

مدل‌سازی عددی جریان گذرای گاز ایده‌آل در نازل به کمک دینامیک سیالات محاسباتی

عبدالرضا مقدسی*، حمیده امینی‌فرد، فهیمه پرویزیان، سمانه بنده‌علی
گروه مهندسی شیمی، دانشکده فنی مهندسی، دانشگاه اراک، اراک، کدپستی 38156-8-8349، ایران
دریافت: 95/6/17 پذیرش: 96/1/30

چکیده

در این تحقیق مدل‌سازی عددی جریان گذرای گاز ایده‌آل در نازل با دمای ورودی 300 کلوین که بر پایه جریان عددی دوبعدی است، با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی بررسی شد. هندسه مسئله با استفاده از روش گسسته‌سازی مرتبه 2 مدل شد. شبیه‌سازی‌های CFD در رژیم جریان آشفته انجام شدند. در رژیم جریان آشفته از مدل inviscid استفاده شد. مشاهده شد که جریان گذرای سیال در فاصله 0/05 متر از ابتدای نازل آشفته می‌شود. نتایج شبیه‌سازی‌های دینامیک سیالات محاسباتی با روابط تجربی موجود در مراجع مقایسه شدند و مشاهده شد که این دو نتیجه بر هم منطبق شدند. مقادیر عدد ماخ شبیه‌سازی شده در رژیم جریان گذرا به دلیل اثرات دیواره بیش‌تر از سرعت اندازه‌گیری شده در مراجع تخمین زده شدند.

کلمات کلیدی: نازل، دینامیک سیالات محاسباتی، جریان گذرا، رفتار جریان آشفته

مقدمه

نازل‌ها از جمله وسایلی هستند که در صنعت کاربرد زیادی دارند. از نازل یک سوخت پاش گرفته تا نازل موتور غول پیکر از جمله کاربردهای نازل‌ها هستند. در مورد نازل‌ها روابط تحلیلی زیادی وجود دارد ولی این روابط تحلیلی اغلب فرضیات زیادی دارند و به طور مستقیم در صنعت به کار نمی‌روند. بر همین اساس استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی¹ برای مدل کردن دقیق‌تر نازل‌ها ضروری است. در این پژوهش جریان تراکم‌پذیر و آشفته مدل شد، توزیع دما در نازل به دست آمد و جریان‌های با سرعت بالا شبیه‌سازی شد، سپس نتایج تجربی موجود در مراجع با نتایج فلونت مقایسه شد، همچنین مدل لزجت برای این جریان در نرم‌افزار بررسی شد. بهینه‌سازی بردارهای فشار و دمای نازل به منظور به دست آوردن فشار ماکزیمم تحت ورودی‌های قابل اندازه‌گیری در به کارگیری ماشین بخار یکی از بیش‌ترین و مهم‌ترین فاکتورهای طراحی

*a-moghadassi@araku.ac.ir, a.moghadassi@gmail.com

¹Computational Fluid Dynamics(CFD)

برای موتور موثر موشک است. جریان سیال از بین ذرات رایج پدیده‌ای در طبیعت است. سیستم سیالاتی، مثل نازل‌ها به طور وسیع در صنایع شیمیایی و تولیدی استفاده می‌شوند. پیچیدگی جریان در نازل‌ها مانع از درک دقیق ساختار در فضای خالی بین ذرات شده است. طراحی موثر تجهیزات جداسازی با در نظر گرفتن توزیع مناسب جریان سیال درون سیستم می‌تواند سرعت را به طور مناسب انتقال دهد. توزیع مناسب جریان درون نازل تابع دما، فشار و سرعت رژیم نزدیک دیواره می‌باشد. سرعت را با انتخاب مناسب فشارهای ورودی و خروجی می‌توان کنترل کرد. حرکت مطلوب سیال با کنترل اندازه حرکت به دست می‌آید. در واقع هزینه‌های سرمایه‌گذاری باعث شده تا فرآیندهای آبی ایمنی بیش‌تری داشته باشد. همچنین تجهیزات موجود برای بهبود عملکردشان نیاز به آنالیز دقیق دارند. برای به‌دست آوردن این اهداف CFD یکی از تکنولوژی‌های توانمند است [1,2].

دینامیک سیالات محاسباتی روشی برای حل مدل‌های ریاضی جریان سیال به کمک کامپیوتر است. CFD قادر به تامین اطلاعات کاملی از فرآیندهای جریان و فرآیندهای انتقال حرارت و انتقال جرم می‌باشد. CFD به مهندسان فرآیند این امکان را می‌دهد تا درک و پیش‌بینی درستی از جریان سیال به دست آورند [3]. دانش فرآیندهای گذرا و مغشوش در نازل فراصوت بسیار مهم است، به علاوه شکل نازل (دو وجهی و یا مخروطی) تاثیر مهمی روی نوع جداسازی جریان دارد. قابل توجه است که برای نازل‌های سهمی وار ساختار جریان گذرا به وجود آورنده تغییر ناگهانی توزیع فشار در طول دیواره نازل است، در نتیجه تولید بار زیاد گرما باعث تشکیل جریان فراصوت در دیواره نازل می‌شود. ویژگی‌های بار کنار دیوار در طراحی ترمومکانیکی نازل بسیار اهمیت دارد [4].

مطالعات زیادی در خصوص تاثیر چندین پارامتر مثل زاویه قرارگیری نازل، عرض گلوگاه و شعاع ورودی نازل بر روی فرآیندهای نازل فراصوت به انجام رسید. در حال حاضر اغلب شبیه‌سازی‌ها حول نازل مسطح دو وجهی و متقارن انجام می‌شود. طراحی دقیق نازل با قابلیت‌های بالا به منظور محاسبه هزینه‌های ساخت آن همواره یک رقابت بین تحقیقات علمی است. در فرآیندهای شیمیایی، اغلب نازل‌ها در سیستم‌های سیالاتی استفاده می‌شوند. این نازل‌ها در ابتدا برای انجام واکنش‌های فاز مایع در ساخت مواد و فرآیندهای جداسازی استفاده شدند. در حال حاضر، اکثر فرآیندهای سیالاتی صنعتی فاز گاز در این نازل‌ها انجام می‌شوند [5,6]. در مطالعه حاضر به بررسی و مقایسه سرعت در نازل با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی تحت شرایط آشفته پرداخته شد. مرحله پردازش با استفاده از نرم‌افزار انسیس فلونت انجام گرفته است.

روش تحقیق و فرضیات مساله

یک نازل هم‌گرا- واگرا با هندسه معلوم فرض می‌شود. فشار کل و دمای کل در ورودی به ترتیب 101325 کیلو پاسکال و 300 کلوین است. فشار استاتیکی خروجی نازل 3738/9 پاسکال است. در مرحله اول شبکه رسم شد، در گام دو کیفیت شبکه به دقت بررسی شد. توجه می‌شود که میزان گزارش شده برای کم‌ترین حجم مثبت باشد. در مرحله سه تعداد گره‌ها، سلول‌های شبکه و مدل‌ها تحلیل شد. قابل توجه است که منظور از چگالی مبنا در حل‌کننده‌ها همان دوتایی است که معادلات بقا را با هم و یک‌جا حل می‌کند. برای

مسائلی با سرعت بالا دوتایی و حل‌کننده با روش ضمنی بهتر جواب می‌دهد. در مسائل با سرعت بالا به علت غالب بودن ترم‌های جابجایی و سرعت زیاد، لایه مرزی زیاد رشد نمی‌کند و می‌توان جریان را غیرلزج حل کرد. چون جریان تراکم‌پذیر است لازم است که معادله انرژی به همراه معادلات پیوستگی و مومنتوم با هم حل شوند. در گاز ایده‌آل چگالی با توجه به دما و فشار تعیین می‌شود. استفاده از گاز ایده‌آل یا دیگر روابطی که چگالی متغیر می‌دهند، برای مسائل تراکم‌پذیر ضروری و تعیین فشار کاری بسیار مهم است، چون چگالی بر اساس فشار مطلق تعیین می‌شود. در رابطه گاز کامل فشار کاری برابر صفر قرار داده شد تا هر فشار همان فشار مطلق باشد. با توجه به اینکه به جریان در نازل حرارت داده نشد و کاری روی آن از خارج انجام نشد، دمای کل ثابت می‌ماند. در این مقاله سعی شد نمودار عدد ماخ رسم شود تا تغییرات این عدد روی خط مرکزی و دیواره تحلیل شود.

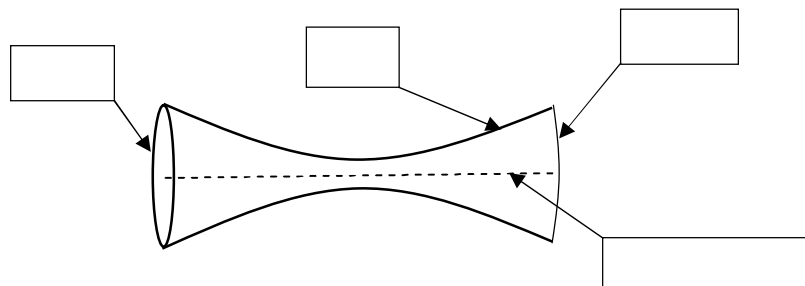
با در نظر گرفتن جریان هوا در سرعت بالا از طریق یک نازل هم‌گرا- واگرا با سطح مقطع دایره (A)، با فاصله محوری از گلوگاه (x) تغییر می‌کند.

$$A = 0.1 + x^2 \quad \text{و} \quad -0.5 < x < 0.5 \quad (1)$$

که A (m^2)، x (m) است. در نتیجه مقدار r از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$r = \sqrt{\frac{0.1 + x^2}{\pi}} \quad (2)$$

شکل 1 شمایی از تنظیم محاسباتی را در نازل نشان می‌دهد. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، شکل 1 بیانگر طول گلوگاه، مکان قرارگیری نازل و زاویه آن است.



شکل 1. توصیف طرح نازل دو وجهی

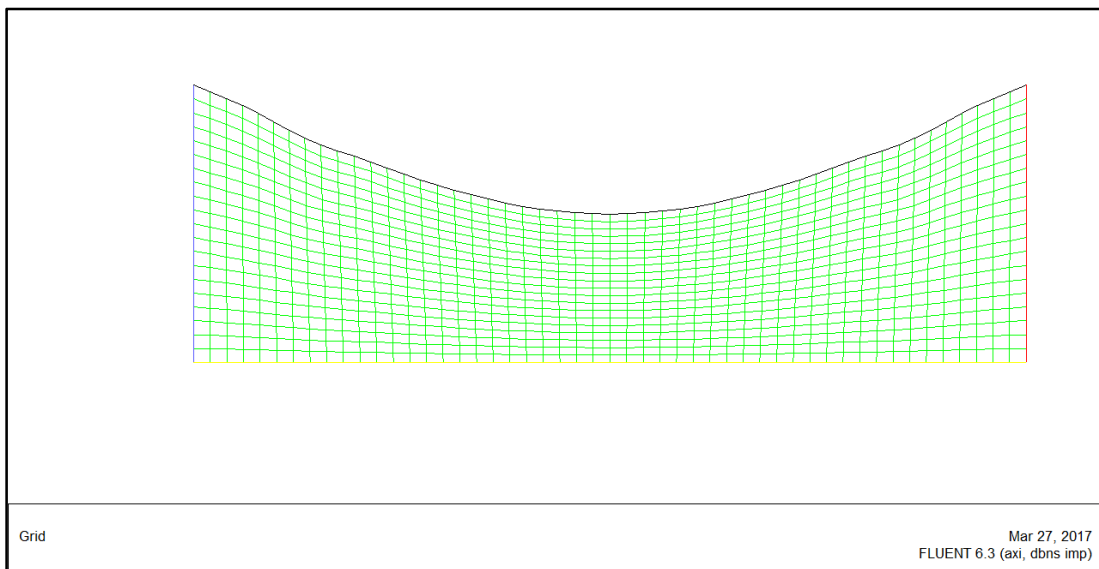
جریان نازل همگرا- واگرا مادون صوت است ($Ma < 1$). در گلوگاه که کوچکترین سطح مقطع را داریم و سرعت با سرعت صوت برابر است ($Ma = 1$). بنابراین سرعت جریان با ورود به بخش هم‌گرا افزایش پیدا

می‌کند تا به سرعت صوت برسد. جریان ایزونتروپیک است و خواصی مانند سرعت، دانسیته، فشار، تغییری با زمان نمی‌کنند و فقط وابسته به عدد ماخ می‌باشند. در جریان ایزونتروپیک آنتروپی ثابت و آدیاباتیک و برگشت‌پذیر است. جریان سیال گاز ایده‌آل، قابل تراکم با گرمای ویژه ثابت و عدد رینولدز جریان بزرگ است. چون جریان یک بعدی است یعنی حرکت فقط در جهت محوری است، سطح مقطع در این مختصات تغییر می‌کند. از اثرات ویسکوزیته صرف‌نظر می‌کنیم.

رسم هندسه و شبکه بندی

هندسه نازل با استفاده از نرم‌افزار گمبیت به صورت دو بعدی رسم و شبکه بندی شده است تا تمامی اطلاعات در همه ابعاد قابل بررسی باشند و مسئله به واقعیت نزدیک‌تر باشد. نازل مورد استفاده در این پژوهش دارای جریان هم‌سو و موازی می‌باشد. شکل 2 هندسه رسم شده در نرم‌افزار گمبیت را نشان می‌دهد که به کمک فلوئنت این شبکه به همراه سلول‌ها نمایش داده شده است [7].

شکل 2 در شبیه‌سازی با نرم‌افزار به شبکه مسئله پرداخته شد. همان‌طور که قبلاً اشاره شد نرم‌افزار فلوئنت حاوی شبکه‌ها و گره‌های زیادی برای نمایش خروجی مدل است، شبکه اولیه شماتیکی ساده و کلی از فرآیند طراحی را نشان می‌دهد.



شکل 2. هندسه رسم شده در نرم‌افزار فلوئنت

شرایط مرزی

شرایط مرزی بر اساس نیاز مدل در دینامیک سیالات محاسباتی تعیین می‌شود. فشار کل نسبی در ورودی 101325 پاسکال و فشار استاتیکی 99298/5 انتخاب شد. دمای کل 300 کلون است. فشار کاری صفر قرار داده شد، بنابراین تغییری در فشارهای فیزیکی لازم نیست.

معادلات حاکم

معادلات حاکم که توسط نرم‌افزار انسیس فلونت، در دامنه هندسه، روی شبکه‌ها حل می‌گردند در ادامه توضیح داده شده‌اند. معادلات مورد استفاده ناویر- استوکس هستند تا حرکت مولکولی جریان مغشوش کنار دیواره را در نازل توصیف کند. برای جریان تراکم‌پذیر فقط معادلات پیوستگی به صورت جداگانه حل می‌شوند و معادله انرژی از آنها متمایز می‌شود [8, 9].

معادلات حاکم بر مبنای فرضیات بالا شامل معادلات زیر است [10, 11]:

$$\begin{aligned} L_{nozzle} &= 10.0 \text{ m}; D_{exit} = 1.5 \text{ m}; \\ L_{throat} &= 5.0 \text{ m}; D_{throat} = 1.0 \text{ m} \\ T_{inlet} &= 293.0 \text{ K} \\ V_{inlet} &= 0.24 \text{ Ma} \\ \frac{A_{exit}}{A_{throat}} &= 1.5; \frac{A_{inlet}}{A_{throat}} = 2.5; \frac{P_{outlet}}{P_{inlet}} = 0.75 \end{aligned}$$

$$\frac{P}{P_0} = \left(\frac{1}{1 + \frac{k-1}{2} * Ma^2} \right)^{k/(k-1)} \quad (3)$$

$$\frac{T}{T_0} = \frac{1}{1 + \frac{k-1}{2} * Ma^2} \quad (4)$$

مدل اغتشاش

از آن جایی که جریان مورد استفاده گذرا و مغشوش می‌باشد برای بیان این آشفتگی باید از مدل‌های آشفتگی استفاده نمود. متاسفانه مدل مغشوشی که بتواند برای تمام حالت‌ها و مسائل مختلف به کار رود، وجود ندارد و انتخاب مدل مغشوش به ملاحظاتمانند فیزیک جریان، میزان دقت مورد نیاز و قدرت منابع محاسباتی (قدرت کامپیوتر) وابسته می‌باشد. ساده‌ترین مدل‌های اغتشاش که نسبتاً کامل هستند، مدل‌های دو معادله‌ای می‌باشند. مدل کا-اِپسیلون¹ جز یکی از قدرتمندترین مدل‌های اغتشاش برای مسائل مهندسی محسوب می‌شود. مدل ذکر شده یک مدل نیمه تجربی است و معادلات آن بر اساس مشاهدات تجربی به وجود آمده‌اند. اقتصادی و دقیق بودن محاسبات در محدوده وسیعی از جریان‌های مغشوش باعث محبوبیت مدل k-epsilon در مسائل صنعتی شده است [12,13,14,15].

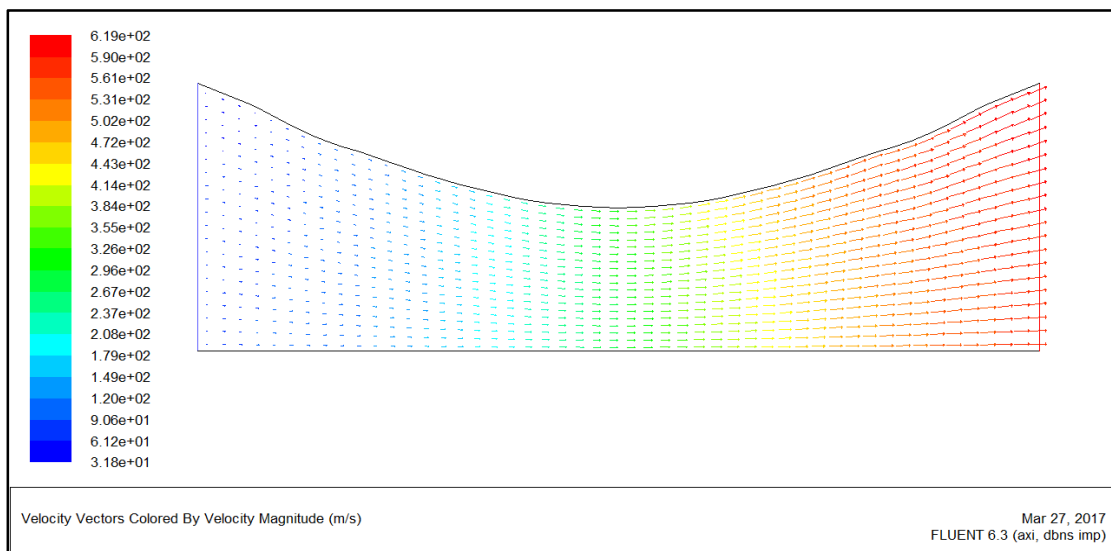
سایر شرایط انتخاب شده جهت مدل سازی

برای گسسته‌سازی در مدل مذکور، از طرح گسسته‌سازی مرتبه دوم برای معادلات انرژی و مومنتوم استفاده شد. به دلیل اینکه خواص ترموفیزیکی سیال با دما تغییر می‌کند [16,17].

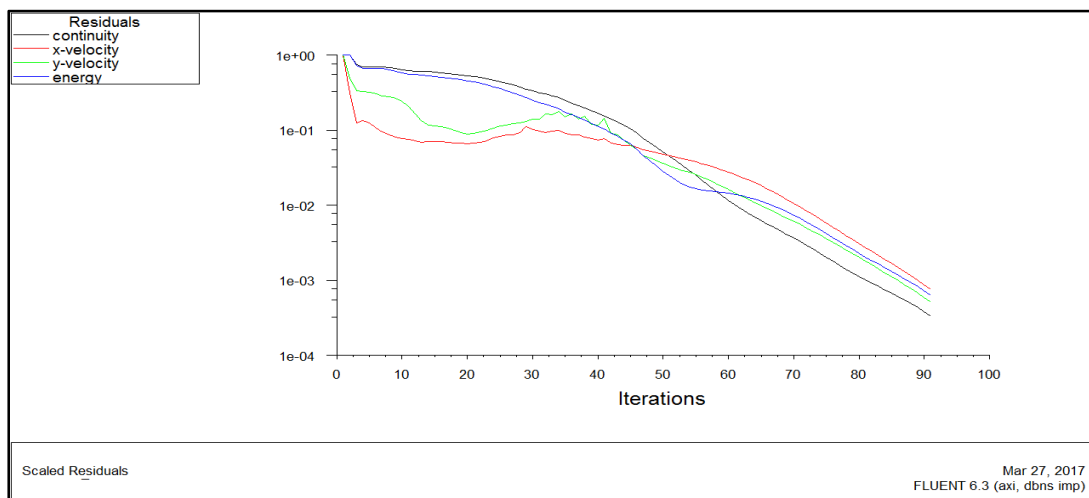
¹ epsilon

نتایج و بحث‌ها

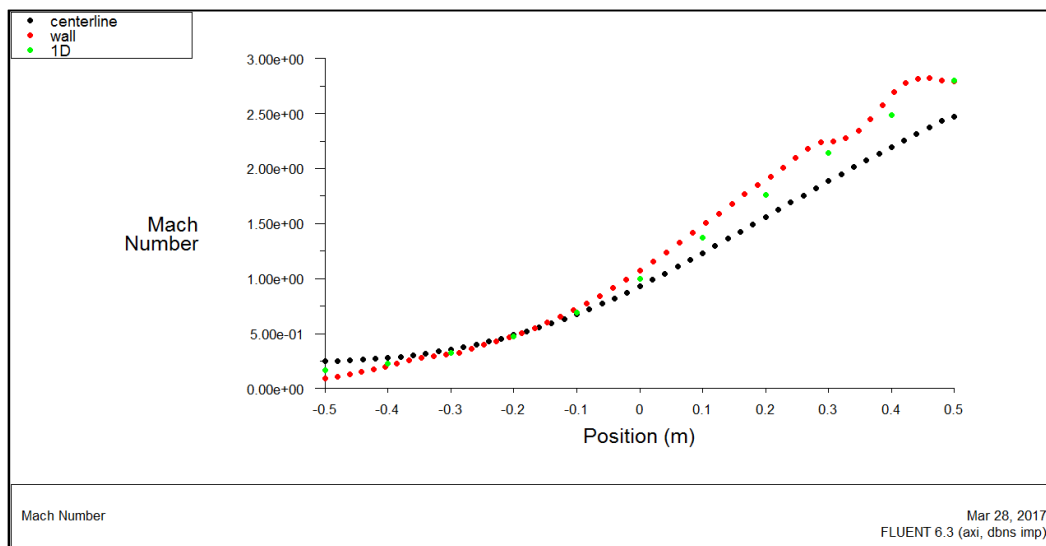
در شکل 3 بردارهای سرعت و در شکل 7 خطوط هم‌تراز سرعت به روش تحلیلی رسم شده است. به کمک نرم‌افزار تعداد تکرارها 200 انتخاب شد و تا هم‌گرایی جواب‌ها، تکرارها ادامه یافت. در شکل 4 مشاهده می‌شود که جواب تقریباً در 90 هم‌گرا شد. چون شبیه‌سازی جریان، دوبعدی است سرعت در 2 محور x و y بررسی شد. در نهایت تکرارهای سرعت، پیوستگی و انرژی به عدد 90 رسید و بر آن منطبق شد. در شکل 5 نمودار مربوط به دیواره و نمودار مربوط به 1D عدد ماخ را با تحلیل عددی نمایش داده است. در این شکل همان‌طور که نمودار نشان می‌دهد، نتایج فلونت با نتایج نزدیک دیواره مطابقت خوبی دارد. در موقعیت $-0/4$ تا $-0/1$ متر دو نتیجه بر هم منطبق شده‌اند.



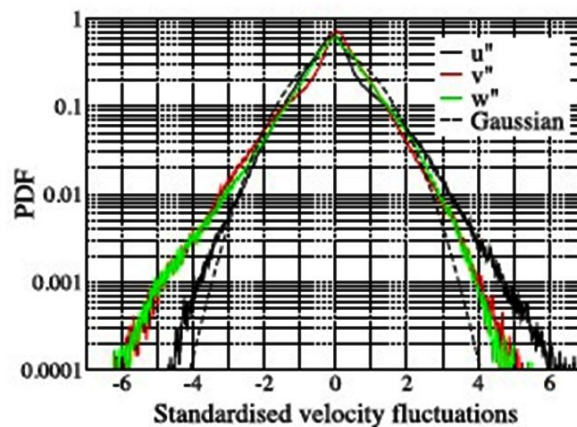
شکل 3. رسم بردارهای سرعت در تقارن نیم صفحه نازل



شکل 4. تغییرات سرعت بر اساس باقی مانده



شکل 5. عدد ماخ بر اساس موقعیت طول نازل

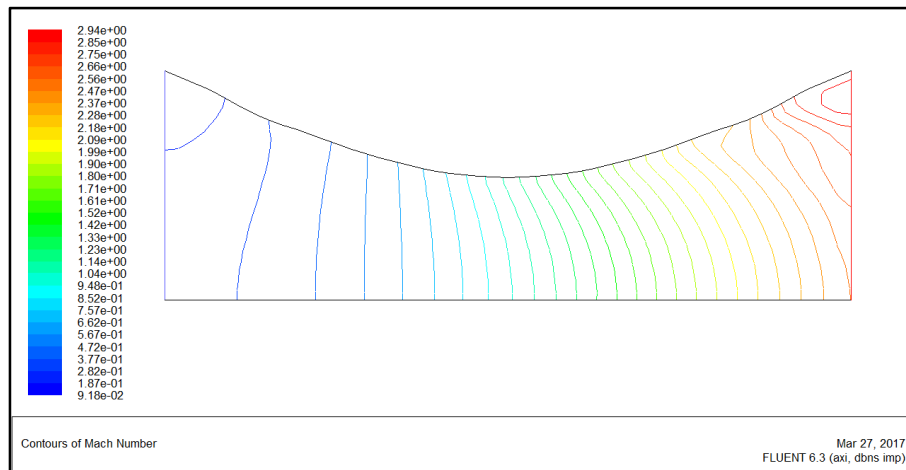


شکل 6. نمودار تغییرات سرعت در روش آزمایشگاهی [18]

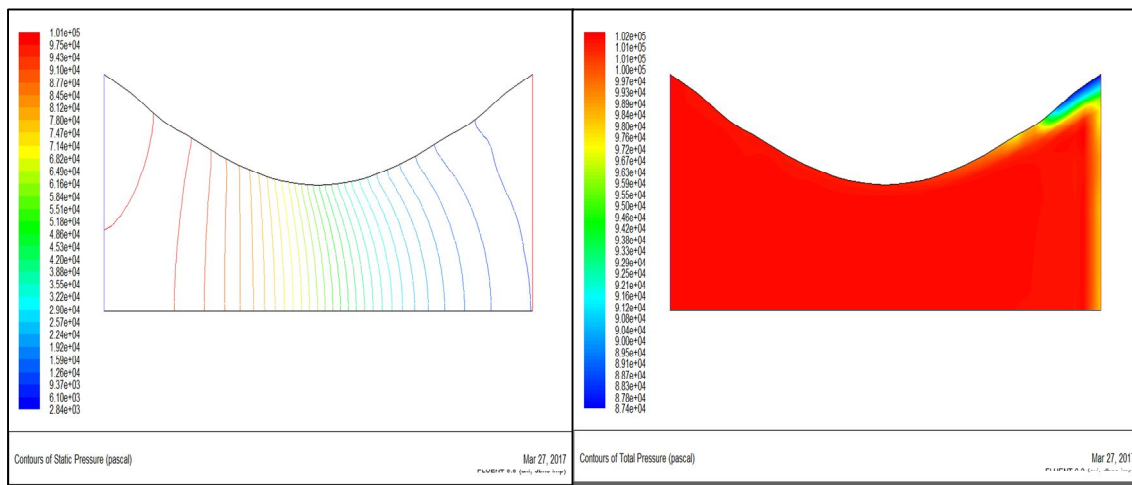
سرعت اندازه‌گیری شده با استفاده از نمودار تحلیلی عدد ماخ (شکل 5) تقریباً برابر 0/102 گزارش شد و در شکل 6 تغییرات سرعت تقریباً 0/1 است. بر اساس فرمول 5 درصد خطا برابر 2٪ به دست می‌آید [18]:

$$\text{Error\%} = \frac{v_{flu} - v_{exp}}{v_{exp}} \times 100 \quad (5)$$

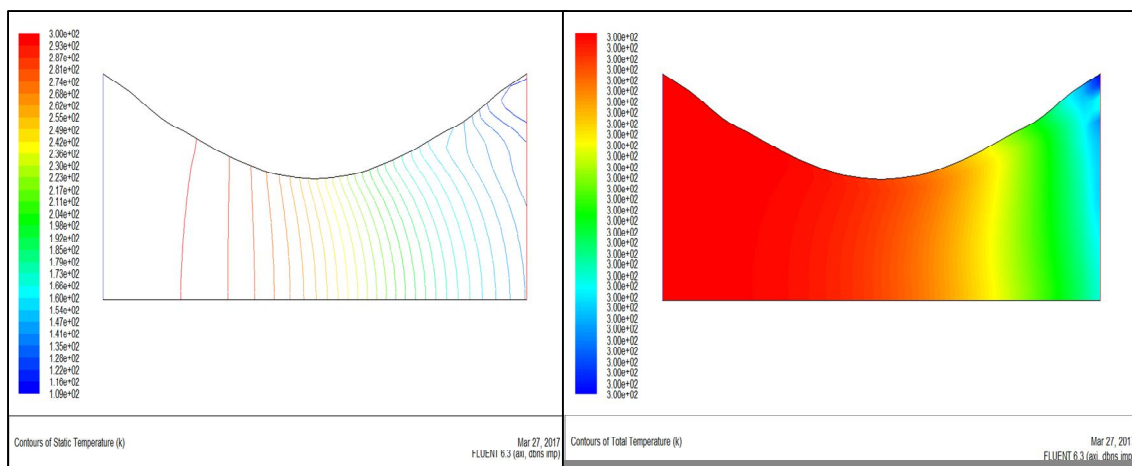
به طوری که Error% درصد خطا، v_{flu} سرعت تحلیلی (m/s) و v_{exp} سرعت تجربی (m/s) است. در شکل 7، 8 و 9 کانتورهای سرعت، دما و فشار نشان داده شده است. برای مثال در شکل 8 بیشینه مقدار فشار در نزدیک دیواره 0.874 بار باشد. همچنین فشار استاتیک از مقدار 1.01 بار در ورودی تا مقدار 0.518 بار در گلوگاه تغییر می‌کند. در شکل 9 کانتور کلی دما، ثابت و برابر 300 کلوین است و در کانتور خطی، دما از مقدار 300 کلوین تا 109 کلوین در خروجی کاهش می‌یابد.



شکل 7. کانتورهای سرعت



شکل 8. کانتورهای فشار استاتیکی و فشار کلی.



شکل 9. کانتورهای دمای استاتیکی و دمای کلی.

نتیجه گیری

در میان مدل‌های اغتشاش بررسی شده و با مقایسه نتایج به دست آمده از روش نرم‌افزار، مشخص گردید که مدل‌کی - اِپسیلون دارای دقت بالایی است [19,20]. در مقاله حاضر با تنظیم فشار کاری جریان‌ها می‌توان سرعت‌های خروجی متفاوتی از جریان مغشوش به دست آورد. گزینه‌هایی که برای مدل‌سازی این مسئله انتخاب شدند، در بسیاری از مسائل سرعت بالا و مافوق صوت دیگر هم به کار می‌روند [18,21] انتقال گرما و سرعت در داخل لایه متراکم جریان نقش مهمی در عملکرد انتقال حرارت در نازل بازی می‌کند، که شکل 3، 4 و 6 این مطلب را بیان می‌کند. در شکل شماره 5 تطبیق نمودار یک بعدی و جریان دیواره در عدد ماخ 0/5 اتفاق افتاد. در شکل 4 باقیمانده‌ها در تکرار 90 هم‌گرا شد. هر چه تکرارها بیش‌تر شود، هم‌گرایی در عدد بالاتری اتفاق می‌افتد. از این شکل‌ها فهمیده شد که شبیه‌سازی‌های عددی ساختار جریان آشفته را در نزدیک دیواره به خوبی تحلیل کرده است. در شکل 5 شبیه‌سازی عددی و تحلیلی بسیار دقیق‌تر است. مدل‌های عددی زیادی گسترش یافته است تا شبیه‌سازی را برای جریان تراکم‌پذیر گاز ایده‌آل در نازل انجام دهد.

منابع

1. G. Hagemann, M. Frey, Shock pattern in the plume of rocket nozzles: needs for design consideration, *Shock Waves* 17 (2008) 387–395.
2. G. Hagemann, M. Frey, W. Koschel, Appearance of restricted shock separation in rocket nozzles, *J. Propuls. Power* 18 (2002) 577–584.
3. T. Shimizu, N. Yamanishi, Numerical simulation of rocket engine internal flows, in: *Annual Report of the Earth Simulator Center*, April 2003, 2002, pp.133–136.
4. T.-S. Wang, Transient three-dimensional analysis of nozzle side load in regeneratively cooled engines, in: *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2005, pp.1–11.
5. A. Gross, C. Weiland, Numerical simulation of separated cold gas nozzle flows, *J. Propuls. Power* 20 (2004) 509–519.
6. A. Gross, C. Weiland, Numerical simulation of hot gas nozzle flows, *J. Propuls. Power* 20 (2004) 879–891.
7. J. Ostlund, B. Muhammad-Klingmann, Supersonic flow separation with application to rocket engine nozzles, *Appl. Mech. Rev.* 58 (2005) 143–177.
8. T. Shimizu, M. Kodera, N. Tsuboi, Internal and external flow of rocket nozzle, *J. Earth Simul.* 9 (2008) 19–26.
9. A. Hadjadj, Y. Perrot, S. Verma, Numerical study of shock/boundary layer interaction in supersonic overexpanded nozzles, *Aerosp. Sci. Technol.* 42 (2015) 158–168.
10. J.D. Anderson, *Modern Compressible Flow*, McGraw Hill Inc., New York, 1984.
11. www.engr.uconn.edu
12. A. Hadjadj, M. Onofri, Nozzle flow separation, *Shock Waves* 19 (2009) 163–169.
13. F. Nasuti, M. Onofri, Shock structure in separated nozzle flows, *Shock Waves* 19 (2009) 229–237.
14. C.E. Smith, The starting process in a hypersonic nozzle, *J. Fluid Mech.* 24 (1966) 625–640.



15. Satyanarayana, C. Varun, S.S. Naidu, CFD Analysis of Convergent-Divergent Nozzle, *Acta Technica Corviniensis–Bulletin of Engineering*, 2013.
16. H. Amann, Experimental study of the starting process in a reflection nozzle, *Phys. Fluids* (1958–1988) 12 (1969) I–150.
17. T. Saito, K. Takayama, Numerical simulations of nozzle starting process, *Shock Waves* 9 (1999) 73–79.
18. A. Chaudhuri, A. Hadjadj / *Aerospace Science and Technology*. Numerical investigations of transient nozzle flow separation 53 (2016) 10–21.
19. S. Tokarcik-Polsky, J.-L. Cambier, Numerical study of transient flow phenomena in shock tunnels, *AIAA J.* 32 (1994) 971–978.
20. P. Prodromou, R. Hillier, Computation of unsteady nozzle flows, *Shock Waves* (1992) 1113–1118.
21. O. Igra, L. Wang, J. Falcovitz, O. Amann, Simulation of the starting flow in a wedge-like nozzle, *Shock Waves* 8 (1998) 235–242.