

بررسی تحلیلی و عددی اثر پیکره بندی همگرای نازل در عملکرد موتورهای پیشران

حمیدرضا حاجی حسینی^{۱*}، روح... طاهری نژاد^۲

۱- کارشناس ارشد، دانشگاه صنعتی شریف، دانشکده مهندسی هوافضا

۲- دکتری، دانشگاه گیلان، دانشکده مهندسی مکانیک

*نویسنده مخاطب، shamsr.taher93@gmail.com

چکیده

در این مقاله، اثر هندسه نازل بر روی پارامترهای بالستیک داخلی موتورهای پیشران با استفاده از روش شبیه سازی عددی و تست تجربی موتورهای بررسی شد. در بیشتر موارد طراحی برای دستیابی به حداقل خوردگی و حداقل طول بین 30° تا 60° و ترجیحاً برابر 45° بوده است. خوردگی در فشار بالاتر از 100 bar اهمیت بیشتری پیدا می کند، لذا باید از زاویه ورودی بیشتر از 75° اجتناب نمود و بهتر است این زاویه کمتر از 30° باشد. شدت اثر زاویه همگرایی روی مقدار فشار، بستگی به شکل گرین سوخت دارد. این اثر در موتورهای با گرین درون سوز-برون سوز مشخص تر می باشد، هر چند در موتورهای با گرین درون سوز نیز مهم می باشد. ارتباط بین تغییرات ایمپالس ویژه با تغییر زاویه همگرایی نازل بصورت تابعی از شکل گرین سوخت بدست آمد. افزایش زاویه همگرایی نازل باعث کاهش ایمپالس ویژه می شود. برای موتورهای با گرین درون سوز-برون سوز این کاهش تا 4% (زاویه همگرایی 90°) و برای موتورهای با گرین درون سوز تا 0.3% می باشد. در این تحلیل نازل با پروفیل اصلی، زاویای همگرایی با مقادیر ۳۴، ۴۵، ۶۰ و ۷۵ درجه بکار رفته است. عدد ماخ در قسمت واگرای نازل خیلی تغییر نکرده است. فشار استاتیک در قسمت واگرای نازل تغییر نمی کند اما در قسمت همگرا چون طول پروفیل به خاطر تغییر زاویه همگرایی تغییر می کند قابل مقایسه نیست. برای مقایسه اثر زاویه همگرایی، بهترین پارامتر می تواند بررسی تراست در این حالت ها باشد.

کلیدواژه ها: نازل، همگرا، بالستیک داخلی، موتور

۱- مقدمه

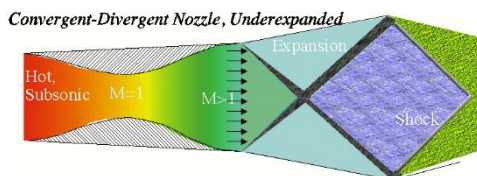
از ملزومات اساسی بخش همگرایی نازل، تعیین شرایط بدون جدایش و یکنواختی میدان سرعت در ورود به مقطع گلوگاه است، چنین پروفیلی می تواند از طریق حل معادلات دینامیک گاز در این ناحیه بدست آید. در عمل از پروفیل های تقریبی ورودی نازل استفاده می گردد که دارای دقت بالایی نسبت به پروفیل ایده آل هستند. در ناحیه ورودی یا بخش همگرایی نازل، شار حرارتی به طور نسبی کم بوده و ذرات کندانسه دارای سرعت بالایی نیستند، از طرفی سرعت جریان نیز در این ناحیه کم است. موادی که در این ناحیه بکار گرفته می شوند، اغلب دارای ضریب هدایت حرارتی پایین و استحکام بالا هستند. حفظ شکل هندسی نیز از دیگر موارد مهم در این ناحیه است. بنابراین مواد بکار گرفته شده در این ناحیه باید دارای نرخ فناشوندگی مطلوبی باشند. نسبت کشیدگی^۱ در فصل مشترک نازل با محفظه احتراق اغلب همیشه از روی نیازمندی های طراحی محفظه و سیستم بر حسب نیازمندی های نازل تعیین می شود. مطالعات تجربی، نشان دهنده تغییرات ناچیز ایمپالس ویژه با زاویه همگرایی بوده است.

اینحال، خوردگی نازل با یک زاویه همگرایی بیشتر (احتمالاً بدلیل تعداد بیشتر برخورد ذرات جامد یا یک لایه مرزی نازکتر یا هر دو) افزایش می یابد [1].

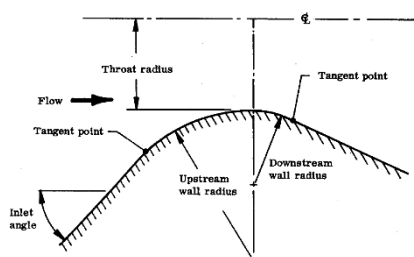
ابعاد اصلی و هندسه نازلها (قطر مقطع بحرانی و خروجی) که تامین کننده پارامترهای مشخص موتور است، بر اساس تابع های مصرف و درجه انبساط نازل محاسبه می گردد. تعیین ابعاد پروفیل برای بخش مادون صوت و مافوق صوت موضوع بخش آیرودینامیک داخلی نازل می باشد (شکل ۱). ضمن اینکه سعی می گردد، حداقل افت ایمپالس ویژه در نازل بدست آید و همچنین حداقل جرم و ابعاد حاصل شود.

۲- پروفیل بخش همگرایی نازل

زاویه ورودی همگرا (شکل ۲) در نازل های موفق بین 1° تا 75° تغییر نموده و در بیشتر موارد طراحی برای دستیابی به حداقل خوردگی و حداقل طول بین 30° تا 60° و ترجیحاً برابر 45° بوده است. خوردگی در فشار بالاتر از 100 bar اهمیت بیشتری پیدا می کند، لذا باید از زاویه ورودی بیشتر از 75° اجتناب نمود و بهتر است این زاویه کمتر از 30° باشد [1]. مقادیر بیشتر زاویه ورودی باعث کم شدن طول پروفیل ورودی و افزایش تلفات می گردد و از طرفی برخورد ذرات فازکندانسه به سطح آن بیشتر خواهد شد.



شکل ۱: جریان های داخلی نازل



شکل ۲: هندسه ورودی و گلوئی نازل موتور

۱) پروفیل همگرایی مخروطی

برای نازل های کوچک با نسبت انبساط کم، از نازل های مخروطی با تکنولوژی شکل ۳ استفاده می گردد. در پروفیل حاصله دو سطح کونیک بدست می آید: قسمت ورودی همگرا با زاویه شیب ۳۰-۴۵ درجه و واگرای نازل با زاویه شیب ۱۵-۱۳ درجه می باشد. استفاده از چنین پروفیلی برای نازل های بزرگتر منجر به افزایش طول و جرم آنها و افزایش افت ایمپالس ویژه (Isp) تراست

¹ Contraction Ratio

$$y_i = \frac{r_k}{\sqrt{1 - \left[1 - \left(\frac{r_k}{r_b}\right)^2\right] \cdot \frac{\left(1 - \frac{x_i}{L_c}\right)^2}{\left(1 + \frac{1}{3} \frac{x_i^2}{L_c^2}\right)^3}}}$$

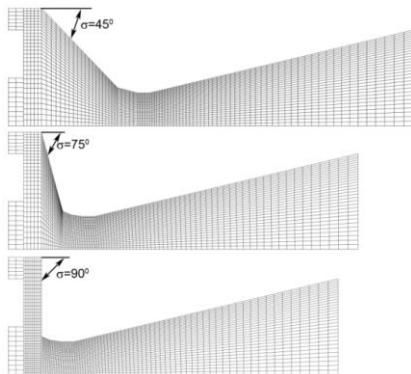
که در آن $L_c \cong (2 - 2.5)r_b$ طول قسمت مادون صوت است.

۳- اثر بخش همگرای نازل روی پارامترهای بالستیک داخلی [2] در مرجع [2] برای بررسی اثر هندسه بخش همگرای نازل روی پارامترهای بالستیک داخلی موتور، شبیه سازی عددی دو نوع موتور سوخت جامد انجام شد:

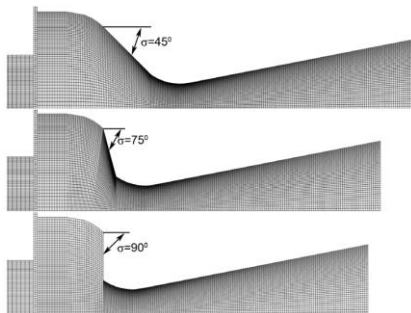
(۱) موتور 32/16 با گرین درون سوز- برون سوز

(۲) موتور RM-5 با گرین درون سوز

در شبیه سازی، هندسه گرین سوخت و ابعاد محفظه احتراق تغییر نکرد. تنها تغییر بخش همگرای نازل در زاویه همگرایی بود: 45° (زاویه استاندارد)، 60° ، 75° و 90° . شعاع در ورودی بخش بحرانی نازل برای تمام زاویای شبیه سازی شده و برای تمام انواع موتورها، مشابه هم بودند. ابعاد بخش بحرانی و بخش واگرای نازل در هر موتور یکسان بود (شکل ۵ و شکل ۶). در جدول ۱ ویژگی های دو نوع موتور بکار رفته در تحلیل اثر هندسه همگرای نازل آورده شده است.



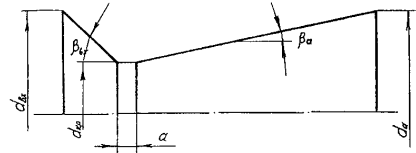
شکل ۵: هندسه های نازل همگرا-واگرای موتور 32/16



شکل ۶: هندسه های نازل همگرا-واگرای موتور RM-5

جدول ۱: ویژگی های دو نوع موتور بکار رفته در تحلیل اثر هندسه همگرای نازل

می گردد. برای چنین نازلهایی بهتر است از پروفیل‌های استفاده شود که همراه با تغییر مشخصه‌های گاز دینامیکی، جریان احتراق در پروسه انبساط به شکل ملایمی تغییر یابد.



شکل ۳: پروفیل نازل مخروطی

۲) پروفیل وبتوشنسکی

این نوع پروفیل از نظر گاز دینامیکی بسیار مطلوب بوده و اغلب در حالت نازل‌های خارجی بکار می‌رود. از معایب این نوع پروفیل طول زیاد آن است.

۳) پروفیل همگرای نازل غوطه ور

در طراحی بخش همگرای نازل‌های غوطه ور از شرایط مهندسی زیر استفاده می‌گردد:

- بمنظور کاهش فرسایش نازل در بخش ورودی، نسبت سطح ورودی به سطح گلوگاه باید بیشتر از $2/5$ تا 3 باشد. نسبت شعاعی بصورت $r_1/r_2 >$ 1.25 پیشنهاد می‌گردد. پروفیل ورودی این گونه نازل‌ها از نوع بیضوی با نسبت قطرهای 3 به 2 است.

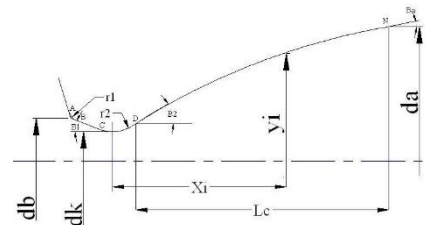
۴) طراحی پروفیل درجه سوم

در عمل اغلب از پروفیل‌های تقریبی مادون صوت استفاده می‌گردد که دقت بسیاری داشته و به پروفیل ایده‌آل نزدیک است. چنین نازلی از لحاظ سازه ای پیچیده‌تر است، اما مشخصه‌های انرژی‌تیکی بهتری از موتور با جرم و طول کمتر بدست می‌دهد. این نوع پروفیل از یک مخروط تشکیل شده‌است که در ناحیه گلوگاه بوسیله یک منحنی به پروفیل گلوگاه متصل می‌گردد. در شکل ۴ پروفیل قسمت مادون صوت نشان داده شده است که شامل قسمت ابتدایی در ورودی، قسمت انتهایی و شعاعی در ناحیه مقطع بحرانی است که در این خصوص پارامترهای زیر پیشنهاد می‌گردد:

$$r_b = 2r_k \quad r_1 \cong (0.5 - 0.7)r_b \quad (1)$$

$$\beta_1 \cong 25^\circ - 40^\circ \quad r_2 = (1 - 1.5)r_k$$

که در آن شعاع منحنی ورودی، r_k شعاع گلوگاه، β_1 نیم زاویه مخروط ورودی و r_2 شعاع منحنی اتصال بعد از گلوگاه می باشند.



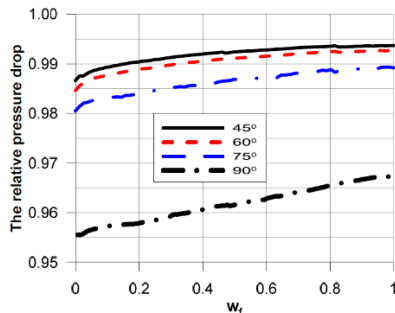
شکل ۴: پروفیل نازل سه‌درجه سه

پروفیل واگرا با تغییر مداوم انحناء در ورودی قسمت مافوق صوت، جریان یکنواخت‌تری از گاز خروجی را تأمین می‌کند، اما دارای طول بیشتری خواهد بود. محاسبه پروفیل از رابطه زیر بدست می‌آید:

با یک افزایش زاویه همگرایی، افزایش جریان گاز داخل کانال درونی ملاحظه می شود، که باعث افت فشار بیشتر در موتور می شود (شکل ۹).
افت فشار در طول موتور در شبیه سازی با زاویه همگرایی 90° نازل از بقیه زوایا بیشتر است. مقادیر افت فشار بین 4.7% (در شروع احتراق) تا 3.4% (در پایان احتراق) می باشد. این افت برای زاویه همگرایی تا 75° خیلی مهم نبوده و کمتر از 1.7% می باشد.

برای موتور RM-5، سوخت فقط درون سوز بوده و محصولات احتراق از کانال مرکزی جریان می یابد و با موانع برخورد نکرده و بلافاصله وارد بخش همگرایی نازل می شود.

بدلیل مقاومت ناچیز در مقابل جریان گاز، تغییر مهمی در سرعت گاز با فشار در طول موتور وجود ندارد. تغییر زاویه همگرایی در گرین درون سوز-برون سوز بر افت فشار در طول موتور تأثیر نمی گذارد.



شکل ۹: اثر زاویه همگرایی روی افت نسبی فشار در طول موتور حین فرآیند احتراق موتور 32/16

نسبت طول بین پیشانی گرین سوخت و پیشانی همگرایی نازل به قطر داخلی محفظه احتراق (L/D) برای موتور RM-5 برابر 0.18 و برای موتور 32/16 برابر 0.077 می باشد. اثر این فاصله بر تغییر فشار-زمان در موتور 32/16 برای نازل با زاویه همگرایی 90° شبیه سازی شده است. نتایج نشان می دهد که این فاصله فقط بر افت فشار در طول موتور تأثیر می گذارد. در این مورد شبیه سازی (L/D=0.18)، افت فشار در طول موتور در سطح زوایای کمتر از 75° بوده و حدود 1% می باشد.

۵-۴-۱- اثر زاویه همگرایی نازل روی منحنی فشار

اثر کلی زاویه همگرایی روی تغییر منحنی فشار-زمان برای هر دو نوع موتور از نسبت زیر پیش بینی می شود:

$$k_{\sigma} = \frac{\int_0^{t_{total}} p_c(t, \sigma) dt}{\int_0^{t_{total}} p_c(t, \sigma = 45^\circ) dt} \quad (1)$$

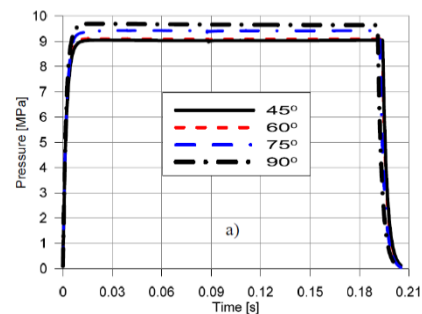
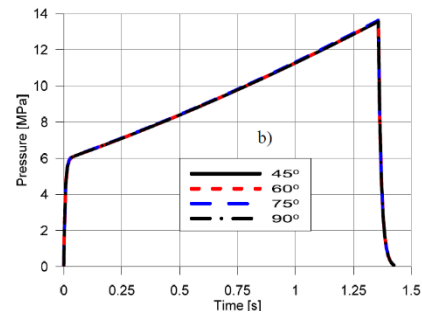
بطوریکه $p_c(t, \sigma)$ فشار در محفظه احتراق موتور راکت با نازل مرکزی و زاویه همگرایی $\sigma > 45^\circ$ و $p_c(t, \sigma = 45^\circ)$ فشار در محفظه احتراق با نازل مرکزی و زاویه همگرایی $\sigma = 45^\circ$ می باشد. شاخص این اثر در شکل ۱۰ نشان داده شده است.

Type of rocket motors	32/16	128 mm
Length of combustion chamber, mm	133	526.5
Diameter of combustion chamber, mm	39.2	119.8
Diameter of propellant grain, mm	32	119.8
Internal diameter of propellant grain, mm	16	63.3
Length of propellant grain, mm	125	500
Diameter of throat area, mm	11	29.4
The nozzle-divergence half-angle	13°	11°
Density of propellant, kg/m ³	1600	
Specific heat of propellant, J/(kg K)	1450	
Temperature of combustion, K	2351.0	
Temperature of burning surface, K	650	
Burning rate law, m/s	0.0130717[r(MPa)] ^{0.22758} for p _c < 14MPa, 0.02161558[r(MPa)] ^{0.03691}	
Specific heat of gasses, J/(kg K)	1814.2	
Gas constant, J/(kg K)	344.	
Thermal conductivity, W/mK	0.1853	
The molar mass, g/mol	24.183	
The ratio of specific heat	1.2463	

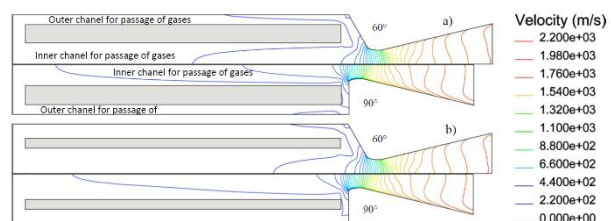
برای موتور 32/16 با تغییر زاویه همگرایی از 45° به 90°، فشار موتور افزایش می یابد (شکل ۷-الف). نتایج شبیه سازی برای موتور RM-5 حاکی از تغییرات کوچکی در فشار با افزایش زاویه همگرایی نازل بود (شکل ۷-ب).

برای موتور 32/16، محصولات احتراق از کانال داخلی محل عبور گازها بصورت مختل نشده به درون بخش همگرایی نازل وارد می شود، در حالی که محصولات احتراق کانال بیرونی محل عبور گازها، به دیواره بخش همگرایی اصابت کرده و بعد از آن وارد بخش نازل بحرانی می شود.

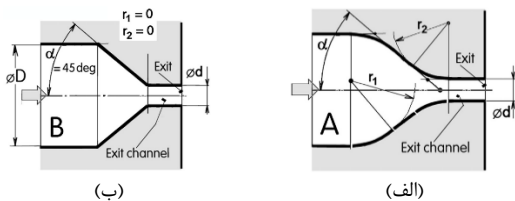
با افزایش زاویه همگرایی، محصولات احتراق از کانال بیرونی دارای افت انرژی و کاهش سرعت گاز بیشتری می باشند (شکل ۸) و افزایش فشار درون موتور در مقایسه با جریان گاز کانال درونی بیشتر است.



شکل ۷: اثر زاویه نازل روی تغییر فشار بصورت تابعی از زمان در سریند موتور الف) RM-5 ب) 32/16



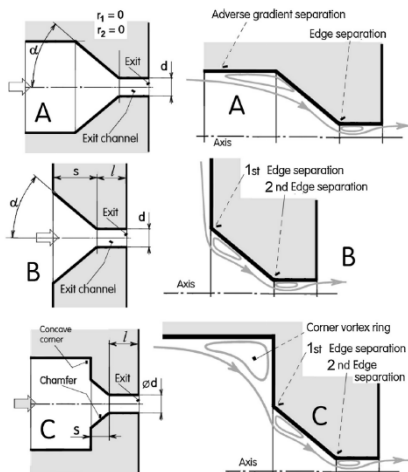
شکل ۸: تغییر سرعت گاز درون موتور 32/16 برای زاویه همگرایی نازل 60° و 90° در زمان های مختلف احتراق سوخت الف) t=20 s ب) t=100 s



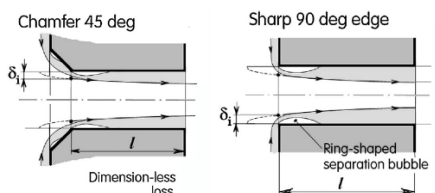
شکل ۱۲: هندسه های نازل با زاویه همگرایی 45^o؛ الف) نازل با افت کم با گوشه مقعر r₁ و محدب r₂ ب) نازل با هزینه ساخت ارزان با همگرایی کاملاً مخروطی و گوشه های تیز

دلیل این ناپایداری را می توان در ایجاد حلقه های گردابی در پایین دست گوشه های تیز جستجو نمود (شکل ۱۳). این گرداب ها طی زمان در یک جا نمی مانند. در جاهایی که نباید افت انرژی و ناپایداری جت جریان وجود داشته باشد، باید از گوشه های منحنی شکل استفاده نمود. همانطور که در شکل ۱۳ نشان داده شده است رشد لایه مرزی با ضخامت صفر در ورودی کانال شروع نمی شود. این لایه در جریان گذرنده از روی مخروط ورودی رشد می کند. در واقع در لبه گذرای مخروط/کانال، لایه مرزی ناشی از مخروط تقریباً در حال جدا شدن از دیوار و شکل گیری یک حباب چرخان می باشد.

وجود پخ در ورودی جریان نسبت به حالت تیز باعث کاهش یا جلوگیری از ایجاد حباب و جریان گردابی می شود. همانطور که در شکل ۱۴ نشان داده شده است در ورودی با زاویه 90^o نسبت به ورودی پخ دار، ضخامت لایه حبابی و گردابی بیشتر می باشد.



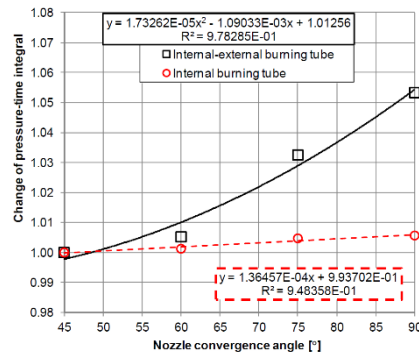
شکل ۱۳: اثر گوشه های تیز نازل های مخروطی در ایجاد حلقه های گردابی



شکل ۱۴: مقایسه تیزی و پخ ورودی نازل در تشکیل حباب و گرداب

۵- حل عددی جریان و مقایسه ویژگی های جریان در همگرایی با زوایای مختلف

برای مقایسه اثر همگرایی و زاویه آن بر خواص میدان جریان، از نازل با زوایای همگرایی مختلف و نرم افزار تجاری فلونت برای مقایسه خواص



شکل ۱۰: تغییر فشار-زمان در سربند موتور نسبت به تغییر زاویه همگرایی نازل

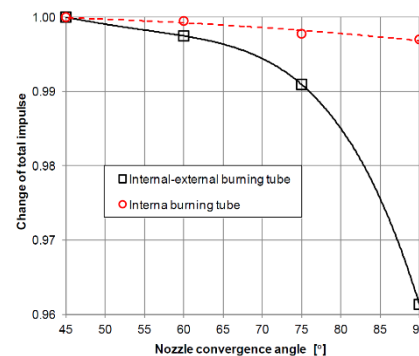
مقدار فشار در موتور با افزایش زاویه همگرایی بزرگتر از 45^o، افزایش می یابد. این رفتار در هر دو نوع موتور و هر دو هندسه گرین مشاهده می گردد. اثر زاویه همگرایی برای موتور 32/16 که دارای گرین درونسوز-برون سوز می باشد، مشخص تر است.

۵-۴-۲- اثر زاویه همگرایی نازل روی ایمپالس ویژه

تغییر راندمان موتور بدلیل تغییر زاویه همگرایی نازل برای هر دو نوع موتور از رابطه زیر تعیین می شود:

$$\eta_{\sigma} = \frac{\int_0^{t_{total}} F(t, \sigma) dt}{\int_0^{t_{total}} F(t, \sigma = 45^{\circ}) dt} \quad (2)$$

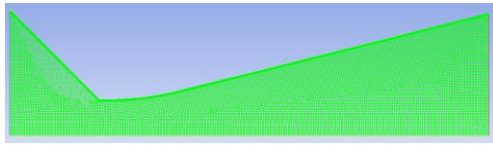
بطوریکه $F(t, \sigma)$ تراست موتور راکت با نازل مرکزی و زاویه همگرایی $\sigma > 45^{\circ}$ و $F(t, \sigma = 45^{\circ})$ تراست با نازل مرکزی و زاویه همگرایی 45^o می باشد. شاخص این اثر در شکل ۱۱ نشان داده شده است. افزایش زاویه همگرایی باعث کاهش ایمپالس ویژه می گردد. این افت در موتورهای با گرین درون سوز-برون سوز نسبت به گرین های درون سوز مشخص تر است.



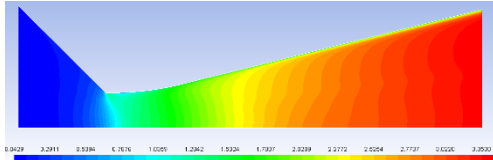
شکل ۱۱: تغییر ایمپالس کل نسبت به تغییر زاویه همگرایی نازل

۴-۴-۳- اثر گوشه های تیز و منحنی شیب همگرا در عملکرد نازل [3]

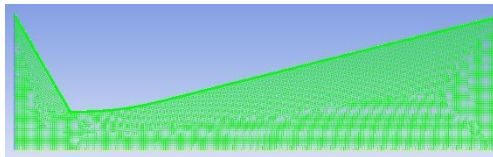
هزینه ساخت نازل های با پروفیل منحنی (شکل ۱۲-الف) بدلیل نیاز به CNC گران می باشد. با این حال پروفیل های ارزان قیمت با گوشه های تیز (شکل ۱۲-ب) نیز وجود دارد اما چنین پروفیلی قطعاً باعث افت های هیدرودینامیکی بالا، افت انرژی و حتی ناپایداری در جت خروجی می شوند.



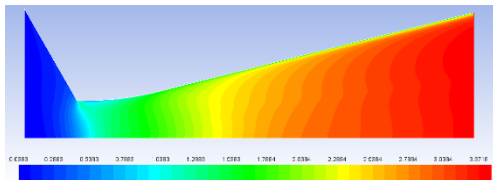
شکل ۱۹: شبکه‌بندی میدان جریان داخل نازل با زاویه همگرایی ۴۵ درجه



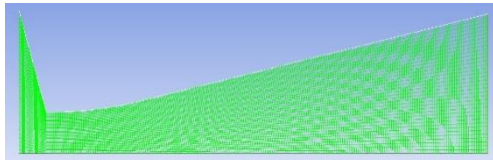
شکل ۲۰: کانتور عدد ماخ داخل نازل با زاویه همگرایی ۴۵ درجه



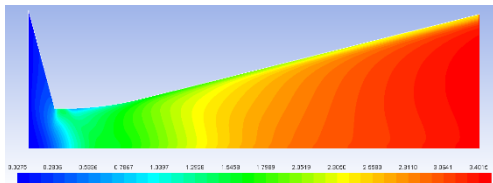
شکل ۲۱: شبکه‌بندی میدان جریان داخل نازل با زاویه همگرایی ۶۰ درجه



شکل ۲۲: کانتور عدد ماخ داخل نازل با زاویه همگرایی ۶۰ درجه



شکل ۲۳: شبکه‌بندی میدان جریان داخل نازل با زاویه همگرایی ۷۵ درجه

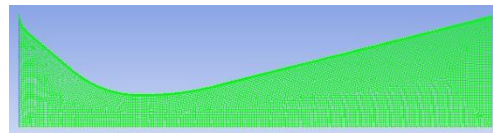


شکل ۲۴: کانتور عدد ماخ داخل نازل با زاویه همگرایی ۷۵ درجه

بعد از اجراهای مختلف فوق، پروفیل خواص جریان به صورت متوسط در طول نازل محاسبه گردیده است. در شکل ۲۵ مقایسه توزیع عدد ماخ در طول نازل با پنج حالت مختلف ارائه شده است. همانطور که مشاهده می‌شود عدد ماخ در قسمت واگرای نازل خیلی تغییر نکرده است.

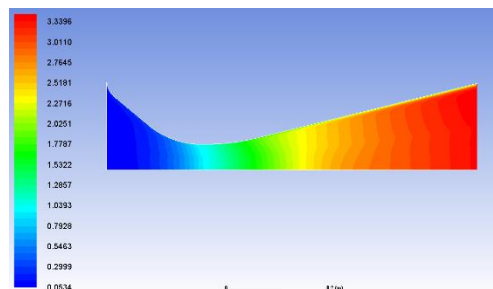
جریان در شرایط مختلف استفاده شده است. در این تحلیل نازل با پروفیل اصلی، زوایای همگرایی با مقادیر ۳۴، ۴۵، ۶۰ و ۷۵ درجه بکار رفته است. در شکل ۱۵ شبکه‌بندی میدان جریان داخل نازل با پروفیل همگرایی اصلی ترسیم شده است. این میدان جریان از حدود ۲۰۰۰۰ شبکه تشکیل شده است. در حل فلونتت از گاز ایده‌آل استفاده شده است. خواص این گاز عبارتند از:

- ظرفیت گرمایی ویژه: ۱۹۰۰
- وزن مولکولی گازها: ۲۶.۳۵
- ضریب هدایت حرارتی: ۰.۰۳
- لزجت گازها: ۰.۰۰۰۰۹
- دمای محفظه احتراق: ۲۷۵۰ کلوین
- دبی جرمی ورودی نازل: ۳۳.۲۶ کیلوگرم بر ثانیه
- فشار محیط اتمسفر: ۰.۸۲ بار

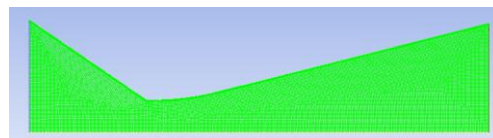


شکل ۱۵: شبکه‌بندی میدان جریان داخل نازل با زاویه همگرایی اصلی

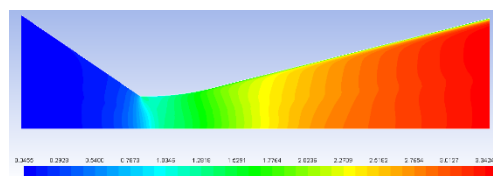
در حلگر فلونتت از مدل دانسیته پایه (Density Base) و برای محاسبه فلاکس از روش جدایش فلاکس Roe و برای بقیه موارد از مرتبه اول First Order استفاده گردید. کانتور عدد ماخ برای نازل با پروفیل همگرایی اصلی در شکل ۱۶ زیر آورده شده است. شبکه‌بندی میدان جریان برای نازل با زوایای مختلف ۳۴، ۴۵، ۶۰ و ۷۵ در شکل ۱۷ آورده شده است. تمام این شبکه‌بندی‌ها دارای حدود ۲۰۰۰۰ شبکه هستند و تنظیمات فلونتت مطابق فوق تنظیم شده است. کانتور عدد ماخ برای هر کدام از این زوایای همگرایی نیز در ادامه آورده شده است.



شکل ۱۶: کانتور عدد ماخ داخل نازل با زاویه همگرایی اصلی



شکل ۱۷: شبکه‌بندی میدان جریان داخل نازل با زاویه همگرایی ۳۴ درجه



شکل ۱۸: کانتور عدد ماخ داخل نازل با زاویه همگرایی ۳۴ درجه

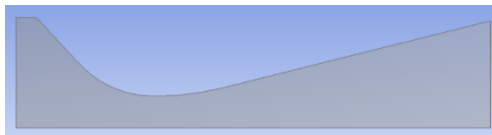
برای مقایسه اثر زاویه همگرایی بهترین پارامتر می‌تواند بررسی تراست در این حالتها باشد. در

جدول ۲ فشار خروجی نازل، سرعت خروجی نازل و تراست نازل برای این پنج حالت با یکدیگر مقایسه شده است. همانطور که مشاهده می‌شود تاثیر خاصی تغییر زاویه همگرایی روی مقدار تراست موتور نداشته است.

جدول ۲: مقایسه تراست متوسط و فشار متوسط خروجی نازل در نازل با زوایای همگرایی مختلف

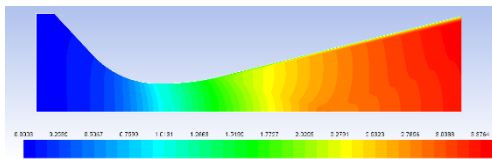
	ConvMain	Conv34	Conv45	Conv60	Conv75
pa (bar)	0.82	0.82	0.82	0.82	0.82
pe (bar)	0.7561314	0.7521123	0.7511269	0.7487034	0.7475199
mdot (kg/s)	33.26	33.26	33.26	33.26	33.26
ue (m/s)	2288.125	2292.839	2294.274	2297.5	2298.874
Ae (m ²)	0.080424704	0.080424704	0.080424704	0.080424704	0.080424704
Thrust [N]	75589.37618	75713.84032	75753.64337	75841.4492	75877.63018

حالت دیگری که نیاز به بررسی داشت، در نظر گرفتن لوله موتور است. در شکل ۲۸ نمای هندسی نازل به همراه قسمت انتهایی لوله موتور در نظر گرفته شده است. این میدان جریان نیز شبکه‌بندی شد و حدود ۲۰۰ هزار شبکه برای آن ایجاد شد. خواص گازها و تنظیمات فلونت مانند بالا تنظیم گردید.



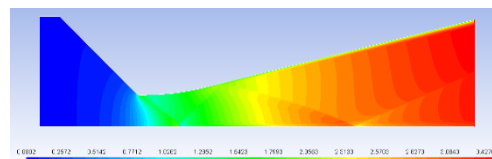
شکل ۲۸: پروفیل نازل به همراه محفظه موتور

در شکل ۲۹ کانتور ماخ برای این حالت ترسیم شده است. همانطور که مشاهده می‌شود عدد ماخ به صورت نرم و پیوسته در حال زیاد شدن است. در گلوگاه نازل عدد ماخ حدود یک است و در خروجی نازل ۳.۳۷ می‌باشد. با توجه به اینکه اتصال همگرا به گلوگاه نازل با فیلت و پخ زدن انجام شده، گردش جریان به آرامی و یکنواخت انجام شده است و شاهد امواج در واگرای نازل نخواهیم بود.



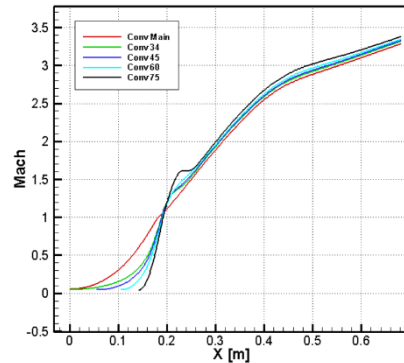
شکل ۲۹: کانتور عدد ماخ داخل نازل با زاویه همگرایی اصلی

در شکل ۳۰ کانتور ماخ برای زاویه همگرایی ۴۵ درجه ترسیم شده است. همانطور که مشاهده می‌شود عدد ماخ در طول نازل در حال افزایش است. اما بواسطه تغییر زاویه ناگهانی بین همگرا و گلوگاه، شاهد امواج ضربه‌ای مایل در طول واگرا هستیم که در شکل کاملا مشهود است و می‌تواند رو توزیع عدد ماخ در طول نازل تاثیر گذار باشد که بعدا ارائه خواهد شد.



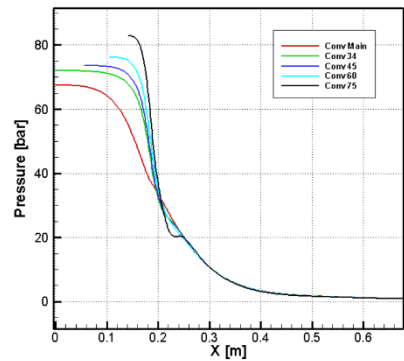
شکل ۳۰: کانتور عدد ماخ داخل نازل با زاویه همگرایی ۴۵ درجه

در شکل ۳۱ کانتور ماخ برای زاویه همگرایی ۷۵ درجه ترسیم شده است. همانطور که مشاهده می‌شود در این حالت تغییر زاویه بین همگرا و



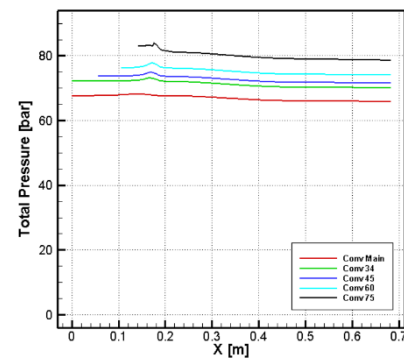
شکل ۲۵: مقایسه توزیع عدد ماخ در طول نازل با زوایای همگرایی مختلف

همچنین در شکل ۲۶ مقایسه توزیع فشار استاتیک در طول نازل با پنج حالت مختلف ارائه شده است. همانطور که مشاهده می‌شود فشار استاتیک در قسمت واگرای نازل تغییر نمی‌کند اما در قسمت همگرا چون طول پروفیل به خاطر تغییر زاویه همگرایی تغییر می‌کند قابل مقایسه نیست.



شکل ۲۶: مقایسه توزیع فشار استاتیک در طول نازل با زوایای همگرایی مختلف

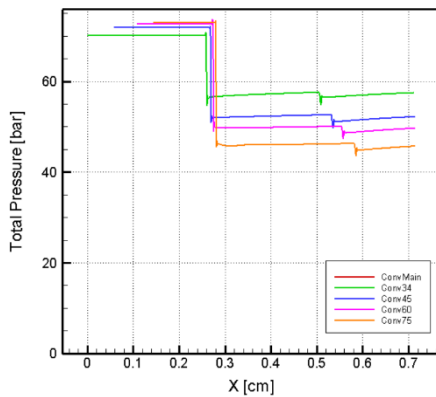
در شکل ۲۷ مقایسه توزیع فشار سکون در طول نازل با پنج حالت مختلف ارائه شده است. همانطور که انتظار می‌رود فشار سکون در طول نازل بواسطه مسائل بازگشت ناپذیر مانند اصطکاک باید کاهش یابد که در شکل مشاهده می‌شود. در گلوگاه نازل شامل فشار سکون هستیم که توجیه فیزیکی ندارد و اشکال از حل فلونت است. با توجه به تحقیقات انجام شده، این مشکل می‌تواند بواسطه تولید آنتروپی غیر واقعی از نحوه گسسته سازی معادلات حاکم بر مساله باشد.



شکل ۲۷: مقایسه توزیع فشار سکون در طول نازل با زوایای همگرایی مختلف

شکل ۳۳: مقایسه توزیع فشار استاتیک در طول نازل و لوله موتور با زوایای همگرایی مختلف

در شکل ۳۴ مقایسه توزیع فشار سکون در طول نازل با پنج حالت مختلف ارائه شده است. همانطور که انتظار می‌رود فشار سکون در طول نازل بواسطه مسائل بازگشت ناپذیر مانند اصطکاک باید کاهش یابد که در شکل مشاهده می‌شود. اما از آنجا که در طول گلوگاه و واگرای نازل امواج ضربه‌ای مایل نیز وجود دارد به بازگشت ناپذیری کمک بیشتری کرده و شاهد افت بیشتری در فشار سکون هستیم. علت اینکه در نمودارهای حالت نازل تنها این مساله رویت نشد می‌تواند بواسطه درشت بودن نسبی شبکه حل باشد.



شکل ۳۴: مقایسه توزیع فشار سکون در طول نازل و لوله موتور با زوایای همگرایی مختلف

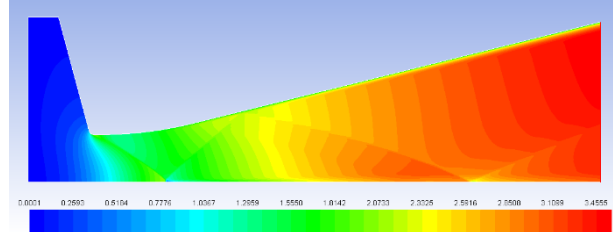
نتیجه گیری

بررسی اثر هندسه نازل بر روی پارامترهای بالستیک داخلی موتورهای سوخت جامد با استفاده از روش شبیه سازی عددی و تست تجربی موتورهای انجام شد. در بیشتر موارد طراحی برای دستیابی به حداقل خوردگی و حداقل طول بین 30° تا 60° و ترجیحاً برابر 45° بوده است. خوردگی در فشار بالاتر از 100 bar اهمیت بیشتری پیدا می‌کند، لذا باید از زاویه ورودی بیشتر از 75° اجتناب نمود و بهتر است این زاویه کمتر از 30° باشد. شدت اثر زاویه همگرایی روی مقدار فشار، بستگی به شکل گرین سوخت دارد. این اثر در موتورهای با گرین درون سوز-برون سوز مشخص تر می‌باشد، هر چند در موتورهای با گرین درون سوز نیز مهم می‌باشد. ارتباط بین تغییرات ایمپالس ویژه با تغییر زاویه همگرایی نازل بصورت تابعی از شکل گرین سوخت بدست آمد. افزایش زاویه همگرایی نازل باعث کاهش ایمپالس ویژه می‌شود. برای موتورهای با گرین درون سوز-برون سوز این کاهش تا 4% (زاویه همگرایی 90°) و برای موتورهای با گرین درون سوز تا 0.3% می‌باشد. در این تحلیل نازل با پروفیل اصلی، زوایای همگرایی با مقادیر ۳۴، ۴۵، ۶۰ و ۷۵ درجه بکار رفته است. عدد ماخ در قسمت واگرای نازل خیلی تغییر نکرده است. فشار استاتیک در قسمت واگرای نازل تغییر نمی‌کند اما در قسمت همگرا چون طول پروفیل به خاطر تغییر زاویه همگرایی تغییر می‌کند قابل مقایسه نیست. برای مقایسه اثر زاویه همگرایی بهترین پارامتر می‌تواند بررسی تراست در این حالتها باشد.

مراجع

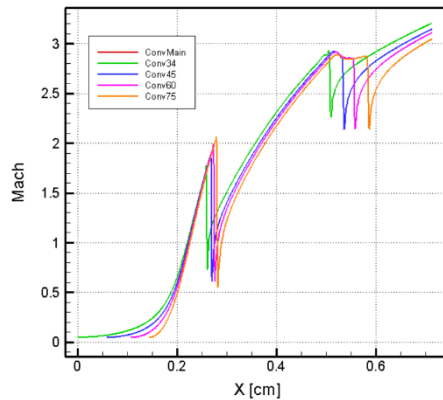
[1] R. A. Ellis, "Solid Rocket Motor Nozzles," NASA, 1975.

گلوگاه بیسشتر از حالت‌های قبلی است و می‌تواند اثر امواج ضربه‌ای مایل در ادامه میدان جریان را بیشتر نماید. این مساله باعث خواهد شد که توزیع عدد ماخ در طول نازل با تغییر مواجه شود که بعداً ارائه خواهد شد.



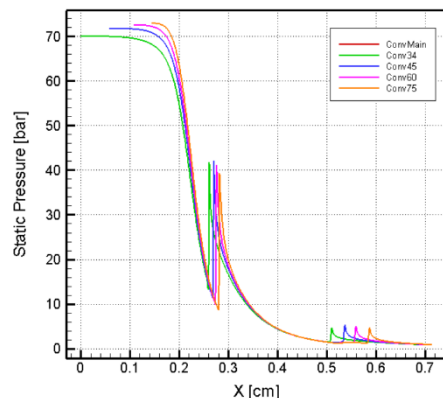
شکل ۳۱: کانتور عدد ماخ داخل نازل با زاویه همگرایی ۷۵ درجه

بعد از اجزای پنج گانه فوق، پروفیل خواص جریان به صورت متوسط در طول نازل محاسبه گردیده است. در شکل ۳۲ مقایسه توزیع عدد ماخ در طول نازل برای پنج حالت مختلف ارائه شده است. همانطور که مشاهده می‌شود عدد ماخ در قسمت واگرای نازل تا قبل از برخورد امواج ضربه‌ای مایل به خط محور نازل خیلی تغییر نکرده است اما بعد از برخورد ماخ جریان تغییر کرده است.



شکل ۳۲: مقایسه توزیع عدد ماخ در طول نازل و لوله موتور با زوایای همگرایی مختلف

همچنین در شکل ۳۳ مقایسه توزیع فشار استاتیک در طول نازل با پنج حالت مختلف ارائه شده است. همانطور که مشاهده می‌شود فشار استاتیک در قسمت واگرای نازل تغییر نمی‌کند اما در مکانهایی که امواج ضربه‌ای مایل به خط محوری نازل برخورد کرده‌اند تغییر در فشار مشاهده می‌شود.



- [2] J. Terzic, B. Zecevic, S. S. Kadic, A. Catovic and M. Baskarad, "Research of influence of nozzle geometry on internal ballistics performances of solid propellant rocket motors using numerical simulations," in 15th Seminar "New Trends in Research of Energetic Materials, Pardubice, Czech Republic, 2012.
- [3] V. Tesar, "Axisymmetric nozzles with chamfered contraction," Sensors and Actuators A: Physical, vol. 263, pp. 147-158, 2017.