



تحلیل جریان درون نازل موشک سوخت جامد با تغییر در طول جریان درون نازل در دو ارتفاع 10000 و 30000 متری

عبدالرضا بهروز^{1*}، داوود طغرای²، بابک مهماندوست³

* نویسنده مسئول: rbehrooz7@gmail.com

واژه‌های کلیدی

نازل، موشک، سوخت جامد، شبیه سازی
جریان، احتراق، همگرا واگرا

چکیده

در این مقاله به بررسی جریان درون نازل موشک های سوخت جامد پرداخته شده است. نازل در موشک های سوخت جامد باعث تجمع گاز ها در داخل محفظه ی احتراق شده و طوری شکل داده میشود که هنگام ترک محفظه ی احتراق باعث تسریع در خروج گازها، می شود. همان طور که از تعریف عملکرد نازل ها مشخص است با تغییر در هندسه نازل می توان سرعت جریان خروجی و عملکرد و توان موتور را افزایش داد. با توجه به این توضیح در مورد نازل ها حرکت جریان در طول هر قسمت از نازل در این مقاله به چند صورت مختلف تغییر کرده و تحلیل و تغییر در جریان مورد بررسی قرار می گیرد. به منظور بررسی این نوع جریان از نرم افزار شبیه سازی فلوئنت استفاده شده است.

بررسی به این صورت انجام می شود که هندسه نازل به پنج قسمت مختلف تقسیم گردیده و درون نرم افزار گمبیت تولید می شود. با تغییر در طول هر قسمت که به نام فلوید⁴ نامگذاری شده است نوع جریان مورد مطالعه قرار می گیرد. همزمان با این بررسی، ارتفاع حرکت این نوع موشک تا زمین تغییر می کند. به طوری که در دو ارتفاع 10000 و 30000 متر تحلیل جریان و عملکرد نازل و جریان خروجی از آن صورت می گیرد.

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

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

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

1- مقدمه

موشک با سوخت جامد موشکی است که نیروی محرکه آن از خروج گازهای داغ ناشی از سوختن یک ماده جامد تأمین می شود. ساختمان موشک های با سوخت جامد ساده و نگهداری آنها آسان بوده و از این رو کاربردهای گسترده ای در عرصه های نظامی و غیر نظامی دارند.

در یک راکت سوخت جامد، عاملهای محرکه بصورت مخلوط شده با یکدیگر در یک سیلندر مقاوم بسته قرار می گیرند که یک سوراخ در آن وجود دارد. در شرایط دمایی عادی یا پایین تر، عاملهای محرکه نسوخته و با یکدیگر واکنش نمیدهند. اما به محض اینکه جرقه یا حرارتی مناسب به آنها برسد، آنها با یکدیگر ترکیب شده و میسوزند و در این راکتها اگر احتراق شروع شود تمام عاملهای محرکه سوخته و مصرف خواهند شد. [1]

این راکتها در پرتابه های هوا به هوا و هوا به زمین، راکت های مدل و به عنوان کمک کننده در پرتابه های ماهواره ی باشند.

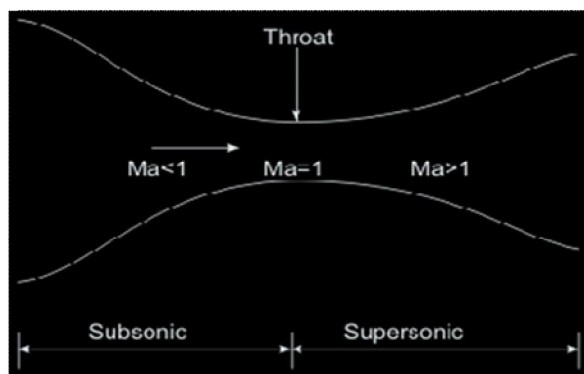
احتراق مقدار زیادی گازهای خروجی را در فشار و دمایی بالا تولید میکند. مقدار گازهای خروجی تولید شده به مساحت جبهه شعله بستگی دارد و طراحان موتور از مجموعه ی اشکال مختلف سوراخ ها برای کنترل تغییر در تراست در یک موتور خاص استفاده میکنند. [2]

گازهای داغ خروجی از میان یک نازل میگذرد که به جریان شتاب میدهد در این حالت تراست ایجاد می شود. مقدار تراست تولیدی یک راکت به طرح نازل بستگی دارد کوچکترین مساحت سطح مقطع نازل گلوگاه نازل نامیده میشود. جریان داغ خروجی در گلوگاه خفه و انسداد میشود، که در نتیجه عدد ماخ در گلوگاه برابر 1 میشود و نسبت جرم جریان با مساحت گلوگاه معلوم میشود. نسبت مساحت از گلوگاه تا خروجی، سرعت خروجی و فشار خروجی را تعیین میکند. در بعضی از طرح ها فشار خروجی فقط با فشار گازهای آزاد برابر است. [3]

توجه کنید که تراست، بخاطر عدم تاثیر گذاری هوا در وسیله ی محرک، جرم معین شده ی گازهای آزاد و سرعت

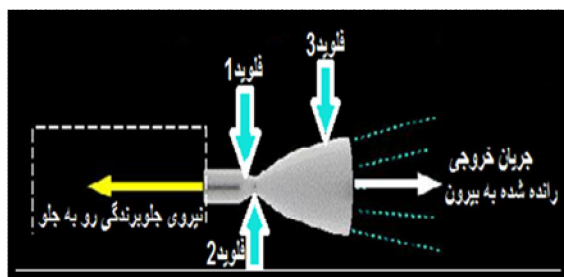
گازهای آزاد وجود ندارند. (2) راکت های سوخت جامد میتوانند در شرایط خلاء تراست تولید کنند. [4]

در این مسئله مدل تحلیلی استفاده شده مدل مغشوش کا-اپسیلون⁵ می باشد. به منظور تحلیل در فلونت معادله انرژی را نیز فعال می کنیم و جریان را گاز ایده آل در نظر می گیریم. به منظور مشخص کردن دبی جرمی ورودی نازل از یک کد یو-دی-اف⁶ برای مرز ورودی استفاده می کنیم. معادلات استفاده شده در این مسئله معادله انرژی (8) مومنوم (10) و پیوستگی (11) و معادلات مربوط به تحلیل نازل و تحلیل جریان درون آن می باشد. بقیه معادلات نیز مربوط به جریان تراکم پذیر درون نازل می باشد. (3 تا 7) و (12)



شکل 1: محل جریان مافوق صوت، مادون صوت، و صوت درون نازل با توجه به ماخ مشخص

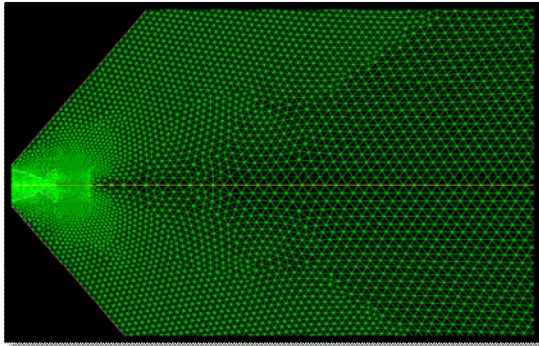
در حالت تئوری بعد از خروج گازها از نازل با توجه به ماهیت مافوق صوت جریان خروجی فشار متفاوت با فشار اتمسفر می شود این تفاوت را می توان دقیقاً در کانتورهای فشار خروجی نازل به خوبی مشاهده کرد.



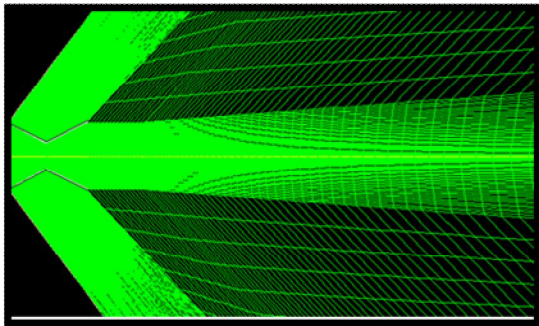
شکل 2: ناحیه بندی نازل بر اساس طول فلوید

⁵ - K-ε

⁶ - udf



شکل 5: هندسه کامل نازل با مش مثلثی

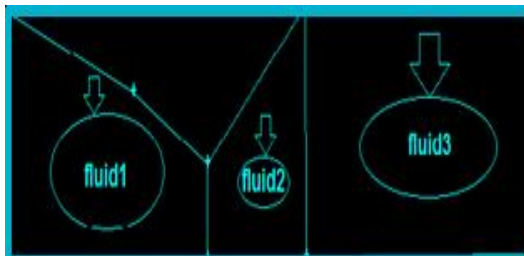


شکل 6: هندسه کامل نازل با مش مربعی و ریز کردن کنار دیواره

چون جریان دارای یک جهت اصلی را طی می کند لذا از شبکه بندی مربعی استفاده گردید.

کانتورهای مختلف استخراج شده از نتایج فلونت به خوبی شوک و موج های انبساطی در خروجی نازل، و چگونگی تغییر ماخ خروجی با تغییر در ارتفاع و تغییر در نواحی فلuid بندی شده را نشان می دهند.

در ادامه کانتورهای خروجی از نرم افزار فلونت به ترتیب ارتفاع و تغییر ناحیه فلuid ارائه می شود:



شکل 7: حالت اول بررسی شده با طول فلuid 1 بیشتر نسبت به

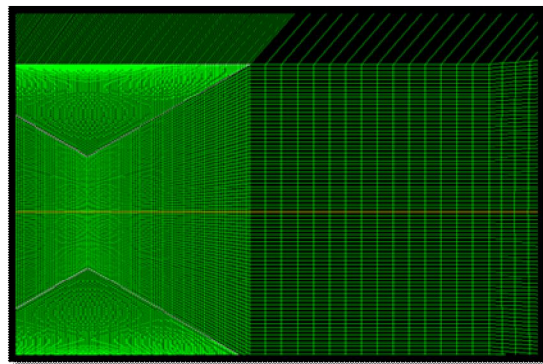
فلuid 2

حالت اول بررسی شده در ارتفاع 10000 متری سطح دریا می باشد که نازل با ماخ 1.2 خروجی کار میکند.

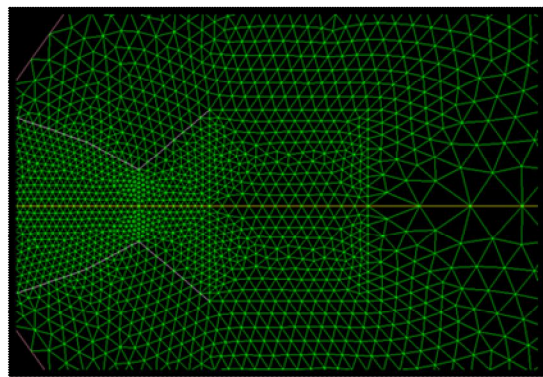
حالت دوم بررسی شده در ارتفاع 30000 متری سطح دریا می باشد که ماخ خروجی نازل 2 می باشد.

همان گونه که مشخص است جریان خروجی از نازل مافوق صوت است. (1)

به منظور تحلیل نازل درون فلونت ابتدا هندسه درون گمیت ایجاد و به صورت مثلثی مش زده شد که نتایج حاصله استقلال از شبکه را برآورده نمی کرد. با ریز تر شدن مش نیز سرعت پردازش کم و مسئله تا 6000 تکرار نیز همگرا نشد. به همین منظور با تغییر مش از نوع مثلثی به مربعی و ریز کردن مش در کنار دیواره ها به دلیل تحلیل مناسب از لایه مرزی کنار دیواره مسئله نتایج بهتری را داد به همگرایی رسید.

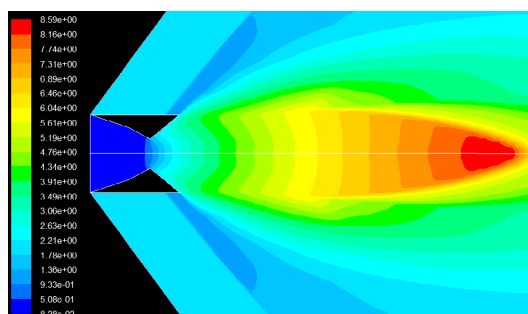


شکل 3: مش مربعی با ریز شدن کنار دیواره



شکل 4: مش مثلثی با ریز شدن درون نازل

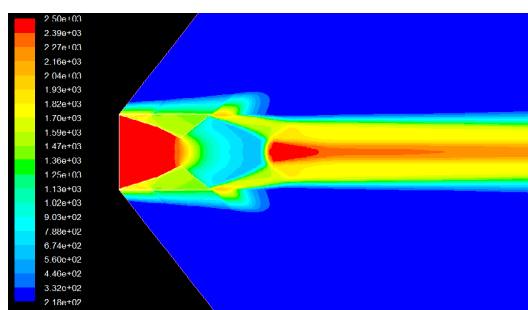
تحلیل کانتور فشار:



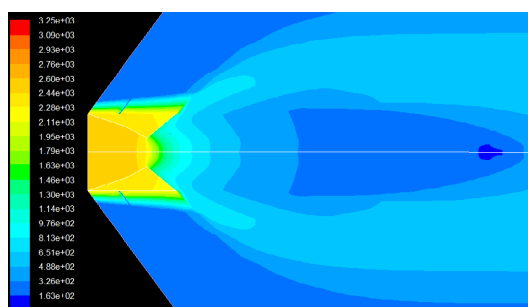
شکل 11: کانتور عدد ماخ در ارتفاع 30000 متری

در ارتفاع 10000 متری دو شوک مایل در خروجی نازل در ناحیه فلوید 3 مشاهده می شود که در ارتفاع 30000 متری این شوک بیشتر مشهود است.

تحلیل کانتور دما:



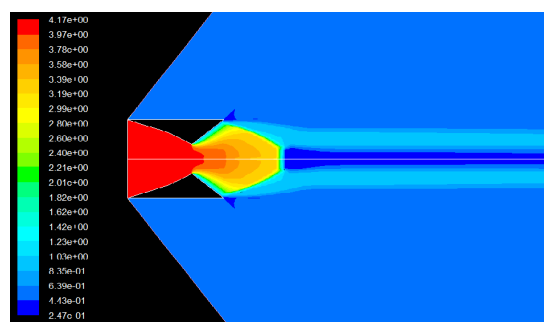
شکل 12: کانتور دما در ارتفاع 10000 متری



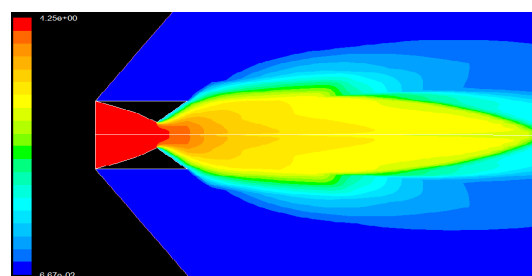
شکل 13: کانتور دما در ارتفاع 30000 متری

با تغییر در ارتفاع حرکت نازل مشاهده می شود که دما درون نازل افت محسوسی می یابد حتی جریان خروجی از نازل نیز دچار افت شدید دما نسبت به حالت 10000 متری پیدا می کند.

در مرحله بعد ناحیه فلوید را تغییر و نتایج خروجی را در هر دو حالت مورد بررسی قرار دادیم:



شکل 8: کانتور فشار کل در ارتفاع 10000 متری

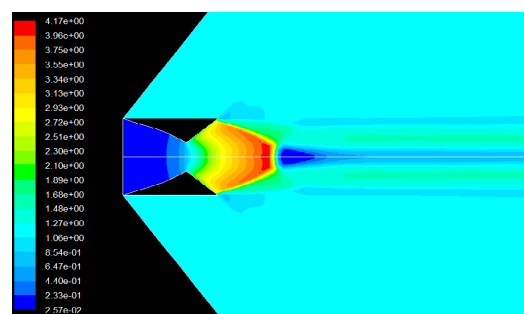


شکل 9: کانتور فشار کل در ارتفاع 30000 متری

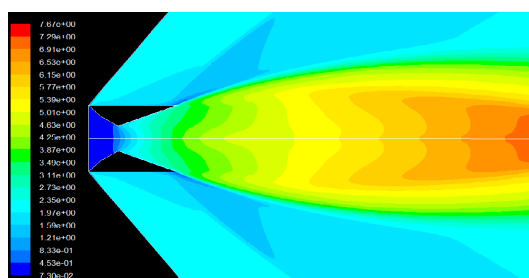
در کانتورهای بالا همان گونه که مشخص است نازل موشک تحت انبساط عمل می کند یعنی فشار خروجی از نازل بیشتر از فشار محیط است.

در ارتفاع 10000 متری از سطح دریا ابتدا فشار به دلیل عبور گاز از ناحیه گلوگاه کم و با همین افت کمتر می شود ولی در ارتفاع 30000 متری به فشار در گلوگاه کم و با حالت ملایم تری کمتر می شود. تغییر در ارتفاع سبب شده نازل تحت انبساط عمل کند.

تحلیل کانتور ماخ:



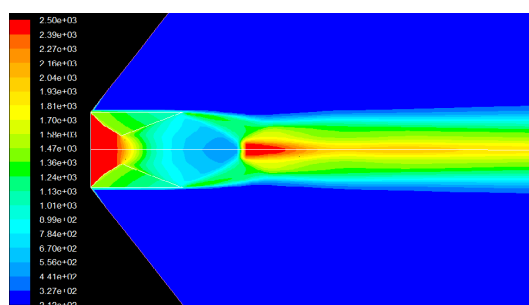
شکل 10: کانتور عدد ماخ در ارتفاع 10000 متری



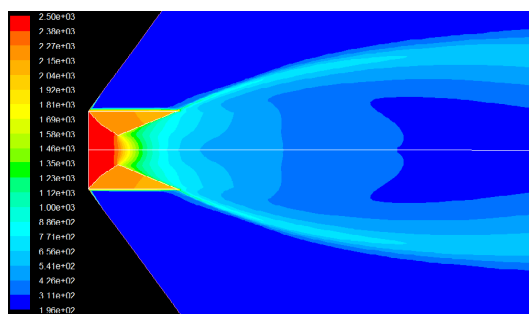
شکل 18: کانتور ماخ در ارتفاع 30000 متری

در این حالت دو شوک مایل در خروجی نازل در هر دو ارتفاع به خوبی مشهود است.

تحلیل کانتور دما:



شکل 19: کانتور دما در ارتفاع 10000 متری



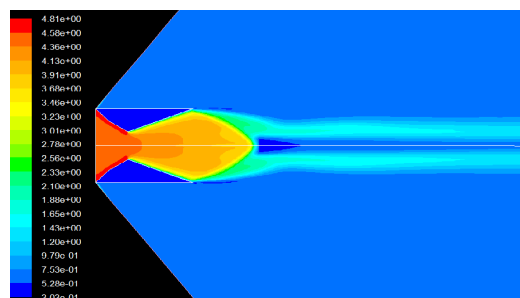
شکل 20: کانتور دما در ارتفاع 30000 متری

در این کانتور ها دما در قسمت دیواره جامد نازل در ارتفاع 10000 متری پایین و در ارتفاع 30000 متری بالا می باشد و بر عکس در ارتفاع 10000 متری دما در داخل نازل و در قسمت فلویید 2 و کمی از فلویید 3 کم ولی در ارتفاع 30000 متری افت دما به صورت محسوس و شدید دیده می شود.

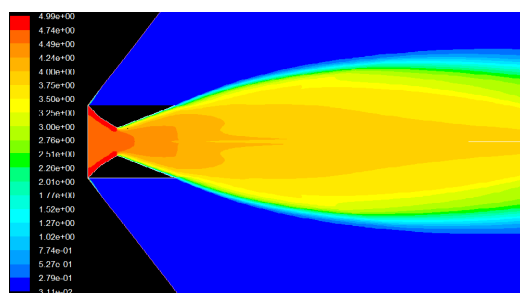


شکل 14: حالت دوم بررسی شده با طول فلویید 2 بیشتر نسبت به فلویید 1

تحلیل کانتور فشار:



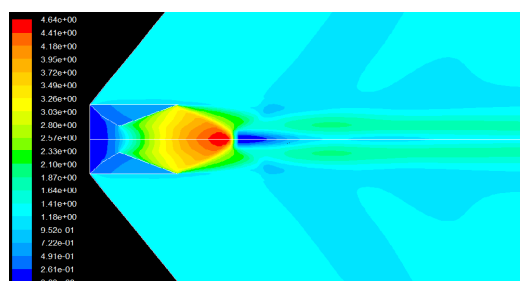
شکل 15: کانتور فشار در ارتفاع 10000 متری



شکل 16: کانتور فشار در ارتفاع 30000 متری

با بالا رفتن ارتفاع فشار در خروجی نازل افزایش پیدا می کند.

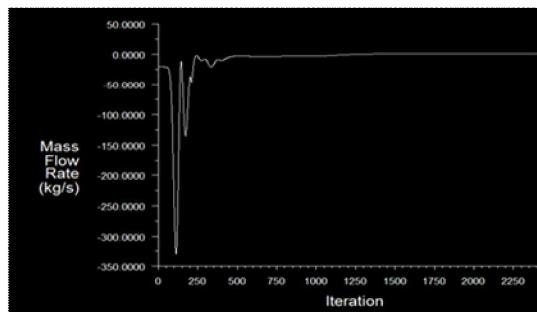
تحلیل کانتور عدد ماخ:



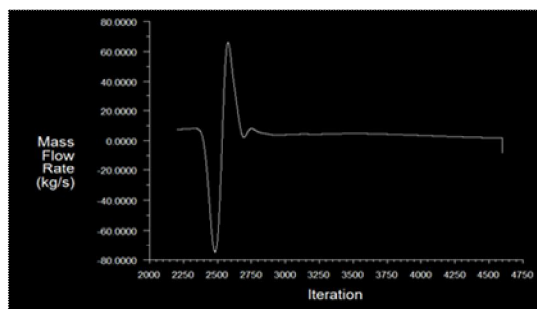
شکل 17: کانتور ماخ در ارتفاع 10000 متری

2- نمودارها

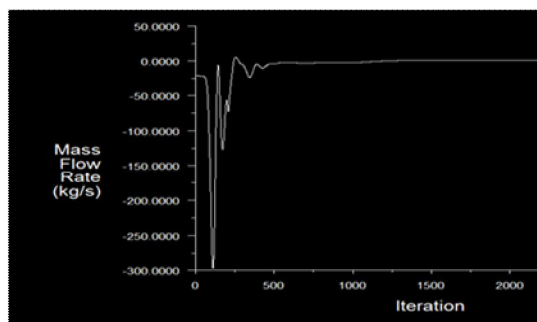
پس از حل مسئله نمودار تغییرات نرخ دبی جرمی به صورت زیر به همگرایی می رسد:



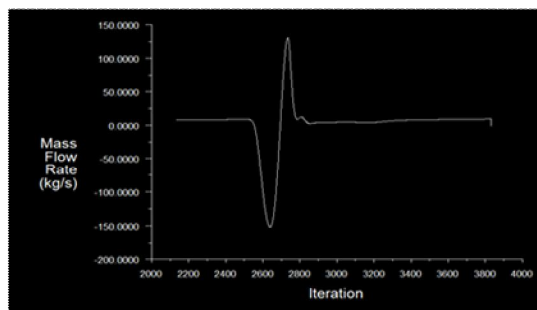
شکل 21: تغییرات نرخ دبی جرمی 10000 متر حالت اول



شکل 21: تغییرات نرخ دبی جرمی 30000 متر حالت اول



شکل 22: تغییرات نرخ دبی جرمی 10000 متر حالت دوم



شکل 23: تغییرات نرخ دبی جرمی 30000 متر حالت دوم

4- معادلات

$$Ma = V/a \quad (1)$$

$$F = \dot{m}v_e + (P_e + P_0)A_e \quad (2)$$

$$\frac{d\rho}{\rho} + \frac{dV}{V} + \frac{dA}{A} = 0 \quad (3)$$

$$\rho V dV = -dP \quad (4)$$

$$\frac{dP}{P} = \gamma \frac{d\rho}{\rho} \quad (5)$$

$$m = \frac{\hat{A}P_t}{\sqrt{T_t}} \sqrt{\gamma} \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (6)$$

$$\rho g - \nabla P = \rho \frac{Dv}{Dt} \quad (7)$$

$$\frac{dH}{dx} = \frac{dQ}{dx} - v \frac{dv}{dx} \quad (8)$$

$$\frac{dp}{dx} = \left(\frac{dp}{d\rho} \right)_T \frac{d\rho}{dx} + \left(\frac{dp}{dT} \right)_\rho \frac{dT}{dx} \quad (9)$$

$$\frac{dP}{dx} + \rho v \frac{dv}{dx} = \frac{-2f\rho v^2}{D_{nozzle}} + \frac{-p}{A} \frac{dA}{dx} \quad (10)$$

$$\frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dx} + \frac{1}{V} \frac{dV}{dx} + \frac{1}{A} \frac{dA}{dx} \quad (11)$$

$$\frac{A_e}{\hat{A}} = \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \frac{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right)^{\frac{(\gamma-1)}{2(\gamma-1)}}}{M_e^2} \quad (12)$$

5- نتیجه گیری

با تغییرات ایجاد شده در طول ناحیه های فلوید نازل موشک سوخت جامد تاثیر قابل توجهی روی عدد ماخ خروجی و فشار و دما ایجاد شد و با توجه به این نکته که در دو ارتفاع مختلف این موضوع بررسی گردید به خوبی این تغییرات مشهود بود.

6- فهرست علائم

[3] راتا کریشنان، ایتراجان، دینامیک گاز کاربردی، پویش

اندیشه، 1393، صفحه 53

[4] قائیدرحمتی ا، غفوری ج، تحلیل عددی انتقال حرارت

در موتورهای سوخت جامد، دوازدهمین کنفرانس دینامیک

شماره ها، تهران، انجمن فیزیک ایران، دانشگاه صنعتی

انوشیروانی بابل، 1388

Ae	مساحت خروجی گلوگاه (m)
Pe	فشار خروجی (atm)
Te	دمای خروجی (c)
A	مساحت ناحیه اصلی (m)
R	ثابت جهانی گازها (j/kgc)
m	نسبت جرم جریان (kg/s)
Ve	سرعت خروجی (m/s)
a	سرعت صوت (m/s)
ρ	چگالی (kg/m^3)
Ma	ماخ
γ	نسبت گرمای ویژه
$\hat{A}$	مساحت گلوگاه نازل (m)
F	تراست
T	دما

مراجع:

[1] Johnstone W. A, "Solid Rocket Motor Internal Flow During Ignition", Journal of Propulsion and Power, 1995, Vol 11, No 3

[2] جعفری س، فولادی م، تاثیر شعاع نازل خروجی بر

روی سرعت زاویه ای چرخشی موشک های سوخت جامد

با رژیم های مختلف سوزش سوخت درون محفظه احتراق،

دومین کنفرانس ملی مهندسی ساخت و تولید، نجف آباد،

دانشگاه آزاد اسلامی واحد نجف آباد، 1388