نداشته اند. این در حالی است که یکی از مشکلات طراحی نازل‌های آئروسپایک مساله کنترل دما می‌باشد و یکی از چالش‌های مربوط به نازل‌ها خصوصا نازل آئروسپایک مربوط به خنک کاری می‌باشد بطوری که ناسا و لاکهیدمارتین از سیستم‌های خنک کاری خاصی برای افزایش عمر و جلوگیری از نابودی این نازل در پروژه های خود استفاده می-کنند [۱۱]. برای رفع این چالشها باید بررسی‌های کافی در زمینه توزیع دما و تغییرات دما روی سطح جسم میانی انجام شود که در بررسی های پیشین، انجام نشده است. در این مقاله این بررسی برای چند

مطالعات زیادی درباره جریان تراکم پذیر گازهای خروجی از نازل انجام شده است. از این میان می‌توان به مطالعه بنازاده و رفعی [۳] درباره جریان گاز خروجی روی تیغه‌های منحرف کننده جریان اشاره کرد. ایشان جریان سه بعدی در یک سیستم کنترل بردار تراست را که به کمک تیغه‌های منحرف کننده جریان عمل می‌کند، شبیه سازی کردند و نشان دادند که با افزایش زوایای پیچ تا 30° درجه نیروی جانبی افزایش می‌یابد. پس از آن با انحراف بیشتر این نیرو کاهش خواهد یافت. همچنین مطالعه گلرنگ و رفعی [۴] در مورد بررسی اثر جابه-جایی مقطع برشی در ناحیه واگرای یک نازل متحرک بر عملکرد آن در سیستم کنترل بردار تراست نیز از دیگر موارد مورد مطالعه بوده است. در این مطالعه نشان داده شد که با افزایش فاصله مقطع برشی نازل نسبت به نقطه دوران قسمت متحرک، فاکتور بزرگنمایی، تراست جانبی و تراست کل کاهش می‌یابند. همچنین با نزدیک کردن مقطع برشی به خروجی نازل، مقدار زاویه انحراف بردار تراست کمتر از مقدار زاویه انحراف نازل است.

ایتو و همکاران [۵] مطالعات تجربی و عددی روی چند نازل پلاگ انجام دادند. در این مطالعه نتایج حاصل از داده‌های تجربی و عددی خصوصا توزیع فشار روی سطح جسم میانی مقایسه و بررسی شد. همچنین برای انجام محاسبات شبیه سازی از معادلات سه‌بعدی ناویر-استوکس استفاده شد. برای لزجت ادی از مدل‌سازی آشفتگی بالدوین-لومکس [۶] استفاده شد. مقایسه انجام شده حاصل از نتایج توزیع فشار بدست آمده از محاسبات عددی و تجربی، دقت قابل قبولی در پیش-

همچنین تغییر مکان نقاط جدایش، ضمیمه شدن و طول ناحیه جدایش با توجه به تغییر نسبت فشار نیز انجام شده است.

آن $2.88 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ می باشد. شدت آشفستگی جریان برای ورودی نازل در همه نسبت فشارها 4% و قطر هیدرولیکی نیز 0.012498 m می باشد. هر دو پارامتر با روابط ۲ و ۳ محاسبه شده اند.

$$I = 0.16(\text{Re}_{\text{DH}})^{-1/8} \quad (2)$$

$$\text{DH} = \frac{4(A)}{C} \quad (3)$$

که A مساحت ناحیه ترشده و C نیز محیط ترشده می باشد. مقادیر فشار کلی نسبی^{۱۳} و فشار نسبی ابتدایی^{۱۴} مربوط به مرز ورودی نیز برای نسبت فشارهای مختلف در جدول ۱ آمده است. برای خروجی سوم فشار نسبی برای تمامی نسبت فشارها 101325 Pa و برای خروجی اول و دوم شرایط دور دست^{۱۵} فشار نسبی و عدد ماخ به ترتیب 113097 Pa و 0.01 می باشد. دمای در نظر گرفته شده نیز برای مرزهای ورودی و خروجیها 300 K می باشد. همچنین نسبت فشار بوسیله معادله شماره ۴ بدست می آید و از آن می توان برای محاسبه فشار ورودی نازل یا خروجی استفاده کرد.

جدول ۱- اطلاعات فشار برای مرز ورودی در نسبت فشارهای متفاوت

نسبت فشار	فشار نسبی کلی (Pa)
۲/۱	۲۴۲۰۰۰
۲/۵۷	۲۹۵۸۳۶
۳/۸۲	۴۴۱۲۲۹
۴/۲۹	۴۹۴۴۵۴

در معادله ۴ پارامتر P_{on} فشار درون محفظه احتراق و P_a نیز فشار محیط می باشد.

$$\text{NPR} = \frac{P_{\text{on}}}{P_a} \quad (4)$$

۳- معادلات حاکم

معادله حاکم در این مساله، معادله تراکم پذیر دو بعدی متقارن-محوری غیرپایا RANS می باشد. همچنین معادله انرژی و معادله انتقالی گونهها^{۱۶} نیز به دلیل تراکم پذیری و از استفاده از دو گاز متفاوت قرار داده شده است. این معادلات به فرم کلی به ترتیب ۵ و ۶ برای پیوستگی و مومنتوم و ۷ برای انرژی و در آخر ۸ نیز برای معادله انتقالی گونهها نوشته شده است.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (5)$$

¹³ Gauge Total Pressure

¹⁴ Initial Gauge Pressure

¹⁵ Farfield

¹⁶ Species

نسبت فشار انجام شده است.

در مقاله حال حاضر به بررسی امکان پیش بینی نقطه جدایش و ضمیمه شدن بوسیله نمودار توزیع فشار و دما پرداخته شده است.

۲- هندسه مسئله و میدان جریان

کلید عملیات تجربی انجام شده توسط ورما [۱۲] که نتایج آن در مقاله حال حاضر مورد استفاده قرار گرفته، در یک تاسیسات جریان پایه که نوعی تونل باد دمش-بطرف-پایین^۱ می باشد، انجام شده است. میدان جریان مربوطه جهت استفاده در محاسبات عددی در شکل ۱ نشان داده شده است. کانتور^۲ جسم میانی نیز با توجه به توصیه های مرجع [۹] طراحی و ساخته شده است. برای بدست آوردن توزیع فشار پایا^۳ روی سطح جسم میانی، بیش از ۱۲ نقطه فشاری با گام 0.4 میلی متر در نقاط محوری^۴ و در امتداد یک خط روی سطح جسم میانی نصب شد. در این مقاله برای بررسی عددی، یک میدان جریان و نازل متقارن-محوری^۵ دو بعدی در نظر گرفته شده است. محاسبات با توجه به نسبت فشارهای متفاوت نازل انجام شده است. شرایط مرزی استفاده شده نیز در قسمت های مختلف میدان اعمال شد و هر کدام به قرار زیر می باشد:

- خروجی ۱: فشار-دور دست-میدان^۶
- خروجی ۲: فشار-دور دست-میدان
- خروجی ۳: فشار-خروجی^۷
- ورودی نازل: فشار-ورودی^۸

کلید شرایط با توجه به آزمایش تجربی تنظیم و مقداردهی شد. برای سیال ورودی از گاز هوا استفاده شد و میدان جریان^۹ نیز دارای گاز ایده آل^{۱۰} هوا می باشد. سیال ترکم پذیر در دما و فشار های مورد بحث در این مقاله را می توان با تقریب بسیار خوبی به عنوان گاز ایده آل در نظر گرفت [۱۳ و ۱۴]. با توجه پیروی لزجت از تغییرات دما، از رابطه قانون سادرلند استفاده شد. در این محاسبات از نمونه سه ضریبی استفاده شده است که رابطه آن به شکل رابطه ۱ می باشد [۱۵].

μ لزجت با واحد kg/m-s ، T دمای استاتیک بر حسب کلونین، μ_0 یک مقدار مرجع بر حسب kg/m-s ، T_0 یک دمای مرجع بر حسب کلونین و S نیز دمای موثر یا ثابت سادرلند با واحد کلونین می باشد.

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{3/2} \frac{T_0 + S}{T + S} \quad (1)$$

برای هوا $\mu_0 = 1.716 \times 10^{-5}$ ، $T_0 = 273.11$ ، $S = 110.56$ می باشد.

ضریب نفوذ ملکولی^{۱۱} [۱۶] از نوع تقریب-ثابت-رقیقی^{۱۲} و مقدار

¹ Blow-down-type

² Contour

³ Steady

⁴ Axial location

⁵ Axisymmetric

⁶ Pressure-far-field

⁷ Pressure-Outlet

⁸ Pressure-Inlet

⁹ Flow Field

¹⁰ Ideal Gas

¹¹ Mass Diffusivity

¹² Constant Dilute Approximation

پروفیل‌های^{۱۴} سرعت و دما به زیر-لایه رینولدز پایین^{۱۵} یا لایه‌ای^{۱۶}، ناحیه میانی^{۱۷} و ناحیه قانون لگاریتمی^{۱۸} یا لایه آشفته^{۱۹} تقسیم می‌شوند [۲۷-۲۸]. در بین این لایه‌ها، زیر-لایه ورقه‌ای برای بررسی لایه مرزی در این مقاله دارای اهمیت می‌باشد. شیوه‌های استفاده شده در توصیف پروفیل‌های دما و سرعت لایه مرزی، معمولاً بوسیله پارامترهای بدون بعد می‌باشند. این پارامترها شامل فاصله بدون بعد از دیوار y^+ ، سرعت بدون بعد در امتداد دیوار u^+ و دمایی بدون بعد دیوار T^+ می‌باشد [۲۹]. رابطه مربوط به y^+ و u^+ به ترتیب با شماره‌های ۱۰ و ۱۱ قرار داده شده است.

$$y^+ = (\rho u^* y) / \mu \quad (10)$$

$$u^+ = u / u^* \quad (11)$$

در معادلات ۱۰ و ۱۱ پارامترهای u^* سرعت اصطکاکی، u^+ سرعت بدون بعد در امتداد دیوار، y^+ فاصله بدون بعد از دیوار، u سرعت در امتداد دیوار و y فاصله از دیوار می‌باشد. روش‌های مدل‌سازی نزدیک دیوار در این مطالعه به دو دسته "توابع دیوار بهبود یافته" و "تابع دیوار استاندارد"^{۲۱} دسته‌بندی می‌شود و توصیف این دو بر اساس بهبود شبکه^{۲۲} نزدیک به لایه مرزی^{۲۳} می‌باشد. اگر اولین سلول از طرف دیوار، در داخل لایه ویسکوز باشد، شیوه استفاده شده مدل‌سازی توابع دیوار بهبود یافته می‌باشد و باید y^+ کمتر از ۵ باشد.

در این مقاله هم از تابع دیوار استاندارد و هم توابع دیوار بهبود یافته استفاده شده است و مقایسه و تحلیل روی این دو صورت گرفته است. برای تعیین کامل لایه مرزی در معرض گرادیان‌های فشار معکوس (نواحی جدایش) در مدل‌های آشفته ذکر شده، $y^+ < 1$ یک تقریب بسیار خوب برای بدست آوردن مشخصه های جریان ارائه خواهد داد [۳۰].

۵- استقلال حل از شبکه

شبکه بندی میدان مورد نظر دو بعدی متقارن-محوری بوده و در نرم افزار انسیس^{۲۴} انجام شده است. نوع شبکه بندی نیز سازمان و از نوع چهار ضلعی^{۲۶} می‌باشد. در شکل شماره ۴ نمایی از شبکه‌بندی هر چهار مورد (به ترتیب شماره موارد در جدول ۲) در خروجی نازل و روی سطح جسم میانی را مشاهده می‌کنید. همانطور که قابل مشاهده می‌باشد با توجه به y^+ کمتر از یک، شبکه‌بندی در نزدیک دیوار دارای کیفیت مطلوبی می‌باشد. همچنین در جدول شماره ۲ نیز پارامترهای کیفیتی تعامد^{۲۷} و نسبت منظری^{۲۸} شبکه به صورت میانگین قرار داده شده است.

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) &= -\frac{\partial p}{\partial x_i} \\ &+ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right. \\ &\left. - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_m}{\partial x_m} \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho u_i' u_j') \end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i} [u_i(\rho E + p)] &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(k + \frac{c_p \mu_t}{Pr_t} \right) \frac{\partial T}{\partial x_j} \right. \\ &\left. + u_i(\tau_{ij})_{eff} \right] + S_h \end{aligned} \quad (7)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho Y_i) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} Y_i) = -\nabla \cdot \vec{J}_i + R_i + S_i \quad (8)$$

که مقدار $(\tau_{ij})_{eff}$ نیز از رابطه ۹ بدست می‌آید.

$$(\tau_{ij})_{eff} = \mu_{eff} \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) - \frac{2}{3} \mu_{eff} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \quad (9)$$

در معادلات ۵ تا ۸ پارامترهای S_i نرخ ایجاد با اضافه شدن از فاز پراکندگی بعلاوه هر منبع تعریف شده دلخواه، \vec{J}_i شار نفوذ ملکولی هر گونه، k رسانایی گرمایی، E انرژی کل، $(\tau_{ij})_{eff}$ تانسور تنش انحرافی، Y_i کسر جرمی محلی برای هر گونه، R_i نرخ تولید هر گونه، δ_{ij} دلتای کرونگر و $-\rho u_i' u_j'$ تنش رینولدزی می‌باشند. حل گر معادله نیز چگالی پایه^۱ می‌باشد. جهت فرمول بندی^۲ معادلات از روش ضمنی^۳ استفاده شده است [۱۷]. نوع شار همرفتی^۴ بکار رفته نیز تجزیه بردار شار رو (Roe-FDS) می‌باشد [۱۸]. گسسته سازی فضایی^۵ برای گرادیان^۶ از نوع کمترین-مربعات پایه^۷ سلولی [۱۹] و برای جریان و انرژی سینماتیکی آشفته^۸ و نرخ گسستگی ویژه^۹ نیز از نوع MUSCL مرتبه-سه^{۱۰} می‌باشد [۲۰]. همچنین فرمول بندی گذرا^{۱۱} نیز ضمنی-مرتبه-اول^{۱۲} می‌باشد. مقادیر تنش های رینولدزی در معادله RANS بوسیله مدل‌سازی های آشفتهگی بدست خواهد آمد. در ادامه به مقایسه نتایج چهار مدل آشفتهگی برای انتخاب مدل برتر پرداخته خواهد شد. مدل‌های استفاده شده شامل استاندارد [۲۱] $k-\epsilon$ ، اسپالارت-آماراس [۲۲] SST $k-\omega$ ، [۲۳] و RSM [۲۴-۲۶] می‌باشد.

۴- مدل‌سازی جریان آشفته در نزدیک دیوار

معادله یک مساله بسیار مهم در شبیه سازی جریان آشفته، مدل‌سازی آشفتهگی نزدیک دیواره^{۱۳} می‌باشد. در جریان‌های آشفته،

¹⁴ Profile
¹⁵ Low Re sub-layer
¹⁶ Laminar
¹⁷ Buffer region
¹⁸ Log-law region
¹⁹ Turbulence layer
²⁰ Enhanced wall treatment
²¹ Wall function
²² Grid
²³ Boundary Layer
²⁴ Ansys Meshing
²⁵ Structured
²⁶ Quadrilateral
²⁷ Orthogonality
²⁸ Aspect Ratio

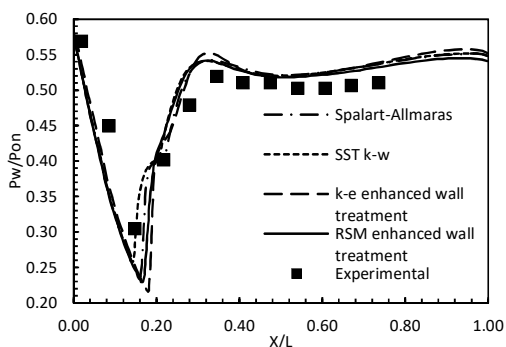
¹ Density-based
² Formulation
³ Implicit
⁴ Convective Flux
⁵ Spatial discretization
⁶ Gradient
⁷ Least Squares Cell Based
⁸ Turbulence kinetic energy
⁹ Specific dissipation rate
¹⁰ Third-Order MUSCL
¹¹ Transient
¹² First Order Implicit
¹³ Near Wall Treatment

تصویر ۴ نمودارهای بدست آمده از مدل‌سازی‌های مختلف به همراه مقادیر تجربی دیده می‌شود.

در مرجع ۹ نیز نتایج تجربی با نتایج عددی بدست آمده از مدل‌سازی SST k- ω برای این نازل مقایسه شده که دقت خوبی در پیش بینی توزیع فشار از خود نشان داده است.

جدول ۳- درصد خطای میانگین بدست آمده از نتایج تجربی و عددی

مدل آشفتگی	درصد خطای میانگین بدست آمده از مقایسه نتایج تجربی و عددی
SST k- ω	۶/۶۷۹۳۹
اسپالارت-آلماراس	۷/۶۲۱۸۷
k- ϵ با توابع دیوار بهبود یافته	۷/۶۷۴۲۸
RSM با توابع دیوار بهبود یافته	۸/۰۷۵۷۵



شکل ۳- نمودارهای بدست آمده از مدل‌سازی‌های مختلف به همراه مقادیر تجربی

در محاسبات انجام شده، ابتدا بر اساس مطالعه هی و همکاران [۹] گاز نیتروژن برای ورودی نازل و گاز در میدان هم هوا انتخاب شد و جهت انجام این محاسبات از معادله انتقالی گونه‌ها استفاده شد. کانتور غلظت نیتروژن در شکل ۱۵ دیده می‌شود. سپس یک محاسبه دیگر با همین شرایط فقط و گاز هوا انجام شد و نتایج این محاسبات با نتایج محاسبات با دو گونه متفاوت مقایسه شد (شکل ۱۶ را ببینید). این محاسبه نشان داد که اختلاف قابل توجهی در مقادیر توزیع فشار بدست آمده وجود ندارد.

۷- نتایج

۷-۱- نتایج حاصل از بررسی توزیع تنش برشی روی

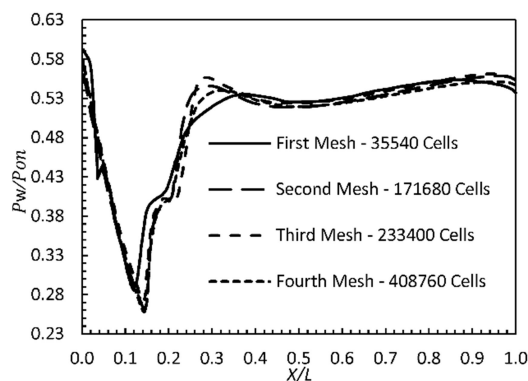
سطح جسم میانی

در تصویر ۵ نمودار تنش برشی برای نسبت فشارهای ۲/۱، ۲/۵۷، ۳/۸۲ و ۴/۲۹ نسبت به طول جسم میانی بی‌بعد شده رسم شده است. در این نمودار برای همه نسبت فشارها سه وجه اشتراک وجود دارد.

جدول ۲- اطلاعات چهار مورد شبکه تولید شده به همراه اطلاعات کیفیتی شبکه‌ها

مورد	تعداد گره	تعداد عناصر	کیفیت از لحاظ میانگین نسبت منطری	کیفیت از لحاظ میانگین تعامد
۱	۳۶۴۳۸	۳۵۵۴۰	۷/۰۰۸۳	۰/۹۹۴۴۲
۲	۱۷۳۶۳۴	۱۷۱۶۴۰	۸/۲۸۵۲	۰/۹۹۵۴۴
۳	۲۳۵۸۰۴	۲۳۳۴۰۰	۹/۳۶۳۹	۰/۹۹۴۶۹
۴	۴۱۱۷۱۱	۴۰۸۷۶۰	۱۱/۰۲۷	۰/۹۹۴۵۹

این مقادیر نشان می‌دهند که تمامی شبکه‌بندی‌ها برای هر چهار مورد دارای کیفیت مطلوبی می‌باشد. در تصویر شماره ۲ نمودارهای توزیع فشار روی سطح جسم میانی که از هر چهار مورد شبکه بدست آمده به همراه تعداد سلول‌ها قرار داده شده و مورد مقایسه قرار گرفته شده است.



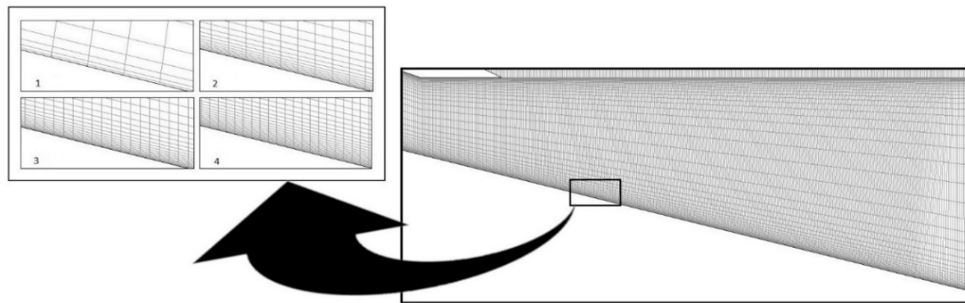
شکل ۲- تحلیل میزان حساسیت شبکه با توجه به تعداد سلول‌های در امتداد سطح جسم میانی برای توزیع فشار روی سطح

۶- اعتبارسنجی و مدل‌سازی آشفته برتر

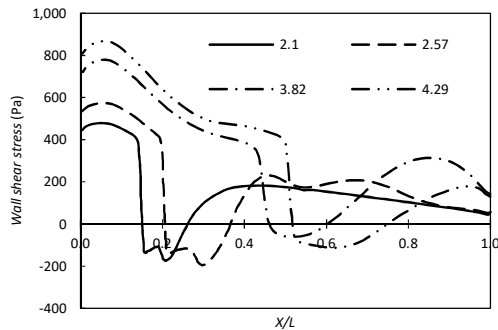
در این مقاله چهار مدل‌سازی آشفته به همراه نتایج تجربی برای انتخاب بهترین مدل‌سازی آشفته در نسبت فشار ۲/۱ مورد ارزیابی قرار گرفت. درصد خطای میانگین بین هر مدل‌سازی با نتایج تجربی محاسبه شد. نحوه محاسبه درصد خطا نیز با معادله ۱۲ انجام شده است.

$$d_{ave} = \frac{\sum \frac{|y_i - y_{exp}|}{y_{exp}}}{n} \times 100 \quad (12)$$

در معادله ۱۲ متغیرهای y_{exp} و y_i به ترتیب مقدار فشار اندازه‌گیری شده توسط حل عددی و تجربی می‌باشد، n نیز تعداد نقاط اندازه‌گیری شده و d_{ave} نیز مقدار خطای میانگین می‌باشد. میانگین خطای بدست آمده از مقایسه مدل‌سازی‌های عددی و مقادیر تجربی در جدول ۳ قابل مشاهده می‌باشد. نتایج بدست آمده از جدول ۳ نشان می‌دهد که مدل‌سازی SST k- ω کمترین خطا را در پیش بینی توزیع فشار دارد. در



شکل ۴- یک نمای بزرگ شده از شبکه نزدیک دیواره جسم میانی برای چهار شبکه با توزیع سلول متفاوت



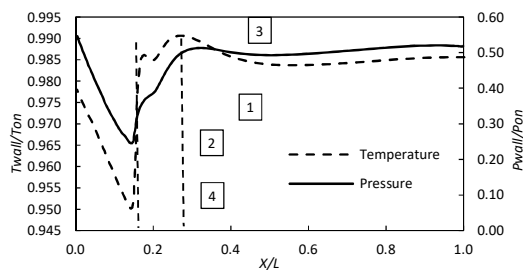
شکل ۵- نمودار تنش برشی بدست آمده از نسبت فشارهای مختلف

همچنین شکل‌های ۱۰ تا ۱۳ نیز کانتورهای عدد ماخ به ترتیب برای نسبت فشارهای ۲/۱، ۲/۵۷، ۳/۸۲ و ۴/۲۹ را نشان می‌دهد که در تصویر شماره ۱۰ موج‌ها و ناحیه چرخشی نیز تعیین شده‌اند. در نمودارهایی که مربوط به توزیع فشار و دما می‌باشد خطوطی به صورت خط چین و عمودی رسم شده است. مکان این خطوط روی محور x از جدول ۴ بدست آمده است. این خطوط نقطه جدایش و ضمیمه شدن را نشان می‌دهند. مقادیر بین این دو خط مربوط به ناحیه چرخشی می‌باشد. خط چین سمت چپ مربوط به نقطه جدایش و خط چین سمت راست در هر نمودار مربوط به نقطه ضمیمه شدن می‌باشد. تغییرات نمودارهای فشار و دما کاملاً مشابه هم می‌باشد.

اول اینکه مقادیر تنش‌ها از یک مقدار بالا و مثبت به شدت افت می‌کنند و به سمت مقادیر منفی می‌روند. وجه اشتراک دوم وجود یک ناحیه منفی در نمودار می‌باشد. این ناحیه در نمودار در واقع همان ناحیه جدایش می‌باشد. نقطه ای که مقدار تنش از صفر عبور کرده و به سمت مقادیر منفی میل می‌کند، در واقع همان نقطه جدایش می‌باشد و دوباره که به سمت بالا و مقادیر مثبت حرکت می‌کند و به محض عبور دوباره از صفر، ضمیمه شدن رخ می‌دهد. وجه اشتراک سوم هم افزایش میزان تنش تا یک نقطه بیشینه و مثبت در نمودار و کاهش دوباره می‌باشد. در جدول ۴ محل نقاط با تنش برشی صفر قبل و بعد از ناحیه جدایش برای نسبت فشارهای مختلف قرار داده شده است.

جدول ۴- نقاط روی محور x با تنش برشی صفر

نسبت فشار	مکان هندسی با تنش برشی صفر قبل از ناحیه جدایش	مکان هندسی با تنش برشی صفر بعد از ناحیه جدایش	فاصله دو نقطه جدایش و ضمیمه شدن
۲/۱	۰/۱۵۰	۰/۲۶۴	۰/۱۱۴
۲/۵۷	۰/۲۰۶	۰/۳۶۷	۰/۱۶۱
۳/۸۲	۰/۴۶۳	۰/۶۰۶	۰/۱۴۳
۴/۲۹	۰/۵۱۷	۰/۷۴۸	۰/۲۳۱



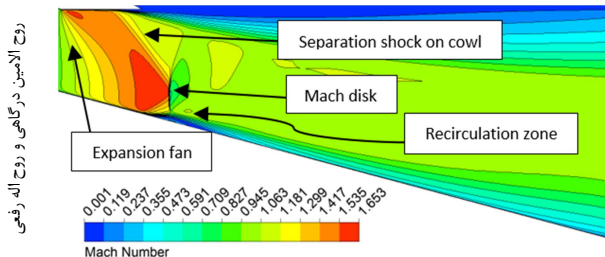
شکل ۶- نمودار توزیع فشار و دما بدست آمده برای نسبت فشار ۲/۱

با افزایش نسبت فشار، نقطه جدایش، نقطه ضمیمه شدن و ناحیه چرخشی (جدایش) به سمت پایین دست حرکت می‌کند. اختلاف بین نقاط جدایش و ضمیمه شدن محاسبه و در جدول ۴ قرار داده شده است. با بررسی اختلاف بین نقاط بدست آمده از این جدول می‌توان نتیجه گرفت که کمترین اختلاف مربوط به کمترین نسبت فشار و بزرگترین اختلاف مربوط به بزرگترین نسبت فشار می‌باشد. بررسی این اختلاف بین نقاط نشان می‌دهد که ارتباط خطی بین نسبت فشار نازل و طول ناحیه چرخشی وجود ندارد.

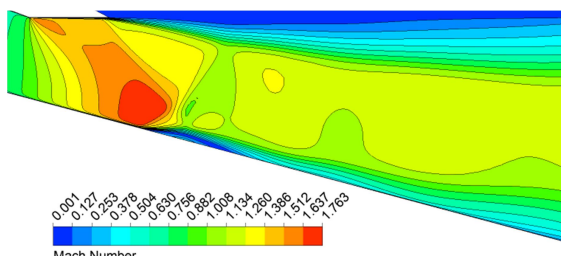
۷-۲- نتایج حاصل از بررسی توزیع فشار و دما روی سطح

جسم میانی

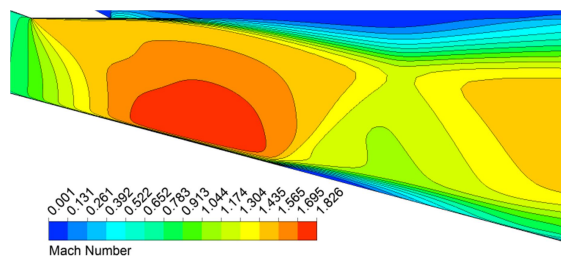
شکل‌های ۶ تا ۹ به ترتیب مربوط به نمودار توزیع فشار و دما روی سطح جسم میانی برای نسبت فشارهای ۲/۱، ۲/۵۷، ۳/۸۲ و ۴/۲۹ می‌باشند.



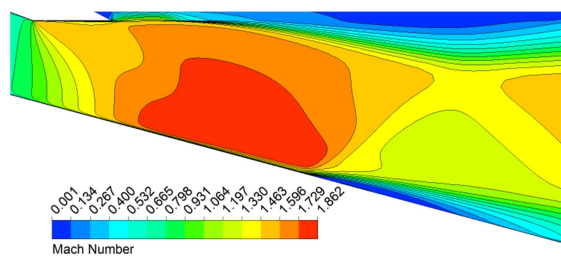
شکل ۱۰- کانتور عدد ماخ بدست آمده از سطح جسم میانی برای نسبت فشار ۲/۱



شکل ۱۱- کانتور عدد ماخ بدست آمده از سطح جسم میانی برای نسبت فشار ۲/۵۷

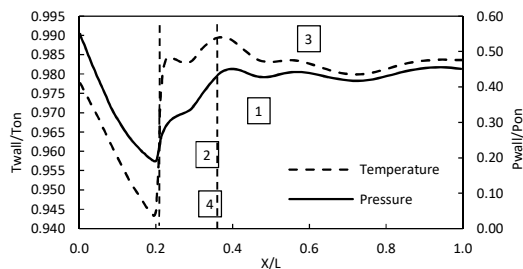


شکل ۱۲- کانتور عدد ماخ بدست آمده از سطح جسم میانی برای نسبت فشار ۳/۸۲

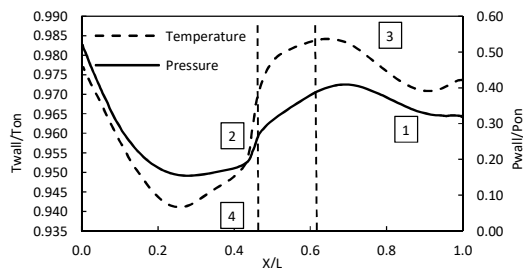


شکل ۱۳- کانتور عدد ماخ بدست آمده از سطح جسم میانی برای نسبت فشار ۴/۲۹

وقتی یک موج در چنین جریانی به لایه مرزی لایه‌ای برخورد می‌کند، دلیل افزایش فشار در امتداد آن لایه مرزی به صورت محلی از سطح جدا می‌شود. لایه مرزی جدا شده در ادامه به سمت سطح برگشته و دوباره ضمیمه می‌شود. در نقطه ضمیمه شدن، لایه مرزی نسبتاً نازک می‌شود و فشار و دما در آن ناحیه افزایش می‌یابد [۳۱]. در شکل ۱۴ خطوط جریان در نزدیکی خروجی نازل برای نسبت فشار ۲/۱ رسم شده است که ناحیه دوباره چرخشی را با وضوح بهتر نمایش می‌دهد.



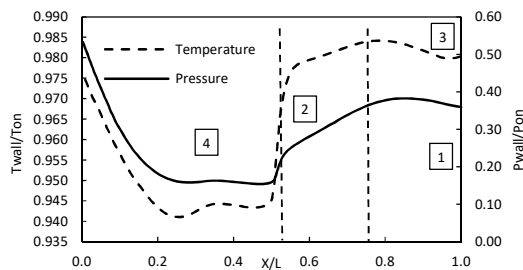
شکل ۷- نمودار توزیع فشار و دما بدست آمده برای نسبت فشار ۲/۵۷



شکل ۸- نمودار توزیع فشار و دمای بدست آمده برای نسبت فشار ۳/۸۲

در نمودارهای ۶ تا ۹ نقاط با فشار و دما کمینه و نقاط با فشار و دما بیشینه بعد از نقطه کمینه با شماره‌های ۱، ۲، ۳ و ۴ به ترتیب نشان داده شده است. مقادیر این نقاط برای نسبت فشارهای متفاوت در جدول ۵ قرار داده شده است. با توجه به جدول ۵ می‌توان اینگونه نتیجه گرفت که با افزایش نسبت فشار، مقدار دما در نقطه دمای بیشینه دارای تغییر خطی نمی‌باشد، درحالی که برای مقدار دما در نقطه کمینه دارای کاهش خطی می‌باشد. مقدار فشار در نقطه فشار بیشینه کاهش پیدا می‌کند و برای نقطه فشار کمینه نیز تا نسبت فشار نازل ۳/۸۲ کاهش و سپس بدون تغییر می‌باشد.

در مورد نمودارهای ۶ تا ۹ که مربوط به توزیع فشار و دما می‌باشد و چرایی بوجود آمدن آن می‌توان اینگونه توضیح داد که در جریان مافوق صوت^۱ پروفیل سرعت^۲ لایه مرزی در نزدیکی دیوار، زیر صوت^۳ می‌باشد و در نزدیکی لبه خارجی آن مافوق صوت می‌باشد.

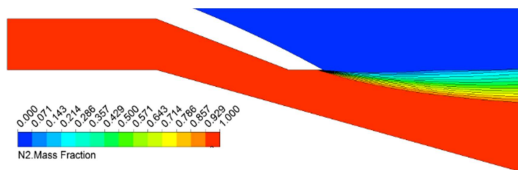


شکل ۹- نمودار توزیع فشار و دما بدست آمده برای نسبت فشار ۴/۲۹

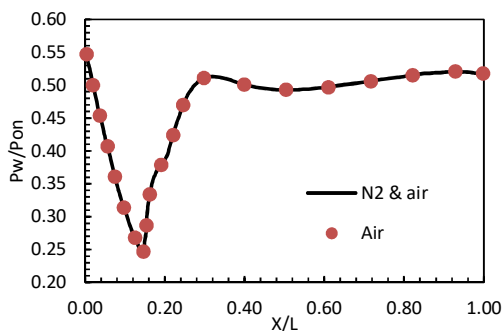
¹ Supersonic
² Velocity profile
³ Subsonic

این موضوع در مورد نمودار دما نیز صادق است. نکته سوم این است که نقطه ضمیمه شدن با نقطه فشار بیشینه در همه نمودارها تقریباً فاصله دارد (خصوصاً با افزایش نسبت فشار)، ولی در نمودار دما، نقطه ضمیمه شدن بسیار نزدیک به نقطه دما بیشینه می‌باشد.

در محاسبات انجام شده، ابتدا بر اساس مطالعه هی و همکارانش [۹] گاز نیتروژن برای ورودی نازل و گاز در میدان هم هوا انتخاب شد و جهت انجام این محاسبات از معادله انتقالی گونه‌ها استفاده شد. کانتور کسر جرمی نیتروژن در شکل ۱۵ دیده می‌شود. سپس یک محاسبه دیگر با همین شرایط فقط گاز هوا انجام شد و نتایج این محاسبات با نتایج محاسبات با دو گونه متفاوت مقایسه شد (شکل زیر را ببینید). این محاسبه نشان داد که اختلاف قابل توجهی در مقادیر توزیع فشار بدست آمده وجود ندارد. در شکل ۱۶ تطابق دو نمودار نشان داده شده است.



شکل ۱۵- کانتور کسر جرمی نیتروژن برای نسبت فشار ۲/۱



شکل ۱۶- نمودار محاسبات انجام شده نمونه با هوا و نمونه با دو گونه هوا و نیتروژن برای نسبت فشار ۲/۱

۸- نتیجه گیری

با استفاده از روش حجم محدود و مدل آشفتگی SST k- ω جریان روی سطح جسم میانی یک نازل آیرواسپایک شبیه سازی گردید. نتایج نشان می‌دهد که با افزایش نسبت فشار، نقطه جدایش، ضمیمه شدن و ناحیه جریان جدا شده به سمت پایین دست جریان جا به جا می‌شوند. با افزایش نسبت فشار، مقدار دمای بیشینه بر روی سطح جسم میانی تغییر می‌کند و دمای کمینه و فشار بیشینه روی سطح کاهش خواهد یافت. این در حالی است که فشار کمینه روی سطح با افزایش نسبت فشار تا مقدار ۳/۸۲ کاهش و سپس بدون تغییر می‌باشد. در هیچکدام از نمودارهای توزیع فشار و دما، جدایش جریان دقیقاً در نقطه فشار کمینه اتفاق نمی‌افتد، بلکه بعد از کاهش شدید فشار، ابتدا مقداری افزایش فشار رخ می‌دهد و سپس جدایش جریان اتفاق خواهد افتاد. این موضوع در مورد نمودار دما نیز صادق می‌باشد.

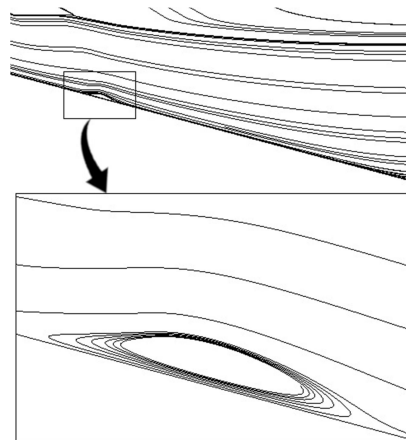
در منحنی های فشار و دمای روی سطح در ناحیه جریان مرده، قسمت نسبتاً مسطحی بین دو نقطه جدایش و ضمیمه شدن وجود دارد (شکل های ۶ و ۷) که با افزایش نسبت فشار و بزرگتر شدن ناحیه چرخشی تقریباً از بین می‌رود. به طوری که در نسبت فشار ۴/۲۹ ناحیه

در لایه مرزی آشفته تداخل شوک با لایه مرزی کمی متفاوت است. به دلیل اینکه لایه مرزی آشفته دارای حساسیت کمتری نسبت به لایه مرزی لایه‌ای تحت تاثیر تغییرات فشار می‌باشد، احتمال جدایش برای جریان اصلی با عدد ماخ کمتر از حدود ۱/۳ وجود ندارد [۳۲].

جدول ۵- اطلاعات نقاط دما و فشار بیشینه و کمینه در نمودارهای توزیع فشار و دما

نسبت فشار	مقدار فشار بی بعد در نقطه فشار کمینه	مقدار دما بی بعد در نقطه دمای کمینه	مقدار فشار بی بعد در نقطه فشار بیشینه	مقدار دما بی بعد در نقطه دمای بیشینه
۲/۱	۰/۲۴۵	۰/۹۵۰۱	۰/۵۱۳	۰/۹۹۰۵
۲/۵۷	۰/۱۹۰	۰/۹۴۳۲	۰/۴۵۱	۰/۹۸۹۴
۳/۸۲	۰/۱۵۴	۰/۹۴۱۵	۰/۴۰۹	۰/۹۸۴۰
۴/۲۹	۰/۱۵۴	۰/۹۴۱۰	۰/۳۸۳	۰/۹۸۴۱

با توجه به توضیحات داده شده در مورد روند ایجاد نمودارها و استفاده از خطوط جدایش و ضمیمه شدن در نمودار فشار و دما که اطلاعات آن از نمودار مربوط به تنش برشی بدست آمده است می‌توان به چند نتیجه رسید. اول اینکه نقطه جدایش جریان دقیقاً در نقطه فشار کمینه بدست نیامده است. در واقع بعد از کاهش شدید فشار، مقداری فشار افزایش یافته و بعد جدایش رخ داده است. این موضوع در مورد نمودار دما نیز صادق می‌باشد و جدایش بعد از مقداری افزایش دما رخ داده است. نکته دوم اینکه ناحیه مسطح^۱ بین دو نقطه جدایش و ضمیمه شدن با افزایش نسبت فشار و بزرگتر شدن ناحیه چرخشی تقریباً از بین رفته و به طوری که در مثلاً نسبت فشار ۴/۲۹ ناحیه بین دو نقطه جدایش و ضمیمه شدن به یک خط شیب دار تبدیل شده است.



شکل ۱۴- یک نمای بسته از ناحیه چرخشی و نقاط جدایش و ضمیمه شدن با نسبت فشار ۲/۱

^۱ Plateau

[1] Wang C., Liu Y. and Qin L., Aerospoke nozzle contour design and its performance validation, *Acta Astronautica*, Vol. 64, No. 11-12, pp. 1264-1275, 2009.

[2] Ruf J. and McConaughy P., The plume physics behind aerospoke nozzle altitude compensation and slipstream effect, *33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1997.

[3] بنازاده نیشابوری ن. و رفعی ر.، شبیه‌سازی عددی میدان جریان تراکم‌پذیر سه بعدی در سیستم کنترل‌بردار نیروی پیشران با تیغه‌های منحرف کننده جریان. *مجله مهندسی مکانیک دانشگاه تبریز*، د. ۴۶، ش. ۴، ص ۴۸-۳۹، ۱۳۹۵.

[4] گلرنگ س. و رفعی ر.، بررسی اثر جابه‌جایی مکان مقطع برشی در ناحیه واگرایی یک نازل متحرک بر عملکرد آن در سیستم کنترل بردار تراست. *مجله علمی پژوهشی مکانیک سازه‌ها و سازه‌ها*، د. ۴، ش. ۲، ص ۱۴۶-۱۳۳، ۱۳۹۳.

[5] Ito T., Fujii K. and Hayashi A., Computations of Axisymmetric Plug-Nozzle Flowfields: Flow Structures and Thrust Performance, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 18, No. 2, pp. 254-260, 2002.

[6] Baldwin B. and Lomax H., Thin-layer approximation and algebraic model for separated turbulent flows, in *16th Aerospace Sciences Meeting*, 1978.

[7] Kapilavai D., Tapee J., Sullivan J., Merkle C., Wayman T. and Conners T., Experimental Testing and Numerical Simulations of Shrouded Plug-Nozzle Flowfields, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 28, No. 3, pp. 530-544, 2012.

[8] Wilcox D., Formulation of the k-w Turbulence Model Revisited, *AIAA Journal*, Vol. 46, No. 11, pp. 2823-2838, 2008.

[9] He M., Qin L. and Liu Y., Numerical investigation of flow separation behavior in an over-expanded annular conical aerospoke nozzle, *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 28, No. 4, pp. 983-1002, 2015.

[10] Menter F. R., Kuntz M. and Langtry R., Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model, *Proceedings of the 4th International Symposium on Turbulence, Heat and Mass Transfer*, Begell House Inc., West Redding, pp. 625-632, 2003.

[11] Sutton G. and Biblarz O., *Rocket Propulsion Elements*, 9th ed. Wiley, p. 289, 2016.

[12] Verma S., Performance Characteristics of an Annular Conical Aerospoke Nozzle with Freestream Effect, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 25, No. 3, pp. 783-791, 2009.

[13] John, J. and Keith, T., *Gas dynamics*. 3rd ed. Upper Saddle River, N.J.: Pearson Prentice Hall, p.58, 2006.

[14] Perry, R. and Green, D., *Perry's Chemical Engineers' Handbook*. 6th ed. McGraw-Hill, pp.3-162, 1985.

[15] White F., *Viscous fluid flow*, 3rd ed. New York: McGraw-Hill, p. 28, 2005.

[16] ANSYS Fluent User's Guide, ANSYS Fluent Release 15.0, 2013.

[17] Weiss J., Maruszewski J. and Smith W., Implicit solution of the Navier-Stokes equations on unstructured meshes, in *13th Computational Fluid Dynamics Conference*, 1997.

[18] Roe P., Characteristic-Based Schemes for the Euler Equations, *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 18, No. 1, pp. 337-365, 1986.

[19] Anderson W. and Bonhaus D., An implicit upwind algorithm for computing turbulent flows on unstructured grids, *Computers & Fluids*, Vol. 23, No. 1, pp. 1-21, 1994.

[20] Van Leer B., Towards the ultimate conservative difference scheme. V. A second-order sequel to Godunov's method, *Journal of Computational Physics*, Vol. 32, No. 1, pp. 101-136, 1979.

[21] Launder B. and Spalding D., *Lectures in mathematical models of turbulence*. London: Acad. Pr., 1979.

[22] Menter F., Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications, *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, pp. 1598-1605, 1994.

[23] Spalart P. and Allmaras S., A one-equation turbulence model for aerodynamic flows, in *30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 1992.

بین دو نقطه جدایش و ضمیمه شدن به یک منحنی صعودی تبدیل شده است. این موضوع در مورد نمودار دما نیز صادق است. با وجود اینکه نقطه ضمیمه شدن با نقطه فشار بیشینه در همه نمودارها تقریباً فاصله دارد (مخصوصاً با افزایش نسبت فشار)، ولی در نمودار دما، نقطه ضمیمه شدن جریان بسیار نزدیک به نقطه ی دمای بیشینه می‌باشد.

۹- نمادها

C	محیط (m)
c_p	گرمای ویژه ($J/kg.K$)
D	قطر (m)
δ_{ij}	دلتای کرونگر
E	انرژی کل
I	شدت آشفستگی
\bar{J}	شار نفوذ ملکولی
k	رسانایی گرمایی
P	فشار ($kgm^{-1}s^{-2}$)
Pr	عدد پرائنتل
R	نرخ تولید
Re	عدد رینولدز
S	منبع یا ثابت سادرلند (K)
T	دما (K)
t	زمان (s)
u	سرعت موازی با دیوار (ms^{-1})
v	سرعت (ms^{-1})
X	کسر مولی
Y	کسر جرمی
y	فاصله از دیوار (m)
علائم یونانی	
μ	لزجت دینامیکی ($kgm^{-1}s^{-1}$)
ρ	چگالی (kgm^{-3})
بالانویس‌ها	
+	بی بعد
*	اصطکاک
زیرنویس‌ها	
a	محیط
ave	میانگین
exp	تجربی
H	هیدرولیکی
on	محفظه احتراق
t	آشفته
w	دیواره

۱۰- مراجع

- [24] Gibson M. and Launder B., Ground effects on pressure fluctuations in the atmospheric boundary layer, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 86, No. 03, p. 491, 1978.
- [25] Launder B., Second-moment closure: present... and future?, *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 10, No. 4, pp. 282-300, 1989.
- [26] Launder B., Reece G. and Rodi W., Progress in the development of a Reynolds-stress turbulence closure, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 68, No. 03, p. 537, 1975.
- [27] Chen C. and Jaw S., *Fundamentals of turbulence modeling*. Taylor & Francis, Washington, DC, 1998.
- [28] Chen H. C. and Patel V. C., Near-wall turbulence models for complex flows including separation, *AIAA Journal*, Vol. 26, No. 6, pp. 641-648, 1988.
- [29] Tannehill J., Anderson D. and Pletcher R., *Computational fluid mechanics and heat transfer*. Washington, DC: Taylor & Francis, 1997.
- [30] Çengel Y. and Cimbala J., *Fluid mechanics*. McGraw-Hill Higher Education, Boston, 2006.
- [31] Anderson J., *Fundamentals of aerodynamics*, 6 ed. McGraw-Hill Education, pp. 669-671, 2016.
- [32] Houghton E., Carpenter P., Collicott S. and Valentine D., *Aerodynamics for engineering students*, 6 th ed. Elsevier, 2013.