

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

مجله مهندسی مکانیک، شماره پیاپی ۲۶، جلد ۵، شماره ۳، پیاپی ۹۹، صفحه ۵۷-۶۶ - پژوهشی - DOI: 10.22034/jmneut.2020.9996

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

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

روح الامین درگاهی

روح الله رفعی

چکیده

در مقاله حاضر به بررسی توزیع فشار و دما روی سطح جسم میانی نازل آئرواسپایک در نسبت‌های فشار مختلف پرداخته شده است. برای تجزیه معادلات حاکم بر جریان آشفته از روش حجم محدود با مدل‌های توربولنسی مختلف استفاده شده است. با مقایسه نتایج با داده‌های تجربی موجود، مدل SST k- ω برای شیوه 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 پیش‌بینی نقطه جدایش و ضمیمه شدن 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 پایین-دست 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 پیش‌بینی 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 آئرواسپایک.

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

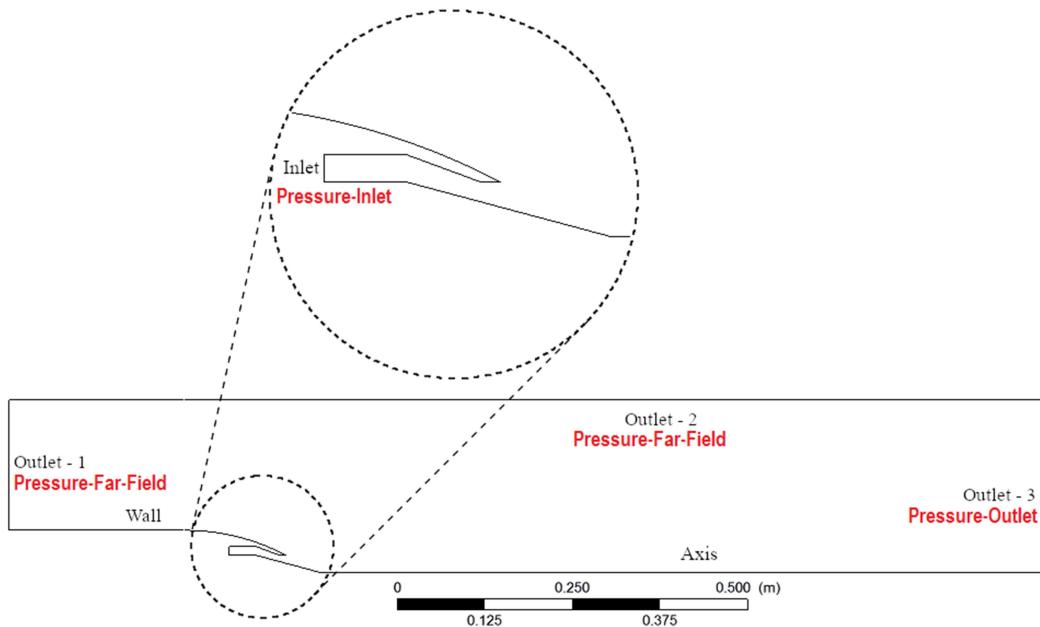
In this paper, the pressure and temperature distributions over the ramp of an Aerospike nozzle in different pressure ratios are presented. Governing equations of the turbulent flow have been solved using finite volume method and different turbulence models. By comparing the obtained results with available 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 آغازهای خروجی از نازل آئرواسپایک انجام شده است. امروزه نازلهای آئرواسپایک 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 تنفس برشی نیز از دیگر پارامترهای مهم در این بررسیها میباشد. 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 نازلهای و افزایش کارایی و راندمان این نازلهای داشته باشد. مطمئناً یکی از چالش‌های استفاده از این نوع نازل خواهد بود. جهت آشنایی با وضعیت دما در این نازلهای نیاز به بررسی توزیع دما روی این نازلهای میباشد.

- مقدمه

با توسعه علم هوافضای زمینه پیشانه‌ها، 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 هوافضای نازل های زنگوله ای جلب کرده است، نازل آئرواسپایک میباشد. امروزه نازل های 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 آئرواسپایک دارای مشخصات و ویژگیهای مهمی اعم از مقایس کوچک، وزن کم، کارایی بالا در همه شرایط پروازی و کاربرد بهتر در انتهای وسیله میباشند و با این شرایط خود را کارآمدی پیشانه وسایل نقلیه هوافضایی در آینده خواهد کرد [۱] با توجه به افزایش درخواست برای سیستمهای پرتاب فضایی ارزان و با کارایی بالا، نازلهای آئرواسپایک گزینه بسیار مناسبی برای پاسخگویی به این نیاز میباشند.



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

و پلکاکس [۸] استفاده شد. در کد مورد نظر از روش حجم محدود برای گستره سازی معادلات استفاده شد. هی و همکاران [۹] یک بررسی و مطالعه عددی سه قسمتی از رفتار جدایش جریان در یک نازل آترواسپایک 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 نتیجه‌های 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 اصلاً توجهی نداشته اند. این در حالی است که یکی از مشکلات طراحی نازل‌های آترواسپایک مساله کنترل دما می‌باشد و یکی از چالش‌های مربوط به نازل‌ها خصوصاً نازل آترواسپایک مربوط به خنک کاری می‌باشد بطوری که ناسا و لکهیدمارتین از سیستم‌های خنک کاری خاصی برای افزایش عمر و جلوگیری از نابودی این نازل در پروژه‌های 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 بررسی‌های پیشین، انجام نشده است. در این مقاله این بررسی برای چند نسبت فشار انجام شده است.

در مقاله حال حاضر به بررسی امکان پیش‌بینی نقطه جدایش و ضمیمه شدن بوسیله نمودار توزیع فشار و دما پرداخته شده است. همچنین تغییر مکان نقاط جدایش، ضمیمه شدن و طول ناحیه جدایش با توجه به تغییر نسبت فشار نیز انجام شده است.

مطالعات زیادی درباره جریان تراکم پذیر گازهای خروجی از نازل انجام شده است. از این میان می‌توان به مطالعه بنازاده و رفیعی [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 کردن و نشان دادند که با افزایش زوایای پیچ تا 30° درجه نیروی جانی افزایش می‌یابد. پس از آن با انحراف بیشتر این نیرو کاهش خواهد یافت. همچنین مطالعه گلنگ و رفعی [۴] در مورد بررسی اثر جابه‌جایی مقطع برشی در ناحیه واگرای یک نازل متحرک بر عملکرد آن در سیستم کنترل بردار تراست نیز از دیگر موارد 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 جانی 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 خصوصاً 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-بینی نتایج نشان داد. کاپیلادوی 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 $k-$

$$I = 0.16(Re_{D_H})^{-1/8} \quad (2)$$

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

که A مساحت ناحیه ترشده و C نیز محیط ترشده می‌باشد. مقادیر فشار کلی نسی^{۱۳} و فشار نسی ابتدایی^{۱۴} مربوط به مرز ورودی نیز برای نسبت فشارهای مختلف در جدول ۱ آمده است. برای خروجی سوم فشار نسی برای تمامی نسبت فشارها Pa 101325 و برای خروجی اول و دوم شرایط دور دست^{۱۵} فشار نسی و عدد ماخ به ترتیب Pa 113097 و ۰.۰۱ می‌باشد. دمای در نظر گرفته شده نیز برای مرزهای ورودی و خروجی‌ها K 300 می‌باشد. همچنین نسبت فشار بوسیله معادله شماره ۴ بدست می‌آید و از آن می‌توان برای محاسبه فشار ورودی نازل یا خروجی استفاده کرد.

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

نسبت فشار	فشار نسی کلی (Pa)
۲/۱	۲۴۲۰۰
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 می‌باشد.

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

۳- معادلات حاکم

معادله حاکم در این مساله، معادله تراکم پذیر دو بعدی متقان-محوری غیریابایا RANS می‌باشد. 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 برای معادله انتقالی گونه‌ها نوشته شده است.

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

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

¹³ Gauge Total Pressure

¹⁴ Initial Gauge Pressure

¹⁵ Farfield

¹⁶ Species

۴- هندسه مسئله و میدان جریان

کلیه 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 می‌باشد، 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 توصیه‌های 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 ۰.۴ 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 متقان-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 قسمت‌های مختلف میدان اعمال شد و هر کدام به قرار زیر می‌باشد:

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

کلیه 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 می‌باشد. سیال ترکم پذیر در دما و فشارهای مورد بحث در این مقاله را می‌توان 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 می‌باشد [۱۵].

برای سیال ورودی از گاز هوا استناتیک بر حسب کلوین، μ لزجت با واحد $\text{kg}/\text{m} - \text{s}$ ، T دمای استناتیک بر حسب کلوین، T_0 یک مقدار مرجع بر حسب $\text{kg}/\text{m} - \text{s}$ ، S نیز دمای موثر یا ثابت سادرلند با واحد کلوین می‌باشد.

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

$$\mu_0 = 1.716 \times 10^{-5}, T_0 = 273.11, S = 110.56 \quad \text{برای هوا} \quad \text{می‌باشد.}$$

ضریب نفوذ ملکولی^{۱۱} [۱۶] از نوع تقریب-ثابت-رقیقی^{۱۲} و مقدار آن $2.88 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ می‌باشد. شدت آشفتگی جریان برای ورودی نازل در همه نسبت فشارها ۴% و قطر هیدرولیکی نیز ۰.۰12498m می‌باشد. هر دو پارامتر را روابط ۲ و ۳ محاسبه شدند.

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

بدون بعد می باشند. این پارامترها شامل فاصله بدون بعد از دیوار y^+ ، سرعت بدون بعد در امتداد دیوار u^+ و دمای بدون بعد دیوار T^+ می باشد^{۲۹}. رابطه مربوط به y^+ و u^+ به ترتیب با شماره های ۱۰ و ۱۱ قرار داده شده است.

$$y^+ = \frac{(\rho u^* y)}{\mu} \quad (10)$$

$$u^+ = \frac{u}{u_*} \quad (11)$$

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 می باشد. روش های مدلسازی نزدیک دیوار در این مطالعه به دو دسته "توابع دیوار بهبود یافته"^{۳۰} و "تابع دیوار استاندارد"^{۳۱} دسته بندی می شود و توصیف این دو بر اساس بهبود شبکه^{۳۲} نزدیک به لایه مرزی^{۳۳} می باشد. اگر اولین سلول از طرف دیوار، در داخل لایه ویسکوز باشد، شیوه استفاده شده مدلسازی توابع دیوار بهبود یافته می باشد 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 گرادیان های فشار معکوس (نواحی جدایش) در مدل های آشفتگی 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^۴ انجام شده است. نوع شبکه بندی نیز سازمان و از نوع چهار ضلعی^۶ می باشد. در شکل شماره ۴ نمایی از شبکه بندی هر چهار مورد (به ترتیب شماره موارد در جدول ۲) در خروجی نازل و روی سطح جسم میانی را مشاهده می کنید. همانطور که قابل مشاهده می باشد با توجه به y^+ کمتر از یک، شبکه بندی در نزدیک دیوار دارای کیفیت مطلوبی می باشد. همچنین در جدول شماره ۲ نیز پارامترهای کیفیتی تعامل^۷ و نسبت منظری^۸ شبکه به صورت میانگین قرار داده شده است.

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

کیفیتی شبکه ها

کیفیت از لحاظ میانگین تعامل	کیفیت از لحاظ میانگین نسبت منظری	تعداد عنصر	تعداد گره	مورد
۰/۹۹۴۴۲	۷/۰۰۸۳	۳۵۵۴۰	۲۶۴۳۸	۱
۰/۹۹۵۴۴	۸/۲۸۵۲	۱۷۱۶۴۰	۱۷۳۶۳۴	۲
۰/۹۹۴۶۹	۹/۳۶۳۹	۲۳۳۴۰۰	۲۳۵۸۰۴	۳

²⁰ Enhanced wall treatment

²¹ Wall function

²² Grid

²³ Boundary Layer

²⁴ Ansys Meshing

²⁵ Structured

²⁶ Quadrilateral

²⁷ Orthogonality

²⁸ Aspect Ratio

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

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

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

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

در معادلات ۵ تا ۸ پارامترهای S_i نیز از ایجاد با اضافه شدن از فاز پراکنده بعلاوه هر منبع تعریف شده دلخواه، \vec{J}_t 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 کرونکر و $\bar{\mu}_{eff}$ - تنش رینولدزی می باشند. حل گر معادله نیز چگالی پایه^۱ می باشد. جهت فرمول بندی^۲ معادلات از روش ضمنی^۳ استفاده شده است [۱۷]. نوع شار همفرفتی^۴ بکار رفته نیز تجزیه بردار شار رو (Roe-FDS) می باشد [۱۸]. گسته سازی فضایی برای گردایان^۵ از نوع کمترین-مربعات پایه^۶ سلولی [۱۹] و برای جریان و انرژی سینماتیکی آشفتگی^۷ و نرخ گستستگی ویژه^۸ نیز از نوع MUSCL مرتبه-سه^۹ می باشد [۲۰]. همچنین فرمول بندی گذرا^{۱۱} نیز ضمنی-مرتبه-اول^{۱۰} می باشد. مقادیر تنش های رینولدزی در معادله RANS بوسیله RANS مدلسازی-های آشفتگی بدست خواهد آمد. در ادامه به مقایسه نتایج چهار مدل آشفتگی برای انتخاب مدل برداخته خواهد شد. مدل های استفاده شده شامل استاندارد [۲۱]، SST k-ω [۲۲]، اسپالارت-آلمارس [۲۳] و RSM [۲۴] می باشد.

۴- مدلسازی جریان آشفتگی در نزدیک دیوار

معادله یک مساله بسیار مهم در شبیه سازی جریان آشفته، مدلسازی آشفتگی نزدیک دیواره^{۱۲} می باشد. در جریان های آشفته، پروفیل های^{۱۳} سرعت و دما به زیر-لایه رینولدز پایین^{۱۵} یا لایه ای^{۱۶}، ناحیه میانی^{۱۷} و ناحیه قانون لکاریتمی^{۱۸} یا لایه آشفته^{۱۹} تقسیم می شوند [۲۸-۲۷]. در بین این لایه ها، زیر-لایه ورقه ای برای برسی لایه مرزی در این مقاله دارای اهمیت می باشد. شیوه های استفاده شده در توصیف پروفیل های دما و سرعت لایه مرزی، معمولاً بوسیله پارامترهای

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

¹⁴ Profile

¹⁵ Low Re sub-layer

¹⁶ Laminar

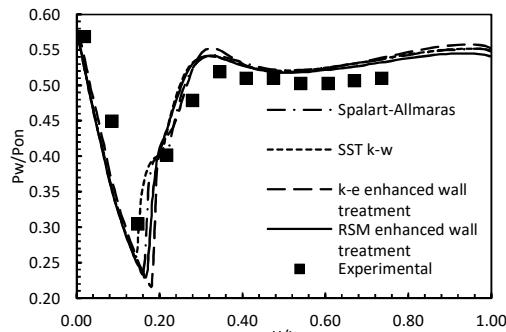
¹⁷ Buffer region

¹⁸ Log-law region

¹⁹ Turbulence layer

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

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



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

در محاسبات انجام شده، ابتدا بر اساس مطالعه‌هی و همکارن [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 غلاظت 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 بینید). این محاسبه نشان داد که اختلاف قابل توجهی در مقادیر توزیع فشار بدست آمده وجود ندارد.

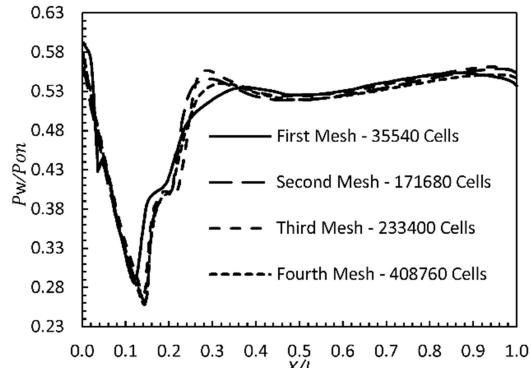
۷- نتایج

۱- نتایج حاصل از بررسی توزیع تنش برشی روی سطح جسم میانی

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

۰/۹۹۴۵۹	۱۱/۰۲۷	۴۰۸۷۶۰	۴۱۱۷۱۱	۴
---------	--------	--------	--------	---

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

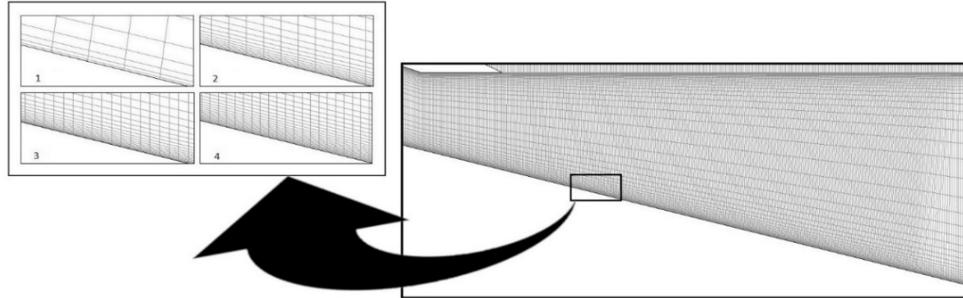
۶- اعتبارسنجی و مدلسازی آشفته برتر

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 خطای نیز با معادله ۱۲ انجام شده است.

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

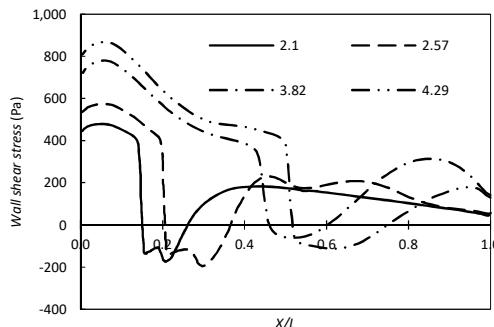
در معادله ۱۲ متغیرهای y_i و y_{exp} به ترتیب مقدار فشار اندازه‌گیری شده توسط حل عددی و تجربی می‌باشد، n نیز تعداد نقاط اندازه‌گیری شده و d_{ave} نیز مقدار خطای میانگین می‌باشد. میانگین خطای بدست آمده از مقایسه مدلسازی‌های عددی و مقادیر تجربی در جدول ۳ قابل مشاهده می‌باشد. نتایج بدست آمده از جدول ۳ نشان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



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

جسم میانی برای نسبت فشارهای $2/1$, $2/57$, $3/82$ و $4/29$ می‌باشدند.



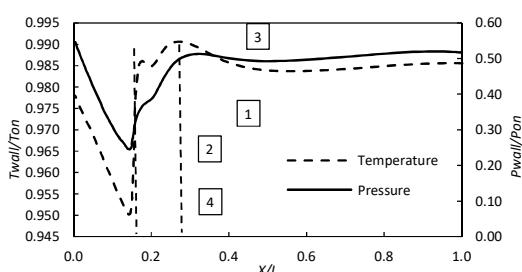
شکل ۵- نمودار تنش برشی بدست آمده از نسبت فشارهای مختلف

همچنین شکلهاي ۱۰ تا ۱۳ نيز کانتورهای عدد ماخ به ترتیب برای نسبت فشارهای $2/1$, $2/57$, $3/82$ و $4/29$ 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. نقطه‌ای 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	نقاط قبل از ناحیه جدایش	نقاط برشی صفر	نقاط جدایش و ضمیمه شدن
$2/1$	۰/۱۵۰	۰/۲۶۴	۰/۱۱۴
$2/57$	۰/۲۰۶	۰/۳۶۷	۰/۱۶۱
$3/82$	۰/۴۶۳	۰/۶۰۶	۰/۱۴۳
$4/29$	۰/۵۱۷	۰/۷۴۸	۰/۲۳۱

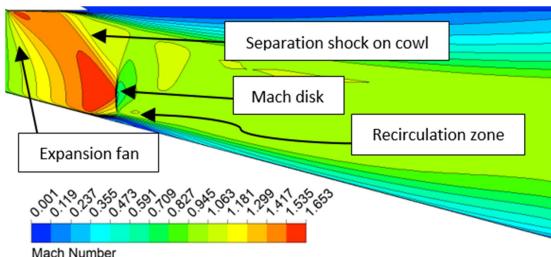


شکل ۶- نمودار توزیع فشار و دما بدست آمده برای نسبت فشار $2/1$

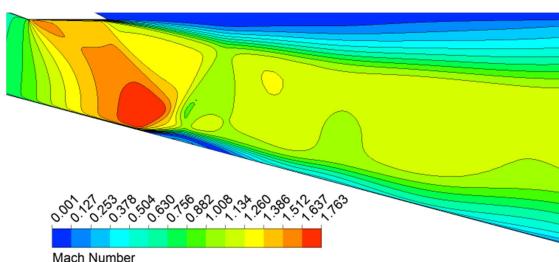
با افزایش نسبت فشار، نقطه جدایش، نقطه ضمیمه شدن و ناحیه چرخشی(جدایش) به سمت پایین دست حرکت می‌کند. اختلاف بین نقاط جدایش و ضمیمه شدن محاسبه و در جدول ۴ قرار داده شده است. با بررسی اختلاف بین نقاط بدست آمده از این جدول می‌توان نتیجه گرفت که کمترین اختلاف مربوط به کمترین نسبت فشار و بزرگترین اختلاف مربوط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

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

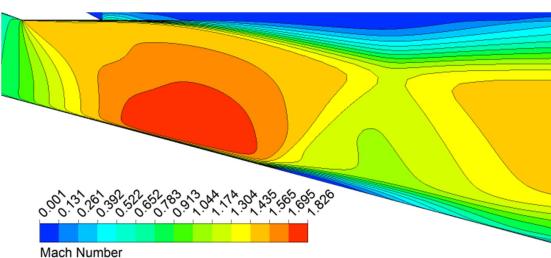
شکلهاي ۶ تا ۹ به ترتیب مربوط به نمودار توزیع فشار و دما روی سطح



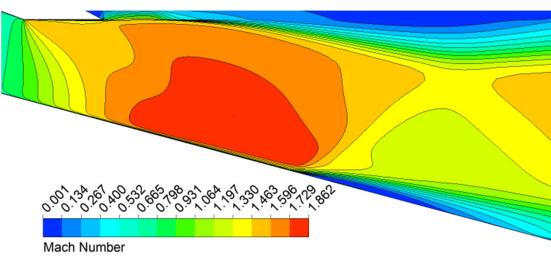
شکل ۱۰- کانتور عدد ماخ بدست آمده از سطح جسم میانی برای نسبت فشار ۲/۱



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

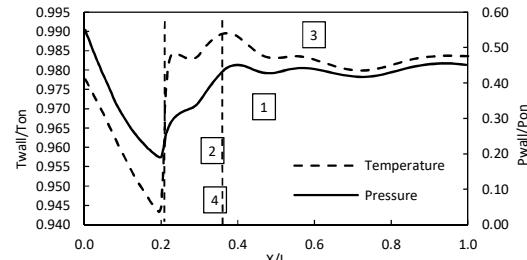


شکل ۱۲- کانتور عدد ماخ بدست آمده از سطح جسم میانی برای نسبت فشار ۳/۸۲

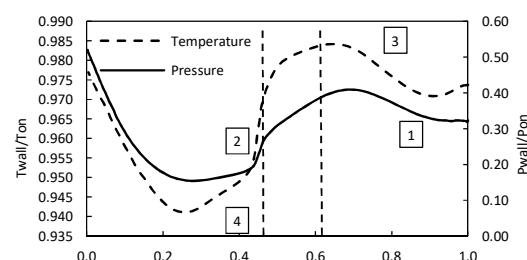


شکل ۱۳- کانتور عدد ماخ بدست آمده از سطح جسم میانی برای نسبت فشار ۴/۲۹

وقتی یک موج در چنین جریانی به لایه مرزی لایه‌ای برخورد می‌کند، بدلیل افزایش فشار در امتداد آن لایه مرزی به صورت محلی از سطح جدا می‌شود. لایه مرزی جداسده 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 [۳]. در شکل ۱۴ خطوط جریان در نزدیکی خروجی نازل برای نسبت فشار ۲/۱ رسم شده است که ناحیه دوباره چرخشی را باوضوح بهتر نمایش می‌دهد.



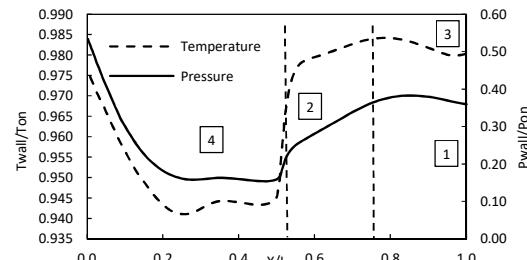
شکل ۷- نمودار توزیع فشار و دما بدست آمده برای نسبت فشار ۲/۵۷



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 شمارهای ۱، ۴، ۲، ۳ 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.

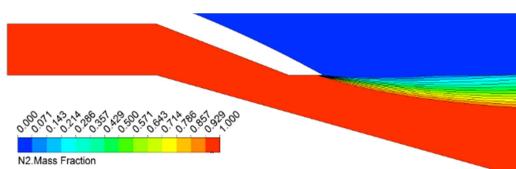
در مورد نمودارهای ۶ تا ۹ که مربوط به توزیع فشار و دما می‌باشد و چرایی بوجود آمدن آن می‌توان اینگونه توضیح داد که در جریان مافوق صوت^۱ پروفیل سرعت^۲ لایه مرزی در نزدیکی دیوار، زیر صوت^۳ می‌باشد و در نزدیکی لبه خارجی آن مافوق صوت می‌باشد.



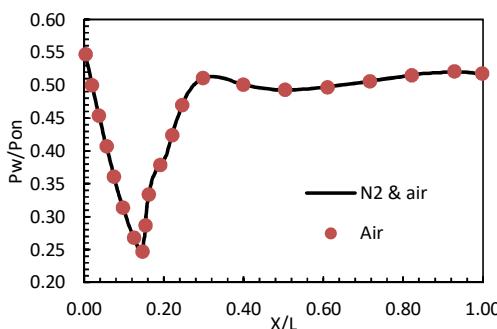
شکل ۹- نمودار توزیع فشار و دما بدست آمده برای نسبت فشار ۴/۲۹

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 مطالعه‌هی و همکارش^[۱] 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- نتیجه‌گیری

با استفاده از روش حجم محدود و مدل آشفتگی SST k- ω جریان روی سطح جسم میانی یک نازل آبروآسپاک 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.

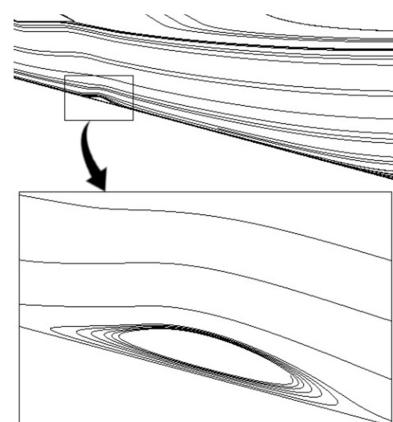
در منحنی‌های فشار و دمای روی سطح در ناحیه جریان مرده، قسمت نسبتاً مسطحی بین دو نقطه جدایش و ضمیمه شدن وجود دارد

در لایه مرزی آشفته تداخل شوک با لایه مرزی کمی متغیر 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

نمایندگی فشار	نسبت فشار	مقادیر فشار کمینه	مقادیر دما کمینه	مقادیر دما بی بعد در نقطه فشار بیشینه	مقادیر فشار بی بعد در نقطه دمای بیشینه
۲/۱	۰/۲۴۵	۰/۹۵۰۱	۰/۹۹۰۵	۰/۵۱۳	۰/۰۹۹۰۵
۲/۵۷	۰/۱۹۰	۰/۹۴۳۲	۰/۹۸۹۴	۰/۴۵۱	۰/۹۸۹۴
۳/۸۲	۰/۱۵۴	۰/۹۴۱۵	۰/۹۸۴۰	۰/۴۰۹	۰/۹۸۴۰
۴/۲۹	۰/۱۵۴	۰/۹۴۱۰	۰/۹۸۴۱	۰/۳۸۳	۰/۹۸۴۱

با توجه به توضیحات داده شده در مورد روند ایجاد نمودارها و با 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 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 ۴/۲۹

^۱ Plateau

۱۰- مراجع

- [1] Wang C., Liu Y. and Qin L., Aerospike nozzle contour design and its performance validation, *Acta Astronautica*, Vol. 64, No. 11-12, pp. 1264-1275, 2009.
- [2] Ruf J. and McConaughey P., The plume physics behind aerospike nozzle altitude compensation and slipstream effect, *33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1997.
- [3] بنازاده نیشابوری ن. و رفیعی ر.، شیوه‌سازی عددی میدان جریان تراکم‌پذیر سه بعدی در سیستم کنترل بردار نیروی پیشران با تیغه‌های منحرف کننده جریان، مجله مهندسی مکانیک دانشگاه تبریز، ۵، ش. ۴، ص. ۳۹۵، ۳۹-۴۸.
- [4] علرنگ س. و رفیعی ر.، بررسی اثر جابه‌جایی مکان مقطع برشی در ناحیه واگرای یک نازل متحرک بر عملکرد آن در سیستم کنترل بردار تراست. مجله علمی پژوهشی مکانیک سازه‌ها و شاره‌ها، ۵، ش. ۲، ص. ۱۴۶-۱۳۹۳، 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 turbulentflows, in *16th Aerospace Sciences Meeting*, 1978.
- [7] Kapilavai D., Tapee J., Sullivan J., Merkle C., Wayman T. and Connors 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 aerospike 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 Aerospike 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 Realease 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.

(شکلهای 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 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 دمای بیشینه می‌باشد.

۹- نمادها

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

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