

علمی- پژوهشی

بررسی تأثیر نسبت انبساط سطح و مشخصه‌های پیشران بر پارامترهای عملکردی نازل و صحه‌گذاری آن‌ها با آزمون تجربی

آرزو اسماعیلی^۱، عادل پور تقی مرزرو^۲، فرهاد فرهنگ لاله^۳ و مسعود دهناد^۴پژوهشکده رانشگرهای فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران
(تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۰۹/۰۶؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۱۰/۱۴)

چکیده

در این مقاله تأثیر تغییرات نسبت انبساط یک نازل همگرا-واگرا بر روی پارامترهای عملکردی نازل همچون ضربه مخصوص، سرعت خروجی نازل و دمای خروجی با استفاده از روابط ترمودینامیکی و برای پیشران‌های مختلف بررسی می‌شود. در ادامه سه نازل با نسبت انبساط سطح متفاوت ساخته شده و نیروی رانش برای سه پیشران مختلف با استفاده از آزمون تجربی به دست می‌آید. نتایج نشان می‌دهد که با افزایش نسبت انبساط سطح، ضربه مخصوص، سرعت خروجی نازل، عدد ماخ خروجی و ضریب رانش به صورت غیرخطی افزایش یافته و دمای خروجی نازل کاهش پیدا می‌کند. همچنین مشاهده می‌شود که با افزایش نسبت گرمایی مخصوص سیال مورد استفاده به عنوان پیشران، عدد ماخ خروجی افزایش و ضریب رانش و دمای خروجی کاهش پیدا می‌کند و با افزایش نسبت گرمایی مخصوص و افزایش ثابت ویژه گازها، ضربه مخصوص و سرعت خروجی نازل نیز بیشتر می‌شود. علاوه بر این نیروی رانش با افزایش نسبت انبساط سطح نازل افزایش یافته و با افزایش نسبت گرمایی مخصوص پیشران مورد استفاده کاهش می‌یابد. در پایان با مقایسه نیروی رانش حاصل از روابط ترمودینامیکی و نیروی رانش اندازه‌گیری شده، صحت محاسبات انجام شده تأیید می‌شود.

واژه‌های کلیدی: نازل همگرا-واگرا، نسبت انبساط سطح، مشخصات پیشران، نیروی رانش، آزمون تجربی

Investigation Effect of The Expansion Ratio and Propellant Specifications on Performance Parameters of a Nozzle and Validation Using Experimental Test

Esmaeili, A., Pourtaghi Marzrood, A., Farhang Laleh, F., and Dehnad, M.

Space thruster research institute, Iranian space research center

(Received: 27/November /2021; Accepted: 04/January/2022)

ABSTRACT

In this paper, the effect of variation in the expansion ratio of the convergent-divergent nozzle on the performance parameters such as specific impulse, nozzle output velocity and output temperature is investigated using thermodynamic relations for different propellant. Then, three nozzles with different expansion ratios are manufactured and their thrust force with three different propellants is measured using experimental tests. The results show that with increasing the area expansion ratio, specific impulse, nozzle output velocity, output Mach number and thrust coefficient increase nonlinearly and the nozzle output temperature decreases. In addition, it is observed that with increasing the specific heat ratio of propellants, the output Mach number increases and the thrust coefficient and output temperature decrease. Also, with increasing the specific heat ratio and increasing the specific constant of the gases, the specific impulse and the nozzle output velocity increase. Furthermore, the thrust force increases with increasing nozzle expansion ratio and decreases with increasing propellant heat ratio. Finally, by comparing the thrust force obtained from the thermodynamic relations and their counterpart measured thrust force, the accuracy of the calculations is confirmed.

۱- پژوهشگر، دانشجوی دکتری (نویسنده پاسخگو): a.esmaeli@isrc.ac.ir

۲- پژوهشگر، کارشناس ارشد: a.pourtaghi@isrc.ac.ir

۳- پژوهشگر، دانشجوی دکتری: f.farhang@isrc.ac.ir

۴- پژوهشگر، دانشجوی دکتری: m.dehnad@isrc.ac.ir

فهرست علائم و اختصارات

A	سطح مقطع، m^2
A_e	سطح مقطع خروجی نازل، m^2
A_t	سطح مقطع گلوبی نازل، m^2
a_0	سرعت صوت، m/s
C^*	سرعت مشخصه، m/s
C_F	ضریب پیشران
F	نیروی پیشران، N
I_t	ضربه کل، N.s
I_s	ضربه مخصوص، s
k	نسبت گرمایی مخصوص پیشران
\dot{m}	نرخ جرم پیشران، Kg/s
M	عدد ماخ
M_e	عدد ماخ خروجی نازل
P_i	فشار ورودی نازل، pa
P_e	فشار خروجی نازل، pa
P_a	فشار محیط، pa
R	ثابت ویژه گاز، Kj/Kg.K
T_i	دمای ورودی نازل، K
T_e	دمای خروجی نازل، K
V_t	حجم مخصوص پیشران گلوبی، m^3/Kg
v_i	سرعت پیشران در ورودی نازل، m/s
v_e	سرعت پیشران در خروجی نازل، m/s
v_t	سرعت پیشران در گلوبی نازل، m/s

۱- مقدمه

نازل‌ها به‌طور گسترده در حوزه‌های مختلف از جمله صنایع هوافضا، خودروسازی و غیره استفاده می‌شود. نازل بخش مهمی از هر سیستم پیشران است که برای کنترل سرعت، جهت و پارامترهای موردنیاز جریان مورد استفاده قرار می‌گیرد. نازل‌ها به‌صورتی طراحی شده‌اند که در تمامی حالات جریان از جمله زیرصوتی، صوتی و فراصوتی کاربرد

داشته باشند. طراحی نازل مافوق صوت یک مساله چالش برانگیز در مکانیک است. در طراحی یک نازل فراصوت نه تنها پارامترهای فیزیکی نازل نقش اساسی ایفا می‌کنند، بلکه پارامترهای ترمودینامیکی جریان نیز دارای اهمیت هستند. نازل همگرا-واگرا که یکی از انواع نازل‌های فراصوت است، رایج‌ترین و کارآمدترین نوع طراحی نازل است.

یک نازل انرژی پتانسیل پیشران را به انرژی جنبشی تبدیل می‌کند. نازل، پیشران با فشار بالا، درجه حرارت بالا و سرعت کم (زیرصوت) را به سیالی با فشار پایین، درجه حرارت پایین و سرعت بالا (فراصوت) تبدیل کرده و بنابراین نیروی رانش^۱ زیادی تولید می‌کند. پارامترهایی که بر عملکرد یا طراحی نازل تأثیر می‌گذارد عبارت‌اند از: نسبت انبساط سطح، نسبت فشار خروجی به ورودی، نسبت گرمایی مخصوص پیشران، زاویه واگرایی نازل و طول نازل.

بررسی تأثیر پارامترهای طراحی نازل بر عملکرد آن تاکنون در تحقیقات زیادی انجام یافته است. ناتا و همکاران [۱] و پاندی و همکاران [۲] با ثابت نگاه‌داشتن عدد ماخ و تغییر زاویه واگرایی، تأثیر آن بر پارامترهای مختلف مانند سرعت، دما و فشار را با روش اجزاء محدود بررسی کردند. رامجی و همکاران [۳] نیز تأثیر تغییر عدد ماخ خروجی بر طول نازل، تغییرات فشار و سرعت را با ثابت نگاه‌داشتن مساحت گلوبی مورد مطالعه قرار دادند. سفایت و همکاران [۴] و کوتان و همکاران [۵] زاویه واگرایی نازل را تغییر داده و تأثیر آن را بر عدد ماخ، فشار و سرعت خروجی با استفاده از روش اجزاء محدود بررسی کردند. در نازل‌های فراصوت انبساط ناگهانی نازل می‌تواند باعث ایجاد شوک در داخل نازل به‌دلیل جداسازی جریان شود. موهان کومار و همکاران [۶] با در نظر گرفتن این پدیده، طراحی نازل را برای به‌دست آمدن بیشترین رانش بهینه کردند. از این‌رو، ساتیانارایانا و همکاران [۷] نیز شبیه‌سازی‌های مختلفی برای انتخاب بهترین طرح نازل برای حداکثر پیشران بر اساس شرایط ورودی یکسان انجام دادند. همچنین پاتان و همکاران [۸-۱۰] تأثیر عدد ماخ، نسبت انبساط سطح و نسبت فشاری نازل را بر نیروی رانش بررسی کردند. لیو و همکاران [۱۱] نیز تأثیر نسبت فشار نازل بر میدان جریان یک جت هوا برای به‌دست آوردن اساس طراحی نازل با

¹ Thrust Force

مهم‌ترین پارامتر طراحی بوده و از رابطه (۱) به دست می‌آید [۱۲]:

$$F = \dot{m}v_e + (p_e - p_a)A_e \quad (1)$$

بخش اول سمت راست معادله ناشی از تغییرات اندازه حرکت^۲ سیال خروجی از نازل و بخش دوم رانش فشاری بوده و از اختلاف فشار مابین خروجی نازل و محیط ناشی می‌شود. رابطه (۱) را می‌توان به صورت رابطه (۲) نیز بیان نمود [۱۲]:

$$F = \frac{A_i v_i v_e}{V_i} + (p_e - p_a)A_e \quad (2)$$

$$= A_i p_i \sqrt{\left[\frac{2k^2 \left(\frac{2}{k-1} \right)^{(k+1)/(k-1)}}{k-1} \right] \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_i} \right)^{(k-1)/k} \right]} + (p_e - p_a)A_e$$

این رابطه نشان می‌دهد که مقدار رانش با مساحت گلویی نازل و فشار ورودی متناسب بوده و تابعی از نسبت فشار خروجی به ورودی نازل و نسبت گرمایی مخصوص است. با استفاده از رابطه رانش ایده‌آل می‌توان ضریب رانش را مطابق رابطه (۳) تعریف کرد:

$$C_F = \frac{F}{A_i p_i} \quad (3)$$

$$= \sqrt{\left[\frac{2k^2 \left(\frac{2}{k-1} \right)^{(k+1)/(k-1)}}{k-1} \right] \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_i} \right)^{(k-1)/k} \right]} + \frac{p_e - p_a}{p_i} \frac{A_e}{A_i}$$

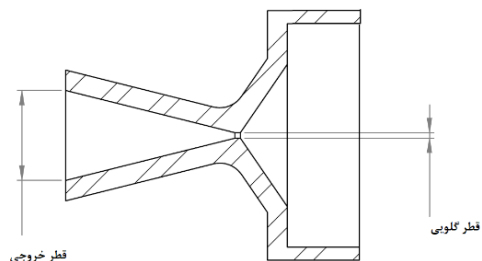
ضریب رانش یک پارامتر بی‌بعد بوده و عاملی مهم در تحلیل و بررسی نازل است. این پارامتر به نسبت گرمایی مخصوص، نسبت انبساط سطح نازل و نسبت فشار خروجی به ورودی نازل بستگی داشته اما به طور مستقیم به دمای نازل بستگی ندارد. ضربه کلی یک رانشگر از انتگرال‌گیری نیروی رانش در زمان کارکرد آن به دست آمده و اساساً با انرژی کلی پیشران رانشگر متناسب است. ضربه مخصوص نشانگر مقدار رانش به ازای هر واحد وزنی از جریان پیشران

استفاده از شبیه‌سازی مورد مطالعه قرار داده و با استفاده از آزمون تجربی صحت‌گذاری کردند.

در اکثر کارهای انجام‌یافته در این زمینه روش اجزاء محدود به کار برده شده است اما در تحقیق پیش رو برای افزایش سرعت طراحی و تعیین پارامترهای اولیه طراحی نازل از روابط ترمودینامیکی به منظور بررسی تأثیر پارامترهای نازل بر عملکرد آن استفاده می‌شود. در این مقاله تغییرات ضربه مخصوص، سرعت خروجی نازل، عدد ماخ خروجی، ضریب رانش و دمای خروجی به ازای تغییرات نسبت انبساط سطح خروجی به سطح گلویی نازل و مشخصه‌های پیشران‌های مختلف با روابط ترمودینامیکی مورد بررسی قرار می‌گیرد. همچنین نیروی رانش برای سه نازل ساخته شده با نسبت انبساط سطح‌های متفاوت با استفاده از آزمون تجربی به دست آمده و با نتایج حاصل از روابط ترمودینامیکی مقایسه می‌شود. بنابراین روش به کاررفته، گستردگی پارامترهای عملکردی مورد بررسی و پیشران‌های مختلف مورد تحقیق از نوآوری‌های پژوهش حاضر است.

۲- روابط ترمودینامیکی حاکم بر نازل همگرا-واگرا

نازل‌های همگرا-واگرا که اغلب با عنوان دلاول^۱ بیان می‌شوند، دارای یک بخش همگرا، یک بخش با کمترین مساحت (گلویی) و یک بخش واگرا می‌باشند. شکل ۱ شماتیک یک نازل همگرا-واگرا را نشان می‌دهد.



شکل (۱): شماتیک یک نازل همگرا-واگرا

هدف اصلی نازل شتاب دادن به جریان پیشران و تولید بیشترین مقدار نیروی رانش است، بنابراین نیروی رانش

² Momentum

¹ Delavel

با توجه به رابطه (۷) سرعت پیشران خروجی از نازل تابعی از نسبت فشار خروجی به ورودی نازل، نسبت گرمای مخصوص، دمای ورودی نازل و ثابت ویژه پیشران است. دمای خروجی پیشران نیز با فرض برگشت پذیر^۱ بودن جریان از رابطه (۸) حاصل می شود:

$$T_e = T_i \left(\frac{P_e}{P_i} \right)^{\frac{k-1}{k}} \quad (۸)$$

با توجه به روابط به دست آمده برای ضریب رانش، ضربه مخصوص، سرعت خروجی و دمای خروجی نازل مشاهده می شود که این روابط به نسبت فشار خروجی و فشار ورودی نازل بستگی دارد. این نسبت فشار از رابطه (۹) محاسبه می شود:

$$\frac{P_e}{P_i} = \left[I + \frac{k-1}{2} M_e^2 \right]^{\frac{k}{1-k}} \quad (۹)$$

به طوری که M_e عدد ماخ در سطح مقطع خروجی است. عدد ماخ در یک سطح مقطع مشخص بر اساس نسبت مساحت آن سطح مقطع نسبت به مساحت گلوبی، از رابطه (۱۰) به دست می آید [۱۳]:

$$M = \left[k_1 \frac{A}{A_t} + (I - k_1) \right]^{k_2} \quad (۱۰)$$

که در آن $k_1 = 218.0629 - 243.5764 k + 71.7925 k^2$ و $k_2 = -0.122450 + 0.281300 k$ است. با به دست آوردن عدد ماخ در سطح مقطع خروجی از رابطه (۱۰) و جایگذاری آن در رابطه (۹)، نسبت فشار خروجی به فشار ورودی بر اساس نسبت سطح خروجی به سطح گلوبی به صورت رابطه (۱۱) محاسبه می شود:

$$\frac{P_e}{P_i} = \left[I + \frac{k-1}{2} \left[k_1 \frac{A_e}{A_t} + (I - k_1) \right]^{2k_2} \right]^{\frac{k}{1-k}} \quad (۱۱)$$

با به دست آمدن نسبت فشارها بر اساس نسبت انبساط سطح و جایگذاری آن در روابط (۳)، (۴)، (۷) و (۸) به ترتیب ضریب رانش، ضربه ی مخصوص، سرعت خروجی و دمای خروجی نازل بر اساس نسبت سطح خروجی به سطح گلوبی حاصل می شود.

بوده و پارامتری مهم در تعریف عملکرد یک رانشگر است. هر چه این عدد بالاتر باشد، رانشگر عملکرد بهتری از خود نشان می دهد. ضربه مخصوص از نسبت مقدار رانش بر حاصل ضرب نرخ جریان پیشران و شتاب جاذبه استاندارد زمین در سطح دریا قابل محاسبه است.

با در نظر گرفتن دبی جریان به صورت $\dot{m} = \frac{P_i A_t}{C^*}$ ضربه

مخصوص از رابطه (۴) به دست می آید:

$$I_s = \frac{C^* k}{g_0} \sqrt{\frac{2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{(k+1)/(k-1)}{2}} \times \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_i} \right)^{(k-1)/k} \right]} \quad (۴)$$

به طوری که C^* سرعت مشخصه بوده و نشان دهنده سطح انرژی پیشران است. این سرعت مستقل از نسبت فشار بین محفظه گرمایش و خروجی نازل بوده و از رابطه (۵) محاسبه می شود:

$$C^* = \frac{a_0}{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2k-2}}} \quad (۵)$$

که در آن a_0 سرعت صوت بوده و از رابطه $a_0 = \sqrt{kRT_0}$ به دست می آید. R نیز ثابت ویژه گاز است.

بر اساس روابط پیوستگی، مساحت سطح مقطع نازل با سرعت سیال در آن سطح مقطع نسبت عکس دارد. سرعت خروجی نازل از رابطه (۶) حاصل می شود:

$$v_e = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_i \left[I - \left(\frac{P_e}{P_i} \right)^{(k-1)/k} \right]} + v_i^2 \quad (۶)$$

در شرایطی که سطح مقطع محفظه در مقایسه با گلوبی نازل بزرگ باشد، سرعت پیشران در محفظه و یا ورودی نازل بسیار کوچک بوده و بخش مربوط به آن در رابطه فوق قابل صرف نظر کردن است. در نتیجه رابطه معادل ساده شده برای سرعت خروجی نازل به صورت رابطه (۷) به دست می آید:

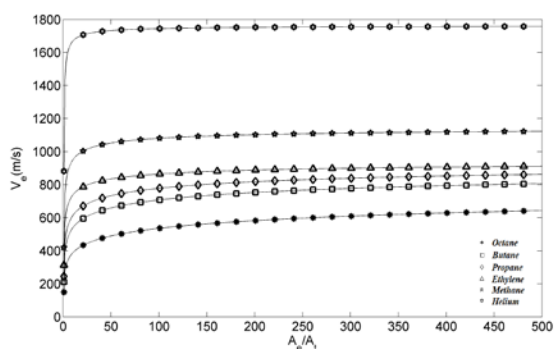
$$v_e = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_i \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_i} \right)^{(k-1)/k} \right]} \quad (۷)$$

^۱ Isentropic

۳- نتایج به دست آمده

مشاهده می‌شود که با افزایش نسبت انبساط سطح، عدد ماخ خروجی به صورت غیرخطی افزایش یافته و نرخ تغییرات آن به ازای افزایش نسبت انبساط سطح کاهش پیدا می‌کند. همچنین با افزایش نسبت گرمایی مخصوص پیشران مورد استفاده، عدد ماخ نیز بیشتر می‌شود.

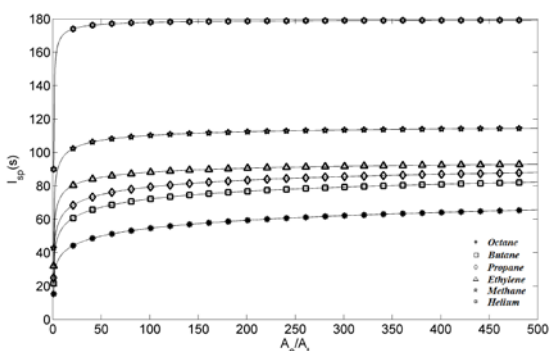
تغییرات سرعت خروجی نازل در مقابل تغییرات نسبت انبساط سطح نازل و برای پیشران‌های مختلف در شکل ۳ نشان داده شده است.



شکل (۳): تغییرات سرعت خروجی نازل بر اساس تغییرات نسبت انبساط سطح نازل برای پیشران‌های مختلف

بر اساس داده‌های شکل ۳، با افزایش نسبت انبساط سطح، سرعت خروجی نازل افزایش می‌یابد اما رفته رفته این نرخ افزایش، کاهش پیدا می‌کند. همچنین با افزایش نسبت گرمایی مخصوص پیشران و افزایش ثابت ویژه گاز، سرعت خروجی پیشران افزایش یافته و نرخ تغییرات آن به ازای افزایش نسبت انبساط سطح کاهش می‌یابد.

شکل ۴ نیز بیانگر تغییرات ضربه مخصوص در مقابل تغییرات نسبت انبساط سطح، به ازای پیشران‌های مورد استفاده است.

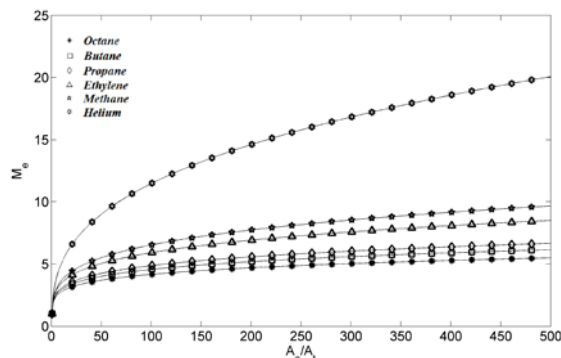


در این بخش تأثیر تغییرات نسبت سطح خروجی به سطح گلویی نازل همگرا-واگرا بر روی ضربه مخصوص، سرعت خروجی نازل، عدد ماخ خروجی، ضریب رانش، دمای خروجی با استفاده از روابط ترمودینامیکی بیان شده در بخش قبل و برای پیشران مختلف بررسی می‌شود. جدول ۱ مشخصات پیشران‌های مورد نظر (به صورت گاز) را نشان می‌دهد. همچنین بیشترین رانش برای هر نازل در شرایطی اتفاق می‌افتد که فشار خروجی نازل با فشار محیط برابر در نظر گرفته شود. لازم به ذکر است دمای ورودی نازل در تمامی حالات ۳۰۰ درجه کلوین در نظر گرفته شده است.

جدول (۱): مشخصات پیشران‌های مورد استفاده در دمای ۳۰۰ درجه کلوین

پیشران مورد استفاده	نسبت گرمایی مخصوص	ثابت ویژه گازها (J/Kg.K)
اکتان	۱/۰۴۴	۷۲/۹
بوتان	۱/۰۹۱	۱۴۳/۰۵
پروپان	۱/۱۲۶	۱۸۸/۵
اتیلن	۱/۲۳۷	۲۹۶/۴
متان	۱/۲۹۹	۵۱۸/۲
هلیوم	۱/۶۶۷	۲۰۷۶

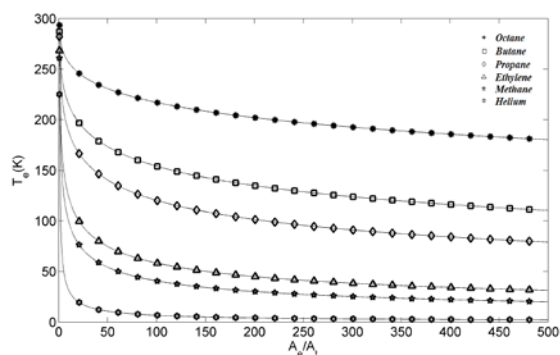
شکل ۲ نحوه تغییرات عدد ماخ خروجی بر اساس تغییرات سطح خروجی به سطح گلویی و برای پیشران‌های جدول ۱ را نشان می‌دهد.



شکل (۲): تغییرات عدد ماخ خروجی نازل بر اساس تغییرات نسبت انبساط سطح نازل برای پیشران‌های مختلف

با دقت در شکل ۶ این نکته قابل ذکر است که در ابتدا با افزایش نسبت گرمایی مخصوص، ضریب رانش افزایش می‌یابد اما رفته رفته با افزایش نسبت انبساط سطح ابتدا ضریب رانش گاز هلیوم نسبت به سایر پیشران‌ها کاهش یافته و سپس هر چه قدر ضریب گرمایی مخصوص پیشران بیشتر باشد، این کاهش زودتر اتفاق می‌افتد.

شکل ۷ نیز تغییرات دمای خروجی نازل به ازای تغییرات نسبت انبساط سطح و برای پیشران‌های مختلف را نشان می‌دهد.



شکل (۷): تغییرات دمای خروجی بر اساس تغییرات نسبت انبساط سطح نازل برای پیشران‌های مختلف

با توجه به شکل ۷ با افزایش نسبت انبساط سطح، دمای خروجی نازل کاهش می‌یابد. همچنین به ازای افزایش نسبت گرمایی مخصوص دمای خروجی کاهش یافته و نرخ تغییرات آن با افزایش نسبت گرمایی مخصوص کاهش پیدا می‌کند.

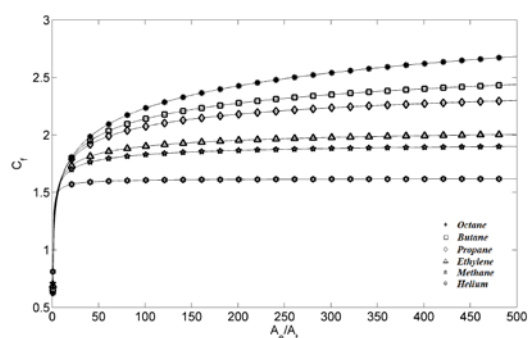
۴- محاسبه نیروی رانش با استفاده از روابط تحلیلی و مقایسه آن با نتایج آزمون تجربی

در این قسمت نیروی رانش به دست آمده از روابط تحلیلی با نیروی رانش حاصل از آزمون تجربی با هم مقایسه می‌شوند. برای بررسی تأثیر نسبت انبساط سطح، سه نازل همگرا-واگرا با قطر خروجی ۵، ۶/۵ و ۸ و قطر گلوپی ۰/۴ mm با سه پیشران بوتان، پروپان و متان در نظر گرفته شده و نیروی رانش برای دمای ورودی ۳۰۰ K و فشار ورودی ۲ bar با استفاده از رابطه (۲) محاسبه شده است.

شکل (۴): تغییرات ضریب مخصوص بر اساس تغییرات

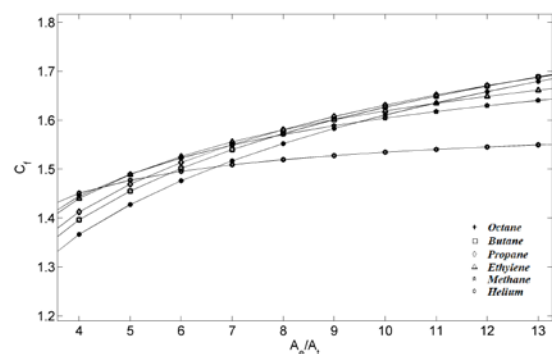
نسبت انبساط سطح نازل برای پیشران‌های مختلف مشابه با تغییرات سرعت خروجی، در اینجا نیز با افزایش نسبت انبساط سطح نازل، ضریب مخصوص افزایش می‌یابد. با افزایش نسبت گرمایی مخصوص سیال و افزایش ثابت ویژه گاز نیز ضریب مخصوص افزایش یافته و نرخ تغییرات آن به ازای افزایش نسبت انبساط سطح مجدداً کاهش پیدا می‌کند.

تغییرات ضریب رانش بر اساس تغییرات نسبت انبساط سطح نازل برای پیشران‌های مختلف در شکل ۵ ترسیم شده است.



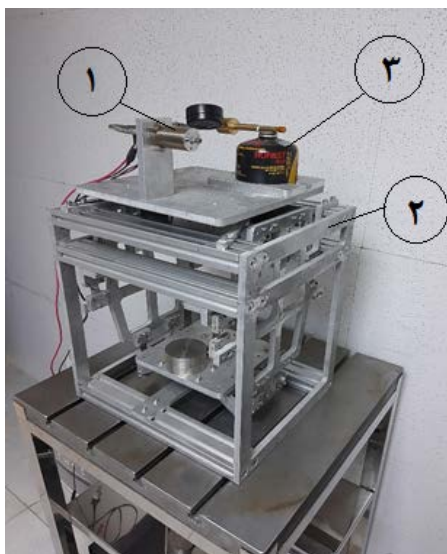
شکل (۵): تغییرات ضریب رانش بر اساس تغییرات نسبت انبساط سطح نازل برای پیشران‌های مختلف

مشاهده می‌شود که با افزایش نسبت انبساط سطح نازل، ضریب رانش افزایش یافته و رفته رفته نرخ تغییرات آن کاهش پیدا می‌کند. همچنین با افزایش نسبت گرمایی مخصوص پیشران مورد استفاده، ضریب رانش و نرخ تغییرات آن به ازای افزایش نسبت انبساط سطح کاهش می‌یابد. همچنین برای درک بهتر، بخش بزرگ‌شده‌ای از قسمتی از شکل ۵ در شکل ۶ نشان داده شده است.



شکل (۶): بخش بزرگ شده‌ای از قسمتی از شکل ۵

برای به‌دست آوردن نیروی رانش تجربی، سه نازل با در نظر گرفتن نسبت‌های انبساط سطح مذکور ساخته شده و آزمون تجربی برای به‌دست آوردن نیروی رانش در دو حالت پیشران ورودی در دمای محیط و پیش‌گرمایش پیشران با استفاده از هیتر با شرایط دما و فشار ورودی مشابه روابط تحلیلی برای پیشران‌های مختلف انجام شده است. برای محاسبه نیروی رانش، نازل‌های مورد نظر در یک رانشگر الکتروترمال مورد استفاده قرار گرفته است. پیشران با استفاده از انرژی الکتریکی هیتر با توان ۳۰ وات و راندمان بیشتر از ۳۵ درصد گرم شده و با عبور از نازل همگرا-واگرا ایجاد نیروی رانش می‌کند. به‌دلیل ابعاد کوچک نازل و پایین بودن سطح رانش از یک سامانه سنجش رانش با پیکره‌بندی پاندول معکوس برای اندازه‌گیری نیروی رانش استفاده شده است. شکل ۸ آزمون تجربی نازل را بر روی رانشگر الکتروترمال و اندازه‌گیری نیروی رانش با استفاده از سامانه سنجش رانش نشان می‌دهد.



شکل (۸): آزمون تجربی نازل بر روی رانشگر الکتروترمال، ۱- رانشگر الکتروترمال، ۲- سامانه سنجش رانش، ۳- مخزن پیشران

پیکره‌بندی سامانه سنجش رانش انتخابی از نوع پاندول معکوس است. این نوع پاندول در مقایسه با سایر انواع پاندول‌ها، مزایای بیشتری داشته و نمونه‌های زیادی از آن در مراکز علمی و فضایی دنیا وجود دارد. سازه سامانه از

در مرحله بعد از یک هیتر با توان ۳۰ w برای گرمایش پیشران استفاده شده است. با گرم شدن پیشران، دما و فشار آن افزایش پیدا کرده که با استفاده از روابط انتقال حرارت همرفت و روابط ترمودینامیکی، دما و فشار پیشران ورودی به نازل محاسبه شده و سپس با استفاده از رابطه (۲) نیروی رانش به‌دست آمده است.

داده‌های به‌دست‌آمده برای نیروی رانش برای نازل ایده‌آل معتبر هستند اما در نازل واقعی مقداری افت وجود داشته و در نتیجه بخشی از انرژی پیشران به انرژی جنبشی سیال خروجی تبدیل نمی‌شود. یکی از این تلفات در اثر واگرایی خروجی نازل رخ می‌دهد که به زاویه واگرایی بستگی داشته و از یک ضریب تصحیح تجربی برای اصلاح اندازه حرکت خروجی نازل نسبت به نازل ایده‌آل استفاده می‌شود. این ضریب که نسبت مابین اندازه حرکت خروجی یک نازل مخروطی با زاویه 2α و اندازه حرکت خروجی نازل ایده‌آل با جریان هم‌محور با محور نازل است، از رابطه (۱۲) حاصل می‌شود [۱۲]:

$$\lambda = \frac{1}{2}(1 + \cos\alpha) \quad (12)$$

برای نازل در نظر گرفته شده این ضریب تصحیح باعث کاهش در حدود یک، دو و سه درصد نیروی رانش به ترتیب برای نسبت انبساط سطح ۱۵۶، ۲۶۴ و ۴۰۰ می‌شود. تلفات ناشی از نوسانات در نرخ و فشار جریان در حدود ۳ درصد و تلفات حرارتی نیز ۲ درصد بوده که در حالت بدون استفاده از هیتر یک درصد در نظر گرفته شده است. همچنین تلفاتی به‌دلیل در نظر نگرفتن لایه مرزی در مدل تحلیلی و کوچک بودن ابعاد نازل در حدود ۲ درصد، وجود احتمالی قطرات مایع در داخل پیشران ورودی به نازل ۳ درصد، یکسان نبودن ترکیب و مشخصات پیشران درون نازل در حدود یک درصد و تفاوت خواص پیشران مورد استفاده با گاز ایده‌آل در حدود یک درصد ایجاد می‌شود [۱۲]. با در نظر گرفتن تمامی موارد فوق در مجموع ضریب تصحیح نیروی رانش تحلیلی برای نازل موردنظر در این مقاله در حدود ۰/۸۶، ۰/۸۵ و ۰/۸۴ به ترتیب برای نسبت انبساط سطح ۱۵۶، ۲۶۴ و ۴۰۰ به‌دست آمده است.

جدول (۳): نیروی رانش تحلیلی و تجربی در حالت

پیش گرمایش پیشران

نسبت انبساط سطح	سیال مورد استفاده	نیروی تراست تحلیلی (mN)	نیروی تراست تجربی (mN)	اختلاف (%)
۱۵۶	بوتان	۸۰/۴	۶۹/۱	۴/۵
	پروپان	۷۵/۲	۶۴/۷	۵/۷
	متان	۴۸/۱	۴۱/۴	۵/۸
۲۶۴	بوتان	۸۲/۷	۷۰/۳	۴/۷
	پروپان	۷۷/۱	۶۵/۵	۵/۳
	متان	۴۸/۷	۴۱/۴	۵/۸
۴۰۰	بوتان	۸۴/۴	۷۰/۹	۵/۵
	پروپان	۷۸/۵	۶۵/۹	۵/۹
	متان	۴۹/۵	۴۱/۵	۵/۹

چهار بخش اصلی شامل دو صفحه افقی بالا و پایینی و دو بازوی عمودی چپ و راست تشکیل شده است. صفحه بالایی حامل رانشگر و صفحه پایینی حامل وزنه‌های تعادلی است. هر کدام از صفحه‌ها به وسیله لولا به بازوهای عمودی متصل هستند. دو صفحه عمودی نیز به وسیله لولا از فریم اصلی خارجی سیستم آویزان هستند. با عملکرد رانشگر، صفحه بالایی با رانشگر به صورت افقی شروع به حرکت کرده و صفحه پایینی نیز با وزنه‌های تعادلی در جهت مخالف حرکت می‌کنند. میزان رانش رانشگر از اندازه‌گیری جابجایی نسبی دو صفحه بالایی و پایینی نسبت به یکدیگر و بر اساس فرآیند کالیبراسیون از پیش انجام یافته تعیین می‌شود.

نتایج حاصل از روابط تحلیلی و آزمون تجربی برای نیروی رانش در حالت پیشران در دمای محیط و پیش گرمایش پیشران با استفاده از هیتر در جدول ۲ و ۳ نشان داده شده است.

جدول (۲): نیروی رانش تحلیلی و تجربی با استفاده از

پیشران در دمای محیط

نسبت انبساط سطح	سیال مورد استفاده	نیروی تراست تحلیلی (mN)	نیروی تراست تجربی (mN)	اختلاف (%)
۱۵۶	بوتان	۵۲/۱	۴۴/۸	۸/۵
	پروپان	۵۰/۸	۴۳/۷	۸/۵
	متان	۴۵/۷	۳۹/۳	۸/۳
۲۶۴	بوتان	۵۳/۶	۴۵/۶	۷/۹
	پروپان	۵۲	۴۴/۲	۷/۲
	متان	۴۶/۳	۳۹/۳	۵/۸
۴۰۰	بوتان	۵۴/۸	۴۶	۸/۷
	پروپان	۵۲/۹	۴۴/۴	۷/۶
	متان	۴۶/۸	۳۹/۳	۵/۸

همان‌طور که مشاهده می‌شود نتایج حاصل از روابط تحلیلی و آزمون تجربی تطابق خوبی با هم دارند که نشان‌دهنده صحت محاسبات تحلیلی است. همچنین مطابق انتظار با افزایش نسبت انبساط سطح نازل، نیروی رانش افزایش پیدا کرده و با افزایش نسبت گرمایی مخصوص سیال پیشران، نیروی رانش کاهش پیدا می‌کند. می‌توان گفت کاهش نسبی خطا در حالت پیش گرمایش نیز به دلیل افزایش انرژی پتانسیل پیشران و کمتر شدن تأثیر تلفات در این حالت است.

اختلاف داده‌های تجربی و تحلیلی را نیز می‌توان با دلایلی چون موارد زیر توجیه نمود:

۱- ساده‌سازی‌های انجام‌گرفته در حین مدل‌سازی از جمله خطی در نظر گرفتن رفتار پیشران در مدل تحلیلی

۲- اختلاف بازده هیتر در آزمون عملی با مقدار در نظر گرفته‌شده در مدل تحلیلی

۳- خطاهای ناشی از ساخت و مونتاژ

۴- خطای اندازه‌گیری نیروی رانش

- 5, pp. 1226-1235, 2012.
2. Pandey, K.M. and Singh, A.P. "CFD Analysis of Conical Nozzle for Mach 3 at Various Angles of Divergence with Fluent Software", *Int. J. Chem. Eng.*, Vol. 1, No. 2, pp. 179-185, 2010.
3. Ramji, V., Mukesh, R., and Hasan, I. "Design and Numerical Simulation of Convergent Divergent Nozzle", *Appl. Mech. Mater.*, Vol. 852, pp. 617-624, 2016.
4. Hossain, M.S., Raiyan, M.F., and Jony, N.H. "Comparative Study of Supersonic Nozzles", *Int. J. Res. Eng.*, Vol. 3, No. 10, pp. 351-357, 2014.
5. Biju Kuttan, P. and Sajesh, M. "Optimization of Divergent Angle of a Rocket Engine Nozzle Using Computational Fluid Dynamics", *Int. J. Eng. Sci.*, Vol. 2, No. 2, pp. 196-207, 2013.
6. Mohan Kumar, G., Fernando, D.X., and Kumar, R.M. "Design and Optimization of De Laval Nozzle to Prevent Shock Induced Flow Separation", *AASA*, Vol. 3, No. 2, pp. 119-124, 2013.
7. Satyanarayana, G., Varun, C., and Naidu, S. "CFD Analysis of Convergentdivergent Nozzle", *Acta Tech Corvin., Bull. Eng.*, Vol. 6, No. 3, pp. 139, 2013.
8. Pathan, K.A., Khan, S.A., and Dabeer, P.S. "CFD Analysis of Effect of Mach Number, Area Ratio and Nozzle Pressure Ratio on Velocity for Suddenly Expanded Flows", *I2CT, Mumbai*, pp. 1104-1110, 2017.
9. Pathan, K.A., Khan, S.A., and Dabeer, P.S. "CFD Analysis of Effect of Area Ratio on Suddenly Expanded Flows", *I2CT Mumbai*, pp. 1192-1198, 2017.
10. Pathan, K.A., Khan, S.A., and Dabeer, P.S. "CFD Analysis of Effect of Flow and Geometry Parameters on Thrust Force Created by Flow From Nozzle", *I2CT, Mumbai*, pp. 1121-1125, 2017.
11. Yong, L., Juan, Zh., Jianping, W., and Xiaotian, L. "Optimum Structure of a Laval Nozzle for an Abrasive Air Jet Based on Nozzle Pressure Ratio", *Powder Technol.*, Vol. 364, pp. 343-362, 2020.
12. Grujicic, M., Zhaoa, C.L., Tonga, C., DeRossetb, W.S., and Helfritchb, D. "Analysis of the Impact Velocity of Powder Particles in the Cold-Gas Dynamic-Spray Process", *Mater. Sci. Eng.*, Vol. 368, pp. 222-230, 2004.
13. George, P. and Oscar Biblarz, S., "Rocket Propulsion Elements", Ninth Edition, John Wiley & Sons, 2017.

لازم به ذکر است به دلیل امکان‌پذیر نبودن اندازه‌گیری تمامی پارامترهای عملکردی در آزمون تجربی، عموماً برای سنجش عملکرد رانشگر، نیروی رانش اندازه گرفته می‌شود. در نتیجه با توجه به اینکه تمامی پارامترهای عملکردی نازل مطابق روابط مطرح شده به هم مرتبط هستند، صحت‌گذاری یک پارامتر عملکردی در حقیقت بیانگر صحت تمامی پارامترها است.

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله تأثیر تغییرات نسبت سطح خروجی نازل همگرا- واگرا به سطح گلوبی بر روی ضربه مخصوص، سرعت خروجی نازل، عدد ماخ خروجی، ضریب رانش و دمای خروجی نازل با استفاده از روابط ترمودینامیکی و برای پیشران‌های مختلف بررسی شد. همچنین سه نازل با نسبت انبساط سطح ۱۵۶، ۲۶۴ و ۴۰۰ ساخته شد و نیروی رانش برای سه پیشران مختلف با استفاده از استند سنجش رانش اندازه‌گیری شده و با نیروی رانش تحلیلی مقایسه شد.

بر اساس نتایج به‌دست‌آمده با افزایش نسبت انبساط سطح، عدد ماخ خروجی، سرعت خروجی، ضربه مخصوص و ضریب رانش به‌صورت غیرخطی افزایش یافته و دمای خروجی نازل کاهش می‌یابد. از طرفی با افزایش نسبت گرمایی مخصوص پیشران مورد استفاده و افزایش ثابت ویژه گاز، عدد ماخ، سرعت خروجی نازل و ضربه مخصوص بیشتر شده و ضریب رانش و دمای خروجی نازل کاهش پیدا می‌کند. علاوه بر این نرخ تغییرات این پارامترها با افزایش نسبت گرمایی مخصوص پیشران و به ازای افزایش نسبت انبساط سطح کاهش می‌یابد. همچنین مشاهده شد که با افزایش نسبت انبساط سطح نازل، نیروی رانش بیشتر شده و با افزایش نسبت گرمایی مخصوص سیال پیشران این نیرو کاهش می‌یابد. با مقایسه نیروی رانش حاصل از آزمون تجربی و نیروی رانش حاصل از روابط تحلیلی نیز صحت محاسبات تحلیلی مورد تأیید قرار می‌گیرد.

در پایان می‌توان این‌گونه استنتاج نمود که نسبت انبساط سطح و پیشران مورد استفاده پارامترهایی مهم در عملکرد نازل بوده و در تمامی پارامترهای عملکردی نازل تأثیرگذار است. از نتایج حاصل از این مقاله می‌توان برای تعیین پارامترهای اولیه طراحی نازل استفاده کرد.

۶- مراجع

1. Natta, P., Kumar, V.R., and Rao, Y.H. "Flow Analysis of Rocket Nozzle Using Computational Fluid Dynamics (CFD)", *Int. J. Eng.*, Vol. 2, No.