

مروری بر تحقیقات انجام شده در زمینه جریان در نازل‌های آترواسپایک

روح‌الامین درگاهی^۱، روح‌اله رفعی^{۲*}

^۱ دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده هوافضا، دانشگاه سمنان، سمنان

^۲ دانشیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه سمنان، سمنان

*مسئول مکاتبات: rafee@semnan.ac.ir

واژگان کلیدی

هوافضا
نازل آترواسپایک
پیشرانش
توزیع فشار
تراست

تاریخچه مقاله

تاریخ دریافت ۱۳۹۷/۰۲/۰۸

تاریخ پذیرش ۱۳۹۸/۰۷/۲۴

چکیده

امروزه پراستفاده‌ترین سیستم پیشرانش برای امور هوانوردی، سیستم پیشرانش جت می‌باشد. هر چند که موتورهای جت ساختار متفاوتی نسبت به هم دارند، ولی همه دارای خروجی گاز با سرعت زیاد می‌باشند که توسط نازل ایجاد می‌شود. نازل در سیستم‌های پیشرانش جت چه در موتورهای جت هوا-تفسمی و چه راکت‌ها، دارای اهمیت ویژه‌ای می‌باشد. این قسمت در راکت‌ها بر روی رابطه نیروی پیشران اثر مستقیم و مهمی دارد و تقریباً تمامی نیروی پیشران توسط جت خروجی از نازل تولید می‌شود. یکی از این نازل‌های بسیار خوب با کارایی بالا خصوصاً در ارتفاع پایین، نازل آترواسپایک می‌باشد. این نازل به دلیل ویژگی‌های خاص با تغییر ارتفاع، بهترین کارایی را از خود نشان می‌دهد. در این مقاله سعی بر این است که مفاهیم اصلی، کاربردها، مطالعات تجربی و عددی انجام شده درباره این نازل بررسی شود. در پایان چالش‌های موجود در توسعه این نوع نازل و نکات لازم برای مطالعات آینده ارائه خواهد شد.

۱ مقدمه

پیشرانش^۷ دارای نازل آترواسپایک، حدود ۲۵ تا ۳۰ درصد، مصرف سوخت کمتری در ارتفاع پایین دارد. البته بیشترین نیروی پیشران مأموریت نیز در این ارتفاع مورد نیاز است. استفاده از این نازل‌ها هنوز عملی نشده است ولی نمونه بزرگ آن در فاز آزمایش و بررسی قرار دارد [۵]. در شکل ۲، تأثیر تغییرات ارتفاع بر شکل جریان در این نازل مشاهده می‌شود.

در شکل ۳، فضایی X-33 را مشاهده می‌کنید که از نازل آترواسپایک خطی بهره می‌برد. نازل‌های آترواسپایک دارای گونه‌های متفاوتی می‌باشند. یک نمونه آن شبیه پیشرانه XRS-2200 می‌باشد که مقطع جسم میانی^۸ به شکل مستطیل می‌باشد و فقط از دو طرف آن گاز خارج می‌شود. گازهای خروجی از تراسترهای^۹ کوچکی به اسم سلول^{۱۰} که ایجاد کننده نیروی پیشران هستند، خارج شده و به سمت دیواره جسم میانی^{۱۱} حرکت می‌کنند تا به سمت پایین هدایت شوند. در قسمت پایین آن که به سطح پایه^{۱۲} شناخته می‌شود مقداری هوا به بیرون رانده می‌شود که به آن جریان تزریقی^{۱۳} می‌گویند. وجود جریان تزریقی بخاطر کم کردن طول «جسم میانی» می‌باشد که علاوه بر کوچک‌تر کردن آن، وزن نازل را نیز کاهش می‌دهد. سؤال کلیدی اینست که نقش جریان تزریقی دقیقاً در این روش چیست؟ قبل از پاسخ دادن به این سؤال باید یک نکته را ذکر کرد که قطع کردن جسم میانی بدون جریان تزریقی، باعث کاهش تراست و «بازده ضریب نیروی پیشران» (η_{cf}) می‌شود [۶]. بازده نیروی پیشران عبارت است از نسبت ضریب نیروی پیشران اندازه‌گیری شده به ضریب نیروی پیشران ایده‌آل [۶]:

$$\eta_{cf} = \frac{C_F}{C_{Fi}} \quad (2)$$

حدوداً ۱۳۰ سال پیش برای اولین بار دانشمند روسی کنستانتین ادواردوویچ تسولکوفسکی^۱ در زمینه موشک رابطه زیر را برای راکت بدست آورد که تأثیر نازل^۲ روی نیروی پیشران را نشان می‌دهد [۱].

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

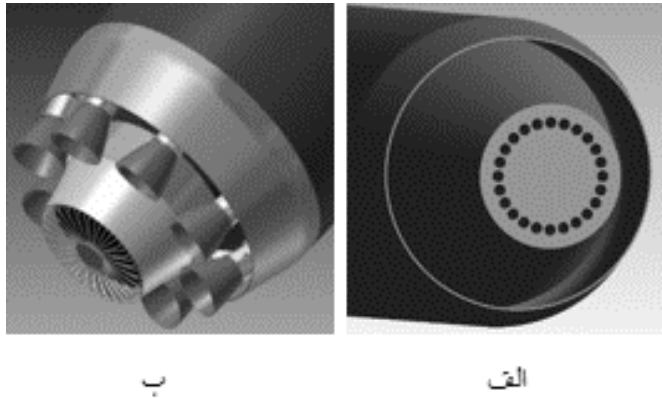
امروزه تمامی تلاش‌ها برای بهینه کردن نازل و افزایش نیروی پیشران و بازدهی نازل‌ها می‌باشد به طوری که نازل‌های متفاوتی از یک قرن گذشته تا به امروز ارائه شده و هر کدام دارای مزایا و معایبی می‌باشند [۲].

یکی از نازل‌های خوب و با بازدهی بالا، نازل آترواسپایک^۳ می‌باشد. این نازل بخاطر ویژگی‌های خاص و منحصر به فرد، توجه طراحان و سازندگان را به خود جلب کرده است و تحقیقات بسیاری روی آن انجام شده و حتی در پروژه‌های بزرگی برای تأمین نیروی پیشران مورد نیاز، قصد استفاده از این نوع نازل را دارند [۳، ۴]. البته اصل ایده نازل آترواسپایک از ایده نازل‌های پلاگ^۴ بوجود آمده است. در شکل ۱ یک نازل آترواسپایک در کنار یک نازل پلاگ نشان داده شده است.

ویژگی اصلی این نازل «بهبود اثرات ناشی از تغییرات ارتفاع راکت»^۵ است. در ارتفاع کم از سطح زمین فشار هوای محیط بیشتر از ارتفاع‌های زیاد است. لذا نسبت فشار ورودی به خروجی نازل کمتر بوده و تراست^۶ (پیشران) ایجاد شده کمتر است. ساختار این نوع نازل به گونه‌ای است که تغییر ارتفاع و تغییر شرایط محیطی، کمتر بر تراست ایجاد شده آن اثر می‌گذارد. یک سیستم

¹Konstantin Eduardovich Tsiolkovsky ²nozzle ³aerospike ⁴plug ⁵Compensation for Change in Rocket Altitude ⁶thrust ⁷propulsion system ⁸centerbody ⁹thruster ¹⁰cell ¹¹ramp ¹²base ¹³bleed

خروجی از قسمتی پیوسته و مدور از آن خارج می‌شود و در یک نمونه دیگر به صورت گسسته می‌باشد که جریان‌های خروجی هر کدام از پیشران‌های کوچک (سلول‌ها) خارج می‌شود و به دیواره جسم میانی برخورد می‌کند. این نوع نازل‌ها نیز مثل حالت قبل دارای جریان تزریقی می‌باشند. در شکل ۴ سمت راست نمونه اولی و سمت چپ نمونه دومی را مشاهده می‌کنید.



شکل ۴: (الف) نازل بدون پیشران کوچک و (ب) نازل با پیشران کوچک [۴].

۲ خصوصیات

نازل آترواسپایک به دلیل فرم خاص خود دارای ویژگی‌هایی می‌باشد که از جمله این ویژگی‌ها می‌توان به ویژگی «ترمیم اثرات ناشی از تغییر ارتفاع راکت»، اندازه کوچک‌تر نازل نسبت به نمونه‌های زنگوله‌ای، و کنترل ساده‌تر با استفاده از نازل‌های پیشران کوچک نام برد. مهم‌ترین ویژگی این نازل، «ترمیم اثرات ناشی از تغییر ارتفاع» می‌باشد که نظر کارشناسان را به خود جلب کرده است. این ویژگی باعث می‌شود که نازل چه در شرایط فرامنسب و چه فرومنسب بهترین بازدهی را از خود ارائه دهد.

۳ مطالعات تجربی-آزمایشی و عددی-تئوری

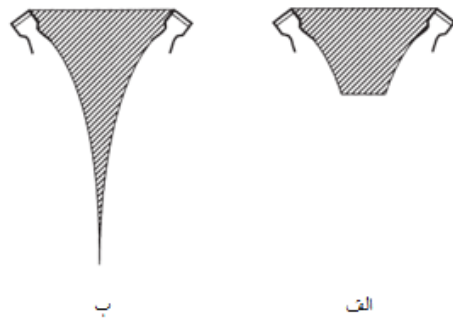
۱.۳ مطالعات تجربی-آزمایشی

در سال ۱۹۶۷ هازل و هنگ [۹] نشان دادند که نازل آترواسپایک در ارتفاع پایین با نسبت فشار (کم)، ضریب پیشران^{۱۴} بیشتری نسبت به نازل زنگوله‌ای ارائه می‌دهد و نیروی پیشران آن به نیروی پیشران نازل ایده‌آل (بدون اتلاف) بسیار نزدیک می‌باشد. ضریب پیشران نشان دهنده نسبت نیروی پیشران به دست‌آمده از رابطه (۱) بر حاصلضرب مساحت مقطع گلوگاه در فشار محفظه احتراق ($A_t P_c$) می‌باشد. این ضریب شدیداً وابسته به جنس گاز و فشارهای محیط و محفظه احتراق و مساحت خروجی نازل (A_e) و گلوگاه نازل (A_t) می‌باشد. این رابطه به شکل زیر تعریف می‌شود (رابطه شماره (۳)) [۸].

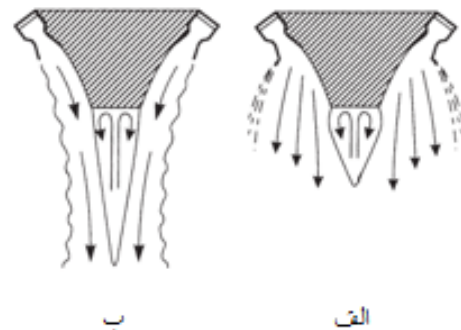
$$C_F = \sqrt{\frac{\gamma k^2}{k-1} \left(\frac{\gamma}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} + \left(\frac{P_e - P_a}{P_c}\right) \frac{A_e}{A_t} \quad (3)$$

¹⁴thrust coefficient

در واقع با کاهش طول جسم میانی و کاهش وزن آن، تراست و η_{cf} نیز کاهش پیدا می‌کند. برای افزایش راندمان ایده استفاده از جریان تزریقی مطرح شد که نتیجه آن نیز مطلوب بوده است. به طوری که می‌توان با تزریق جریان، تقریباً به η_{cf} مربوط به نازل آترواسپایک با طول کامل دست یافت [۷].



شکل ۱: نازل (الف) آترواسپایک و (ب) نازل پلاگ [۸].

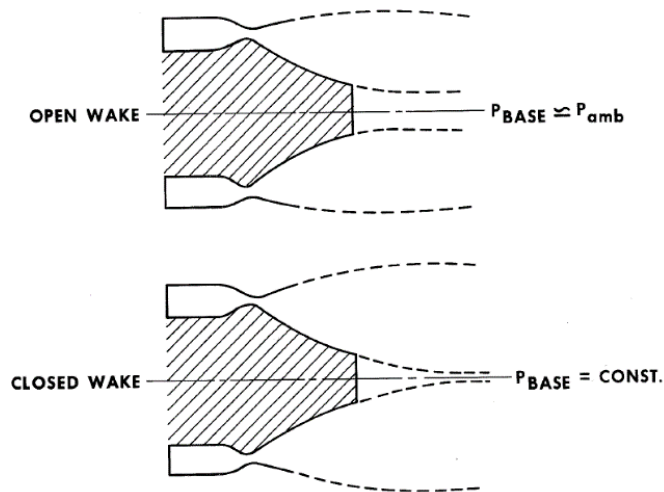


شکل ۲: تأثیر تغییرات ارتفاع روی گازهای خروجی نازل آترواسپایک (الف) وضعیت گازهای خروجی در ارتفاع زیاد و (ب) وضعیت گازهای خروجی در ارتفاع کم [۸].



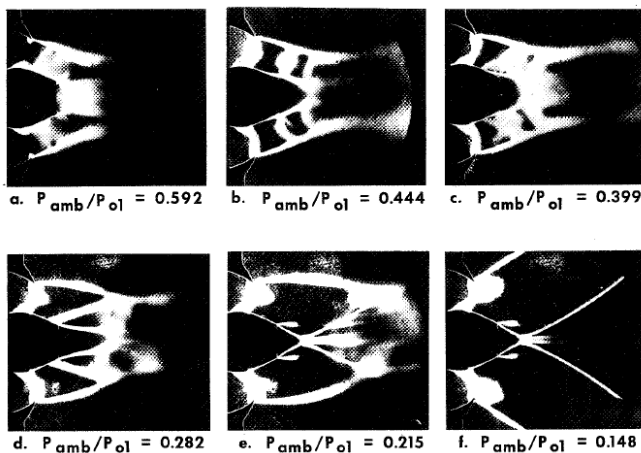
شکل ۳: نازل آترواسپایک خطی در پروژه فضاپیمای X-33 [۳].

نمونه‌های دیگری از نازل‌های آترواسپایک وجود دارد که مدور می‌باشند و جریان خروجی به شکل دایره‌وار حول آن را فرا می‌گیرد. این نوع نازل‌ها نیز در دو نوع شکل وجود دارند. یکی به صورت پیوسته می‌باشد که جریان



شکل ۶: دو حالت وضعیت فشار سطح قطع شده نازل آئروسپایک [۱۰].

در تصویر ۷ می‌بینید که ناحیه بازگردش^۲ بسته و محل شوک فشاری تغییری نکرده و آنالیزها این موضوع را نشان می‌دهند. البته فشار سطح قطع شده تغییر کرده است. تصاویر زیر برای تحلیل خط صوت بوده است.



شکل ۷: تصویر شلیرین توسعه جریان نازل قطع شده از یک-باز (a,b,c,d) به یک-بسته (e,f) با تغییر نسبت فشار محیط به فشار محفظه احتراق نازل [۱۰].

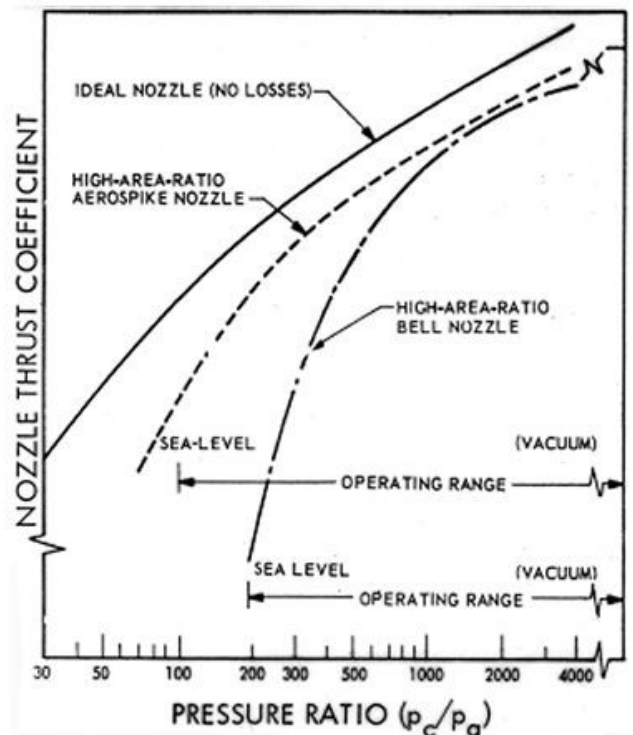
در شکل ۸ تأثیر فشار محیط روی فشار سطح قطع شده نشان داده شده است. مقادیر بر اساس فشار محفظه احتراق بی‌بعد شده‌اند. از قسمت e تا f همانطور که می‌بینید تغییری در فشار سطح قطع شده مشاهده نمی‌شود و یک خط راست نسبت به محور عمودی می‌باشد که حاکی از ثابت بودن فشار سطح قطع شده تا مقدار خاصی از فشار محیط می‌باشد چون برای این بازه از نمودار، شرایط ناحیه سطح قطع شده، ویک-بسته می‌باشد ولی از یک فشار خاص به بعد یعنی از نقطه d تا a چون ناحیه سطح قطع شده تبدیل به ویک-باز می‌شود و در شرایط ویک-باز فشار سطح قطع شده تقریباً برابر با فشار محیط می‌باشد.

در شکل ۹ تأثیر جریان تزریقی بر فشار سطح قطع شده نشان داده شده است. همان طور که انتظار می‌رود، فشار سطح قطع شده با افزایش جریان تزریقی در این سطح به صورت خطی افزایش می‌یابد و تا مقدار تزریق ۱ درصد، این رویه ادامه دارد. بعد از ۱ درصد تغییرات بسیار ناچیز می‌باشد.

در رابطه فوق، P_e فشار خروجی، P_c فشار محفظه احتراق، P_a فشار اتمسفر و A_e مساحت خروجی نازل است. ضریب پیشران بهینه مربوط به حالتی است که فشار خروجی با اتمسفر یکسان باشد. در این حالت ضریب تراست به صورت زیر تعریف می‌شود که (رابطه شماره (۴)):

$$C_F = \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{P_a}{P_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} \quad (4)$$

در واقع شرایط را به شکل $P_a = P_e$ فرض می‌کنیم (فشار محیط = P_a) و ترم دوم صفر می‌شود و بقیه معادله بدون تغییر می‌ماند. در شکل ۵ ضریب پیشران نازل زنگوله‌ای که افزایش می‌یابد، از یک نقطه‌ای به بعد اختلاف زیادی بین نمودار زنگوله‌ای و نازل آئروسپایک وجود ندارد. این نمودار نشان می‌دهد که بیشترین اثر مثبت نازل آئروسپایک در ارتفاع پایین و نسبت فشار کم می‌باشد و از یک نقطه به بعد تقریباً هر دو نازل دارای یک ضریب پیشران می‌باشند.

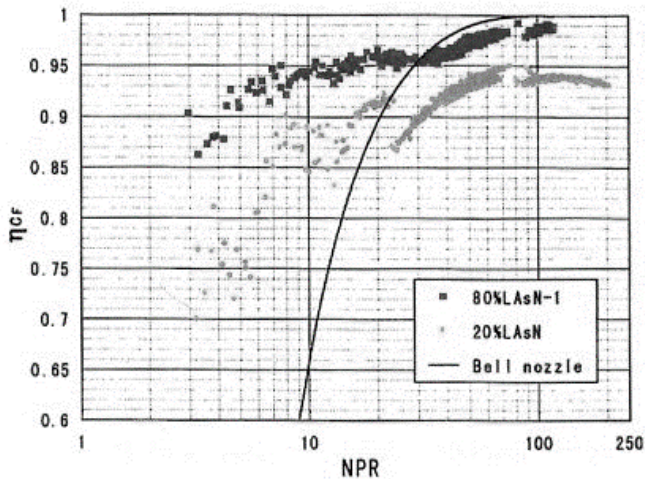


شکل ۵: تغییرات نسبت فشار به ضریب پیشران [۹].

در سال ۱۹۷۲ گراس [۱۰] به بررسی کارایی این نازل، خصوصاً کارایی مربوط به سطح قطع شده پرداخت و مطالعاتی را انجام داد. وی نشان داد که دو حالت کاری برای این نازل وجود دارد. یکی «ویک (ناحیه جریان مرده یا برگشتی)»-باز^{۱۵} که تقریباً با فشار محیط برابر می‌باشد و یکی دیگر هم «ویک-بسته»^{۱۶} که فشار آن ثابت می‌ماند. گراس نشان داد که چندین پارامتر از جمله شکل خط صوتی^{۱۷}، شوک داخلی، فشار محیط، جریان تزریقی در سطح قطع شده، نسبت مساحت نازل، اثر آشفستگی^{۱۸}، طول جسم میانی، و جریان لغزشی^{۱۹} آئروپدینامیکی بر فشار سطح قطع شده تأثیرگذارند. در تصویر ۶ این دو حالت را مشاهده می‌کنید.

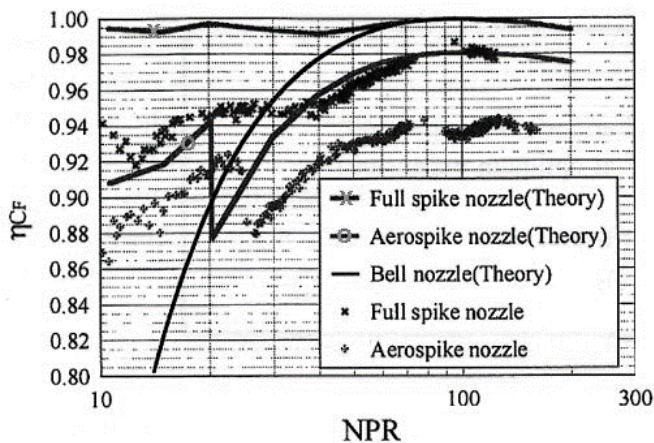
¹⁵open-wake ¹⁶close-wake ¹⁷sonic line ¹⁸turbulence ¹⁹slipstream ²⁰recirculation area

در سال ۱۹۹۸ تامیتا و همکاران [۶] نشان دادند که وقتی مقدار سطح قطع شده^{۲۲} نازل آئروسپایک افزایش پیدا می‌کند، مقدار η_{cf} نمودار کمتر می‌شود. در شکل ۱۰ مقدار بازده تجربی برای نازل با طول باقیمانده ۸۰٪ (نقاط پررنگ مربعی) با مقادیر بازده نازل با طول باقیمانده ۲۰٪ (نقاط کم رنگ) مقایسه شده است. همانطور که دیده می‌شود، با کاهش طول نازل، مقدار بازدهی ضریب پیشران (η_{cf}) نیز کاهش می‌یابد.



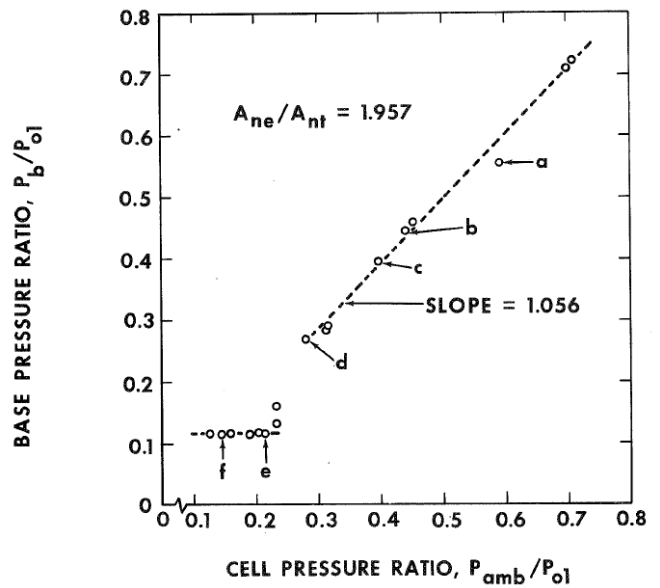
شکل ۱۰: مقایسه بازدهی ضریب پیشران نازل به نسبت فشار نازل برای نازل با طول باقیمانده ۸۰٪ و ۲۰٪ [۶].

در سال ۱۹۹۹ تامیتا و همکاران [۷] نشان دادند که نازل آئروسپایک در همه موارد، بازدهی ضریب پیشران برابر یا بیشتر از نازل زنگوله‌ای ندارد و این موضوع همیشه صادق نیست. همانطور که در شکل ۱۱ مشاهده می‌شود، در نسبت فشار زیاد، مقدار η_{cf} نازل زنگوله‌ای از η_{cf} نازل آئروسپایک مقدار بیشتر خواهد بود.

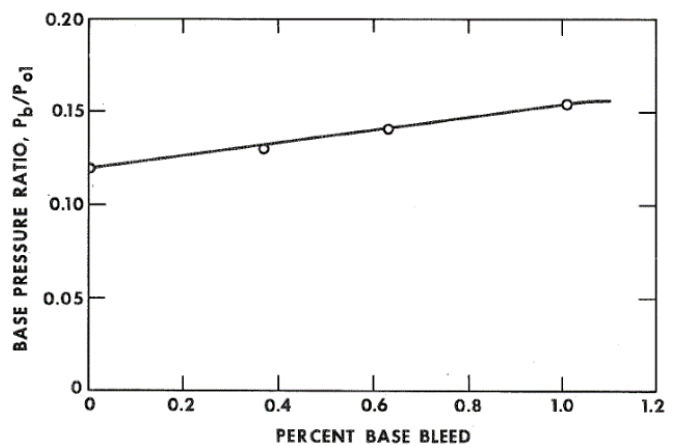


شکل ۱۱: مقایسه بازدهی ضریب پیشران نازل با نسبت فشار نازل برای اسپایک تئوری و واقعی، آئروسپایک و نازل زنگوله‌ای [۷].

ایشان همچنین نشان دادند که با اضافه کردن جریان تزریقی، تغییراتی در میزان η_{cf} دیده می‌شود. در حالت کلی مقدار جریان تزریقی دارای دو حالت بیشینه و کمینه است. در شرایط قبل از کمینه اضافه کردن جریان تزریقی به سطح قطع شده نازل تأثیر زیادی در η_{cf} نازل ایجاد نمی‌کند. با افزایش مقدار



شکل ۸: تغییرات نسبت فشار در سطح قطع شده نازل با نسبت فشار محیط (دو فشار نسبت به فشار محفظه احتراق (p_{01}) بی‌بعد شده‌اند [۱۰].



شکل ۹: تأثیر جریان تزریقی سطح قطع شده روی فشار سطح قطع شده نازل قطع شده [۱۰].

در سال ۱۹۹۶ هاگمن [۱۱] مطالعاتی در مورد تحلیل کارایی نمونه‌های متفاوتی از نازل‌های پلاگ (خطی، مدور و کلاستر شده^{۲۱}) انجام داد. فرایندهای فیزیکی اساسی نظیر امواج انبساطی و ناحیه جریان چرخشی در ناحیه قطع شدگی با دقت خوبی بدست آمد. نتایج تجربی و عددی نشان دادند که جدایش جریان روی سطح جسم میانی قبل از قطع شدگی رخ می‌دهد. تامیتا و همکارانش در سال ۱۹۹۶ [۱۲] و در سال ۱۹۹۹ ساکاموتو و همکاران [۱۳] مطالعات تجربی مربوط به نازل‌های آئروسپایک خطی و متقارن را ادامه دادند. نتایج بدین شرح می‌باشد:

- مقدار فشار ناحیه قطع شده برای تعیین مقدار نیروی پیشران و محل قطع کردن پلاگ مهم می‌باشد.
- دستیابی به «ترمیم اثرات ناشی از تغییر ارتفاع» مناسب با نازل‌های آئروسپایک خوشه‌ای، با طراحی دقیق ممکن است. همچنین دلایل افت کارایی شامل ایجاد شوک مایل در نازل سلول به دلیل طراحی نامناسب پیکربندی سلول، توسعه لایه مرزی و جدایش جریان است.

²¹clustered ²²truncating

در نازل آتروسپایک مخروطی مدور فرامنسپت 15° مشاهده شد که شوک فرامنسپت از نازل داخلی و شوک انبساطی از لبه بالاپوش 25° نازل داخلی، بر تمامی میدان جریان حاکم می‌باشد. با افزایش نسبت فشار (NPR)، همان طور که شرایط کاری نازل از وضعیت فرامنسپت به فرومنسپت در حال تغییر می‌باشد، زاویه این شوک‌ها نیز تغییر می‌کند.

۲.۳ مطالعات عددی-تئوری

برمان و کرپس در سال ۱۹۶۱ [۱۹] فعالیتی تحقیقاتی انجام دادند که در آن روش‌های طراحی تحلیلی^{۲۶} و کنترل بردار نیروی پیشران^{۲۷} مورد بررسی و کار قرار گرفت.

راو در همان سال [۲۰] یک روش بسیار دقیق تر بر اساس محاسبه تغییرات کانتور پلاگ برای طراحی نازل پلاگ ارائه داد.

لی و تامسون [۲۱] اولین برنامه کامپیوتری برای طراحی نازل پلاگ را بر اساس کار راو در سال ۱۹۶۴ توسعه دادند.

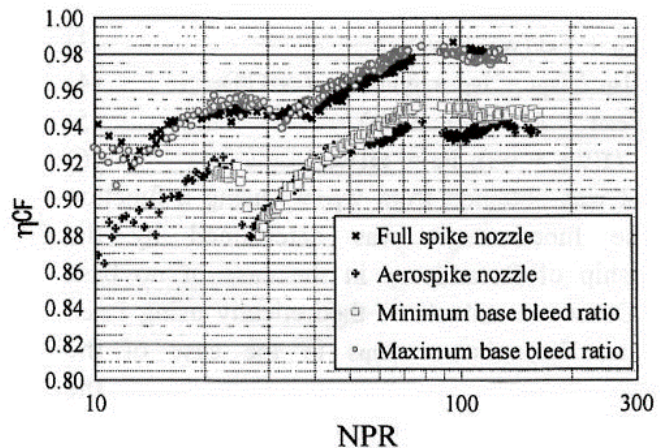
ایتو و فوجی [۲۲] نیز در همین سال از جنبه‌های بسیاری نازل آتروسپایک را به صورت عددی مورد مطالعه قرار دادند. نتایج این مطالعه نشان داد که در ارتفاع پایین فشار ناحیه قطع شده برابر فشار محیط می‌باشد و نیروی پیشرانی هم تولید نمی‌کند.

در سال ۲۰۰۵ ونگ [۲۳] و همکاران تحقیقات و مطالعاتی در زمینه رفتار آترویدینامیکی و کارایی^{۲۸} نازل‌های آتروسپایک انجام دادند. در این مقاله مطالعات عددی و تجربی روی سه نازل یکی نازل آتروسپایک شش سلولی کاشی شکل^{۲۹}، یکی دیگر نازل آتروسپایک شش سلولی مدور-به-مستطیلی شکل^{۳۰} و دیگری نازل آتروسپایک خطی تک سلولی^{۳۱} انجام شد. بازدهی نازل آتروسپایک شش سلولی کاشی شکل و نازل آتروسپایک-تک سلولی خطی در ارتفاع طراحی نزدیک به ۱۰۰٪ می‌باشد در حالی که نازل آتروسپایک شش سلولی با سلول مدور-به-مستطیلی در شرایط مشابه تقریباً ۹۵٪ می‌باشد.

نظری‌نیا و همکاران [۲۴] در سال ۲۰۰۵ مطالعاتی از طریق شبیه سازی عددی برای نشان دادن مزایای نیروی پیشران یک نازل آتروسپایک کوچک در مقایسه با نازل زنگوله‌ای متداول برابر آن و تأثیر پارامترهای هندسی روی کارایی نازل انجام دادند. جریان داخلی و خارجی نازل آتروسپایک و نازل متداول برابر آن در نسبت‌های متفاوت فشار محیط به صورت عددی آنالیز شده تا فشار خروجی بهینه، فرامنسپت^{۳۲} و فرومنسپت^{۳۳} را در شرایط طراحی ارائه دهد. نتایج نشان می‌دهد که نازل آتروسپایک می‌تواند ۵٪ نیروی پیشران بیشتری در حالت فرامنسپت اعمال کند (شکل ۱۳).

در سال ۲۰۰۶ نقیب لاهوتی و طلوعی [۲۵] مطالعاتی برای بررسی تأثیر جریان تزریقی در سطح قطع شده روی کارایی نیروی پیشران یک نازل آتروسپایک در شرایط خارج از طرح^{۳۴} به شیوه عددی انجام دادند. در این مطالعه، تأثیرات مقدار جریان تزریقی سطح قطع شده و شرایط کاری نازل روی نیروی پیشران کل^{۳۵} و نیروی پیشران فشاری^{۳۶} تولید شده توسط

جریان تزریقی از کمینه تا مقدار بیشینه، η_{cf} از حالت قطع شده تا اسپایک کامل افزایش می‌یابد. نتایج در شکل ۱۲ دیده می‌شود.



شکل ۱۲: بازده ضرب نیروی پیشران نازل آتروسپایک با جریان تزریقی سطح قطع شده [۷].

در سال ۲۰۰۳ نیمی و همکاران [۱۴] تحقیقات و بررسی‌هایی در مورد ساختارهای میدان جریان حول نازل آتروسپایک نوع خطی با استفاده از فلوئورسانس ناشی از لیزر^{۲۳} (LIF) و رنگ حساس به فشار^{۲۴} (PSP) انجام دادند. LIF به روشی اطلاق می‌شود که یک اتم یا مولکول با افزایش سطح انرژی بوسیله جذب نور لیزر به‌مراه گسیل خود به خودی نور، برانگیخته می‌شود. در این روش، بعد از برانگیخته شدن و بعد از گذشت مقداری از زمان (معمولاً چند نانو یا میکرو ثانیه) از حالت برانگیخته خارج شده و نور با طول موج بزرگ‌تر از طول موج برانگیخته شدن از خود ساطع می‌کند. این نور فلوئورسنت توسط روش‌های خاص ثبت می‌شود. بدین وسیله وضعیت جریان را می‌توان مورد بررسی قرار داد. روش PSP نیز روشی برای اندازه‌گیری فشار هوا یا تمرکز اکسیژن محلی می‌باشد. این روش مانند نقاشی کردن می‌باشد که تحت یک طول موج روشن‌سازی خاص با شدت‌های متفاوت بسته به فشار هوای خارجی وارد بر سطح، از خود نور ساطع می‌کند. اگرچه در بررسی‌ها «جریان برگشتی» شناسایی نشد، اما به نظر می‌رسد که جریان برگشتی از نقطه تداخل تا ناحیه قطع شده ایجاد می‌شود و منجر به جبران ارتفاعی می‌شود.

در سال ۲۰۰۵ موری و همکاران [۱۵] بررسی تجربی نازل‌های آتروسپایک خطی با دیوار را انجام دادند. در این آزمایش و مطالعه ساختارهای میدان جریان در هر مقطعی حول نازل آتروسپایک نوع خطی با روش LIF-NO در گاز حامل N_2 تصویرسازی و آنالیز شد. این بررسی‌ها نشان داد که جبران هدررفت تراست با فشار ناحیه قطع شده فقط وقتی نسبت فشار (منبع به محیط) به اندازه کافی زیاد باشد، اتفاق می‌افتد. همچنین اضافه کردن دیوارهای جانبی منجر به افزایش تراست در سطح ناحیه قطع شده می‌شود.

در سال ۲۰۰۸ و ۲۰۱۱ ورما و همکاران یک سری مطالعات تجربی درباره فیزیک پدیده شوک و کارایی نازل که مربوط به دو نازل آتروسپایک کلاسیک بوده را انجام دادند [۱۶-۱۸]. این نازل‌ها شامل یک نازل مخروطی مدور، نازل خطی کامل (با زاویه کم جسم میانی)، و نازل قطع شده بود.

²³Laser Induced Fluorescence ²⁴Pressure Sensitive Paint ²⁵cowl ²⁶analytical design method ²⁷thrust vector control ²⁸performance ²⁹6-cell tile-shaped aerospike nozzle ³⁰6-cell aerospike nozzle with round-to-rectangle primary nozzles ³¹1-cell linear aerospike nozzle ³²over-expansion ³³under-expansion ³⁴off-design ³⁵total thrust ³⁶pressure thrust

۴ چالش‌ها

با وجود تحقیقات قابل توجه و مهمی که در سال‌های اخیر روی این نوع نازل انجام شده است ولی هنوز مواردی در مورد این نازل وجود دارد که جای تحقیق و بررسی بیشتر دارد.

خنک سازی: جسم میانی قسمتی از نازل می‌باشد که شدیداً در معرض شار حرارتی بزرگ‌تری نسبت به نازل‌های زنگوله‌ای می‌باشد. این مسأله را تا حدودی می‌توان با ایجاد جریان ثانویه برطرف کرد.

ساخت نازل: ساخت یک نازل آترواسپایک بسیار پیچیده‌تر و سخت‌تر از یک نازل زنگوله‌ای می‌باشد. در نتیجه تولید چنین نازلی هزینه زیادی را در بر خواهد داشت [۲۹، ۳۰].

۵ نتیجه‌گیری

در دهه‌های اخیر مطالعات متعددی در زمینه نازل آترواسپایک صورت گرفته که کمک بسزایی در توسعه این نازل داشته است. بررسی‌هایی در زمینه پدیده‌های درون گازهای خارجی از این نازل انجام شد که به خوبی وضعیت این نازل در ارتفاعات مختلف را نشان می‌دهد. مقایسه بین عملکرد نازل آترواسپایک و زنگوله‌ای در ارتفاعات مختلف، بررسی کارایی نازل در ارتفاعات مختلف، و بررسی تغییر طول جسم میانی در تحقیقات پیشین انجام شده است. مطالعه تأثیر و مقدار جریان، دما و فشار در ناحیه قطع شده، بررسی جدایش روی سطح جسم میانی و بررسی ایجاد انحنای در ناحیه قطع شده از جمله مطالعات عددی و آزمایشی دیگر در این زمینه می‌باشد. در برخی تحقیقات دیگر نتایج روش‌های تئوریک و عددی در طراحی نازل با بررسی شده است. اعتبار سنجی انجام شده تطابق مناسبی بین نتایج این روش‌ها و داده‌های آزمایشگاهی نشان می‌دهد.

برای اندازه‌گیری و بررسی وضعیت جریان در شرایط آزمایشگاهی نیز از روش‌هایی همچون PSP و NO-LIF و سایه‌نگاری استفاده می‌شود که دقت خوبی از خود ارائه می‌دهد.

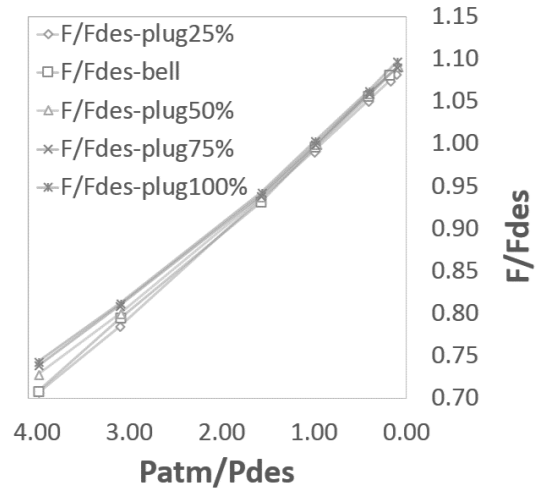
اگرچه تجربه‌های خوب و زیادی مرتبط با این نازل کسب شده و مشخصه‌های زیادی از آن استخراج شده است، اما هنوز سؤالات زیادی در مورد این نازل وجود دارد که باید به آنها پاسخ داد و این موضوع نیاز به پژوهش بیشتر دارد که دانش پژوهان به صورت جهانی باید به آن بپردازند.

انتظار می‌رود که در آینده‌ای نزدیک از این نوع نازل برای اهداف استراتژیک، نظامی، تحقیقاتی و حتی مأموریت‌های فضایی استفاده شود و این مهم نیازمند توجه بیشتر آژانس‌ها و مراکز تحقیقاتی و صنعتی می‌باشد.

مراجع

- [1] Konstantin E. Tsiolkovsky. Online, Accessed on: 15-Oct-2019. <https://www.nasa.gov/audience/foreducators/rocketry/home/konstantin-tsiolkovsky.html>.
- [2] Makris, K. Nozzle design. Online, Accessed on: 15-Oct-2019. <http://www.k-makris.gr/RocketTechnology/Noz>

سطح قطع شده نازل آترواسپایک به صورت عددی مورد بررسی قرار گرفت. همچنین مکانیزمی که بوسیله آن جریان تزریقی در سطح قطع شده روی توزیع فشار سطح قطع شده اثر می‌گذارد و الگوی جریان اطراف جسم میانی نیز مورد مطالعه قرار گرفت.



شکل ۱۳: تغییرات نیروی پیشران دریافتی با نازل‌های متفاوت مطالعه شده به همراه فشار جریان خارجی (نیروی پیشران طراحی) $(F_{des} = [25])$.

روی هم‌رفته این گونه می‌توان نتیجه گرفت که در حالیکه جریان تزریقی سطح قطع شدگی، نیروی پیشران سطح قطع شدگی را بهبود می‌بخشد و در نتیجه آن نیروی پیشران کلی نازل قطع شده آترواسپایک را هم بهبود می‌دهد، اما باید مقدار جریان تزریقی در سطح قطع شده را متناسب با شرایط کاری وسیله پرنده انتخاب کرد.

کاپیلوایی و همکاران [۲۶] در سال ۲۰۱۲ مشخصه‌های آترواینامیکی یک نازل پلاگ مشهور که دارای پوشش^{۳۷} می‌باشد را در شرایط کاری متفاوت مطالعه کردند. در مطالعات مشاهده شد که جریان نازل دارای تداخلات شوک/شوگ و شوک/لایه مرزی در تمامی مقادیر نسبت فشار (NPR) خارج از طرح می‌باشد. وضعیت جریان روی سطح جسم میانی بسته به تداخل شوک با لایه مرزی می‌تواند یا کاملاً جداشده یا با چسبیدن مجدد^{۳۸} شده باشد.

در سال ۲۰۱۴ میاوشنگ و همکاران [۲۷] یک بررسی و مطالعه عددی سه قسمتی از رفتار جدایش جریان در یک نازل آترواسپایک مخروطی^{۳۹} مدور فرا-منبسط انجام دادند. مطالعه ساختار شوک، الگوی جدایش جریان با افزایش نسبت فشار نازل (NPR)، پیش‌بینی اطلاعات جدایش روی دیوار نازل، و تأثیر چگالی گاز روی رفتار جدایش جریان نیز در این بررسی انجام شده است.

در سال ۲۰۱۵ پادانیا و همکاران [۲۸] یک کد کامپیوتری ایجاد کردند که از روش مشخصه‌ها^{۴۰} و تابع جریان^{۴۱} برای طراحی نازل آترواسپایک استفاده می‌کرد. کد ایشان دقت قابل قبولی در پیش‌بینی نسبت مساحت و عدد ماخ خروجی داشت. دقت نتایج به دست آمده از نرم افزار در عدد ماخ خروجی و نسبت مساحت خروجی با کاهش زاویه شوک انبساطی، افزایش می‌یابد.

³⁷shrouded ³⁸reattached ³⁹conical aerospike nozzle ⁴⁰characteristics ⁴¹flow function

- [19] Herman, K. and Crimp, F. W. Performance of plug-type rocket exhaust nozzles. *ARS Journal*, 31(1):18-23, 1961.
- [20] Rao, G.V.R. Spike nozzle contour for optimum thrust. *Planetary and Space Science*, 4:92 - 101, 1961.
- [21] Lee, Che-Ching. Fortran program for plug nozzle design, 1964.
- [22] Ito, Takashi, Fujii, Kozo, and Hayashi, A. *Computations of the axisymmetric plug nozzle flow fields - Flow structures and thrust performance*. 1999.
- [23] hui WANG, Chang, LIU, Yu, and fei LIAO, Yun. Studies on aerodynamic behavior and performance of aerospike nozzles. *Chinese Journal of Aeronautics*, 19(1):1 - 9, 2006.
- [24] Nazarinia, Mehdi, Naghib-Lahouti, Arash, and Tolouei, Elhaum. Design and numerical analysis of aerospike nozzles with different plug shapes to compare their performance with a conventional nozzle. 03 2005.
- [25] Naghib-Lahouti, Arash. Investigation of the effect of base bleed on thrust performance of a truncated aerospike nozzle in off-design conditions. 2006.
- [26] Kapilavai, Dheeraj S. K., Tapee, John, Sullivan, John, Merkle, Charles L., Wayman, Thomas R., and Conners, Timothy R. Experimental testing and numerical simulations of shrouded plug-nozzle flowfields. *Journal of Propulsion and Power*, 28(3):530-544, 2012.
- [27] He, Miaosheng, Qin, Lizi, and Liu, Yu. Numerical investigation of flow separation behavior in an over-expanded annular conical aerospike nozzle. *Chinese Journal of Aeronautics*, 28(4):983 - 1002, 2015.
- [28] Padania, Ayub, Sardiwal, Sanjay Kumar, Chowdary, D Harika, Sharath, MV Sai, and Artham, Sushma. Numerical solution for the design of a traditional aerospike nozzle using method of characteristics. *IOSR Journal of Mechanical and Civil Engineering*, 12(1):63-69, 2015.
- [29] Peugeot, John, Garcia, Chance, and Burkhardt, Wendel. A modular aerospike engine design using additive manufacturing, 2014.
- [30] Why an aerospike? Online, Accessed on: 15-Oct-2019. <http://nextaero.com.au/why-an-aerospike>.
- zle_Design/nozzle_design.html.
- [3] Bergin, C. X-33/venturestar - what really happened. Online, Accessed on: 15-Oct-2019. <https://www.nasaspaceflight.com/2006/01/x-33venturestar-what-really-happened>.
- [4] Szondy, D. Firefly space systems unveils alpha launch vehicle design with aerospike engine. Online, Accessed on: 15-Oct-2019. <https://newatlas.com/firefly-alpha-aerospike-launch-vehicle/32892/>.
- [5] Kumar, K Naveen, Gopalsamy, M, Antony, Daniel, Krishnaraj, R, and Viswanadh, Chaparala B V. Design and optimization of aerospike nozzle using CFD. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 247:012008, oct 2017.
- [6] Tomita, Takeo, Takahashi, Mamoru, Onodera, Takuo, and Tamura, Hiroshi. *Visualization of shock wave interaction on the surface of aerospike nozzles*. 1998.
- [7] Tomita, Takeo, Takahashi, Mamoru, Onodera, Takuo, and Tamura, Hiroshi. *Effects of base bleed on thrust performance of a linear aerospike nozzle*. 1999.
- [8] Sutton, George P and Biblarz, Oscar. *Rocket propulsion elements*. John Wiley & Sons, 8th ed. , 2010.
- [9] Huang, D. H. and Huzel, D. K. Design of liquid propellant rocket engines, 1971.
- [10] Gross, K. W. Performance analysis of aerospike rocket engines, 1972.
- [11] Hagemann, G., Schley, C.-A., Odintsov, E., and Sobatchkine, A. *Nozzle flowfield analysis with particular regard to 3D-plug cluster configurations*. 1996.
- [12] Tomita, Takeo, Tamura, Hiroshi, and Takahashi, Mamoru. *An experimental evaluation of plug nozzle flow field*. 1996.
- [13] Sakamoto, Hiroshi, Takahashi, Mamoru, Sasaki, Masaki, Tomita, Takeo, Kusaka, Kazuo, and Tamura, Hiroshi. *An experimental study on a 14 kN linear aerospike-nozzle combustor*. 1999.
- [14] Niimi, T., Mori, H., Okabe, K., Masai, Y., and Taniguchi, M. Analyses of flow field structures around linear-type aerospike nozzles using lif and psp. in *20th International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities, 2003. ICIASF '03.*, pp. 15-20, 2003.
- [15] Mori, H., Niimi, T., Taniguchi, M., Nishihira, R., and Fukushima, A. Experimental analyses of linear-type aerospike nozzles with sidewalls. in *ICIASF 2005 Record International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities*, pp. 145-149, 2005.
- [16] Verma, S. B. Performance characteristics of an annular conical aerospike nozzle with freestream effect. *Journal of Propulsion and Power*, 25(3):783-791, 2009.
- [17] Verma, S. B. and Viji, M. Freestream effects on base pressure development of an annular plug nozzle. *Shock Waves*, 21(2):163-171, Apr 2011.
- [18] Verma, S.B. and Viji, M. Linear-plug flowfield and base pressure development in freestream flow. *Journal of Propulsion and Power*, 27(6):1247-1258, 2011.