



بررسی اثر جابجایی مکان مقطع برشی در ناحیه واگرایی یک نازل متحرک بر عملکرد آن در سیستم کنترل بردار تراست

سه‌ند گلرنگ^۱ و روح اله رفعی^{۲*}

^۱ کارشناس ارشد، مهندسی هوا فضا، دانشگاه سمنان، سمنان

^۲ استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه سمنان، سمنان

تاریخ دریافت: ۱۳۹۲/۰۳/۱۱؛ تاریخ بازنگری: ۱۳۹۳/۰۴/۲۹؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۳/۰۷/۲۷

چکیده

در این مقاله با حل عددی جریان، به مطالعه تاثیر مکان مقطع برشی بر فاکتور بزرگنمایی، تراست جانبی و تراست کل در یک سیستم کنترل بردار تراست دارای نازل متحرک با مقطع برشی (سطح تماس دو قسمت ثابت و متحرک نازل) در ناحیه واگرایی نازل پرداخته شده است. پس از اعتبار سنجی با نتایج آزمایشگاهی در دو زاویه انحراف مختلف، و بکارگیری مدل‌های مختلف آشفتگی، مشاهده شد که مدل آشفتگی RNG k-ε به همراه توابع دیواره بهبود یافته، در مقایسه با نتایج تجربی موجود در مراجع، پیش بینی بهتری ارائه می‌دهد. با استفاده از مدل مذکور مشاهده شد که با افزایش فاصله مقطع برشی نازل نسبت به نقطه دوران قسمت متحرک، فاکتور بزرگنمایی، تراست جانبی و تراست کل کاهش می‌یابند. با جلو بردن مکان مقطع برشی نازل، شوک مایل در مقطعی رخ می‌دهد که عدد ماخ آن بالاتر است و در عبور از شوک مایل سرعت میانگین، بیشتر کاهش می‌یابد. کاهش سرعت میانگین در عبور شوک مایل، مومنوم خروجی و فاکتور بزرگنمایی را کاهش می‌دهد. نتایج نشان می‌دهد که با نزدیک کردن مکان مقطع برشی به خروجی نازل، مقدار زاویه انحراف بردار تراست کمتر از مقدار زاویه انحراف نازل است. اثرات زبری سطح نیز مورد بررسی قرار گرفته است.

کلمات کلیدی: فاکتور بزرگنمایی؛ مدل آشفتگی؛ شوک مایل؛ سیستم کنترل بردار تراست؛ نازل متحرک.

Effects of changes in split-line location on the moveable nozzle performance in thrust vector control system

S. Golrang^{1,*} and R. Rafee^{2,*}

¹ M.Sc., Aerospace Eng., Semnan University, Semnan, Iran

² Assit. Prof., Mech. Eng., Semnan University, Semnan, Iran

Abstract

In this paper, numerical simulation of the gas flow is carried out to investigate the effects of changes in split line location on the amplification factor, side force and thrust vector magnitude of the moveable nozzle with supersonic split line. The comparisons between the numerical results and experimental data for two different deviation angles show that RNG k-ε turbulence model with enhanced wall treatment gives better results than other turbulence models. By using the mentioned turbulence model, it is observed that for greater distances between the split line location and the rotation center of the movable part, the amplification factor, side force and thrust vector magnitude of the nozzle will decrease. For greater distances, the oblique shock will occur at the section in which the flow has higher Mach number. Therefore the change in normal velocity of the flow across the oblique shock will be more which results in more reduction in exhaust flow momentum and the amplification factor. The results show that by increasing the distance between split line location and the rotation center of moveable part, the deviation angle of the thrust vector magnitude will be lower than nozzle rotation angle. Effects of surface roughness is also investigated.

Keywords: Amplification factor; Turbulence model; Oblique shock; Thrust vector control system; Moveable nozzle.

* نویسنده مسئول؛ تلفن: ۰۲۳۳۳۳۸۳۳۵۱

آدرس پست الکترونیک: rafee@semnan.ac.ir

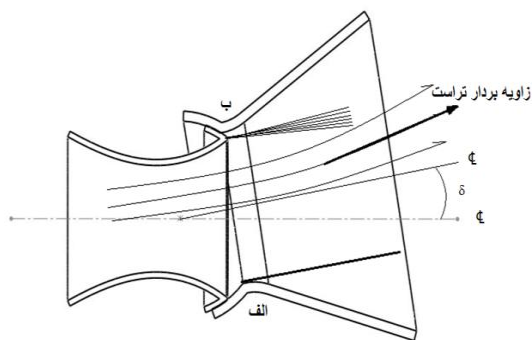
۱- مقدمه

سیستم پیشرانش از بخش‌های اصلی هواپیماهای جت و موشک‌های بالستیک می‌باشد و یکی از اجزاء مهم این بخش نازل است. امروزه برای تغییر مسیر یا وضعیت دورانی هواپیماهای جنگنده و موشک از سیستم کنترل بردار تراست استفاده می‌شود. کنترل بردار تراست فقط در زمانی که سیستم پیشرانش عمل می‌کند، موثر است. در زمان پرواز، وقتی که سیستم پیشرانش فعال نباشد، کنترل بردار تراست غیر عملی خواهد بود و باید از مکانیزم‌های دیگری برای کنترل مسیر و رفتار موشک استفاده نمود. تغییر مسیر حرکت مطابق با برنامه قبلی و تغییر حالت هواپیمای جت و موشک در هنگام پرواز موتور روشن می‌توانند از دلایل اصلی استفاده از سیستم کنترل بردار تراست باشند. از جمله روش‌های کنترل بردار تراست می‌توان به تزریق یک سیال ثانویه در قسمت واگرای نازل^۱، انحراف مکانیکی نازل^۲، قرار دادن یک وسیله منحرف کننده جریان در خروجی نازل^۳، نازل‌های جانبی تولید کننده تراست^۴ و کنترل بردار تراست به کمک چند نازل با دبی متغیر اشاره کرد. یکی از روش‌های کنترل بردار تراست که امروزه به صورت متداول از آن استفاده می‌شود، روش انحراف مکانیکی نازل از ناحیه واگرا می‌باشد (شکل ۱). در این مکانیزم به دلیل وجود پدیده‌هایی مانند موج ضربه مایل (نقطه الف در شکل ۱) و موج انبساطی (نقطه ب در شکل ۱)، جریان خروجی بیش از میزان انحراف نازل منحرف می‌شود. در این مقاله به مطالعه این روش کنترل بردار تراست پرداخته شده است.

جسن و پیترز^۵ [۱] به مقایسه دو روش کنترل بردار تراست با نازل متحرک پرداختند. در هر دو روش نازل به صورت مکانیکی جابجا می‌شود، با این تفاوت که در حالت اول نازل از بالادست گلوگاه چرخش می‌کند و در حالت دوم نازل از پایین دست گلوگاه چرخش می‌کند. آنها دریافتند که در حالت دوم وزن سازه سنگین‌تر می‌شود و گشتاور کنترلی به میزان پنجاه درصد افزایش می‌یابد. آنها ذکر کردند که در این

حالت به دلیل آنکه نازل از قسمت مافوق صوت جریان چرخانده می‌شود، بازدهی نازل قدری کاهش می‌یابد و همچنین سایش در این ناحیه افزایش می‌یابد. البته این روش دارای یک مزیت برجسته است، زیرا در این حال فاکتور بزرگنمایی بزرگتر از یک قابل دسترسی می‌باشد. شرکت تیوکل^۶ [۲] پس از انجام تحقیقات و آزمایشات مختلف کنترل بردار تراست، نازل با برش در قسمت مافوق صوت را به عنوان نازل مرحله دوم برای موشک سوخت جامد -MLV SAT-1B-5A به ناسا^۷ پیشنهاد کرد و بیان داشت از مزایای این روش، انحراف قابل توجه بردار تراست و کمتر بودن بارهای وارد بر نازل می‌باشد.

ایکازا^۸ [۳] با توجه به تحقیقاتی که بر روی روش‌های کنترل بردار تراست در هواپیماها داشت، به این نتیجه رسید که بهترین راه برای کنترل بردار تراست، انحراف مکانیکی قسمت واگرای نازل می‌باشد، زیرا استفاده از این تکنولوژی باعث می‌شود که هواپیمای جنگنده زاویه حمله بهتری در نقطه پروازی مشخص و بار مشخص در پروازهای بدون تغییر ارتفاع^۹ داشته باشد، که در نتیجه باعث کاهش درگ و به موجب آن کاهش مصرف سوخت می‌شود. همچنین در اثر انحراف بردار تراست می‌توان مسافت بلند شدن و نشست هواپیما را کاهش داد.



شکل ۱- میدان جریان در نازل متحرک با مقطع برشی در ناحیه واگرا با انحراف پیچ

⁶ Thiokol Chemical Corporation

⁷ NASA

⁸ Ikaza

⁹ Level

¹ Secondary injection

² Moveable nozzles

³ Jet vanes and Jet avator

⁴ Auxiliary thrust chambers

⁵ Jessen and Peters

مرکز تحقیقاتی نیروی هوایی پیشران‌ش موشک^۷ با انجام آزمایش‌های بسیار به این نتیجه موفقیت آمیز رسید، که نازل‌های نوع متحرک با برش در ناحیه مافوق صوت^۸ دارای فاکتور بزرگنمایی نیروی بزرگتری از ۱ هستند، که این موضوع نشان می‌دهد زاویه انحراف بردار تراست بیشتر از زاویه انحراف نازل می‌باشد. بالاکریشنا و همکاران^۹ [۸] نیز شیپوره دو بعدی متقارن محوری را در زوایای واگرایی مختلف شیپوره مورد بررسی قرار دادند، در مطالعه آنها نسبت سطح خروجی به گلوگاه در همه شیپوره‌ها ثابت در نظر گرفته شده است. آنها مشاهده کردند که با افزایش زاویه واگرایی شیپوره، سرعت خروجی و شدت آشفتنگی افزایش می‌یابد. لازم به ذکر است که در هیچ یک از مطالعات اشاره شده، بررسی اثرات جابجا کردن محل برش (سطح تماس دو قسمت ثابت و متحرک نازل) بر میدان جریان مورد بررسی قرار نگرفته است. در این مقاله ابتدا نتایج شبیه سازی جریان برای یک هندسه مرجع با نتایج تجربی استروم [۷] مقایسه شده و پس از انتخاب مدل آشفتنگی مناسب، اثرات جابجا کردن محل برش (سطح تماس دو قسمت ثابت و متحرک نازل) بر میدان جریان، فاکتور بزرگنمایی و نیروی پیشران (تراست محوری) و نیروی جانبی ایجاد شده، مورد بحث و بررسی قرار می‌گیرد.

۲- هندسه مسئله مورد بحث

همانطور که اشاره شد، استروم [۷] در مرکز تحقیقاتی نیروی هوایی پیشران‌ش موشک با انجام آزمایش‌های بسیار به این نتیجه موفقیت آمیز رسید، که نازل‌های نوع متحرک با برش در ناحیه مافوق صوت دارای فاکتور بزرگنمایی نیروی بزرگتری از ۱ هستند، که این موضوع نشان می‌دهد زاویه انحراف بردار تراست بیشتر از زاویه انحراف نازل می‌باشد. هدف از آزمایش وی بدست آوردن داده‌های تجربی برای نیروهای جانبی و گشتاور تحریک برای بدست آوردن میزان انحراف لازم در بردار تراست است. با توجه به نتایج بدست آمده، پیشنهاد شد که در سیستم‌هایی که نیازمند انحراف

لی و بانک^۱ [۴] از تحلیل عددی برای بدست آوردن مشخصات کنترل بردار تراست استفاده کردند و کنترل بردار تراست به کمک نازل انعطاف پذیر^۲ و تزریق ثانویه را با یکدیگر مقایسه کردند. آنها با استفاده از مدل آشفتنگی SST $k-\omega$ مشاهده کردند که نازل انعطاف پذیر، باعث کنترل دقیقتری در پرواز شده و همچنین باعث کاهش تراست می‌شود، در حالی که از مزایای کنترل بردار تراست به کمک تزریق سیال ثانویه، کاهش وزن سیستم کنترل بردار تراست و کاهش توان مورد نیاز عملگرها می‌باشد. کیوچی و همکاران^۳ [۵] به تحلیل عددی سه بعدی جریان دو فازه داخل یک موشک سوخت جامد با نازل منحرف شونده‌ای که قسمت همگرای آن در داخل محفظه موشک جابجا^۴ می‌شود، پرداختند. تحلیل دو فازه آنها به کمک روش اویلر- لاگرانژ بوده و از مدل آشفتنگی $k-\epsilon$ استفاده کردند. آنها با گردش نازل مورد مطالعه به مقدار 6° مشاهده کردند که انحراف نازل یک عدم تقارن در شکل نازل ایجاد می‌کند، که باعث چرخش جریان و ایجاد گردابه قبل از ورود به نازل می‌شود. در این تحلیل آنها حرکت ذرات با دو قطر متفاوت را با یکدیگر مورد مقایسه قرار داده و مشاهده کردند که ذرات با قطر کوچک تقریباً از مسیر جریان گاز تبعیت می‌کنند، در حالی که ذرات با قطر بزرگ به دلیل اینرسی زیاد از مسیر جریان گاز پیروی نمی‌کنند. هوی‌من و همکاران^۵ [۶] به کمک روش حجم محدود جیمسون جریان گذرای درون نازل سه بعدی متحرک را بررسی کردند. نازل مورد نظر آنها با سرعت ثابت 90° درجه بر ثانیه تنها در راستای پیچ از زاویه اولیه صفر درجه تا زاویه نهایی 20° درجه منحرف می‌شود. ایشان نتایجی را که از میدان جریان و پارامترهای عملکردی نازل در حالت گذرا و حالت پایا بدست آمد، در زوایای انحرافی یکسان مورد مقایسه قرار دادند و به این نتیجه رسیدند که نتایج حاصل شده از تحلیل گذرا بسیار مشابه نتایج حاصل شده از تحلیل پایا می‌باشد. استروم^۶ [۷] در

¹ Lee and Baik

² Flexible submerged nozzle

³ Ciucci et al.

⁴ Solid rocket motor with submerged vectored nozzle

⁵ Hui-man et al.

⁶ Strome

⁷ Air force rocket propulsion laboratory

⁸ Supersonic split-line nozzle

⁹ Balakrishna et al.

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_l}{\partial x_l} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho \overline{u_i' u_j'}) \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (u_i (\rho E + P)) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[k_{eff} \frac{\partial T}{\partial x_j} + u_i (\tau_{ij})_{eff} \right] \quad (3)$$

$$P = \rho RT \quad (4)$$

که در آن δ_{ij} دلتای کرونیسکر، E انرژی کل، $k_{eff} = k + k_t$ ضریب هدایت حرارتی موثر و $(\tau_{ij})_{eff}$ تانسور تنش انحرافی^۲ می‌باشد، که توسط رابطه زیر تعریف می‌شود:

$$(\tau_{ij})_{eff} = \mu_{eff} \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) - \frac{2}{3} \mu_{eff} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \quad (5)$$

استفاده از فرض بویزنسک^۴ یک روش معمول برای ایجاد رابطه بین تنش‌های رینولدز و گرادیان‌های متوسط سرعت می‌باشد:

$$-\rho \overline{u_i' u_j'} = 2\mu_t S_{ij} - \frac{2}{3} (\rho k) \delta_{ij} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \mu_t \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \quad (6)$$

که در آن S_{ij} تانسور نرخ کرنش متوسط^۵ بوده و توسط رابطه زیر بیان می‌شود:

$$S_{ij} = \frac{u_{i,j} + u_{j,i}}{2} \quad (7)$$

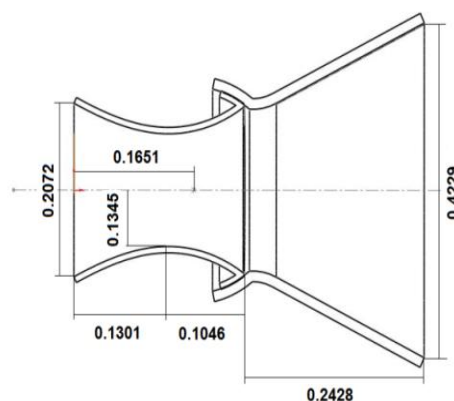
۳-۱-۳ مدل آشفتگی RNG k-ε

یاخوت و همکارانش^۶ [۹] گونه‌ای از مدل k-ε را ارائه نموده‌اند که مشخصات و ویژگی‌های عملکردی آن در مقایسه با مدل استاندارد، در جریان‌هایی با نرخ کرنش سریع^۷ و جریان‌های چرخشی^۸ بهینه شده است. همچنین این مدل در جریان‌ها با رینولدز کم، نسبت به مدل استاندارد بهتر عمل می‌کند.

زیاد بردار تراست هستند یا فضای انحراف نازل در آنها محدود است، از نازل با برش در ناحیه مافوق صوت استفاده شود.

شکل ۲ هندسه مورد استفاده در این آزمایش را نشان می‌دهد. در این شیپوره قطر ورودی ۰/۲۰۷۲ متر، قطر گلوگاه ۰/۱۳۴۵ متر، قطر خروجی ۰/۴۲۲۹ متر و فاصله نقطه برشی از گلوگاه برابر ۰/۱۰۴۶ متر می‌باشد. همچنین قسمت متحرک نازل حول نقطه‌ای با فاصله ۰/۱۶۵۱ متری از مبدأ، دوران می‌یابد. در شکل ۲ تمامی اعداد بر حسب متر می‌باشد.

در مقاله حاضر، مقطع برشی نازل نسبت به مبدأ مختصات در هر مرحله جابجا شده و نتایج مورد بررسی قرار گرفته است. انحراف نازل مورد نظر دارای زاویه پیچ^۱ و یاو^۲ می‌باشد، بنابراین زوایای مورد بررسی شامل برآیند دو زاویه انحرافی است.



شکل ۲- هندسه مساله مورد بحث

۳- معادلات حاکم

اگر معادلات بقای جرم، بقای ممنتوم، بقای انرژی و معادله حالت گاز کامل در حالت پایا به کار گرفته شوند و از متوسط گیری زمانی استفاده شود، این معادلات به ترتیب به صورت زیر بیان خواهند شد:

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (1)$$

³ Deviatoric stress tensor

⁴ Boussinesque hypothesis

⁵ Mean strain rate tensor

⁶ Yakhot et al.

⁷ Rapidly strained flow

⁸ Swirling flow

¹ Pitch angle

² Yaw angle

ضرائب a و b همان ضرائب تعریف شده در معادله (۱۵) می‌باشند.

۳-۳- فاکتور بزرگنمایی

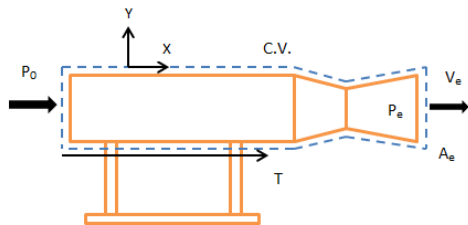
میزان موثر بودن نازل با سطح مقطع برشی در ناحیه مافوق صوت، توسط پارامتر فاکتور بزرگنمایی نیرو^۳ تعریف می‌شود، این پارامتر بیان کننده نسبت زاویه انحراف بردار تراست به زاویه انحراف نازل می‌باشد، که توسط رابطه زیر تعریف می‌شود:

$$AMF = \frac{F_s}{F_a \sin \delta} \quad (18)$$

که در آن F_s نیروی جانبی، F_a تراست کل، δ زاویه چرخش نازل می‌باشد. این پارامتر برای نازل‌ها با مقطع برشی در ناحیه مافوق صوت، بزرگتر از یک می‌باشد و بیان کننده این است که میزان انحراف جریان از میزان انحراف نازل بیشتر می‌باشد.

۳-۴- محاسبه نیروی تراست

با در نظر گرفتن شکل ۳ به عنوان حجم کنترل و با نوشتن معادله انتگرالی ممنتوم در حالت پایا بدون در نظر گرفتن نیروهای حجمی در راستای X (رابطه (۱۹)) می‌توان نوشت:



شکل ۳- نازل متصل به زمین به عنوان حجم کنترل

$$T_x - \oint_{C.S} P dA = \oint_{C.S} V_x (\rho \vec{V} \cdot d\vec{A}) \quad (19)$$

$$T_x - \int_{exit} P_e dA + P_0 A_e = \int_{C.S} V_x dm \quad (20)$$

که در آن فشار جریان خروجی از نازل و P_0 فشار محیط اطراف در نظر گرفته شده است. با تعریف فشار میانگین گیری شده سطحی^۴ و سرعت میانگین گیری شده جرمی^۱ به صورت زیر خواهیم داشت:

معادلات انتقال در مدل RNG k-ε به صورت زیر می‌باشند:

$$\frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[a_k \mu_{eff} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_m + S_k \quad (8)$$

$$\frac{\partial(\rho \epsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[a_\epsilon \mu_{eff} \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (G_k + C_{3\epsilon} G_b) - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} - R_\epsilon + S_\epsilon \quad (9)$$

که در آن:

$$R_\epsilon = \frac{C_\mu \eta^3 (1 - \eta/\eta_0) \epsilon^2}{1 + \beta \eta^3} \frac{\epsilon^2}{k} \quad (10)$$

$$\eta = S \frac{k}{\epsilon} \quad (11)$$

$$S = \sqrt{2 S_{ij} S_{ij}} = \sqrt{\frac{G}{\mu_t}} \quad (12)$$

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon} \quad (13)$$

معادله (۱۱) نشان دهنده آن است که η بیانگر ویژگی‌های تعادلی میدان جریان آشفته می‌باشد.

۳-۲- تابع دیواره بهبود یافته

برای ناحیه نزدیک دیواره با ترکیب قوانین خطی و لگاریتمی دیواره، سرعت بی‌بعد با استفاده از یک تابع پیشنهاد شده توسط کادر^۱ [۱۰] به صورت زیر بیان می‌شود:

$$u^+ = e^\Gamma u_{lam}^+ + e^{1/\Gamma} u_{turb}^+ \quad (14)$$

که تابع ترکیب کننده توسط رابطه زیر بیان می‌شود:

$$\Gamma = \frac{-\alpha (y^+)^4}{1 + b y^+} \quad (15)$$

که در آن $a = 0.1$ و $b = 5$ می‌باشد.

توابع دیواره دمایی بهبود یافته از همان روش ایجاد شده برای پروفیل u^+ پیروی می‌کنند. فرمول بندی دمایی دیواره یکپارچه^۲، پروفیل‌های آرام و لگاریتمی را مطابق با روش کادر ترکیب می‌کند:

$$T^+ \equiv \frac{(T_w - T_p) \rho C_p u_T}{\dot{q}} = e^\Gamma T_{lam}^+ + e^{1/\Gamma} T_{turb}^+ \quad (16)$$

$$\Gamma = \frac{-a (Pr y^+)^4}{1 + b Pr^3 y^+} \quad (17)$$

³ Amplification factor

⁴ Area weighted average pressure

¹ Kader

² Unified wall thermal formulation

$$\tan \theta = 2 \cot \beta \frac{M_1^2 \sin^2 \beta - 1}{M_1^2 (\gamma + \cos 2\beta) + 2} \quad (29)$$

با داشتن M_1, β, θ و به ترتیب به کمک روابط (۳۰)، (۳۱)، (۳۲) عدد ماخ بعد از موج مایل قابل محاسبه می‌باشد:

$$M_{n,1} = M_1 \sin \beta \quad (30)$$

$$M_{n,2}^2 = \frac{1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) M_{n,1}^2}{\gamma M_{n,1}^2 - \frac{\gamma-1}{2}} \quad (31)$$

$$M_2 = \frac{M_{n,2}}{\sin(\beta - \theta)} \quad (32)$$

$M_{n,1}$ و $M_{n,2}$ به ترتیب عدد ماخ عمودی قبل و بعد از شوک مایل می‌باشند.

۴- روش عددی

روش حل مورد استفاده پایه چگالی^۲ می‌باشد، که به صورت همزمان معادلات پیوستگی، ممنوم، انرژی و معادله حالت حل می‌شود و الگوریتم ضمنی این روش برای حل دستگاه مورد نظر، استفاده شده است.

گسسته سازی مکانی^۳ به روش بالادست مرتبه دو^۴ می‌باشد [۱۱]. در این روش دقت مراتب بالاتر در وجه سلول‌ها توسط بسط تیلور در مرکز سلول، حول مرکز سلول بدست می‌آید. بنابراین مقدار φ_f مقدار وجه از رابطه زیر بدست می‌آید:

$$\varphi_{f,SOU} = \varphi + \nabla \varphi \cdot \vec{r} \quad (33)$$

که در آن، φ و $\nabla \varphi$ مقادیر مرکز سلول و گرادیان آن در سلول بالادست می‌باشد و \vec{r} بردار جابجایی از مرکز سلول بالادست به مرکز وجه می‌باشد، در این رابطه برای محاسبه گرادیان‌ها از روش گرین گوس گره مینا^۵ استفاده شده، که در شبکه‌بندی بی سازمان باعث ایجاد دقت بیشتری در حل معادلات می‌شود.

در گسسته سازی شار از روش AUSM^۶ استفاده شده است [۱۲]. این روش دارای ویژگی‌هایی چون، تحلیل دقیق در ناپیوستگی‌های موجود در جریان مانند موج ضربه بوده و از سوی دیگر در زمان تحلیل انواع موج ضربه بدون نوسان^۷ عمل می‌کند.

$$(\bar{V}_x)_{M.W} = \frac{\int_{C.S} V_x dm}{\dot{m}} \quad (21)$$

$$\bar{P}_{A.W} = \frac{\int_{exit} P_e dA}{A_e} \quad (22)$$

محاسبه تراست کل در راستای x برای نازلی که قسمت متحرک آن نسبت به قسمت ثابت بدون انحراف می‌باشد، به صورت زیر خواهد بود:

$$T_x = (\bar{P}_{A.W} - P_0)A_e + ((\bar{V}_x)_{M.W})\dot{m} \quad (23)$$

به همین ترتیب محاسبه تراست در راستاهای دیگر نیز صورت می‌گیرد با این تفاوت که میزان چرخش نازل در جمله نیروی فشاری باید در نظر گرفته شود.

در تحقیق مورد بررسی، مطابق شکل ۴ قسمت متحرک نازل به طور مساوی حول محورهای Y و Z دوران می‌کند. θ میزان انحراف مولفه‌های پیچ و یاو می‌باشد و φ برآیند این دو زاویه انحرافی است. مطابق با شکل ۴ میزان تراست در هر راستا به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$T_x = (\bar{P}_{A.W} - P_0)A_e \cos \varphi + ((\bar{V}_x)_{M.W})\dot{m} \quad (24)$$

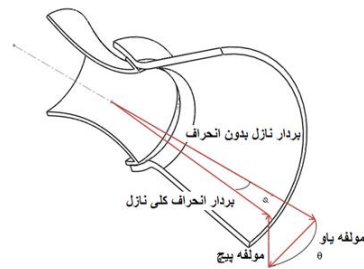
$$T_y = (\bar{P}_{A.W} - P_0)A_e \sin \theta + ((\bar{V}_y)_{M.W})\dot{m} \quad (25)$$

$$T_z = (\bar{P}_{A.W} - P_0)A_e \sin \theta \cos \theta + ((\bar{V}_z)_{M.W})\dot{m} \quad (26)$$

با توجه به روابط محاسبه تراست، به ترتیب نیروی جانبی و تراست کل به صورت زیر بیان می‌شوند:

$$T_y^2 + T_z^2 = F_s^2 \quad (27)$$

$$T_y^2 + T_z^2 + T_x^2 = F_a^2 \quad (28)$$



شکل ۴- گردش نازل حول محورهای پیچ و یاو

۳-۵- حل تحلیلی موج ضربه

با مشخص بودن عدد ماخ ورودی M_1 و زاویه چرخش جریان θ ، میزان زاویه شوک مایل β ، توسط رابطه (۲۹) قابل محاسبه می‌باشد:

² Density based

³ Spatial discretization

⁴ Second order upwind

⁵ Green-Gauss node based

⁶ Advection Upstream Splitting Method

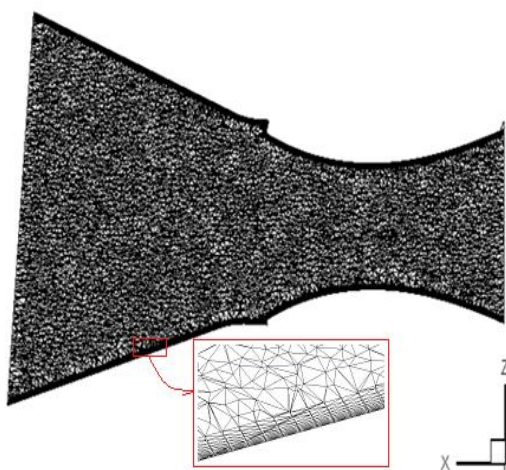
⁷ Free of oscillation

¹ Mass weighted average velocity

استقلال حل از شبکه، نتایج برای شیپوره‌ای با میزان انحراف ۵/۰۶ درجه به صورت خلاصه در جدول ۲ آمده است. با توجه به جدول ۲ مشاهده می‌شود که استقلال حل از شبکه برای فاکتور بزرگنمایی، با شبکه‌ای با تعداد سلول ۱۳۶۷۰۶۹ بدست آمده است.

۷- اعتبار سنجی

پیش از اعتبار دهی به تحقیق اصلی، لازم است که ابتدا اعتبار روش عددی در تسخیر صحیح شوک مایل مورد بررسی قرار گیرد. حل تحلیلی جریان مافوق صوت بر روی یک گوه^۳، یک روش برای اعتبار سنجی حل عددی در تسخیر موج ضربه می‌باشد. بدلیل آنکه هدف توانایی روش برای تسخیر شوک مایل و ناپیوستگی در جریان است، جریان غیر لزج هوا در نظر گرفته شده است.



شکل ۵- نمایش شبکه‌بندی در مقطع میانی نازل

۷-۱- اعتبار سنجی تسخیر صحیح موج ضربه

شکل ۶ دامنه حل، شبکه و شرایط مرزی تحلیل عددی مورد بررسی را نشان می‌دهد. زاویه گوه ۵ درجه و عدد ماخ ورودی برابر ۳/۴ می‌باشد. به کمک روابط تحلیلی (۲۹) الی (۳۲)، برای این شرایط ورودی، موج مایل تحت زاویه ۲۰/۷۰۵ درجه و با عدد ماخ خروجی ۳/۱۰۴۷ تولید می‌شود.

اگر معادلات حاکم در حالت برداری در مختصات کارتزین برای یک حجم کنترل دلخواه به صورت زیر بیان شوند:

$$\oint [\vec{F} - \vec{G}] \cdot d\vec{A} = \int_V \vec{H} dV \quad (34)$$

بردارهای \vec{F} و \vec{G} به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\vec{F} = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho v v + p \hat{i} \\ \rho v v + p \hat{j} \\ \rho v v + p \hat{k} \\ \rho v E + p v \end{bmatrix} \quad \vec{G} = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xi} \\ \tau_{yi} \\ \tau_{zi} \\ \tau_{ij} v_j + q \end{bmatrix} \quad (35)$$

در روش AUSM شار عددی \vec{F} به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$F = m_f \phi + P_i \quad (36)$$

که در آن m_f شار جرمی عبوری از فصل مشترک می‌باشد، که توسط یک تابع بر حسب عدد ماخ در سمت چپ و راست فصل مشترک به وسیله چند جمله‌ای درجه چهار محاسبه می‌شود، P_i شار فشاری و \vec{F} بردار شار می‌باشد.

۵- شرایط مرزی

جدول ۱ نوع و مقدار شرایط مرزی به کار رفته را نشان می‌دهد. خواص و ویژگی‌های سوخت و سیال بکار رفته با توجه به مراجع [۷، ۱۳] انتخاب شده‌اند. سوخت مورد استفاده LPC-614a می‌باشد که سوخت جامد است، در این مقاله از تقریب تک فاز به جای دو فاز استفاده شده است. محاسبه فشار جو با توجه به محل انجام آزمایش صورت گرفته است. محل آزمایش در ایالت کالیفرنیا در منطقه ادواردز^۱ می‌باشد که از سطح دریا ۷۰۱/۹۵ متر بالاتر است. در معادله مومنتوم شرط مرزی عدم لغزش در تمام دیواره‌ها در نظر گرفته شده و همچنین دیواره‌ها غیر قابل نفوذ می‌باشند.

۶- استقلال حل از شبکه

شبکه بندی به صورت سه بعدی، بی‌سازمان و از نوع هرمی^۲ می‌باشد و برای مدل سازی جریان در نزدیکی دیواره تراکم شبکه زیاده‌تر در نظر گرفته شده است (شکل ۵). برای بررسی

^۱ Edwards

^۲ T-Rex

^۳ Wedge

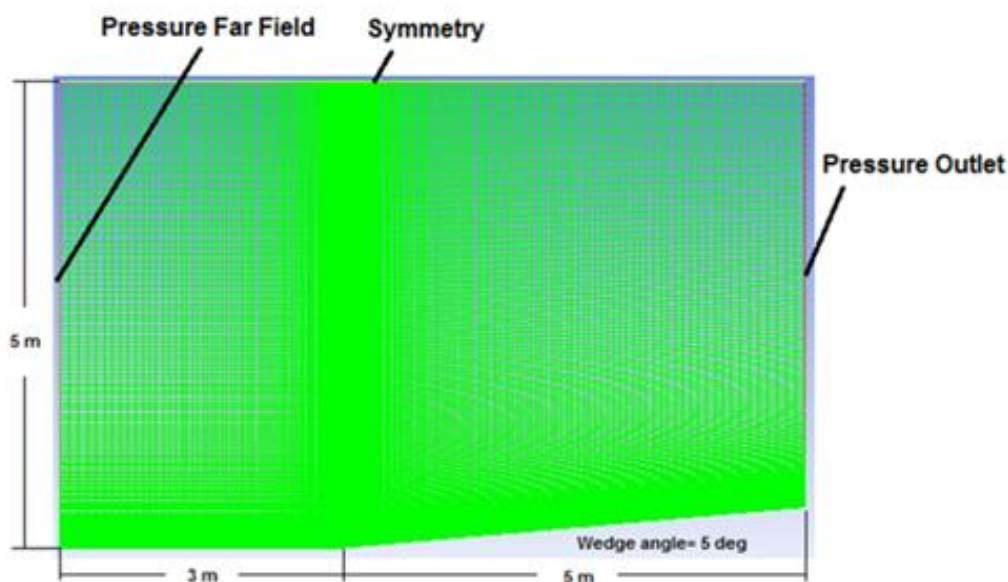
محققان قبلی، نتایج عددی به دست آمده با نتایج اندازه گیری های استروم [۷] در جدولهای ۴، ۵، ۶ و ۷ مقایسه گردیده است. جدول ۴ و جدول ۵ نشان دهنده نتایج عددی بدست آمده برای زاویه انحراف ۳/۹ درجه می‌باشد، که برای مدل مذکور با حل مرتبه یک بالادست دارای ۱۱/۹ درصد خطای نیروی جانبی و ۶/۰۲ درصد خطای فاکتور بزرگنمایی می‌باشد، و برای حل مرتبه دو بالادست دارای ۸/۷۵ درصد خطای نیروی جانبی و ۱/۹۷ درصد خطای فاکتور بزرگنمایی می‌باشد. جدول ۶ و جدول ۷ نتایج عددی بدست آمده برای میزان انحراف ۵/۰۶ درجه را نشان می‌دهد و بیان می‌کند که مدل آشفتگی RNG k-ε با حل مرتبه یک بالادست دارای ۱۰/۵۷ درصد خطای نیروی جانبی و ۴/۸۷ درصد خطای فاکتور بزرگنمایی، و برای حل مرتبه دو بالادست دارای ۷/۵۰ درصد خطای نیروی جانبی و ۰/۹۳ درصد خطای فاکتور بزرگنمایی می‌باشد.

همانگونه که در جداول ۴ تا ۷ مشاهده می‌شود، با در نظر گرفتن دو زاویه انحراف ۳/۹ درجه و ۵/۰۶ درجه و با استفاده از مدل‌های آشفتگی مختلف به کمک حل مرتبه یک

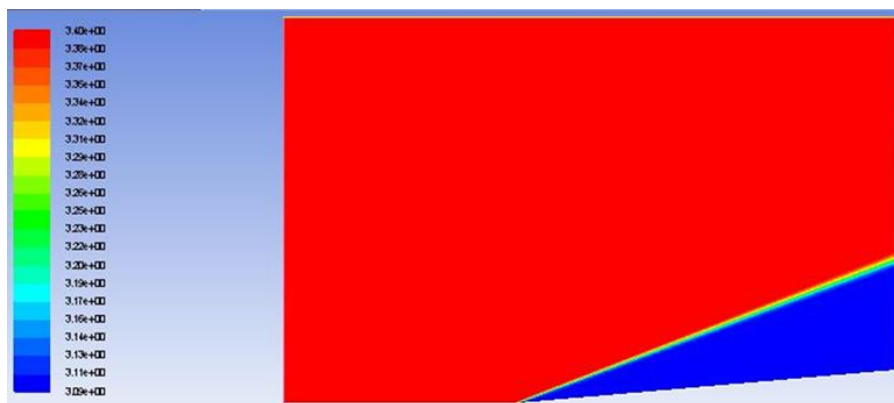
شکل ۷ کانتور عدد ماخ در یک جریان مافوق صوت گذرنده از گوه را نشان می‌دهد. همان طور که مشاهده می‌شود در گذر از موج مایل، عدد ماخ کاهش یافته ولی همچنان بزرگتر از یک و مقدار آن برابر با ۳/۱ می‌باشد. با توجه به مقدار بدست آمده از حل تحلیلی، میزان خطای موجود در پیش بینی عدد ماخ از حل عددی ۰/۱۵۱۴ درصد است. شکل ۸ پروفیل عدد ماخ در خروجی هندسه مورد نظر را نشان می‌دهد. با توجه به شکل ۸ می‌توان زاویه موج مایل را محاسبه نمود. وجود یک جهش در پروفیل عدد ماخ نشان دهنده یک ناپیوستگی در میدان حل می‌باشد. از آنجایی که این جهش در ارتفاع ۱/۸۷۵ متری در خروجی هندسه رخ داده است، میزان زاویه شوک مایل β ، ۲۰/۵۵ درجه بدست می‌آید. بنابراین میزان زاویه پیش بینی شده دارای خطای ۰/۷۴۸۶ درصدی می‌باشد. درصد خطای زاویه شوک مایل β و عدد ماخ بعد از موج ضربه نسبت به حل تحلیلی به طور خلاصه در جدول ۳ آمده است.

۷-۲- اعتبار سنجی مدل آشفتگی

برای بررسی صحت روش عددی و پیش بینی های به دست آمده با مدل‌های مختلف و نیز مقایسه مطالعه حاضر با کارهای



شکل ۶- دامنه حل، شبکه و شرایط مرزی در جریان مافوق صوت گذرنده از گوه



شکل ۷- کانتور عدد ماخ در جریان مافوق صوت گذرنده از روی گوه

جدول ۱- نوع و مقادیر شرایط مرزی تنظیم شده

ناحیه	شرط مرزی	فشار کل (kPa)	فشار استاتیک (kPa)	دما (°C)	قطر هیدرولیکی (m)	شدت آشفته‌گی (درصد)
ورودی	ورودی فشار	۴۸۲۷/۳	۴۶۳۸/۶	۳۱۷۳	۰/۲۱	۵

جدول ۲- استقلال حل از شبکه

مورد	تعداد سلول	فاکتور بزرگنمایی	نسبت به حالت قبل	درصد خطا
۱	۸۲۹۶۳۴	۱/۰۹۰۱۶	-	-
۲	۱۰۳۱۸۵۱	۱/۰۹۱۵۲	۰/۱۲	۰/۱۲
۳	۱۲۲۰۳۱۸	۱/۰۹۳۰۳	۰/۱۴	۰/۱۴
۴	۱۳۶۷۰۶۹	۱/۰۹۳۰۶	۰/۰۰۲	۰/۰۰۲

جدول ۳- اعتبار سنجی تسخیر صحیح موج ضربه

مورد	حل عددی	حل تحلیلی	درصد خطا
عدد ماخ بعد از موج ضربه	۳/۱	۳/۱۱	۰/۱۵
زاویه موج ضربه (درجه)	۲۰/۵۵	۲۰/۷۱	۰/۷۵

جدول ۴- اعتبار سنجی در زاویه انحراف ۳/۹ درجه برای حل مرتبه یک بالادست

آزمایش / مدل‌های آشفته‌گی	نیروی پیشران کل (kN)	نیروی جانبی (kN)	فاکتور بزرگنمایی	درصد خطای نیروی جانبی	درصد خطای نیروی پیشران کل	درصد خطای فاکتور بزرگنمایی
Realizable k-ε	۹۸/۲۶	۷/۳۴۶	۱/۰۹۹۱۹۰	۱۲/۵۷۹۴	۵/۱۹۳۸	۶/۷۱۷۵
RNG k-ε	۹۸/۳۰۸	۷/۳۰۲	۱/۰۹۲۰۶۹	۱۱/۹۰۰۴	۵/۲۴۱۲	۶/۰۲۶۱
RSM	۹۸/۴۵۹	۷/۳۲۳	۱/۰۹۳۵۵۴	۱۲/۲۲۵۵	۵/۴۰۳۷	۶/۱۷۰۳
SST k-ω	۹۸/۳۰۴	۷/۳۲۸	۱/۰۹۶۰۶۳	۱۲/۳۰۵۵	۵/۲۳۷۳	۶/۴۱۳۹
اسپالارت-آلماراس	۹۷/۹۶۹	۷/۳۴۳	۱/۱۰۲۰۰۶	۱۲/۵۲۹۸	۴/۸۷۸۹	۶/۹۹۰۹
آزمایش استروم [۷]	۹۳/۴۱۲	۶/۵۲۵	۱/۰۳	.	.	.

جدول ۵- اعتبار سنجی در زاویه انحراف ۳/۹ درجه برای حل مرتبه دو بالادست

آزمایش / مدل‌های آشفته‌گی	نیروی پیشران کل (kN)	نیروی جانبی (kN)	فاکتور بزرگنمایی	درصد خطای نیروی جانبی	درصد خطای نیروی پیشران کل	درصد خطای فاکتور بزرگنمایی
Realizable k-ε	۹۹/۳۱	۷/۱۷	۱/۰۶۱۶	۹/۸۹	۶/۳۲	۳/۰۶
RNG k-ε	۹۹/۳۴	۷/۱	۱/۰۵۰۳	۸/۷۶	۶/۳۵	۱/۹۷
RSM	۹۹/۴۷	۷/۱۶	۱/۰۵۸۶	۹/۷۵	۶/۴۹	۲/۷۷
SST k-ω	۹۹/۳۳	۷/۱۶	۱/۰۶۰۴	۹/۷۹	۶/۳۴	۲/۹۵
اسپالارت-آلماراس	۹۹/۰۴	۷/۲۲	۱/۰۷۱۳	۱۰/۵۸	۶/۰۲	۴/۰۱
آزمایش استروم [Y]	۹۳/۴۱	۶/۵۳	۱/۰۳	۰	۰	۰

جدول ۶- اعتبار سنجی در زاویه انحراف ۵/۰۶ درجه برای حل مرتبه یک بالادست

آزمایش / مدل‌های آشفته‌گی	نیروی پیشران کل (kN)	نیروی جانبی (kN)	فاکتور بزرگنمایی	درصد خطای نیروی جانبی	درصد خطای نیروی پیشران کل	درصد خطای فاکتور بزرگنمایی
Realizable k-ε	۹۸/۰۷۸	۹/۵۷۸	۱/۱۰۷۲۲۹	۱۲/۱۴۱۸	۶/۰۰۴۶	۶/۴۶۵۳
RNG k-ε	۹۸/۱۶۱	۹/۴۴۳	۱/۰۹۰۷۳۹	۱۰/۵۷۰۲	۶/۰۹۴۳	۴/۸۷۸۶
RSM	۹۸/۳۰۹	۹/۴۷۷	۱/۰۹۳۰۵۸	۱۰/۹۷۲۴	۶/۲۵۴۶	۵/۱۰۱۷
SST k-ω	۹۸/۱۵۳	۹/۴۸۱	۱/۰۹۵۲۸۰	۱۱/۰۲۱۷	۶/۰۸۵۹	۵/۳۱۵۴
اسپالارت-آلماراس	۹۷/۸۰۹	۹/۵۰۲	۱/۱۰۱۵۴۶	۱۱/۲۶۵۰	۵/۷۱۳۶	۵/۹۱۷۹
آزمایش استروم [Y]	۹۲/۵۲۵	۸/۵۴۰	۱/۰۴	۰	۰	۰

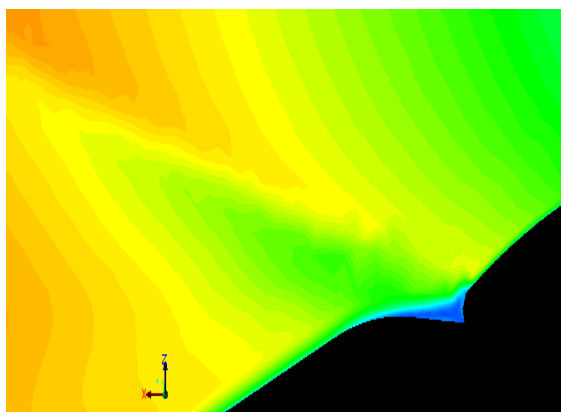
جدول ۷- اعتبار سنجی در زاویه انحراف ۵/۰۶ درجه برای حل مرتبه دو بالادست

آزمایش / مدل‌های آشفته‌گی	نیروی پیشران کل (kN)	نیروی جانبی (kN)	فاکتور بزرگنمایی	درصد خطای نیروی جانبی	درصد خطای نیروی پیشران کل	درصد خطای فاکتور بزرگنمایی
Realizable k-ε	۹۹/۱۴	۹/۲۶	۱/۰۵۹۳	۸/۴۵	۷/۱۵	۱/۸۶
RNG k-ε	۹۹/۱۸	۹/۱۸	۱/۰۴۹۷	۷/۵۱	۷/۱۹	۰/۹۳
RSM	۹۹/۳	۹/۲۴	۱/۰۵۵۵	۸/۲۵	۷/۳۳	۱/۴۹
SST k-ω	۹۹/۱۶	۹/۲۷	۱/۰۵۹۷	۸/۵۱	۷/۱۷	۱/۹
اسپالارت-آلماراس	۹۸/۸۵	۹/۳۵	۱/۰۷۲۰	۹/۴۳	۶/۸۴	۳/۰۸
آزمایش استروم [Y]	۹۲/۵۲	۸/۵۴	۱/۰۴	۰	۰	۰

نشان دهنده این نکته باشد که آشفته‌گی در این تحلیل عددی دارای اهمیت است. بطور کلی، از مقایسه نتایج به دست آمده با کار استروم [Y] در جداول ۴ تا ۷ می‌توان به این نتیجه رسید که حل مرتبه ۲ بالادست به همراه مدل RNG k-ε نزدیکترین پیش بینی را در مقایسه با نتایج تجربی ارائه خواهد داد. از این رو برای بررسی اثر جابه‌جا کردن مکان

بالادست^۱ و مرتبه دو بالادست، مدل آشفته‌گی RNG k-ε به کمک تابع دیواره بهبود یافته و روش AUSM برای گسسته سازی شار، دقت بیشتری در پیش بینی نتایج دارد. مدل آشفته‌گی RSM نیز بعد از مدل آشفته‌گی RNG k-ε دارای جواب‌های نزدیک به نتایج آزمایشگاهی می‌باشد و می‌تواند

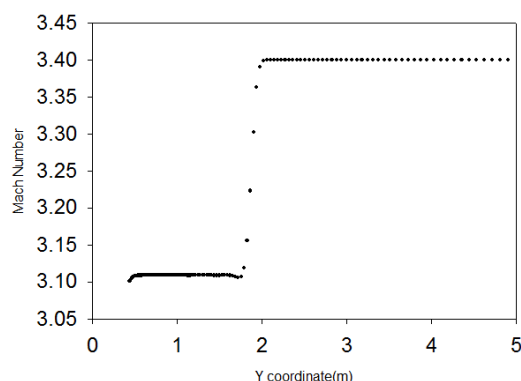
^۱ First order upwind



شکل ۱۰- انحنا و شکستگی مقطع برشی نازل در صفحه $x-z$

شکل‌های ۱۱ تا ۱۴ اثر تغییر مکان مقطع برشی برای نازل با میزان انحراف $5/06$ درجه را بر میدان جریان نشان می‌دهند. مشاهده می‌شود که با افزایش فاصله نقطه برش نسبت به گلوگاه، شوک مایل در عدد ماخ بالاتری رخ می‌دهد، بنابراین تفاوت سرعت جریان قبل و بعد از شوک بیشتر خواهد بود. با افزایش فاصله مکان مقطع برشی نسبت به گلوگاه و روند کاهشی سرعت میانگین، نیروی جانبی و تراست کل (ممنتوم خروجی) نیز کاهش خواهند یافت. فاکتور بزرگنمایی (که متناسب با تقسیم نیروی جانبی بر تراست کل است)، نیز روند کاهشی خواهد داشت. در کانتورهای نشان داده شده، X فاصله مکان مقطع برشی نسبت به گلوگاه و L فاصله گلوگاه تا خروجی نازل می‌باشد.

شکل ۱۵ نتایج بدست آمده برای فاکتور بزرگنمایی را نشان می‌دهد. همان گونه که دیده می‌شود، اگر فاصله مکان مقطع برشی نسبت به گلوگاه افزایش یابد، فاکتور بزرگنمایی در هر مرحله کاهش شدیدتری خواهد داشت. در شکل ۱۵ مشاهده می‌شود که مقدار فاکتور بزرگنمایی در $X/L=0/4354$ از مقدار واحد کمتر شده و نشان دهنده آن است که میزان انحراف بردار تراست از میزان انحراف نازل کمتر است. بنابراین اگر فاصله مقطع برشی نسبت به گلوگاه از حد فوق بیشتر شود، نیروی جانبی تولید شده توانایی چرخش بردار تراست را بیش از میزان چرخش نازل نخواهد داشت.

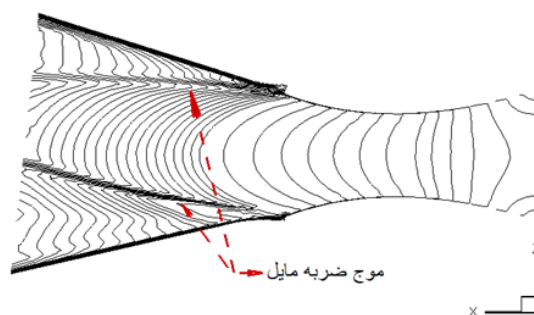


شکل ۸- پروفیل عدد ماخ در مرز خروجی جریان عبوری از روی گوه

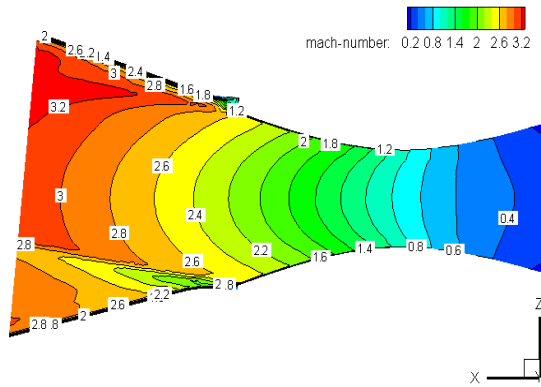
مقطع برشی بر میدان جریان داخل نازل متحرک، در ادامه کار از مدل آشفتگی $RNG k-\epsilon$ برای تحلیل میدان جریان آشفته به همراه روش مرتبه ۲ بالادست برای تجزیه معادلات حاکم استفاده شده است.

۸- نتایج و بحث

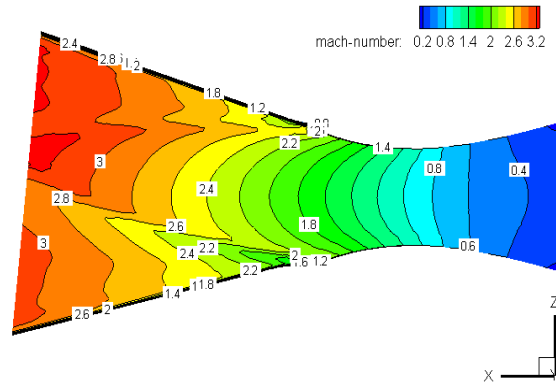
همان طور که در ابتدا بیان شد، از ویژگی این روش کنترل بردار تراست، وجود موج شوک مایل می‌باشد که در شکل ۹ قابل مشاهده است. این موج مایل سه بعدی بوده و به شدت میدان جریان پایین دست گلوگاه نازل را تحت تاثیر قرار می‌دهد و باعث انحراف بردار تراست بیش از میزان انحراف نازل می‌شود. شکل ۱۰ وضعیت جریان در محل انحنا و شکستگی مقطع برشی نازل را از نمای نزدیک در صفحه x و z نشان می‌دهد.



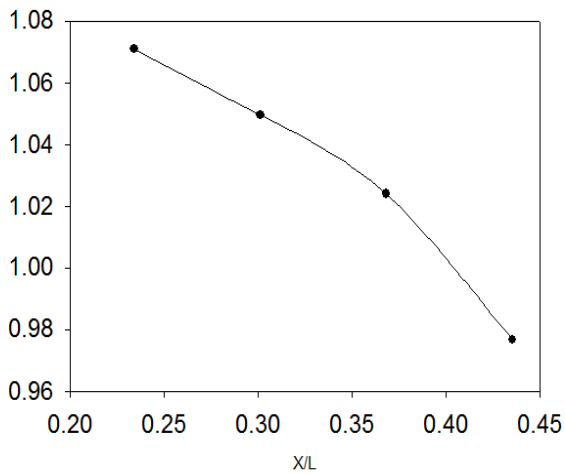
شکل ۹- کانتور عدد ماخ در نازل با میزان انحراف $5/06$ درجه



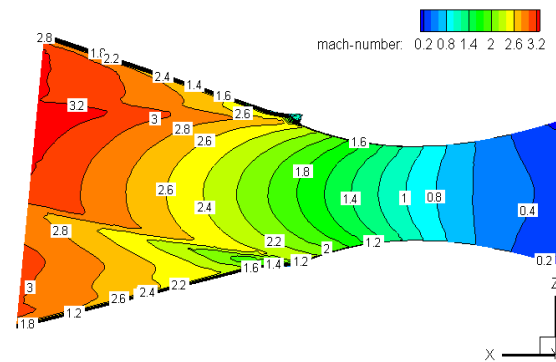
شکل ۱۴- کانتور عدد ماخ برای مکان مقطع برشی در فاصله $X/L=0.4354$



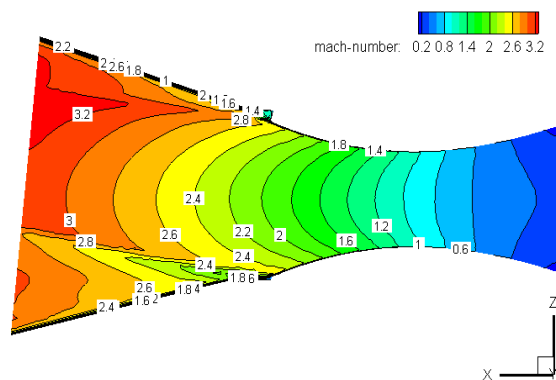
شکل ۱۱- کانتور عدد ماخ برای مکان مقطع برشی در فاصله $X/L=0.2341$



شکل ۱۵- تغییرات فاکتور بزرگنمایی بر حسب فاصله بی‌بعد مکان مقطع برشی نسبت به گلوگاه



شکل ۱۲- کانتور عدد ماخ برای مکان مقطع برشی در فاصله $X/L=0.3012$



شکل ۱۳- کانتور عدد ماخ برای مکان مقطع برشی در فاصله $X/L=0.3683$

شکل ۱۶ نیز نتایج بدست آمده برای نیروی جانبی را نشان می‌دهد و همانند فاکتور بزرگنمایی، روند کاهشی خواهد داشت. با توجه به آن که با افزایش فاصله مکان مقطع برشی نسبت به گلوگاه، سطح جانبی کمتری در ناحیه واگرایی نازل چرخش می‌کند، در نتیجه تحت تاثیر نیروی کمتری ناشی از شوک مایل قرار می‌گیرد، بنابراین می‌توان انتظار داشت در فواصل نزدیک خروجی نازل، فاکتور بزرگنمایی کمتر از مقدار واحد شود.

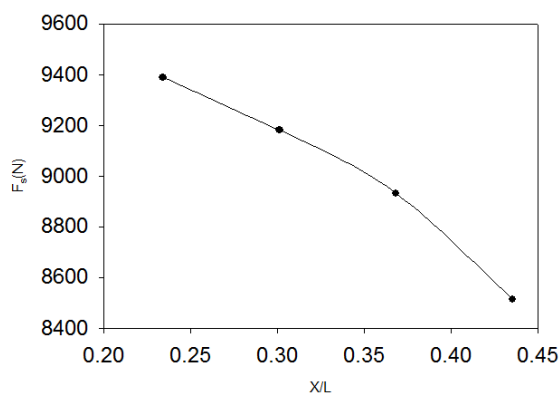
جدول ۸- درصد کاهش هر پارامتر نسبت به حالتی که مقطع برشی در $X/L=0/2341$ قرار دارد

فاصله از گلوگاه	درصد کاهش		X/L
	تراست کل	کاهش نیروی جانبی	
$X/L=0/3012$	۰/۲۴۱۵	۲/۲۲۰۶	۱/۹۸۳۸
$X/L=0/3683$	۰/۵۱۵۱	۴/۱۸۶۲۶	۴/۳۶۹۹
$X/L=0/4354$	۰/۶۰۱۱	۹/۳۴۲۲	۸/۷۹۳۹

اثر زبری سطح بر عملکرد نازل در شکل‌های ۱۸ و ۱۹ نشان داده شده است. با افزایش زبری سطح، ضخامت لایه مرزی افزایش می‌یابد، سطح مقطع موثر عبور جریان در گلوگاه کاهش یافته و دبی جرمی کاهش می‌یابد. این امر سبب کاهش تراست می‌گردد (شکل ۱۸). کاهش اولیه تراست جانبی در اثر کاهش دبی جرمی است، ولی برهم کنش شوک و لایه مرزی در زبری‌های بیشتر سبب افزایش سرعت در راستاهای جانبی (عمود بر جریان اصلی) می‌شود. در حقیقت، افزایش زبری سبب افزایش ضخامت لایه مرزی شده و سبب افزایش زاویه موج شوک می‌گردد. این امر سبب می‌شود که موج شوک ناحیه بیشتری از جریان را تحت تأثیر قرار دهد و تراست جانبی را افزایش دهد. با توجه به رابطه (۱۸) با افزایش تراست جانبی فاکتور بزرگنمایی نیز افزایش می‌یابد. این مطلب در شکل ۱۹ نشان داده شده است.

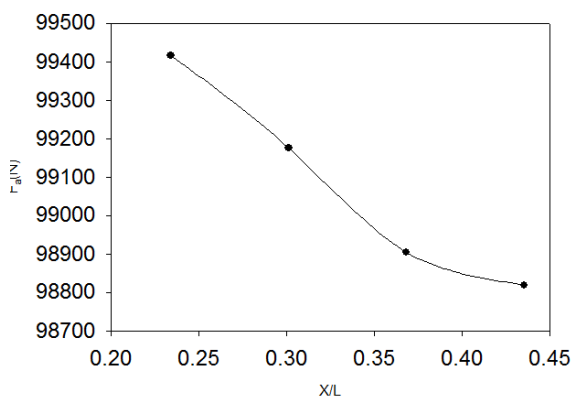
۹- نتیجه گیری

با در نظر گرفتن دو زاویه انحراف متفاوت و با استفاده از مدل‌های آشفستگی مختلف به کمک حل مرتبه دو بالادست، مشاهده شد که نتایج مدل آشفستگی RNG k-ε به کمک تابع دیواره بهبود یافته و روش AUSM برای گسسته سازی شار، با دقت قابل قبولی با نتایج تجربی موجود مطابق است. پس از اعتبار سنجی روش عددی، اثر جابه‌جا کردن مکان برش (سطح تماس دو قسمت ثابت و متحرک نازل) بر میدان جریان، فاکتور بزرگنمایی و نیروی پیشران (تراست محوری) و نیروی جانبی ایجاد شده مورد بحث و بررسی قرار گرفت. نتایج نشان می‌دهد که به علت دوران قسمت متحرک نازل، در قسمت واگرا یک شوک مایل سه بعدی به وجود می‌آید که



شکل ۱۶- تغییرات نیروی جانبی بر حسب فاصله بی بعد مکان مقطع برشی نسبت به گلوگاه

شکل ۱۷ روند کاهشی تراست کل را نشان می‌دهد، با توجه به شکل ۱۷ می‌توان دریافت که با افزایش فاصله مکان مقطع برشی نسبت به گلوگاه از $X/L=0/4354$ ، شیب روند کاهشی تراست کل کمتر می‌گردد. این امر با توجه به شکل‌های ۱۱ تا ۱۴ قابل توجیه است، زیرا با جلوتر بردن محل برش، وسعت ناحیه‌ای که تحت تأثیر شوک مایل قرار می‌گیرد، کاهش می‌یابد.



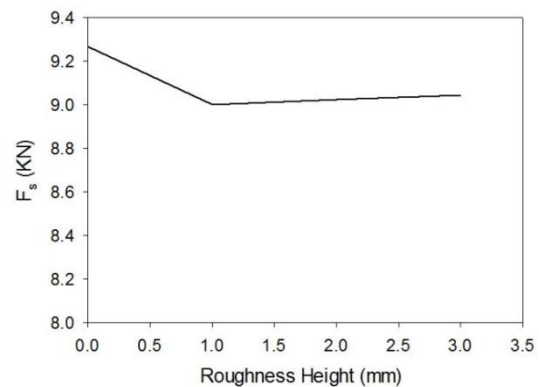
شکل ۱۷- تغییرات تراست کل بر حسب فاصله بی بعد مکان مقطع برشی نسبت به گلوگاه

جدول ۸ نشان دهنده درصد کاهش پارامترهای عملکردی نازل در هر مقطع برشی نسبت به مکان مقطع برشی $X/L=0/2341$ می‌باشد. با توجه به جدول ۸، درصد کاهش فاکتور بزرگنمایی، نیروی جانبی و تراست کل با افزایش فاصله مکان مقطع برشی نسبت به گلوگاه، افزایش می‌یابد.

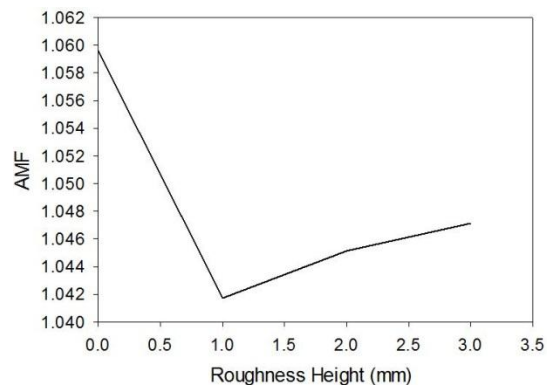
چرخش قسمت متحرک نازل نیز در نظر گرفته شود. تراسست کل با افزایش زبری سطح کاهش می‌یابد. تراسست جانبی نیز در ابتدا کاهش ناچیزی یافته ولی سپس افزایش می‌یابد.

مراجع

- [1] Jessen FC, Peters MT, (1963) Comparison between swivelling nozzles with split lines upstream and downstream of the throat. Defense Technical Information Center, AD0339867.
- [2] Thiokol Chemical Corporation (1970) TVC system study program. NASA Lewis research center, Accession Number: N70 36359.
- [3] Ikaza D (2000) Thrust vectoring nozzle for modern military aircraft. NATO R&T Organization Symposium, Braunschweig, Germany.
- [4] Lee SN, Baek SW (2009) Thrust vector control by flexible nozzle and secondary fluid injection. ICCES 10(4): 81-90.
- [5] Ciucci A, Laccarino G, Amato M (1998) Numerical investigation of 3D two phase turbulent flow in solid rocket motors. Italian Aerospace Research Center, AIAA: 98-3966.
- [6] Hui-man M, Si-ai F, Han-ping C (2005) Numerical study of unsteady flow in thrust vectoring nozzle. International Journal of Turbo and Jet Engines 22 31-0.
- [7] Strome RK, USAF Lt (1969) Test firing of supersonic split-line nozzle. Air force rocket propulsion laboratory, technical report AFRPL-TR-69-203.
- [8] Balakrishna B, Indana S, Reddy RP (2013) Investigation of supersonic flow through conical nozzle with various angles of divergence. International Journal of Mechanical Engineering 2(1): 9-16.
- [9] Yakhot V, Orszag SA, Thangam S, Gatski TB & Speziale CG (1992), Development of turbulence models for shear flows by a double expansion technique, Physics of Fluids A, 4(7), 1510-1520.
- [10] Kader B (1981) Temperature and concentration profiles in fully turbulent boundary layers. Int J Heat Mass Transfer 24: 1541-1544.
- [11] Barth TJ, Jespersen D (1989) The design and application of upwind schemes on unstructured meshes. Technical Report AIAA-89-0366. AIAA 27th Aerospace Sciences Meeting, Reno, Nevada.
- [12] Liou MS (1996) A sequel to AUSM: AUSM+. Journal of Computational Physics 129: 364-382.
- [13] Ellison JR (1970) Evaluation of Titan III AFT closure insulation. Air force rocket propulsion laboratory technical report AFRPL-TR-70-89.



شکل ۱۸- تغییرات تراسست جانبی با افزایش زبری سطح



شکل ۱۹- تاثیر افزایش زبری سطح بر فاکتور بزرگنمایی

بر عملکرد نازل بسیار تأثیر گذار است. با افزایش فاصله مکان مقطع برشی نسبت به گلوگاه این شوک مایل در مقطعی رخ می‌دهد که عدد ماخ آن بالاتر است، بنابراین در عرض شوک مایل سرعت میانگین، بیشتر کاهش می‌یابد، در نتیجه فاکتور بزرگنمایی، نیروی جانبی و تراسست کل که وابسته به سرعت میانگین گیری شده وزنی می‌باشند، کاهش می‌یابند. برای آنکه فاکتور بزرگنمایی از یک بیشتر باشد نباید مکان مقطع برشی (محل جدا شدن قسمت‌های ثابت و متحرک) را به سطح خروجی نزدیک کرد. در تحقیق حاضر، مقدار فاکتور بزرگنمایی به ازای فاصله بدون بعد $X/L=0/4354$ از مقدار واحد کمتر شده و نشان دهنده آن است که میزان انحراف بردار تراسست کمتر از میزان انحراف نازل می‌باشد.

برای افزایش انحراف جریان گاز بیش از میزان انحراف نازل می‌توان مکان مقطع برشی را به گلوگاه نزدیک کرد. البته باید میزان افزایش نیروی مورد نیاز عملگرها برای