



بررسی شیپوره آیرواسپایک تقارن محوری

سیدعلی سیدجعفری^{۱*}، سیدمه‌دی میرساجدی^۲ و علیرضا کریمشاهیان بیدگلی^۳

^۱ کارشناس ارشد مهندسی هوافضا، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران

^۲ استادیار، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران

^۳ کارشناس ارشد مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۰۸/۰۸؛ تاریخ بازنگری: ۱۳۹۷/۰۹/۰۶؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۸/۰۳/۲۰

چکیده

شیپوره‌های آیرواسپایک یکی از انواع شیپوره‌های همگرا - واگرا بوده که در مقایسه با شیپوره‌های همگرا - واگرای مرسوم، دارای مزایا و معایبی است. این نوع از شیپوره‌ها دارای بازدهی بیشتر در مقایسه با شیپوره‌های مرسوم استفاده شده در سامانه‌های پیش‌رانش فضایی است؛ از معایب این نوع شیپوره‌ها، می‌توان به وزن بیشتر و نیاز به خنک‌کاری اشاره کرد. در پژوهش حاضر با هدف بررسی کاهش وزن از طریق کاهش طول تویی شیپوره و نیز بررسی توزیع دما یک شیپوره آیرواسپایک تقارن محوری مورد بررسی قرار گرفت. در تحلیل این شیپوره از یک شبکه سازمان یافته استفاده شده و با استفاده از روش $k-\epsilon$ آشفتگی مدل شده است. تحلیل صورت گرفته با توجه به تأثیر تغییر فشار روی جریان با اعمال تغییر نسبت فشار از ۲ تا ۵۰ در دو طرف شیپوره انجام شد. در نهایت برای مطالعه اثر کاهش طول تویی، چهار حالت برش خورده مورد بررسی قرار گرفت. برای شبیه‌سازی این بخش از نسبت فشار ۱۰ استفاده شد. نتایج بیانگر تغییرات جریان در اثر کاهش طول تویی بوده به گونه‌ای که در صورت برش بیش از ۴۰ درصد تویی، جریان دچار تغییرات کلی می‌شود. از سوی دیگر افزایش فشار تا حدود ۱۰ بار، باعث کاهش دما تا حدود ۷۴۰ کلوین در بخش وسیع تری از آیرواسپایک می‌شود.

کلمات کلیدی: شیپوره آیرواسپایک؛ دبی جرمی؛ نیروی پیش‌ران؛ اندرکنش شوک.

Investigation of Axisymmetric AeroSpike Nozzle

S. A. SeyedJafari^{1,*}, S. M. Mirsajedi², A. Karimshahian Bidgoli³

¹M. Sc. Aerospace Eng., Shahid Beheshti Univ., Tehran, Iran.

²Assistant Prof., Aerospace Eng., Shahid Beheshti Univ., Tehran, Iran.

³M. Sc. Aerospace Eng., Sharif Univ. of Tech., Tehran, Iran.

Abstract

Aerospike nozzle is one kind of the converging-diverging nozzle that are more effective than of the Bell nozzle. The aerospike nozzle have high efficiency in the all Number of Pressure Ratio (NPR). Also, the usability as a vector thrust is the other benefits of the aerospike nozzle. The disadvantage of the aerospike nozzle it's heavier than as the Bell nozzle and the aerospike nozzle requires cooling system. There are a few studies about the aerospike nozzles and the use of this type of nozzles requires more experimental and theoretical studies. In this study reported the results of numerical simulation an axisymmetric aerospike nozzle. In This study used a structure grid and the K- ϵ turbulence model. The effected of NPR was investigated and the NPR varied between 2 to 50. The results show linear relation between NPR and nozzle mass flow rate. In the last part of this study the effected of the spike length was studied. The four defferent spikes was modeled by 20, 40, 60 and 80 percent length of the first spike length in 10 NPR and results show the cutting more than 40 percent length of the spike effect in flow quality.

Keywords: AeroSpike Nozzle; Mass Flow Rate; Thrust; Shock Interaction.

* نویسنده مسئول؛ تلفن: ۰۹۱۲۱۹۹۴۹۹۷؛ فکس: ۰۲۱-۲۲۴۳۱۹۶۴

آدرس پست الکترونیک: seyedsli71@gmail.com

۱- مقدمه

۹۵ درصدی نازل مورد استفاده در شرایط طراحی است. همچنین نتایج آنها نشان‌دهنده عملکرد بهتر نازل آبرواسپایک نسبت به شیپوره همگرا-واگرا است.

شانموگاناتان و همکاران [۸] به بررسی یک نازل آبرواسپایک شعاعی پرداختند. این پژوهش با استفاده از یک شبکه بی‌سازمان و مدل‌سازی نازل مورد نظر با استفاده از نرم افزار فلونت صورت گرفت. در این تحقیق با استفاده از شرط مرزی سرعت ورودی با دامنه سرعت ۲۰ تا ۲۰۰ متر بر ثانیه، بیشینه سرعت گلوگاه در سرعت ورودی ۲۰۰ متر بر ثانیه، برابر ۹۷۵/۱ متر بر ثانیه گزارش شده است.

وانگ و همکاران [۹] عملکرد یک نازل آبرواسپایک طراحی شده را مورد بررسی قرار دادند. این پژوهش توسط ساخت دو شیپوره مختلف همگرا-واگرا و آبرواسپایک و مقایسه آنها در شرایط نسبت فشار مختلف صورت گرفت. نتایج بیان‌کننده بازده بیشتر موتورهای آبرواسپایک در نسبت فشارهای پایین است، البته با افزایش نسبت فشار شیپوره‌ی واگر-همگرا دارای بازده نزدیکی با شیپوره آبرواسپایک است.

ورما [۱۰] در پژوهشی به بررسی سه نوع مختلف شیپوره آبرواسپایک در دو حالت بریده‌شده و کامل پرداخته است. در این تحقیق از روش آشکارسازی شیلرن استفاده شده است. این تحقیق در دو حالت شرایط فشاری در حالت سکون و شرایط جریان آزاد صورت گرفت که اضافه شدن شرایط پروازی، باعث کاهش عملکرد ۴ درصدی موتور می‌شود.

میزوکاکی و واتب [۱۱] به بررسی یک شیپوره آبرواسپایک به صورت آزمایشگاهی در مرحله آغاز کار شیپوره پرداختند. در پژوهش آنها یک نازل آبرواسپایک با دو ورودی در بالا و پایین مورد آزمایش قرار گرفت. نازل مورد آزمایش، دارای یک مخروط میانی بریده‌شده است و نسبت فشارهای مورد آزمایش از ۷ تا ۱۲۰ متغیر در نظر گرفته شد. همچنین برای ایجاد جریان از یک شک تیوب استفاده گردید. آشکارسازی جریان با استفاده از روش اوپتیک شیلرن صورت گرفت.

عزیزی و همکاران [۱۲] در پژوهشی به بررسی شیپوره آبرواسپایک به‌همراه دیواره خارجی و بدون آن پرداختند. بررسی‌های آنها نشان‌دهنده اثرات سه بعدی جریان در

سامانه‌های فضایی یکی از هزینه‌برترین سامانه‌های ساخته شده توسط بشر است و از این جهت هر ساله هزینه‌های فراوانی برای تحقیق و پژوهش برای کاهش هزینه‌های بخش‌های مختلف و افزایش بهره‌وری این سامانه‌ها صورت می‌گیرد. یکی از موضوعات مطرح شده در سال‌های دور، استفاده از سامانه هوافضایی تک مرحله‌ای مداری SSTO است [۱]. این طرح و مباحث مطرح شده در راستای کاهش وزن سامانه پرتاب در نهایت نیازمند کاهش مصرف سوخت و مصرف بهینه آن در تمام مسیر پرواز است [۲]. برای دستیابی به این هدف، شیپوره‌های آبرواسپایک برای موتورهای فضایی معرفی شدند. شیپوره آبرواسپایک، نوع خاصی از شیپوره‌های همگرا-واگرا است که در بخش مرکزی آن یک توپی اضافه می‌شود. این نوع از شیپوره‌ها در ابتدا توسط شرکت صنایع هوافضای راکتان [۳]، به عنوان موتورهای اصلی یک پرتاب‌گر فضایی پیشنهاد شد. در شکل ۱ می‌توان طراحی مفهومی پرتابه تک مرحله‌ای شرکت راکتان را مشاهده کرد. این طرح با نام X33 به عنوان یک وسیله پرتابه تک مرحله‌ای طراحی شد [۴]. در نهایت در تحقیقی که در سال ۱۹۹۹ توسط دورینگتون ارائه گردید [۵]، جمع بندی‌ها نشان‌دهنده هزینه‌های بالای این طرح برای دستیابی به عملکرد مورد نظر بود. این هزینه با توجه به در دسترس بودن موتورهایی با قابلیت اطمینان بالا قابل توجیه نبود.

بدین منظور طرح مفهومی موتور RS2200، توسط شرکت راکتان پیشنهاد شد که نمونه اولیه آن ساخته و مورد آزمایش قرار گرفت [۳]. در طرح مورد نظر برای فضاپیمای X33 دو موتور از نوع RS2200 پیشنهاد شد که قابلیت انجام مانورهای مختلف را برای طرح مذکور امکان‌پذیر می‌کرد.

گرون و همکاران [۶] به بررسی چند نمونه از نازل‌های آبرواسپایک پرداختند. در این پژوهش آنها چهار نمونه مختلف از خروجی با سطح مقطع مختلف را مورد بررسی قرار دادند. نوع چیدمان خروجی‌های این پژوهش، به صورت موازی است.

وانگ و همکاران [۷] به بررسی رفتار و عملکرد یک نازل آبرواسپایک پرداختند. نازل مورد بررسی آنها شامل یک خوشه ۶ تایی نازل است. نتایج تحقیق نشان‌دهنده عملکرد

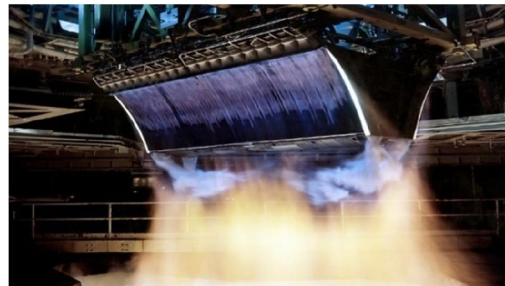
حیدری و همکاران [۱۴] در پژوهشی به طراحی نازل آبرواسپایک و مقایسه مدل‌های آشفتگی برای شبیه‌سازی عددی در شرایط طراحی و در خارج از آن پرداختند. آنها در این پژوهش به مقایسه مدل‌های مختلف آشفتگی مانند $k-\omega$ SST، $k-\omega$ و $k-\epsilon$ پرداختند که نتایج آنها نشان‌دهنده دقت بالاتر روش $k-\epsilon$ در مقایسه با سایر روش‌های عددی است. بیشترین میزان خطای روش مورد نظر در مقایسه با داده‌های تجربی گزارش شده، برابر ۱۵ درصد است.

وانگ و همکاران در مقاله‌ای در سال ۲۰۰۷ [۱۵]، به بررسی تجربی یک شیپوره آبرواسپایک پرداخته‌اند. آنها در این پژوهش از شیپوره‌های همگرا-واگرایی با نسبت مساحت ۵/۸۱ استفاده کردند (شکل ۳). بیشترین بازده این نوع از شیپوره ترکیبی مورد استفاده، برابر ۹۶ درصد شیپوره پایه گزارش شده است؛ همچنین زاویه همگرایی دو شیپوره نیز، مورد بررسی قرار گرفت. این کار در سه زاویه ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه صورت گرفت که نتایج نشان‌دهنده این است که در زاویه ۲۰ درجه، بهترین عملکرد را در نسبت‌های فشار مختلف دارا است.

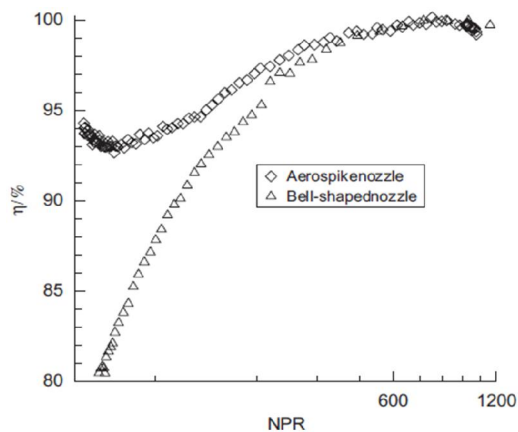


شکل ۳- مدل شیپوره آبرواسپایک با زاویه‌ی متغیر نازل [۱۵]

تومیتا و همکاران [۱۶] به بررسی تجربی چند مدل مختلف از شیپوره‌های آبرواسپایک پرداختند. در این پژوهش آنها به بررسی شیپوره‌های خوشه‌ای ۶، ۱۲ و ۲۴ تایی با قسمت‌های میانی کامل و برش خورده پرداختند. نتایج نشان‌دهنده ایجاد شار حرارتی بالا در اثر اندرکنش موج شاک و دیواره است.



شکل ۱- موتور RS2200 [۳]



شکل ۲- تغییرات بازده موتور با نسبت فشار برای نازل همگرا-واگرا و آبرواسپایک [۹]

شیپوره خطی است؛ همچنین برش تویی اگرچه از وزن پرنده کاسته، اما روی ضریب نیروی پیشران تأثیر خود را دارد. نتایج حاصل از این تحقیق نشان می‌دهد که افزودن دیواره جانبی در دو نوع نازل بررسی شده، از ۱۲٪ تا ۳۱٪ در بهبود ضریب نیروی پیشران مؤثر است.

شانون و همکاران [۱۳] در پژوهشی به بررسی تحلیلی و تجربی یک شیپوره آبرواسپایک با استفاده از گاز سرد پرداختند. این پژوهش با استفاده از یک شیپوره آبرواسپایک تقارن محوری و با استفاده از گاز دی‌اکسید کربن صورت گرفت. کار ایشان از جهت استفاده از یک جریان ثانویه برای ایجاد پیشران برداری دارای اهمیت است. آنها در پژوهش خود با استفاده از ایجاد حفره در تویی و ایجاد یک جریان ثانویه توانستند امکان استفاده از شیپوره آبرواسپایک را برای پیشران برداری بررسی نمایند. نتایج نشان‌دهنده ایجاد نیروی سمت ۲/۷ درصدی در بیشترین بازده بود.

۲- روابط

برای حل معادلات از نرم افزار فلوئنت ۱۷/۲ استفاده شد. این کار با حل معادلات پیوستگی، مومنتوم و انرژی در کل میدان صورت گرفت. معادلات جریان در شرایط تراکم‌پذیر به صورت زیر است:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} [\rho u_j] = 0 \quad (1)$$

معادله‌ی مومنتوم:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} [\rho u_i u_j + p \delta_{ij} - \tau_{ij}] = 0 \quad (2)$$

معادله انرژی:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho e_0) + \frac{\partial}{\partial x_j} [\rho u_j e_0 + u_j p + q_j - u_i \tau_{ij}] = 0 \quad (3)$$

برای یک سیال نیوتونی، با فرض گاز تک اتمی طبق قانون استوک تنش برشی برابر با رابطه (۴) است با:

$$\tau_{ij} = 2\mu S_{ij}^* \quad (4)$$

که S_{ij}^* از رابطه ۵ به دست می‌آید:

$$S_{ij}^* = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{1}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \quad (5)$$

نرخ انتقال جریان q_j با استفاده از قانون فوریه به دست می‌آید:

$$q_j = -\lambda \frac{\partial T}{\partial x_j} = -C_p \frac{\mu}{Pr} \frac{\partial T}{\partial x_j} \quad (6)$$

که عدد پرنتل به صورت رابطه (۷) تعریف می‌شود:

$$Pr = \frac{C_p \mu}{\lambda} \quad (7)$$

برای تکمیل معادلات بالا معادله حالت نیز که در اینجا معادله گاز کامل است:

$$P = \rho RT \quad (8)$$

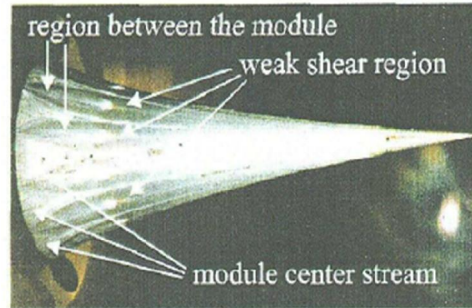
انرژی گاز نیز از رابطه‌ی (۹) محاسبه می‌شود:

$$e = C_v T \quad (9)$$

انرژی کل برابر است با:

$$e_0 = e + \frac{U_k U_k}{2} \quad (10)$$

$$\gamma = \frac{C_p}{C_v} \quad (11)$$



شکل ۳- مدل مورد مطالعه تومینا و همکاران با دوازده ورودی و تویی کامل [۱۶]

در پژوهش حاضر به بررسی یک شیپوره آبرواسپایک پرداخته شد. برای تولید هندسه و تولید شبکه از نرم‌افزار تولید شبکه گمبیت استفاده شد. تولید شبکه به صورت شبکه سازمان یافته برای شیپوره متقارن محوری صورت گرفت. در این پژوهش نازل مورد بررسی، مشابه کار سانوب و همکاران [۱۷] است.

برای حل میدان از دو مدل مختلف به صورت معادلات غیر لزج و معادلات نویر استوکس با مدل آشفتگی k-ε استفاده گردید (مطابق نتایج مرجع ۱۴ مدل k-ε دارای نتایج دقیق‌تری به نسبت روش k-ω در شرایط مشابه است). حل در شرایط پایا و در حالت‌های مختلف شبکه به منظور بررسی استقلال از شبکه مورد بررسی قرار گرفت. در گام بعد در راستای مطالعه اثر برش تویی بر جریان در فشار ورودی ۱۰ بار، چهار حالت مختلف تویی مورد مطالعه قرار گرفت. در ادامه به صورت مفصل به مشخصه‌های مختلف حل اشاره شده‌است. در نهایت نتایج به دست آمده از این پژوهش با نتایج به دست آمده از کار سانوب و همکاران [۱۷] مقایسه گردید. نتایج نشان‌دهنده تطابق مناسب حل با نتایج کار ایشان است. همچنین در این پژوهش به بررسی توزیع دما در نسبت فشارهای بالا و در حالت شیپوره‌ی بریده شده نیز پرداخته شد. مطالعه روی بازه نسبت فشار ۲-۵۰ بار با هدف شناخت بیشتر جریان صورت گرفت. در ادامه به بررسی جریان در اطراف تویی پرداخته و اثرات آن روی پایین دست جریان مورد بررسی قرار گرفت. هدف اصلی این پژوهش، بررسی شیپوره آبرواسپایک در نسبت‌های فشار بالا و بررسی شیپوره با تویی برش خورده است.

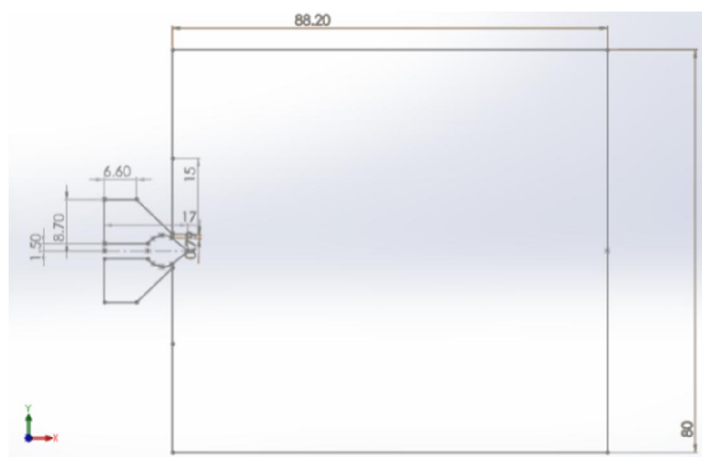
شامل یک شیپوره و دامنه میدان به ابعاد ۸۸/۲ در ۸۰ سانتی متر است.

شرط مرزی در پایین دست به صورت pressure far field و شرط مرزی در ورودی به صورت pressure inlet است. مقادیر فشار در ورودی و دما برای شرط مرزی مورد نظر، در جدول ۱ آورده شده است.

در ادامه به نحوه مدل‌سازی مساله مورد نظر پرداخته می‌شود.

۳- مدل‌سازی

به منظور مدل‌سازی جریان، هندسه مورد نظر توسط نرم‌افزار گمبیت ایجاد و شبکه مورد نظر حول شیپوره تولید شد. همان گونه که در شکل ۵ مشاهده می‌شود، محیط حل



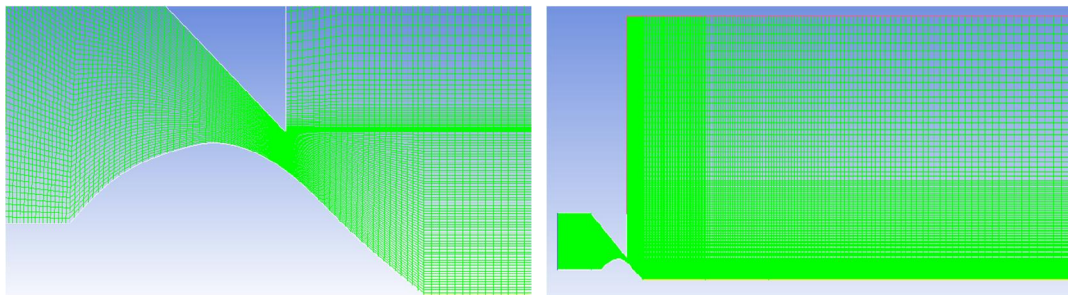
شکل ۴- هندسه و ابعاد محیط حل مسئله

تعداد شبکه	دبی ورودی (کیلوگرم بر ثانیه)	خطا (درصد)
35715	1/9105891	0/110774309
36726	1/9068091	-0/08728959
38247	1/9080268	-0/023484719
میانگین (دبی ورودی)		1/908475

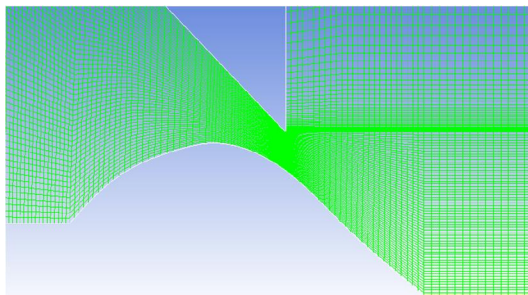
برای بررسی اثر برش توپی چهار مدل مختلف ساخته شد. شبکه‌های این چهار مدل مختلف مانند شیپوره‌ی اصلی به صورت تقارن محوری ایجاد شد. برش‌ها به صورت طولی و در ۲۰، ۴۰، ۶۰ و ۸۰ درصد طول توپی در نظر گرفته شد. شبکه ایجاد شده را می‌توان در شکل ۸ برای هندسه‌های مختلف مشاهده کرد.

دما (k)	فشار (bar)	شرط مرزی
۳۰۰	۱	Pressure far field
۸۰۰	۵۰-۲	Pressure inlet

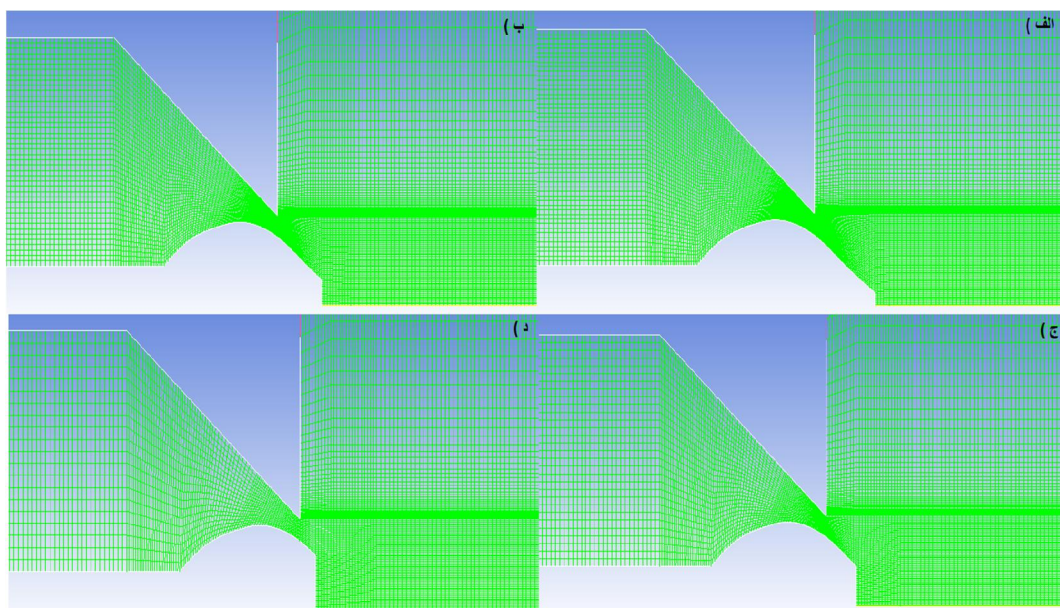
برای این کار از یک شبکه سازمان یافته با ۳۶۷۲۶ سلول استفاده گردید (جدول ۲- نتایج مربوط به استقلال از شبکه برای شیپوره کامل در فشار ۱۰ بار نشان داده شده است). می‌توان شبکه ایجاد شده را در اشکال ۶ و ۷ مشاهده کرد. همان گونه که دیده می‌شود، در این مساله از نوع شبکه با سازمان استفاده شده است. این نوع شبکه به دلیل رعایت اصل تعامد، کیفیت بهتری در جواب ارائه می‌کند اگر چه که تولید آنها پیرامون اجسام با خمیدگی‌های مختلف کمی دشوار است.



شکل ۵- شبکه تولید شده در کل میدان



شکل ۶- شبکه تولید شده حول توپی



شکل ۷- شبکه تولید شده حول توپی‌های بریده شده (الف) ۲۰ درصد، (ب) ۴۰ درصد، (ج) ۶۰ درصد و (د) ۸۰ درصد

میزان بیشتری از توپی در معرض افت دما قرار می‌گیرد به صورتی که بازه‌ی افت دما در فشار ۲ بار از $0/13$ تا $0/15$ و در فشار ۲۰ بار بین $0/12$ تا $0/17$ است. در شکل ۱۰، تغییرات دمای کمینه روی توپی به ازای فشارهای مختلف بالادست ارایه شده است. مشاهده می‌شود که با افزایش فشار تا حدود ۱۰ بار، مینیمم دما کاهش می‌یابد. نکته جالب آن است که با افزایش بیشتر فشار، میزان کمینه دما از مقدار $k 740$ کمتر نمی‌شود.

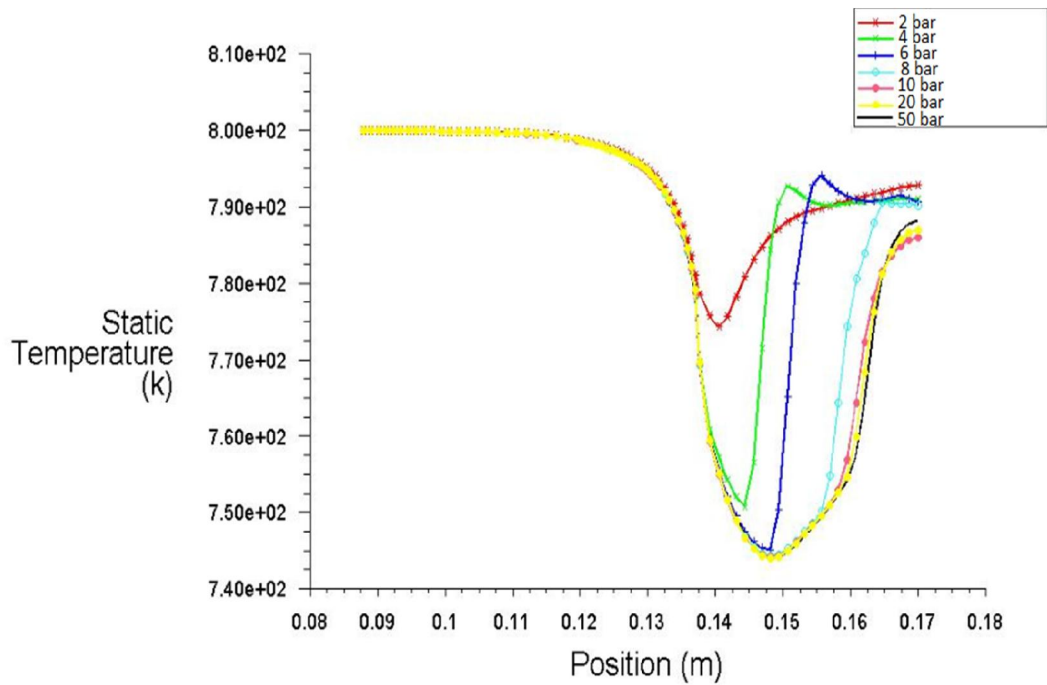
در شکل ۱۱ که نشان‌دهنده تغییرات فشار روی توپی و در ادامه روی محور تقارن است، تشکیل شوک و چگونگی

پس از معرفی معادلات حاکم، میدان حل، شبکه بندی و مدل‌سازی در ادامه نتایج بدست آمده بررسی می‌شوند.

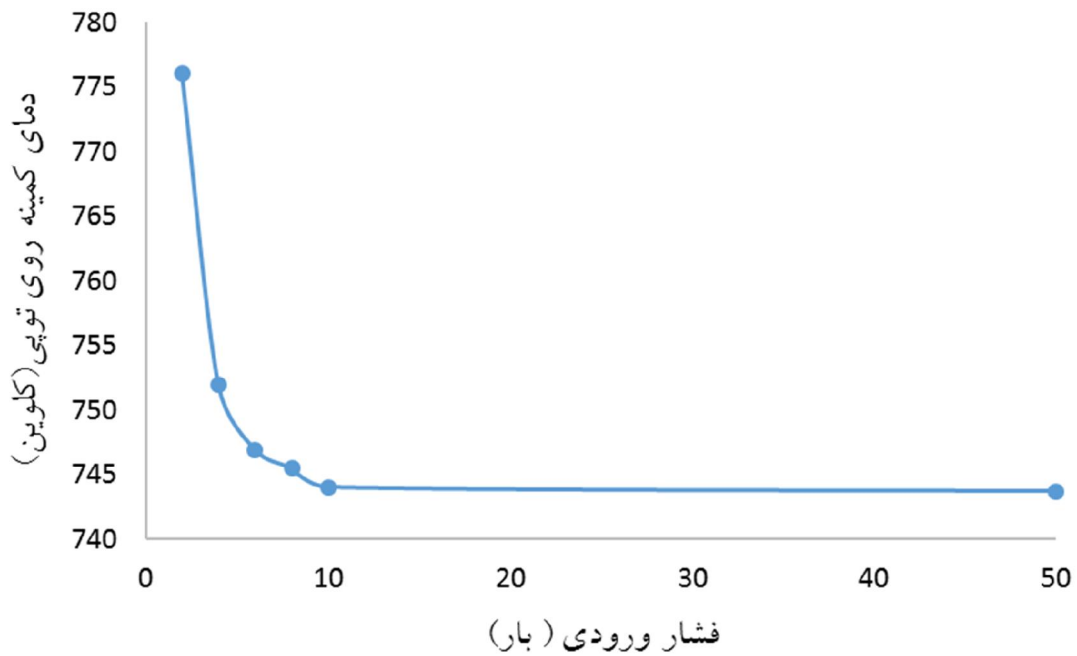
۴- نتایج

در این بخش به بررسی نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌های صورت گرفته پرداخته می‌شود.

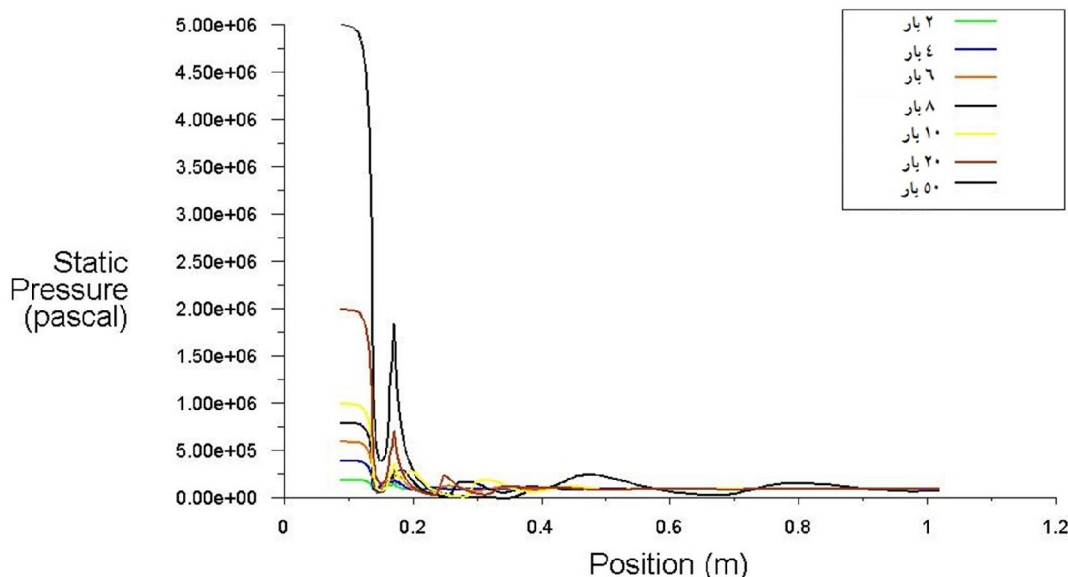
در شکل ۹ نمودار تغییرات دمای روی توپی مشاهده می‌شود. در حالت ۲ بار دما به اندازه $k 20$ در گلوگاه افت می‌کند. این افت دما در فشارهای بالاتر به حدود $k 60$ می‌رسد. همچنین مشاهده می‌شود که با افزایش فشار، شوک به سمت پایین توپی حرکت کرده و به این ترتیب



شکل ۸- نمودار تغییرات دما روی توپی



شکل ۱۰- نمودار تغییر دمای کمینه روی توپی



شکل ۱۱- نمودار تغییر فشار روی توپی و محور تقارن

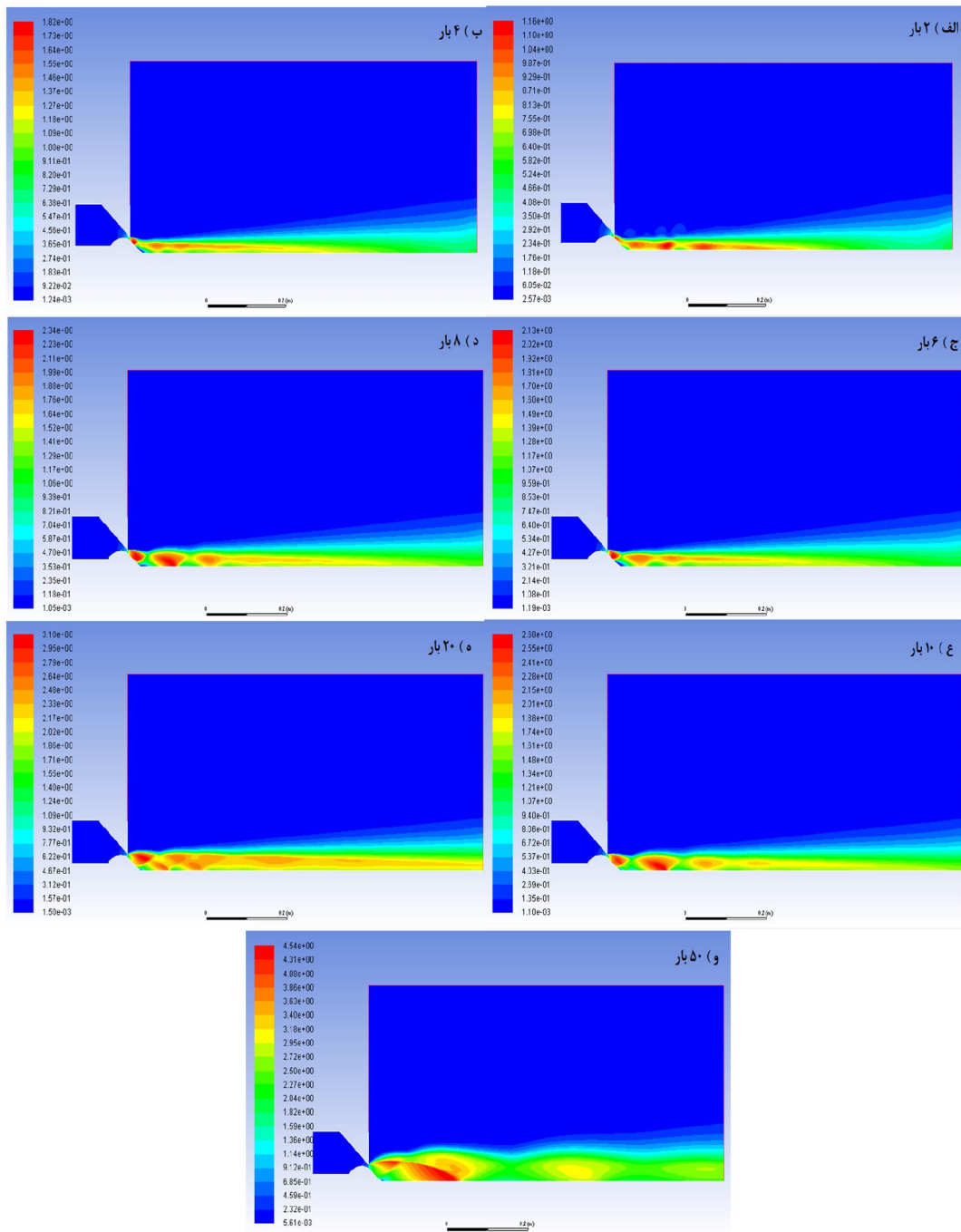
شعاع کمتری را تحت اثر خود قرار می‌دهد. در اثر افزایش فشار و افزایش دبی، جریان خود را در پایین دست تطبیق داده‌است. در شیوره‌های همگرا- واگرا زمانی که فشار پایین دست کمتر از فشار طراحی باشد، کل دهانه خروجی تحت جریان قرار نمی‌گیرد. همچنین در صورت افزایش نسبت فشار از فشار طراحی جریان میل به افزایش سطح مقطع را دارد که با توجه به ثابت بودن دیواره این امر غیر ممکن است. ولی در این نوع از نازل با توجه به عدم وجود بخش واگرای ثابت، جریان قابلیت تطبیق خود را دارد.

شکل ۱۳ و ۱۴ به ترتیب بیانگر تغییرات کانتورهای ماخ و دما برای توپی‌های برش خورده است. مشاهده می‌شود که دنباله جریان در پایین دست در حالت توپی ۸۰ درصدی، تفاوت چندانی با توپی کامل ندارد. البته این مطلب برای توپی با برش‌های با درصد بیشتر صدق نمی‌کند. در هر صورت می‌توان گفت که استفاده از توپی‌های برش خورده می‌تواند به آشفته‌گی در پایین دست جریان منجر گردد. البته میزان این آشفته‌گی، بسته به میزان برش و پله ایجاد شده و زاویه‌ی بازتاب موج‌های دنباله از خط تقارن، دیواره و جریان آزاد بستگی دارد که خود تابعی از نسبت فشار دو

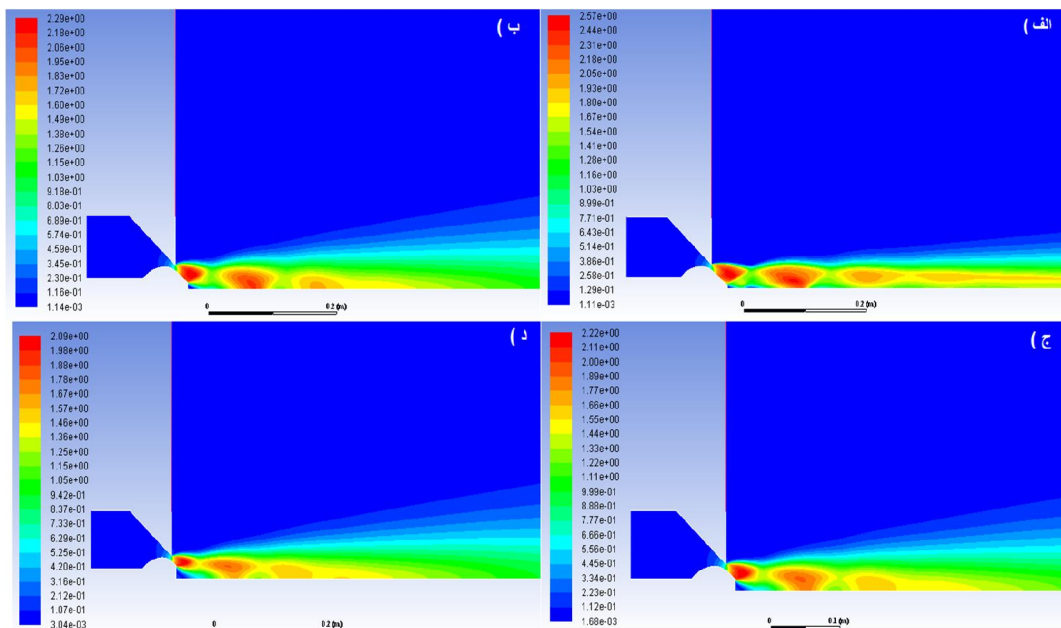
میرایی در طول میدان مشاهده می‌شود. این نمودار بیانگر تغییرات جریان در اثر اندرکنش شوک با جریان آزاد و دیواره است. این بخش از جریان در اثر بازتاب موج‌های انبساطی و فشاری از روی توپی و برخورد آن با جریان آزاد و بازتاب آن به سمت محور تقارن ایجاد می‌شود.

در شکل ۱۲ تغییرات کانتور ماخ در جریان ارائه شده است. می‌توان دید که در نسبت فشارهای بالا با توجه به افزایش قدرت موج‌های انبساطی، بخش بیشتری از پایین دست جریان تحت تأثیر قرار گرفته‌است. همچنین در نسبت فشار بالاتر تعداد نوسان فشار بیشتری در محور تقارن مشاهده می‌شود.

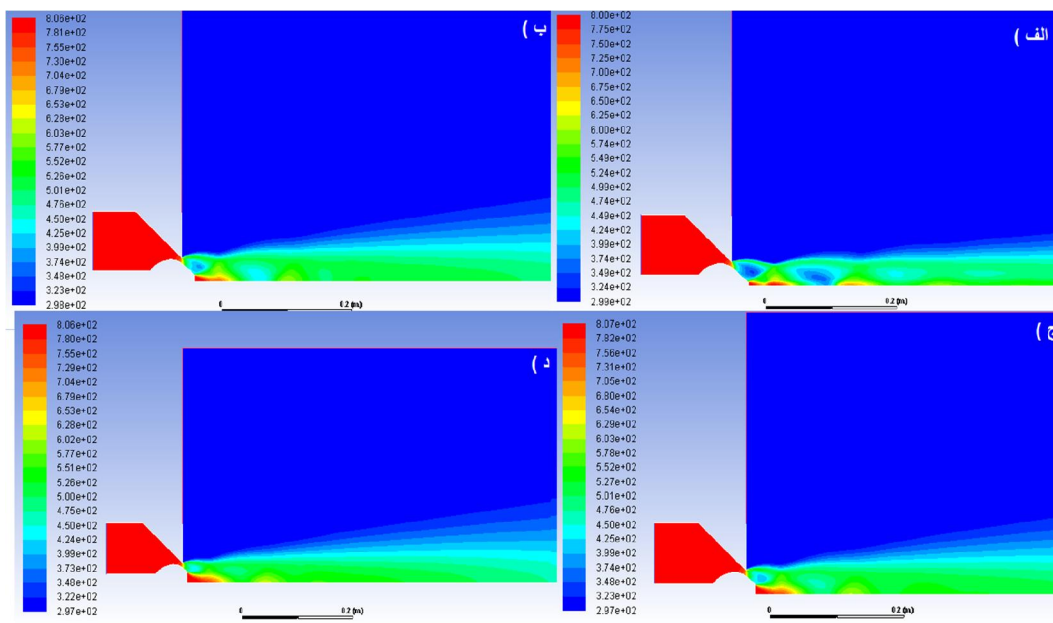
مشاهده می‌شود که جریان از ماخ ۰/۰۳ تا حدود یک در گلوگاه و مقادیر بالاتر از آن بعد از گلوگاه افزایش می‌یابد. این افزایش در فشار ۲ بار از حدود ۱/۵ ماخ شروع شده و در فشار ۵۰ بار به میزان ۳ افزایش می‌یابد. با توجه به شکل در اثر برخورد شوک با دیواره توپی جدایش رخ می‌دهد، ولی در اثر بازگشت شوک بازگشتی از برخورد شوک با جریان آزاد با دیواره جدایش در چند مرحله رخ می‌دهد. البته در اینجا به دلیل کوچک بودن توپی در بازگشت‌های بعدی به خط تقارن برخورد می‌کند. همچنین می‌توان به دنباله جریان نیز توجه داشت. در فشارهای پایین دنباله در پایین دست،



شکل ۱۲- کانتورهای ماخ برای شیپوره با تویی کامل در فشارهای مختلف



شکل ۱۳- کانتورهای ماک برای شیپوره با تویی برش خورده در فشار ۱۰ بار (الف) ۲۰، (ب) ۴۰، (ج) ۶۰ و (د) ۸۰ درصد



شکل ۱۴- کانتورهای دما برای شیپوره با تویی برش خورده در فشار ۱۰ بار (الف) ۲۰، (ب) ۴۰، (ج) ۶۰ و (د) ۸۰ درصد

ایشان است. خطای پژوهش حاضر در مقایسه با پژوهش ایشان، در حدود ۴ درصد است.

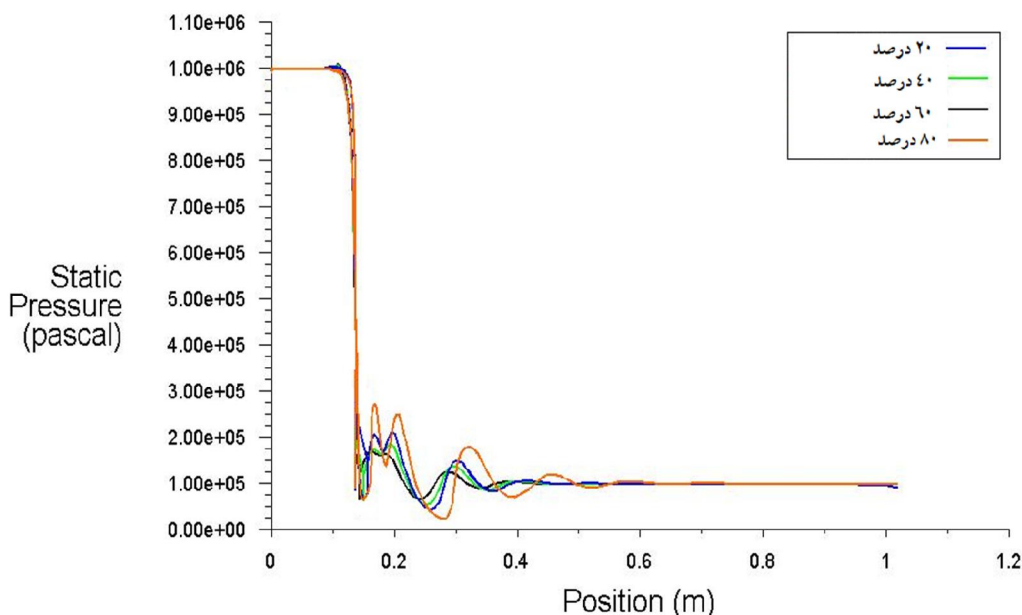
۵- جمع بندی

در این پژوهش به بررسی یک نازل آبرواسپایک پرداخته شد. این پژوهش با استفاده از حل معادلات ناویراستوکس، در نرم افزار فلونت و اعمال مدل آشفتگی k-ε صورت گرفت. نتایج بدست آمده نشان می‌دهد که با افزایش فشار، شوک تولید شده روی توپی به سمت پایین حرکت کرده و به این ترتیب سطح بیشتری از توپی در معرض دمای کمتر قرار می‌گیرد. این در حالیست که افزایش فشار میزان کمینه دما را تغییر نداده، بگونه‌ای که از فشار ۱۰ بار به بعد کمینه دما تقریباً از مقدار ۷۴۰ k کاهش نمی‌یابد. علاوه بر این در بخشی از این پژوهش، اثرات برش توپی به منظور کاهش وزن شیپوره مورد مطالعه قرار گرفت. نتایج بیانگر تأثیر برش توپی روی پایین دست جریان و آشفتگی جریان در پایین دست است. این مطلب در برش بیش از ۴۰ درصد توپی به شدت نمایان است.

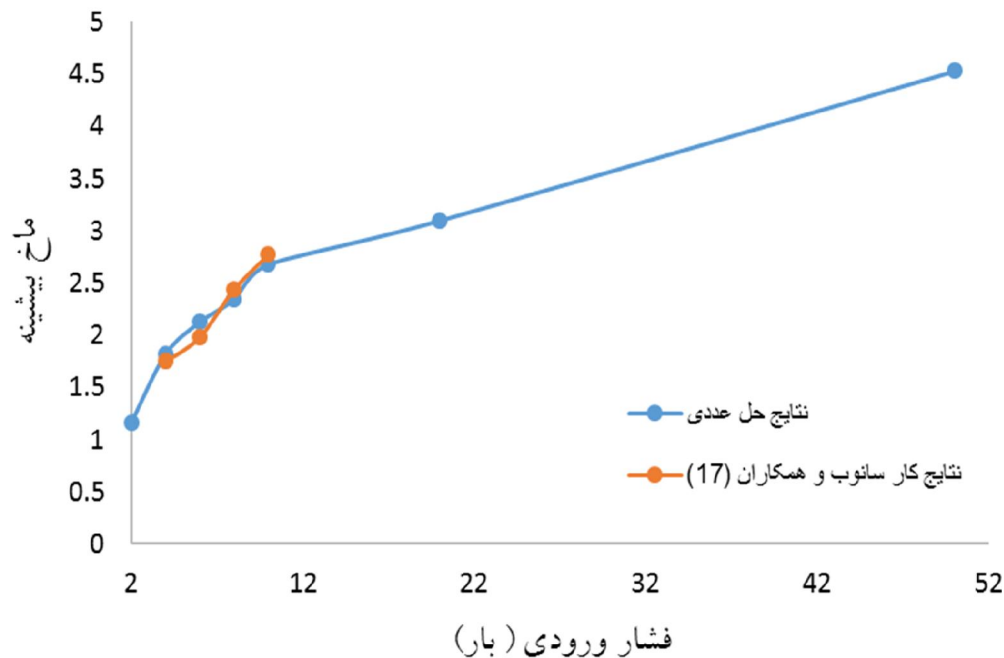
سمت شیپوره است. البته در این بخش، مدلسازی فقط روی فشار ۱۰ بار صورت گرفت. ولی با توجه به نتایج می‌توان دید که برش توپی مرکزی در مورد مطالعاتی حاصل بیش از ۲۰ درصد، باعث تغییرات کلی در جریان پایین دست می‌شود.

شکل ۱۴ بیانگر نمودار تغییرات فشار روی توپی و محور تقارن از ورودی تا خروجی است. این شکل نشان‌دهنده اندرکنش موج‌ها و تأثیر آنها روی تغییرات فشار است. می‌توان مشاهده کرد که با افزایش برش میزان تغییرات طول تغییرات فشار افزایش می‌یابد.

شکل ۱۶ نشان‌دهنده نمودار تغییرات ماخ بیشینه در فشارهای مختلف است. این نمودار بیانگر مقایسه نتیجه پژوهش حاضر با پژوهش سانوب و همکاران [۱۷] است. در پژوهش ایشان تغییرات نمودار در بازه‌ی نسبت فشار ۲ تا ۱۰ گزارش گردید که با نتایج حاصل از شبیه سازی قابل مقایسه است. در این شکل تغییرات ماخ بیشینه علاوه بر این نسبت فشارها برای فشارهای بالاتر نیز، نمایش داده شده است. نتایج بیانگر نزدیکی مناسب نتایج با نتایج پژوهش



شکل ۱۵- نمودار تغییرات فشار روی توپی و محور تقارن در حالت برش خورده و فشار ۱۰ بار



شکل ۱۶- مقایسه نتایج پژوهش حاضر با نتایج سانوب و همکاران [۱۷]

- ۶- مراجع
- [8] Shanmuganathan VK, Gayathri N, Kabilan S, Umanath K (2015) Comparative study on performance of linear and annular aero-spike nozzles. Aust J Basic Appl Sci 9(11): 883-892.
- [9] Wang CH, Liu Y, ZiQin L (2009) Aerospine nozzle contour design and its performance validation. Acta Astronom 64: 1264-1275.
- [10] Verma SB (2009) Performance characteristics of an annular conical aerospine nozzle with freestream effect. J Propul Power 25(3).
- [11] Mizukakia T, Watabe S (2016) Visualization of stagnation point inside the closed wake of a 20%-truncated plugnozzle at starting process. Aerosp Sci Technol 50: 25-30.
- [۱۲] عزیزی س، عدمی م، فولادی ن (۱۳۹۱) تحلیل و بررسی اثرپذیری ضریب تراست از جریان جانبی در شبیره‌های آبرواسپایک خطی. همایش ملی مهندسی مکانیک.
- [13] Eilers SD, Wilson MD, Whitmore SA, Peterson ZW (2010) Analytical and experimental evaluation of aerodynamic thrust vectoring on an aerospine nozzle. 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Joint Propulsion Conferences.
- [۱۴] حیدری م، ولی‌زاده ا، رضوان دوست م (۱۳۹۶) طراحی نازل اسپایک ومقایسه مدل‌های آشفتگی برای شبیه سازی عددی
- [1] Gloyer PW, Lewis TS, Taylor RZ (2014) ACE: Practical SSTO, AIAA Space 2014 Conference, 4401, Washington, D.C.
- [2] Lara Lash E (2015) Trajectory analysis and comparison of a linear aerospine nozzle to a conventional bell nozzle for SSTO flight. Master Theses, University of Tennessee, Knoxville.
- [3] Hall C, Panossian H (1999) X-33 attitude control using the XRS-2200 linear aerospine engine. 35th Joint Propulsion Conference and Exhibit, Joint Propulsion Conferences, Los Angeles, CA, USA.
- [4] Mankins JC (1998) Lower Cost for highly reusable space vehicles. AIAA J 36(3): 36-44.
- [5] Dorrington GE (1999) The possibility of near-term commercial single-stage-to-orbit vehicles. 35th Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA/ASME/SAE/ASEE, Los Angeles, CA, USA.
- [6] Geron M, Paciorri R, Nasuti F, Sabetta F (2007) Flowfield analysis of a linear clustered plug nozzle with round-to-square modules. aerosp sci technol 11: 110-118.
- [7] hui WC, Yu L, Yurrfel L (2006) Studies on aerodynamic behavior and performance of aerospine nozzles. Chinese J Aeronaut 19(1).

- Conference & Exhibit, Cincinnati, OH, AIAA 2007-5477.
- [16] Tomita T, Takahashi M, Tamura H (1997) Flow field of clustered plug nozzles. AIAA J 97-32.
- [17] Sanoob SN, Prince MG, Sundar B (2013) Numerical analysis of aero-spike nozzle for spike length optimization. IJRET 1(6): 1-14.
- میدان جریان آن در شرایط طراحی و خارج طرح. مجله مهندسی مکانیک مدرس ۱۹۰-۲۰۰: ۱۷(۶).
- [15] Wang Y, Qin L, Liu Y, Liao Y, Wang C (2012) Cold-flow experimental studies on performance of the tile-shaped aerospike nozzles. 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion