



تحلیل جریان در نازل موشک سوخت جامد با تغییر در قطر دهانه ورودی و خروجی نازل

احسان نصری نصرآبادی^{۱*}، بابک مهماندوست^۲

* نویسنده مسئول: ehsanps4@yahoo.com

واژه‌های کلیدی

نازل موشک سوخت جامد، شبیه سازی نازل،
فلوئنت، تقارن محوری، شبکه سازمان یافته

چکیده

در این تحقیق جریان خروجی یک موتور موشک سوخت جامد در داخل نازل خروجی در سه حالت شبیه سازی می گردد. با تغییر در اندازه ورودی و خروجی نازل، نتایج بدست آمده با یکدیگر مقایسه گردیده است. برای شبیه سازی از نرم فرار فلوئنت با اعمال شبکه سازمان یافته و شبکه بندی چهار ضلعی استفاده گردیده و فرض جریان متقارن محوری و مدلسازی جریان تراکم پذیر با استفاده از قانون گاز ایده آل برای غلظت و مدلسازی انتقال حرارت صورت پذیرفته است. میدان جریان شامل نازل و ناحیه بیرون نازل می باشد. در فرآیند شبیه سازی از UDF برای مشخص کردن دبی جرمی ورودی نازل استفاده گردیده و همچنین از مدل آشفستگی کا-اپسیلون RNG استفاده گردیده است.

1- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی واحد خمینی شهر

2- استادیار، دانشکده مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی واحد خمینی شهر

1- مقدمه

آزمایش موشک در ارتفاع های مختلف، استفاده از شبیه

سازی بسیار راهگشا می باشد. [2]

نتایج حاصل از شبیه سازی را می توان با نتایج آزمایشات تجربی اولیه مقایسه کرد و با استفاده از نتایج شبیه سازی می توان تعداد آزمایشات عملی مورد نیاز تا رسیدن به نتیجه مطلوب را بسیار کاهش داد. [3]

نقش نازل موشک سوخت جامد در پایداری و هدایت پذیری موشک بسیار اساسی بوده و نوع طراحی نازل تاثیر بسیار زیادی در کارایی موشک دارد. برای به دست آوردن بهترین کارایی از یک نازل بایستی تغییرات گوناگون را بر روی ساختار نازل اعمال کرد و نتایج حاصل از شبیه سازی را با یکدیگر مقایسه نمود. کوچکترین تغییر در ابعاد و ساختار نازل باعث به وجود آمدن تغییرات زیادی در نتایج شبیه سازی می گردد. [4]

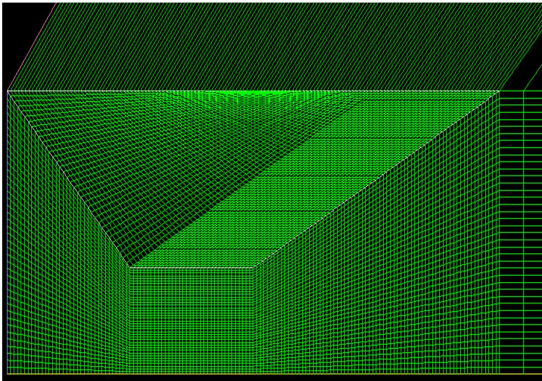
در این مطالعه ناحیه شبیه سازی شده به شش قسمت تقسیم گردیده است. در پنج ناحیه جریان سیال وجود دارد و یک ناحیه جامد نیز مربوط به بدنه نازل می باشد. داخل نازل به سه ناحیه تقسیم گردیده است. محیط بیرون نازل به دو ناحیه تقسیم گردیده است. یک ناحیه چسبیده به خروجی نازل می باشد که طول این ناحیه با طول نازل برابر می باشد. ناحیه بعدی محیط دور از نازل می باشد. که ابعاد این ناحیه بسیار بیشتر از طول نازل می باشد.

به دلیل تقارنی که ساختار نازل وجود دارد از شرط تقارن محوری برای کم کردن حجم محاسبات استفاده گردیده است. برای کشیدن شکل و مش بندی از نرم افزار گمبیت و برای شبیه سازی نازل از نرم افزار فلوئنت استفاده گردیده است. در زمان ترسیم پنج ناحیه که در آن جریان سیال وجود دارد دیواره هایی بین این ناحیه ها به وجود می آید که شرط مرزی interior برای آنها در نظر گرفته شده است.

موشک های سوخت جامد به تدریج جایگزین موشک های سوخت مایع می شوند. همین امر اهمیت توسعه تکنولوژی موشک های سوخت جامد را نشان می دهد. در ایران در سال های پایانی جنگ کار تحقیقاتی بر روی موشک های سوخت مایع اسکاد آغاز گردید و به تدریج و با پیشرفت دانش موشک های سوخت مایع در ایران کار بر روی موشک های سوخت جامد نیز آغاز گردید. هدایت پذیری و کنترل موشک های سوخت مایع آسانتر از موشک های سوخت جامد می باشد و همچنین هزینه ساخت موشک های سوخت مایع پایین تر از موشک های سوخت جامد می باشد. از طرف دیگر مدت زمان لازم برای آماده سازی موشک سوخت مایع برای پرتاب بسیار زیاد می باشد زیرا فقط در زمان پرتاب امکان سوخت گیری در موشک سوخت مایع وجود دارد ولی در موشک های سوخت جامد امکان انبارداری برای سال های متمادی وجود دارد و همچنین موشک های سوخت جامد در مدت زمان کوتاهی آماده پرتاب می باشند. قالب گیری و ریختگری سوخت جامد در موشک سوخت جامد بسیار دشوار و پر هزینه می باشد. در زمینه هدایت پذیری موشک سوخت جامد هم نیاز به دانش بسیار بالایی می باشد که این امر هزینه تمام شده این نوع موشک را بالا می برد. [1]

به دلیل اینکه محدوده دما و فشار در داخل یک نازل بسیار بالا می باشد امکان اینکه بتوان به وسیله سنسور و سنجشگر های معمولی مقادیر دما و فشار را از داخل نازل استخراج کرد بسیار دشوار است. به همین دلیل استفاده از شبیه سازی در این زمینه می تواند بسیار راهگشا باشد. از طرف دیگر با توجه به هزینه بسیار بالای پرتاب های آزمایشی موشک سوخت جامد و یکبار مصرف بودن آنها و همچنین نیاز به

مش زدن سازمان یافته باعث می گردد حجم محاسبات بسیار کاهش یافته و احتمال واگرایی در محاسبات کمتر گردد.



شکل (2) مش مربعی داخل نازل

در شکل (2) نمایی از مش داخل نازل و همچنین مش قسمت بدنه و جامد نازل مشاهده می گردد. مش این ناحیه بصورت ریز و مربعی می باشد تا دقت محاسبات در این ناحیه افزایش یابد.

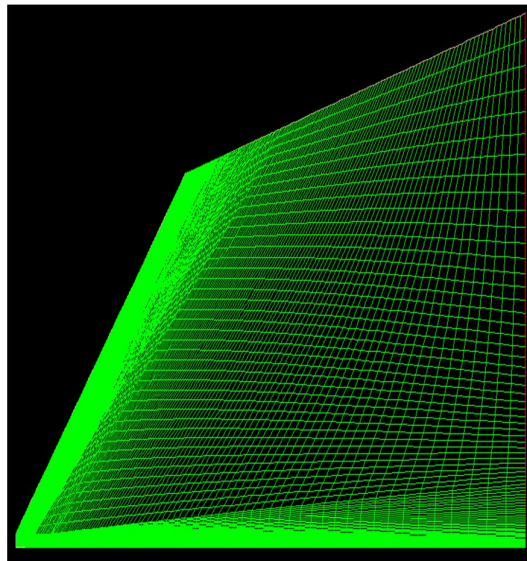
در شبیه سازی این تحقیق مش بندی شش ناحیه چندین بار تغییر کرد تا در نهایت از مش نمایش داده شده در شکل 1 و 2 بهترین نتیجه حاصل گردید. با اینکه استفاده از مش مثلثی در شبیه سازی بسیار ساده تر بوده و زمان کمتری می گیرد ولی نتایج حاصل از شبیه سازی به وسیله مش مثلثی دارای دقت کمتری از مش مربعی می باشد.

امکان ریز کردن مش بصورت دلخواه وجود ندارد زیرا اگر مش از یک اندازه ریزتر شود محاسبات واگرا گردیده و همچنین مدت زمان انجام محاسبات طولانی می گردد. می توان در مکان هایی که تحلیل جریان سیال برای ما اهمیت کمتری دارد و یا فاصله بیشتری از جریان اصلی سیال وجود دارد از مش سازمان یافته استفاده کرد. تا با کمترین کاهش دقت در محاسبات بیشترین سرعت محاسبات را داشت.

"تابع تعریف شده توسط کاربر"³ (UDF) قابلیت مفیدی می باشد که در نرم افزار فلوئنت به منظور بالا بردن دامنه انعطاف پذیری نرم افزار و هماهنگی نرم افزار با ورودی های داده شده کاربر تعبیه گردیده است. برای مشخص کردن دبی جرمی خروجی از موتور موشک که همان دبی جرمی ورودی به نازل می باشد از UDF استفاده گردیده است که توسط منوی UDF به نرم افزار فلوئنت اعمال می گردد.

توابع UDF توسط زبان برنامه نویسی C++ ایجاد گردیده است که در آنها توسط کاربر قابلیت ایجاد تغییرات دلخواه وجود دارد. همچنین می توان قابلیت چاپ نتایج را با توجه به گام های حل شده تعریف کرد.

2- نمودارها و جداول



شکل (1) مش سازمان یافته شش ناحیه

در شکل (1) یک نمای کلی از شش ناحیه شبیه سازی شده که شامل پنج ناحیه جامد و یک ناحیه جامد است مشاهده می شود. ناحیه بیرون از نازل که دارای طولی چندین برابر طول نازل است بصورت سازمان یافته و مستطیلی مش بندی گردیده است.

³ - User defined function

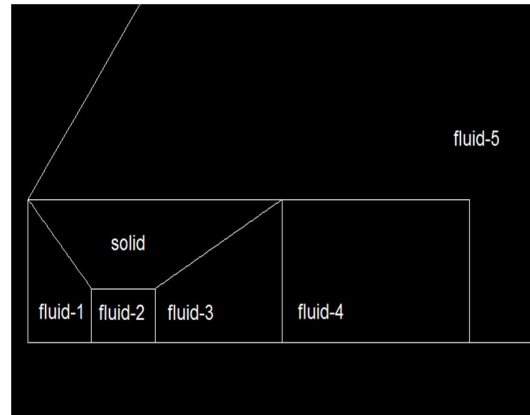
جدول (1) ابعاد نازل و محیط

0.146 m	طول fluid-1
0.146 m	طول fluid-2
0.292 m	طول fluid-3
0.432 m	طول fluid-4
14 m	طول fluid-5
10 m	ارتفاع fluid-5

جدول (2) ابعاد ورودی و خروجی نازل در سه حالت

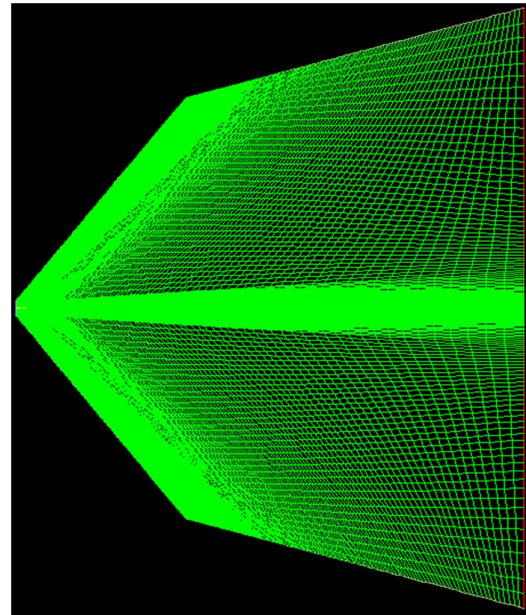
حالت اول (A)	
0.254 m	ارتفاع ورودی نازل
0.254 m	ارتفاع خروجی نازل
حالت دوم (B)	
0.254 m	ارتفاع ورودی نازل
0.33 m	ارتفاع خروجی نازل
حالت سوم (C)	
0.33 m	ارتفاع ورودی نازل
0.254 m	ارتفاع خروجی نازل

در جدول (1) ابعاد نازل داده شده است. در جدول (2) ابعاد ورودی و خروجی نازل در سه حالت بررسی شده قرار گرفته است. در حالت اول (A) ارتفاع ورودی و خروجی



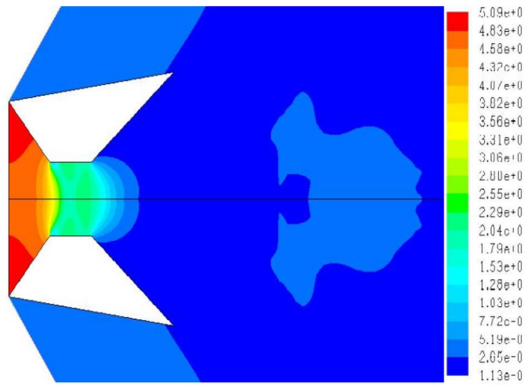
شکل (3) ناحیه بندی شامل سیال و جامد

در شکل (3) تقسیم بندی صورت گرفته برای انجام شبیه سازی نمایش داده شده است. محیط به شش ناحیه کلی تقسیم بندی گردیده است. که در پنج ناحیه جریان سیال وجود دارد و یک ناحیه شامل بدنه نازل و جامد می باشد.

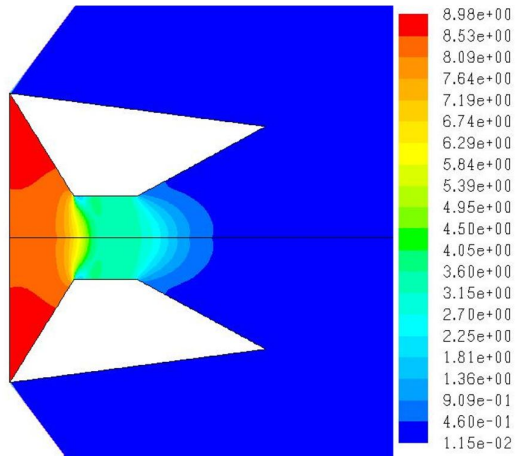


شکل (4) نمای کامل مش بندی

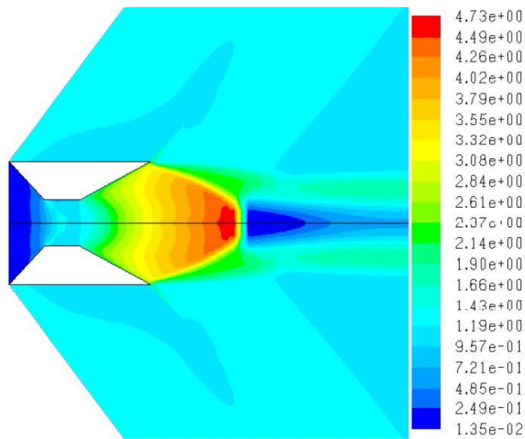
به دلیل شرط تقارن محوری تنها نیمی از شکل رسم گردیده و در نرم افزار فلونت نیمه بالای محور ایکس بر روی ناحیه پایین محور ایکس برگردانده می شود. تا نمای کاملی از شکل بدست آید. در شکل (4) نمایی از محیطی که در آن شبیه سازی انجام می گیرد نشان داده شده است.



شکل (6) کانتور فشار حالت دوم (B)



شکل (7) کانتور فشار حالت سوم (C)



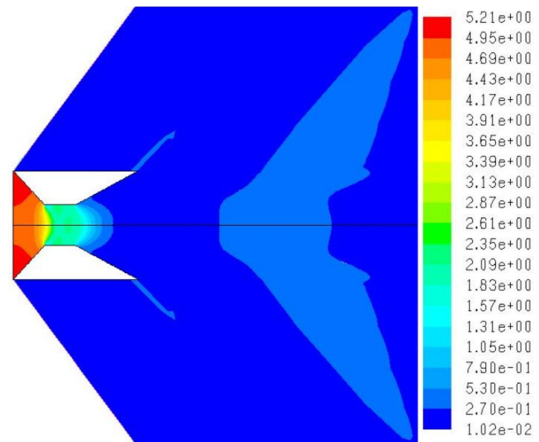
شکل (8) کانتور عدد ماخ حالت اول (A)

نازل با یکدیگر برابر است. در حالت دوم (B) ارتفاع خروجی نازل بیشتر از ارتفاع ورودی نازل می باشد.

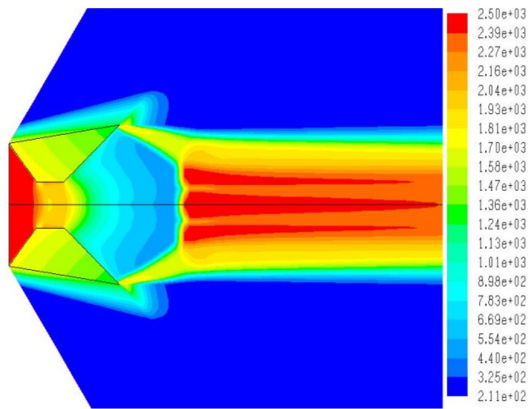
در حالت سوم (C) ارتفاع ورودی نازل بیشتر از ارتفاع خروجی نازل می باشد. نتایج حاصل از هر سه حالت با یکدیگر مقایسه می گردد.

جدول (3) شرایط اولیه حل

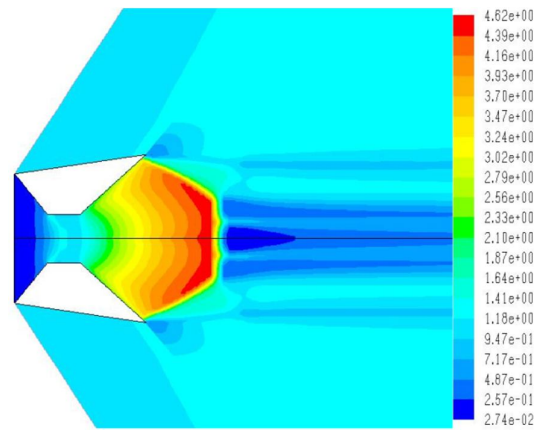
10000	ارتفاع از سطح دریا (m)
223	دما (k)
1.2	ماخ
0.261	فشار محیط (atm)
25600	فشار داخل نازل



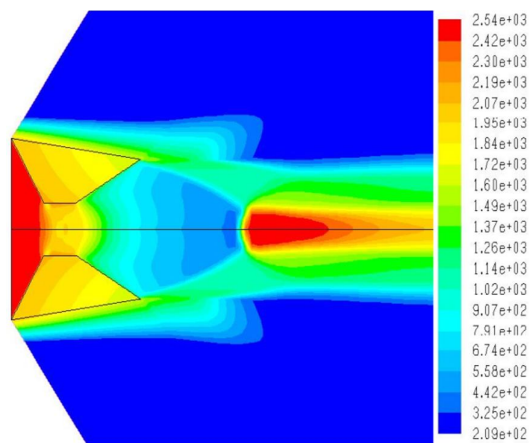
شکل (5) کانتور فشار حالت اول (A)



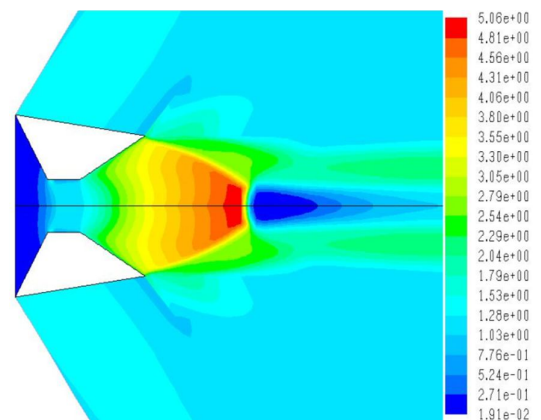
شکل (12) کانتور درجه حرارت حالت دوم (B)



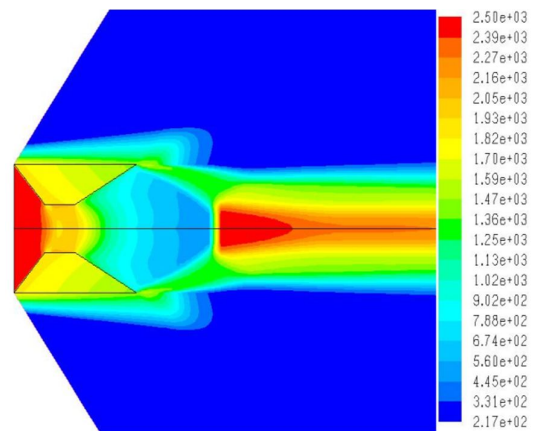
شکل (9) کانتور عدد ماخ حالت دوم (B)



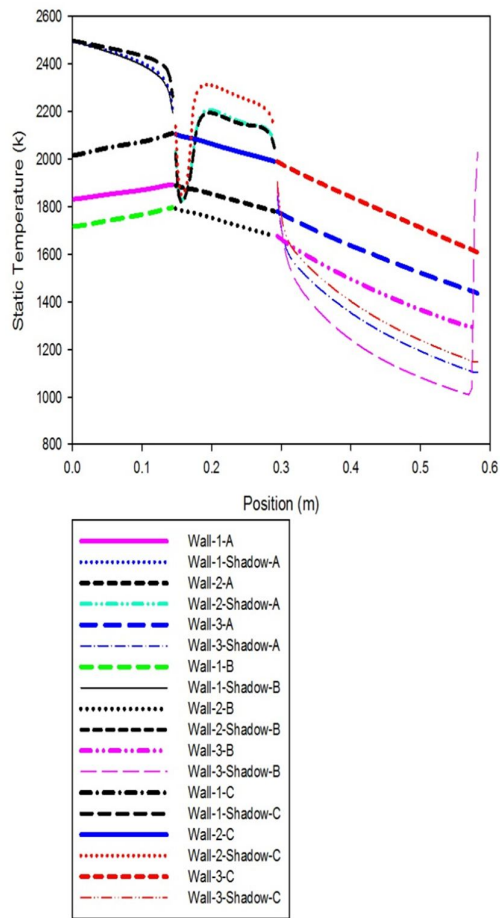
شکل (13) کانتور درجه حرارت حالت سوم (C)



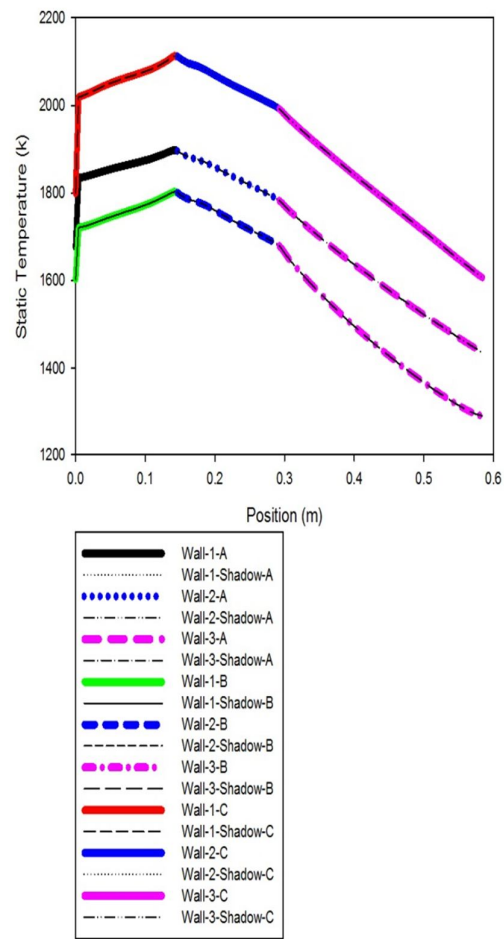
شکل (10) کانتور عدد ماخ حالت سوم (C)



شکل (11) کانتور درجه حرارت حالت اول (A)



شکل (15) منحنی های توزیع دما روی دیواره های درونی نازل و دمای سیال در سه حالت مختلف



شکل (14) منحنی های توزیع دما روی دیواره های درونی نازل در سه حالت مختلف

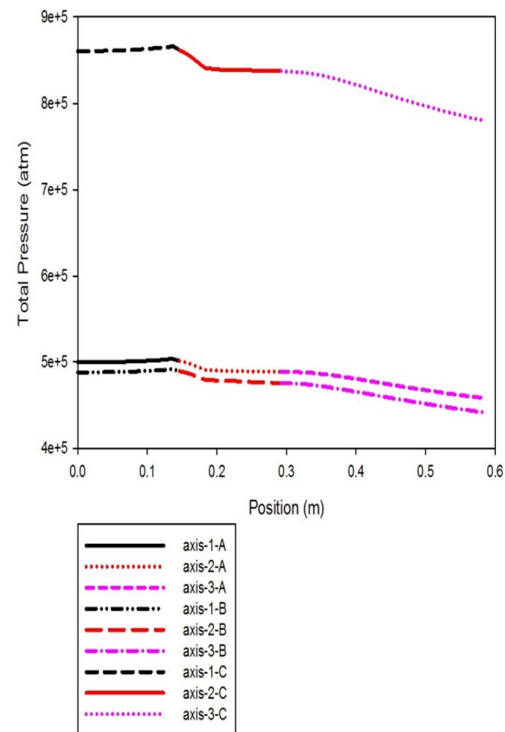
در شکل های (8) و (9) و (10) کانتور های عدد ماخ داده شده است در حالت دوم با افزایش قطر خروجی نازل تغییرات زیادی در ماخ خروجی نازل مشاهده می شود.

در شکل های (11) و (12) و (13) کانتور های درجه حرارت در سه حالت داده شده است در حالت سوم با افزایش قطر ورودی نازل طول ناحیه خروجی نازل که تحت تاثیر افزایش دما قرار دارد به حداکثر می رسد. و در حالت دوم و با افزایش قطر خروجی نازل الگوی دما در محور عمود بر نازل بیشترین تغییرات را پیدا می کند.

در شکل (14) منحنی های توزیع دما روی دیواره های درونی نازل در سه حالت ارائه گردیده است. بیشترین دما در کمترین سطح مقطع نازل است و بیشترین دما مربوط به منحنی حالت سوم است، در حالت سوم و با افزایش قطر ورودی نازل منحنی دما بسیار بالاتر از دو حالت دیگر قرار می گیرد. در حالت دوم که قطر خروجی نازل بیشتر از قطر ورودی نازل است کمترین منحنی دما بدست آمده و منحنی دما در حالت اول که قطر ورودی و خروجی نازل برابر است در بین حالت سوم و اول قرار دارد.

در شکل (15) منحنی های توزیع دما روی دیواره های درونی نازل و دمای سیال در سه حالت ارائه گردیده است. مشاهده می شود که تغییرات دما در سیال بیشتر از تغییرات دما در دیواره است.

در شکل (16) منحنی های توزیع فشار کل بر روی محور تقارن در سه حالت ارائه گردیده است. بیشترین فشار در حالت سوم و با افزایش قطر خروجی نازل بدست آمده و فشار در حالت اول کمی بیشتر از حالت دوم می باشد.



شکل (16) منحنی های توزیع فشار کل بر روی محور تقارن در سه حالت مختلف

در کانتور ها و نمودارهایی که در شکل های (5) تا (16) نشان داده شده است خواص جریان در سه حالت بررسی گردیده است، در حالت اول (A) قطر ورودی و خروجی نازل با یکدیگر برابر هستند در حالت دوم (B) قطر خروجی نازل بیشتر از قطر ورودی نازل است و در حالت سوم (C) قطر ورودی نازل بیشتر از قطر خروجی نازل است.

در شکل های (5) و (6) و (7) مشاهده می شود که با افزایش قطر خروجی نازل تغییرات فشار در بیرون نازل قابل توجه است ولی در حالت سوم و با افزایش قطر ورودی نازل تغییرات فشار در بیرون از نازل از بین می رود.

		4- معادلات
P_0	فشار سکون	
Q	فلاکس گرمایی	$C_D = \sqrt{\frac{M}{T_c}} \sqrt{\frac{\gamma}{R} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\gamma+1/(\gamma-1)}} \quad (1)$
V	سرعت (m/s)	$\frac{\dot{m}}{A} = \frac{P_0 M \sqrt{\frac{\gamma}{RT_0}}}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \quad (2)$
T	دما (k)	$\frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dx} + \frac{1}{v} \frac{dv}{dx} + \frac{1}{A} \frac{dA}{dx} = 0 \quad (3)$
f	فاکتور اصطحکاک	$\frac{dP}{dx} + \rho V \frac{dV}{dx} = \frac{-2f\rho V^2}{D_{nozzle}} + \frac{-p}{A} \frac{dA}{dx} \quad (4)$

مراجع:

[1] Xiaoying Z., Coupled simulation of heat transfer and temperature of the composite rocket nozzle wall, *Aerospace Science and Technology*, 15, 2011, pp. 402.408.

[2] Turchi A., A numerical approach for the study of the gas-surface interaction in carbon-phenolic solid rocket nozzles, *Aerospace Science and Technology*, 27, 2013, pp. 25.31.

[3] Hui T., Transient simulation of regression rate on thrust regulation process in hybrid rocket motor, *Chinese Journal of Aeronautics*, 27, 2014, pp. 1343.1351.

[4] Bekka N., Aeroelastic stability analysis of a flexible over-expanded rocket nozzle using numerical coupling by the method of transpiration, *Journal of Fluids and Structures*, 56, 2015, pp. 89.106.

$$\frac{dP}{dx} = \left(\frac{dp}{d\rho}\right)_T \frac{d\rho}{dx} + \left(\frac{dP}{dT}\right)_\rho \frac{dT}{dx} \quad (5)$$

$$\frac{dH}{dx} = \frac{dQ}{dx} - V \frac{dV}{dx} \quad (6)$$

معادله (1) رابطه ضریب خروج نازل، معادله (2) دبی جرمی بر واحد سطح، معادله (3) معادله پیوستگی، معادله (4) و (5) معادله پایستگی ممتنم و معادله (6) معادله پایستگی انرژی می باشد.

5- نتیجه گیری

بیشترین تغییرات فشار و دمای حاصل شده در حالت سوم و با افزایش قطر ورودی نازل نسبت به قطر خروجی نازل حاصل گردیده است. و کمترین فشار و دمای حاصل شده در حالت دوم و با افزایش قطر خروجی نازل بدست آمده است.

6- فهرست علائم

A	واحد سطح
C_D	ضریب خروج نازل
D	قطر (m)
\dot{m}	دبی جرمی