زاهدزاده، مجتبی؛ قلم‌باز، محمد (۱۳۹۵). مطالعه عددی پاشش دو جریان ثانویه در شیپوره جهت کنترل بردار تراست یک موتور موشک. تبدیل انرژی، ۲(۳)، ۱۷-۲۵.

مطالعه عددی پاشش دو جریان ثانویه در شیپوره جهت کنترل بردار تراست یک موتور موشک

مجتبی زاهدزاده[۱]، محمد قلم‌باز[۲و*]

[۱]دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه مهندسی مکانیک، واحد دزفول، دانشگاه آزاد اسلامی، دزفول، ایران
[۲]استادیار، گروه مهندسی مکانیک، واحد دزفول، دانشگاه آزاد اسلامی، دزفول، ایران
[*]نویسنده مسئول و عهده‌دار مکاتبات. ایمیل: m.ghalambaz@iaud.ac.ir

دریافت: آبان ۱۳۹۵، بازنگری: بهمن ۱۳۹۵، پذیرش: اسفند ۱۳۹۵

چکیده

در این مقاله مطالعه‌ای بر روی پاشش دو جریان ثانویه جهت کنترل بردار تراست با استفاده از نرم‌افزار عددی دینامیک سیالات محاسباتی فلوئنت صورت پذیرفته است. کنترل بردار تراست، یکی از راه‌های مناسب هدایت و کنترل در شرایطی است که نیروهای آیرودینامیکی ناچیز باشند، مانند سیستم‌هایی که در جو رقیق پرواز می‌کنند. سیستم‌های کنترل بردار تراست شامل روش‌های مکانیکی و سیالاتی هستند که روش‌های سیالاتی نیازی به عملگر مکانیکی نداشته و دارای پاسخ‌دهی سریعی می‌باشند. در این کار شبیه‌سازی سه‌بعدی حوزه جریان برای یک شیپوره تست نمونه صورت پذیرفته است. در این شبیه‌سازی سه-بعدی، معادلات ناویر-استوکس به همراه مدل آشفتگی دو-معادله‌ای $k-\omega sst$ و معادله حالت گاز کامل حل می‌شوند. سپس نتایج حل عددی با نتایج تست تجربی مقایسه شده است که مقایسه نتایج، نشان دهنده تطابق خوب حل عددی با نتایج تجربی می‌باشند. سپس نتایج پاشش از دو انژکتور بررسی شده و تأثیر پاشش از دو انژکتور در قسمت واگرای شیپوره مورد ارزیابی قرار گرفته است. همچنین پاشش از دو انژکتور در موقعیت‌های طولی مختلف بررسی شده است. از نتایج مشاهده می‌شود که هرچه محل قرارگرفتن انژکتور دوم به دهانه خروجی شیپوره نزدیکتر باشد زاویه بردار تراست بیشتر می‌شود.

[*]عهده‌دار مکاتبات: m.ghalambaz@iaud.ac.ir

کلمات کلیدی: :شیپوره‌های موشک، کنترل بردار تراست، پاشش ثانویه، فلوئنت.

۱- مقدمه

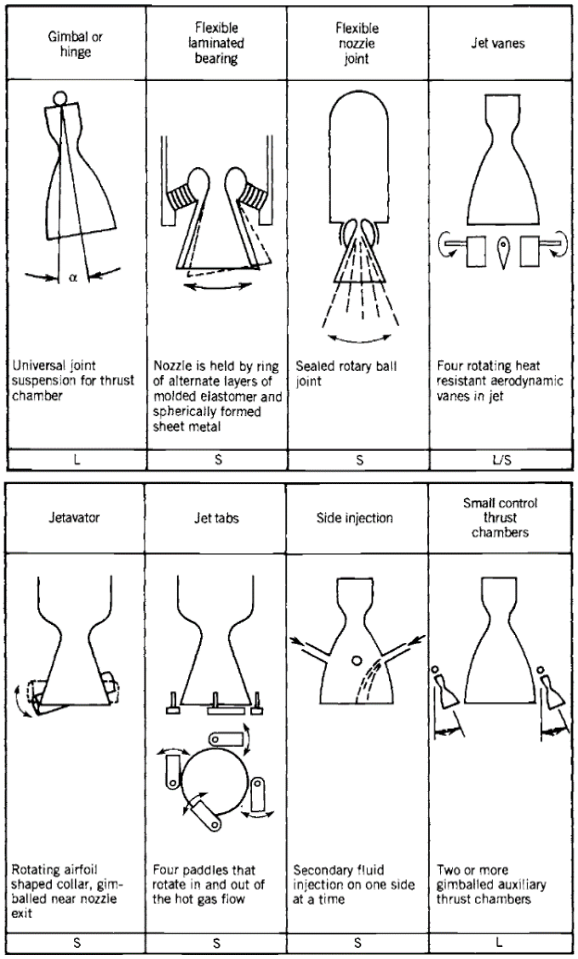
قابلیت تغییر جهت نیروی تراست یک موتور هواپیما یا موتور موشک مزایای زیادی برای شرکت‌های هوافضایی دارد. این قابلیت پتانسیل تولید یک مؤلفه عمودی تراست را دارد که می‌تواند مخصوصاً در سرعت‌های پایین استفاده شود و نیروی برآ را تقویت نماید. این باعث می‌شود تا هواپیما در مسافت کوتاه-تری از باند فرودگاه بلند شود و با نرخ بالاتری اوج‌گیری نماید. در هنگام نشستن نیز مؤلفه عمودی نیروی تراست می‌تواند موجب افزایش نیروی برآ شود و سرعت‌های فرود می‌توانند کاهش یابند و مسافت باند لازم جهت نشستن کاهش یابد. کنترل بردار تراست می‌تواند برای کنترل هواپیما در شرایط واماندگی بال استفاده شود و درنتیجه مانورپذیری هواپیما را در تمام شرایط پروازی مهیا نماید. هواپیماهای جدید و با عملکرد بالا نیاز به تکنولوژی‌های جدید پیشرفته در قسمت‌های پیشرانشی خود دارند. کنترل بردار تراست به عنوان یک تکنولوژی کلیدی برای هواپیماهای کنونی و هواپیماهای آینده پدیدار شده است. شیپوره‌های مجهز به کنترل بردار تراست در همه شرایط پروازی مؤثر بوده و می‌توانند بعضی از محدودیت-های طراحی از قبیل قیمت پایین، سر و صدای کم، وزن کم، مسافت برخاستن کوتاه و بهبود ویژگی‌های پنهان‌کاری را جبران نمایند [۱].

یک سیستم پیشرانش موشکی، علاوه بر تولید یک نیروی پیشرانشی برای یک وسیله پرنده، همچنین می‌تواند گشتاور-هایی را برای چرخش وسیله پرنده و کنترل وضعیت پرنده و مسیر پرواز فراهم نماید. با کنترل جهت بردارهای تراست از طریق مکانیزم‌های مختلف، می‌توان کنترل مسیر وسیله پرنده را امکان‌پذیر نمود. همه سیستم‌های پیشرانش شیمیایی می‌توانند

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20089813.1395.3.4.3.8]

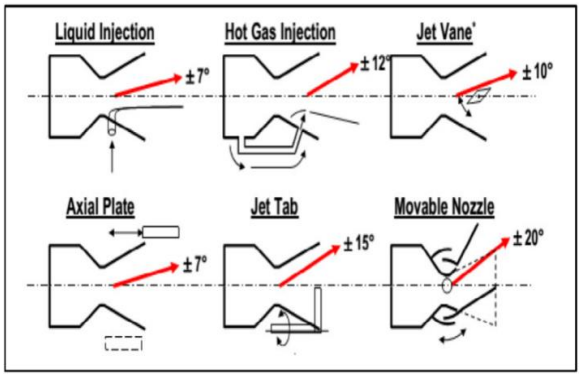
توسط یکی از انواع مختلف مکانیزم‌های کنترل بردار تراست[1] مجهز شوند. بعضی از این روش‌ها هم برای سیستم‌های پیشرانشی سوخت جامد، و هم سوخت مایع و هم هیبریدی قابل کاربرد هستند، ولی اکثر آنها فقط مخصوص یک گروه خاص از سیستم‌های پیشرانشی هستند.

کنترل بردار تراست تنها زمانی موثر است که سیستم پیشرانشی در حال عملکرد بوده و تولید جت جریان خروجی می‌نماید. برای بازه پروازی، هنگامیکه یک سیستم پیشرانش موشکی در حال عملکرد نباشد، درنتیجه سیستم کنترل بردار تراست غیرفعال بوده و نیاز به مکانیسم‌های جداگانه دیگری برای کنترل وضعیت وسیله پرنده و کنترل مسیر پرواز می‌باشد. در شکل ۱ شماتیکی از چند روش مختلف کنترل بردار تراست مشاهده می‌شود. در شکل ۲ نیز مقادیر تقریبی تغییر بردار تراست روش‌های مختلف کنترل بردار تراست نمایش داده شده است.



شکل ۱: چند نوع مکانیزم مختلف کنترل بردار تراست [۲].

[1] TVC: Thrust Vector Control



شکل ۲: مقادیر تقریبی تغییر بردار تراست روش‌های مختلف کنترل بردار تراست [۳].

پاشش سیال ثانویه از طریق دیواره شیپوره به درون جریان گاز اصلی دارای تأثیر ایجاد موج‌های ضربه‌ای مایل در قسمت واگرای شیپوره است و بنابراین منجر به ایجاد یک توزیع نامتقارن جریان گاز اصلی می‌شود، که تولید یک نیروی جانبی می‌نماید. سیال ثانویه می‌تواند به صورت مایع و یا به صورت گاز ذخیره‌سازی شود. این گاز ثانویه می‌تواند از یک گاز-ژنراتور جداگانه تأمین شود و یا از یک مخزن به صورت مستقیم دمیده شود و یا با استفاده از کاتالیست یک سوخت تک-پایه تأمین شود و یا می‌تواند از یک مسیر کنارگذر از محفظه احتراق اصلی خود موتور تأمین شود.

مفهوم کنترل بردار تراست با استفاده از پاشش سیال ثانویه به درون جریان گازهای خروجی به سال ۱۹۴۹ برمی‌گردد. کاربرد کنترل بردار تراست با پاشش مایع[2] از دهه ۱۹۶۰ آغاز شد. در این روش، هم آب و هم سیالات واکنش‌پذیر (از قبیل هیدرازین یا تتروکسید نیتروژن) مورد استفاده قرار گرفته‌اند. اگرچه پاشش جانبی مایعات واکنش‌پذیر هنوز هم در بعضی وسایل قدیمی استفاده می‌شود ولی این مستلزم مخزن سوخت فشرده شده و یک سیستم تغذیه می‌باشد.

پاشش گاز داغ[3] از نقطه‌نظر جمع و جور بودن و کارایی مورد توجه است. در گذشته به دلیل مسائل خوردگی در شیرهای گاز داغ، از این سیستم استفاده عملی نشده است. ولی به هرحال دو عامل هم‌اکنون استفاده از این روش را امکان‌پذیر نموده است: اول اینکه شیرهای گاز داغ می‌توانند با استفاده از ساختارهای کربن-کربن جدیدتر و عایق‌های مدرن‌تر ساخته شوند. همچنین پیشرفت‌ها در علم متالوژی امکان ساخت شیرهای گاز داغ را از آلیاژهای رنیوم[4] می‌دهد. عامل دوم توسعه سوخت‌های جامدی است که خورندگی کمتری دارند و خوردگی شیپوره و شیرهای گاز داغ را کاهش می‌دهند.

[2] LITVC: Liquid Injection Thrust Vector Control
[3] HGITVC: Hot Gas Injection Thrust Vector Control
[4] Rhenium

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20089813.1395.3.4.3.8]

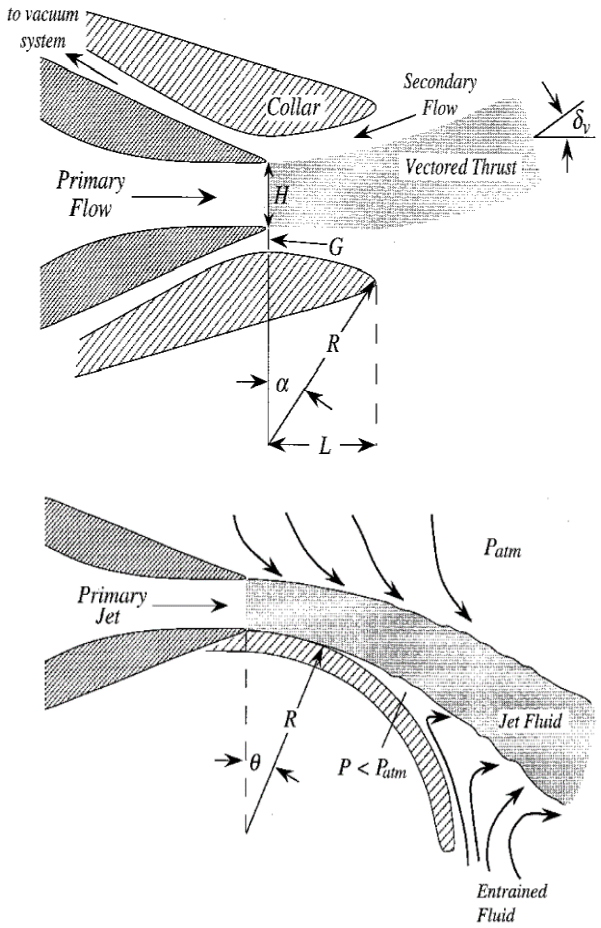
در موتورهای موشک سوخت مایع، گاز داغ می‌تواند از محفظه احتراق در موقعیتی که به طور عامدانه نسبت مخلوط سوخت غنی است، گرفته شود. دمای گاز درنتیجه پایین است (حدود ۱۱۰۰ درجه سانتیگراد) درنتیجه می‌توان از فلزات بدون نیاز به خنک‌کاری برای شیرهای گاز داغ و لوله‌ها استفاده نمود.

سیال ثانویه پاشیده شده می‌تواند گاز[5] یا مایع[6] باشد. بنابراین انتخاب آن به شرایط سیال پاشش شونده، مأموریت و پیچیدگی‌های سیستم در هنگام نصب با سیستم پیشرانش اصلی، بستگی دارد. سیال ثانویه می‌تواند از یک گاز-ژنراتور جداگانه تأمین شود و یا از یک گاز بی‌اثر ذخیره شده به طور جداگانه و یا اینکه از موتور اصلی گرفته شود [۲و۴].

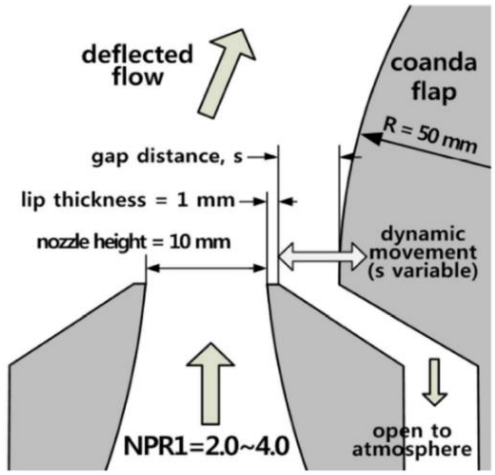
۲- تاریخچه تحقیق

کنترل بردار تراست می‌تواند توسط روش‌های زیادی شناخته شود، از قبیل: کنترل بردار موج ضربه‌ای [۵]، کج نمودن گلوگاه [۶]، جریان‌های خلاف جهت هم [۷]، یا اثرات کوندا[7] [۸]. به طور کلی روش‌های کنترل بردار تراست می‌توانند به دو شاخه اصلی تقسیم شوند: مکانیکی و سیالاتی. روش‌های کنترل بردار تراست مکانیکی از عملگرهای سخت‌افزاری مکانیکی برای تغییر جهت بردار تراست در خروجی شیپوره استفاده می‌نمایند. در حالیکه در روش‌های سیالاتی معمولاً از پاشش سیال جهت کنترل بردار تراست استفاده می‌شود.

ویر و استریکوفسکی، کنترل بردار تراست جریان‌های خلاف جهت هم جت‌های مادون صوت را در رژیم‌های پیوسته و پایدار بررسی نموده‌اند. در این کار مشاهده شده است که برای اعداد ماخ تا ۰/۵ با استفاده از جریان خلاف جهت، ایجاد زوایای کنترل بردار تراست تا ۲۰ درجه امکان‌پذیر است [۹و۱۰]. قابلیت تغییر جهت جت در حضور یک صفحه نیز مربوط به اثر کوندا می‌باشد. در کاری توسط یئول‌لی و همکارانش، مشخصات کنترل بردار تراست توسط اثرات کوندای تراکم‌پذیر بررسی شده است. در این کار از یک ابزار آزمایشگاهی برای اندازه‌گیری مؤلفه‌های نیرو در هنگام اعمال اثر کوندا بر جریان، استفاده شده است. در این کار مشاهده شد که با جابه‌جایی و تغییر فاصله صفحه منحنی از خروجی شیپوره می‌توان زاویه بردار تراست مورد دلخواه را بدست آورد. مشاهده شد که با افزایش فاصله بین صفحه منحنی و خروجی شیپوره، زاویه انحراف بردار تراست کاهش می‌یابد. همچنین در این آزمایش مشاهده شد که هنگامیکه فاصله بین صفحه منحنی و خروجی شیپوره بیشتر از ۱ میلیمتر باشد، اثرات کوندا ناچیز می‌شوند [۱۱].



شکل ۳: بالا) شماتیکی از کنترل بردار تراست شیپوره با جریان خلاف جهت؛ پایین) چسبیدن جت به یک سطح منحنی که به دلیل اثر کوندا اتفاق افتاده است [۱۰].



شکل ۴: شماتیکی از یک شیپوره تست به همراه صفحه منحنی کوندا [۱۱].

بالاکریشنا و همکارانش، شیپوره دوبعدی متقارن محوری را در زوایای واگرایی مختلف شیپوره با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت مورد بررسی قرار دادند، در مطالعه آنها نسبت سطح خروجی به

[5] HGITVC: Hot Gas Injection Thrust Vector Control
[6] LITVC: Liquid Injection Thrust Vector Control
[7] Coanda effects

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20089813.1395.3.4.3.8]

گلوگاه در همه شیپوره‌ها ثابت در نظر گرفته شده است. آنها مشاهده کردند که با افزایش زاویه واگرایی شیپوره، سرعت خروجی و شدت آشفتگی افزایش می‌یابد [۱۲]. گلرنگ و رفعی، اثر تغییر زاویهٔ واگرایی شیپورهٔ متحرک را بر روی کنترل بردار تراست به صورت عددی بررسی نموده‌اند. در حل عددی معادلات از روش حجم محدود به همراه حل مرتبهٔ دو بالادست و روش AUSM استفاده شده است که نتایج آنها نشان می‌دهد که با افزایش زاویهٔ واگرایی شیپوره، فاکتور بزرگ‌نمایی، نیروی پیشران جانبی و نیروی پیشران کل کاهش می‌یابند [۱۳].

تزریق گاز داغ به دلیل حجم کم و کارایی بالا یکی از روش-های مناسب کنترل بردار تراست به شمار می‌رود. در گذشته به دلیل خوردگی مکانیکی مواد شیرهای موجود در مسیر، از این روش استفاده چندانی نمی‌شد، ولی امروزه با پیشرفت علم متالوژی این روش بسیار مورد توجه است. استفاده از تزریق سیال ثانویه برای کنترل بردار تراست نخستین بار توسط ودربیی در سال ۱۹۴۹ مطرح شد و پیاده‌سازی آن در سال ۱۹۵۲ به انجام رسید [۱۴].

گرین و همکارانش در سال ۱۹۶۳ پاشش مایع به درون شیپوره را در موقعیت‌های مختلف و دبی‌های پاشش مختلف به صورت تجربی انجام داده و میزان انحراف بردار نیروی تراست را بدست آوردند [۱۵]. ماسویا و همکارانش، پاشش گاز ثانویه به درون یک شیپوره مخروطی مافوق‌صوت را به صورت آزمایشگاهی بررسی نموده‌اند. در این ویژگی‌های حوزه جریان مشخص شده و توزیع فشار روی دیواره اندازه‌گیری شده است. در این کار اثر فشار پاشش بر روی ساختار حوزه جریان بر روی یک موقعیت محوری در صفحه متقارن محوری جریان بررسی شده است [۱۶].

زمیجانویچ و همکارانش، اثرات تغییرات بردار تراست ناشی از پاشش گاز جانبی به درون جریان مافوق‌صوت یک شیپوره همگرا-واگرای متقارن محوری را بررسی نموده‌اند. در این کار پاشش جت جانبی گاز به درون جریان مافوق‌صوت اصلی یک شیپوره همگرا-واگرا برای امکان تغییرات بردار تراست مورد بررسی قرار گرفته است. در این مطالعه یک شیپوره همگرا-واگرای مخروطی ایده‌آل بریده‌شده با موقعیت‌های مختلف و زاویه‌های مختلف برای مجرای دایروی پاشش به عنوان مدل‌های آزمایش در مطالعه تجربی و عددی انتخاب شده است. در این کار مشاهده شده است که پاشش زاویه‌دار در بالادست تأثیر مثبتی بر روی توانایی تغییر زاویه بردار تراست دارد [۱۷]. جونز و همکارانش، یک سیستم کنترل بردار تراست تزریقی از نوع هیبریدی را ارائه نمودند. موتور می‌تواند سوخت جامد یا سوخت مایع باشد، در واقع سیستم کنترل ارائه شده برای هر دو گونه سوخت قابل استفاده و بهره‌برداری است. تحقیقات آنان نشان داد که گاز خروجی شیپوره به عنوان سیال تزریقی، بیشترین مقدار نیروی جانبی را ارائه می‌دهد و پس از آن به ترتیب مایعات واکنش‌پذیر و مایعات بی‌اثر قرار دارند [۱۸].

هاشم‌آبادی و حیدری برای طراحی آیرودینامیکی کنترل بردار تراست به کمک تزریق سیال، الگوریتمی را پیشنهاد دادند. این تحقیق به معرفی و بررسی کوتاه پارامترهای مختلف پاشش سیال جانبی به درون جریان اصلی محصولات احتراق از منظر دینامیک گاز پرداخته است. نحوه انتخاب بهینه پارامترهایی مانند موقعیت پاشش، زاویه پاشش و دبی جریان پاشش و اثرات آنها بر یکدیگر و بر میزان انحراف بردار تراست از نتایج این تحقیق است که بر اساس آن، روند طراحی آیرودینامیکی کنترل بردار تراست به روش پاشش سیال مایع تدوین شده است [۱۹]. نورالهی و همکارانش، شبیه‌سازی عددی پاشش مایع در بخش واگرای نازل را با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت بررسی نموده‌اند. در این کار با تعیین جریانی مشابه با گازهای ورودی به نازل، چند سیال مناسب با دبی و موقعیت زاویهٔ پاشش معین، به عنوان سیال جانبی به درون جریان اصلی گازهای حاصل از احتراق پاشیده شده و اثر این سیستم روی تغییر جریان داخل نازل و انحراف بردار تراست مطالعه شده است [۲۰]. مسگری و همکارانش نیز به بررسی عوامل موثر بر ایجاد نیروی کنترلی و طراحی یک سیستم کنترل بردارتراست پرداخته‌اند. اندازه، تعداد روزنه‌های جریان، میزان دبی، زاویه پاشش و ... پارامترهایی هستند که دراین کار به کمک نرم افزار شبیه‌سازی عددی فلوئنت مورد بررسی قرار گرفته است [۲۱].

حیدری و پور امیر، به بررسی اثر پاشش سیال جانبی فرئون بر بردار تراست موشک پرداخته‌اند. بدین منظور تغییرات پارامترهای مختلف پاشش سیال از یک انژکتور به درون شیپوره و اثر آن بر میزان انحراف بردار تراست مورد بررسی قرار گرفته است [۲۲]. همچنین آنها در کار دیگری، اثر پاشش سیال ثانویه بر انحراف و کنترل بردار تراست با استفاده از پاشش چند انژکتوره سیال مایع به درون جریان عبوری از بخش واگرای شیپوره را مطالعه نموده‌اند. در این تحقیق اثرات میزان دبی کل پاشش، کیفیت توزیع دبی پاشش بین انژکتورها و تعداد و نحوه چیدمان انژکتورها بررسی و نمودارهای میزان انحراف بردار تراست نسبت به دبی پاشش، توزیع دبی و نحوه چیدمان بدست آمده است [۲۳].

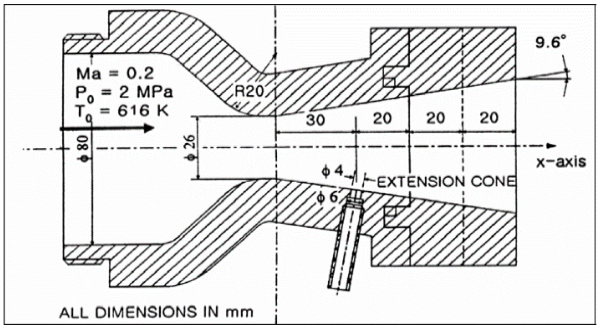
در مطالعه انجام شده توسط حامدی و همکارانش، نازل دارای دو گلوگاه به صورت عددی مدل شده است. در این تحقیق مدل آشفتگی $k-\omega SST$ به عنوان مدلی مناسب برای پیش‌بینی جزئیات جریان معرفی شده است. تأثیر طول شکاف تزریق بر بردار دهی نازل بررسی شده که با افزایش سطح تزریق زاویه انحراف بردار تراست افزایش می‌یابد [۲۴]. طحانی و همکارانش، اثرات تزریق جت صوتی سیال بر مشخصات میدان جریان و کارایی کنترل بردار تراست در نازل مافوق صوت را به صورت تجربی بررسی نموده‌اند. در این کار کد عددی توسعه یافته سه بعدی و چند بلوکی بوده و برای مدلسازی پیچیدگی-های ناشی از آشفتگی جریان، از مدل $k-\omega sst$ استفاده شده است [۲۵].

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-09]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1395.3.4.3.8]

۳- مدل هندسی

مشخصات مدل هندسی مورد بررسی از مرجع [۱۶] درنظر گرفته شده است. مدل هندسی مورد نظر در شکل ۵ نمایش داده شده است. شرایط مرزی ورودی ($P_0 = 2\ MPa$ ، $T_0 = 616\ K$ و $M = 0.2$) می‌باشد. پاشش جت ثانویه به صورت صوتی (با سرعت صوت) است و منبع تغذیه آن هم همان منبع تغذیه ورودی شیپوره است. انژکتور جت ثانویه عمود بر دیواره شیپوره است و در موقعیت ۳۰ میلیمتری از گلوگاه شیپوره واقع شده است. هر دو سیال هوا می‌باشند و نرخ دبی جرمی جت پاشش ثانویه برابر ۲/۴٪ نرخ دبی جرمی جریان اصلی است. داده‌های تجربی شامل داده‌های توزیع عدد ماخ در طول خطوط متقارن در صفحات واقع شده در ۵۰ میلیمتر و ۷۰ میلیمتر از گلوگاه شیپوره می‌باشد. بنابراین داده‌های تجربی عدد ماخ برای صحه‌گذاری نتایج حل عددی مورد استفاده قرار گرفته‌اند. شماتیکی از شیپوره مورد بررسی همراه با ابعاد در شکل ۵ نشان داده شده است.



شکل ۵: شماتیکی از شیپوره مورد بررسی همراه با ابعاد. [۱۶].

جدول ۱: شرایط مرزی.

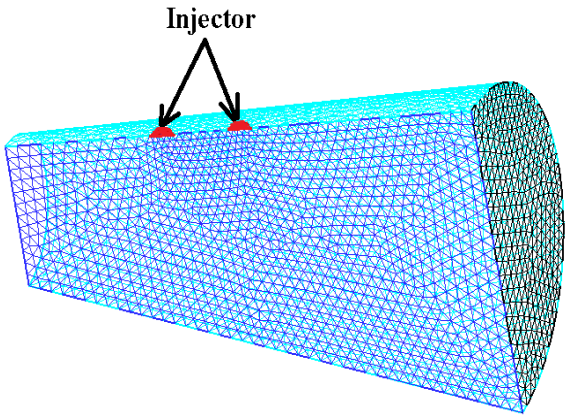
شرط مرزی	مقادیر
عدد ماخ ورودی به شیپوره	۰/۲
فشار سکون ورودی به شیپوره	۲ Ma
دمای سکون ورودی	۶۱۶ K

جدول ۲: خواص گاز (هوا).

خاصیت	مقادیر
وزن مولکولی	۲۸/۹۷
لزجت (kg/m-s)	۱/۷۸۹۴ × ۱۰$^{-۵}$
ضریب هدایت گرمایی (w/m-k)	۰/۰۲۴۲
گرمای ویژه در فشار ثابت (j/kg K)	۱۰۰۶

۴- روش حل عددی

شیپوره مورد بحث در این تحقیق با استفاده از نرم‌افزار دینامیک سیالات محاسباتی فلوئنت شبیه‌سازی شده است. شبکه ایجاد شده نیز با استفاده از نرم‌افزار گمبیت تولید شده است که از یک شبکه بی‌سازمان استفاده شده است. نمایی برش‌خورده از شبکه محاسباتی با تعداد شبکه کم در شکل ۶ مشاهده می‌شود.



شکل ۶: نمایی برش‌خورده از شبکه محاسباتی.

نرم‌افزار فلوئنت از روش بر مبنای حجم کنترل که برای تبدیل معادلات حاکم به معادلات جبری‌ای که به صورت عددی بر روی حوزه حل قابل حل باشند، استفاده می‌نماید که به حجم‌های کنترل محدود گسسته‌سازی شده است در اینجا از روش چگالی-مبنا برای حل معادلات استفاده شده است. در اینجا معادلات ناویر-استوکس برای جریان تراکم‌پذیر حل می‌شوند. همچنین از مدل توربولانس $k-\omega sst$ برای مدل آشفتگی استفاده شده است.

معادلات حاکم شامل معادلات بقای جرم، بقای مومنتوم (معادلات کامل ناویر-استوکس)، معادله انرژی، و معادلات مدل آشفتگی به همراه معادله حالت گاز کامل هستند. این معادلات حاکم به صورت زیر هستند:

معادله پیوستگی:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t}+\frac{\partial(\rho u)}{\partial x}+\frac{\partial(\rho v)}{\partial y}+\frac{\partial(\rho w)}{\partial z}=0 \qquad (۱)$$

معادله مومنتوم در راستای x:

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t}+\frac{\partial(\rho u^2+P)}{\partial x}+\frac{\partial(\rho v u)}{\partial y}+\frac{\partial(\rho w u)}{\partial z}- div(\mu\ grad\ u)=S_{Mx} \qquad (۲)$$

معادله مومنتوم در راستای y:

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t}+\frac{\partial(\rho u v)}{\partial x}+\frac{\partial(\rho v^2+P)}{\partial y}+\frac{\partial(\rho w v)}{\partial z}- div(\mu\ grad\ v)=S_{My} \qquad (۳)$$

معادله مومنتوم در راستای z:

$$\frac{\partial(\rho w)}{\partial t}+\frac{\partial(\rho u w)}{\partial x}+\frac{\partial(\rho v w)}{\partial y}+\frac{\partial(\rho w^2+P)}{\partial z}- div(\mu\ grad\ w)=S_{Mz} \qquad (۴)$$

معادله انرژی:

$$\frac{\partial(\rho e)}{\partial t}+\frac{\partial(\rho e+P)u}{\partial x}+\frac{\partial(\rho e+P)v}{\partial y}+\frac{\partial(\rho e+P)w}{\partial z}- div(k\ grad\ T)-\Phi=S_e \qquad (۵)$$

معادله حالت گاز کامل:

$$P=\rho RT \qquad (۶)$$

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20089813.1395.3.4.3.8]

مدل $k-\omega\ sst$ (انتقال تنش برشی)، المان‌های مطلوب مدل‌های دو-معادله‌ای را با هم ترکیب می‌نماید. دو مزیت عمدهٔ این مدل، وزن دادن ناحیه‌ای به ثوابت مدل و محدودیت رشد لزجت گردابه‌ای در جریان‌های با کرنش سریع می‌باشد. این مدل ناحیه‌ای، در نواحی نزدیک دیواره از مدل $k-\omega$ ویلکاکس و در نواحی نزدیک لبهٔ لایهٔ مرزی و لایه‌های برشی آزاد از مدل استاندارد $k-\omega$ که به شکل فرمولاسیون $k-\omega$ درآمده است، استفاده می‌کند. این راه‌گزینی با یک تابع ترکیبی از ثوابت مدل حاصل می‌شود. همچنین مدل کردن انتقال تنش برشی، با محدود کردن تنش برشی ناشی از آشفتگی (به صورت ضریب ثابتی از انرژی جنبشی آشفتگی در لایهٔ مرزی) باعث بهبود لزجت گردابه‌ای می‌شود. این اصلاح، پیش‌بینی جریان‌های با گرادیان فشار معکوس و جدایش را بهبود می‌بخشد.معادله انتقال این مدل به صورت زیر است:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t}+\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\rho u_j k-(\mu+\sigma_k\mu_t)\frac{\partial k}{\partial x_j}\right)= \tau_{til}S_{ij}-\beta^*\rho\omega k \quad (۷)$$

$$\frac{\partial(\rho\omega)}{\partial t}+\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\rho u_j \omega-(\mu+\sigma_\omega\mu_t)\frac{\partial \omega}{\partial x_j}\right)=P_\omega-\beta\rho\omega^2+2(1-F_1)\frac{\rho\sigma_{\omega2}}{\omega}\frac{\partial k}{\partial x_i}\frac{\partial \omega}{\partial x_i} \quad (۸)$$

که در این معادلات P_ω و F_1 به صورت زیر می‌باشند:

$$P_\omega\equiv 2\gamma\rho\left(S_{ij}-\omega S_{nn}\,\delta_{ij}/3\right)S_{ij}\approx\gamma\rho\Omega^2 \quad (۹)$$

$$F_1=\tanh\left\{\left(min\left[max\left[\frac{\sqrt{k}}{0.09\omega y},\frac{500\mu}{\rho y^2\omega}\right],\frac{4\rho\sigma_{\omega2}k}{CD_{k\omega}y^2}\right]\right)^4\right\} \quad (۱۰)$$

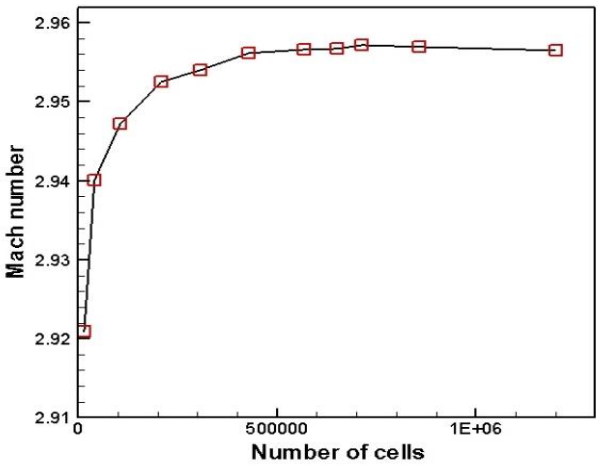
که در معادله (۴)، $CD_{k\omega}$ به صورت زیر است:

$$CD_{k\omega}=max\left[\frac{2\rho\sigma_{\omega2}}{\omega}\frac{\partial k}{\partial x_j}\frac{\partial \omega}{\partial x_j},10^{-20}\right] \quad (۱۱)$$

از موارد کاربرد این مدل می‌توان به شبیه‌سازی جریان‌های دارای گرادیان فشار معکوس، جریان‌های حول ایرفویل‌ها، جریان‌های داخل کانال و جریان‌های دارای امواج ضربه‌ای اشاره نمود [۲۶].

۱-۴- بررسی استقلال از شبکه

یکی از کارهای مورد نیاز برای شبیه‌سازی عددی بررسی استقلال از شبکه است. یعنی هندسه مسأله باید به نحوی شبکه بندی شود که تغییر شبکه با ازدیاد سلول‌ها و ناحیه‌های شبکه تأثیری بر روی نتایج شبیه‌سازی عددی نداشته باشد و یا خطایی قابل چشم‌پوشی داشته باشد. بدین منظور استقلال از شبکه برای شبکه‌های با تعداد سلول مختلف از ۱۵۰۰۰ سلول تا ۱۲۰۰۰۰۰ سلول بررسی شده است. در شکل ۷ محور افقی تعداد سلول‌های شبکه را نشان می‌دهد و محور عمودی عدد ماخ متوسط خروجی از شیپوره را برای شبکه‌های مختلف نشان می‌دهد. در شکل ۷ مشاهده می‌شود که با ریز شدن شبکه و افزایش تعداد سلول‌ها، نتایج تقریباً ثابت باقی می‌مانند.



شکل ۷: نمودار بررسی استقلال از شبکه.

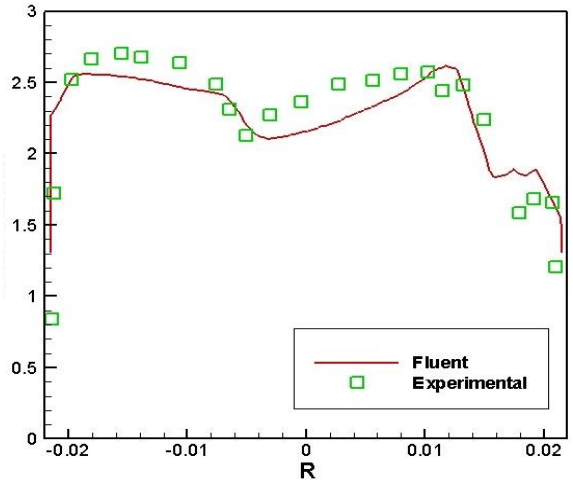
۵- نتایج و بحث

در این پژوهش جریان سیال در یک شیپوره خروجی موتور موشک با استفاده از حل عددی شبیه سازی شده است. روش به کار رفته برای حل عددی مسأله پاشش ثانویه برای کنترل بردار تراست شامل حل سه-بعدی حوزه جریان درون شیپوره مورد آزمایش توسط ماسویا [۱۶] می‌باشد. شبیه‌سازی جریان در قسمت واگرای شیپوره صورت پذیرفته است. در یک شیپوره همگرا-واگرای معمولی مافوق صوت، عدد ماخ در گلوگاه برابر یک می‌باشد و به همین دلیل عدد ماخ در گلوگاه شیپوره برابر یک درنظر گرفته شده است. دما و فشار جریان گازها در شیپوره نیز از روابط آیزنتروپیک بدست می‌آیند. زاویه واگرایی شیپوره برابر ۹/۶ درجه است و انژکتور به صورت عمود بر دیواره شیپوره پاشش می‌نماید به طوریکه مرکز انژکتور در فاصله افقی ۳۰ میلیمتری از گلوگاه شیپوره قرار گرفته است. قطر خروجی انژکتور نیز برابر ۴ میلیمتر در نظر گرفته شده است. هر دو سیال جریان اصلی و سیال پاشش شونده از انژکتور، هوا می-باشند. سیال پاشش شونده از انژکتور با سرعت صوت یعنی با عدد ماخ یک پاشش می‌شود. پس از آن شبیه‌سازی‌های عددی مختلف با پارامترهای حل مختلف، با نتایج تجربی ماسویا مقایسه شده است.

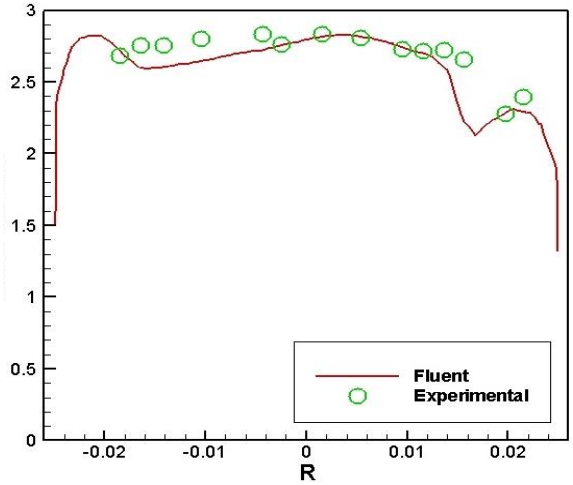
۱-۵- صحّه‌گذاری نتایج حل عددی

در این قسمت نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی با نتایج آزمایشگاهی مقایسه می‌شوند که نتایج آزمایشگاهی از مرجع [۱۶]گرفته شده‌اند. مقایسه نتایج نشان دهنده تطابق خوب نتایج حل عددی با نتایج آزمایشگاهی می‌باشد. شکل‌های ۸ و ۹ مقایسه تغییرات عدد ماخ حاصل از حل عددی و نتایج آزمایشگاهی را به ترتیب در فواصل ۵۰ میلیمتری و ۷۰ میلیمتری از گلوگاه شیپوره نشان می‌دهند.

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20089813.1395.3.4.3.8]



شکل ۸: مقایسه تغییرات عدد ماخ حل عددی با نتایج تجربی در موقعیت ۵۰ میلی‌متری از گلوگاه شیپوره.



شکل ۹: مقایسه تغییرات عدد ماخ حل عددی با نتایج تجربی در موقعیت ۷۰ میلی‌متری از گلوگاه شیپوره.

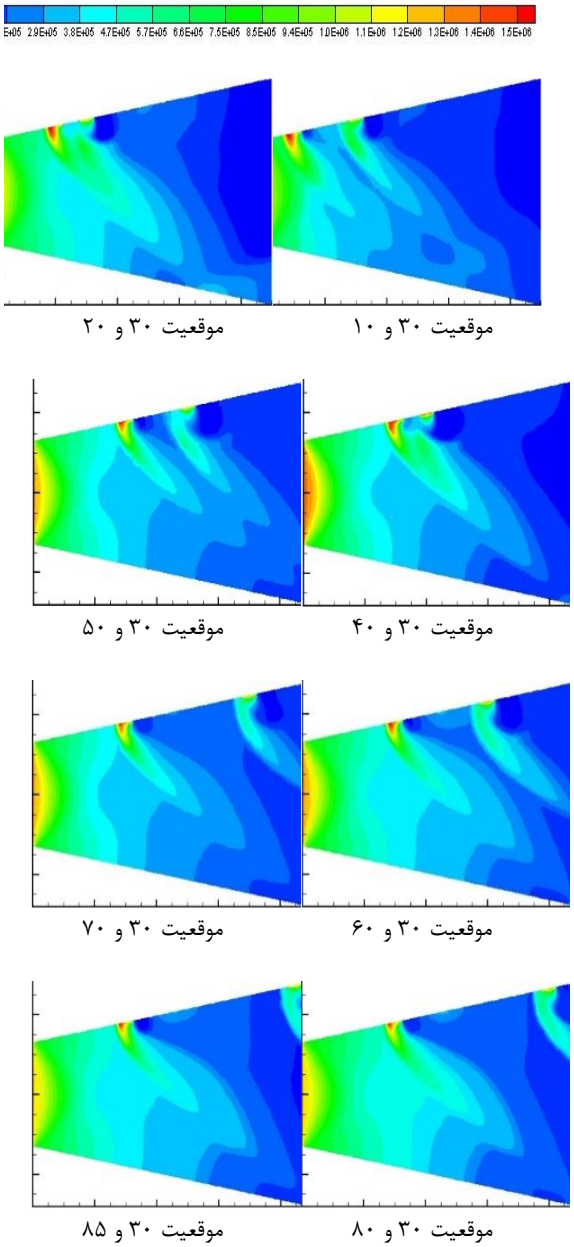
۲-۵- نتایج پاشش با دو انژکتور

پس از صحّه‌گذاری نتایج پاشش از یک انژکتور، به بررسی پاشش از دو انژکتور به صورت همزمان می‌پردازیم. در اینجا پاشش از دو انژکتور برای موقعیت‌های مختلف قرارگیری انژکتور بررسی شده است. انژکتور اول در همان موقعیت ۳۰ میلیمتری از گلوگاه واقع شده و انژکتور دوم به ترتیب در فواصل ۱۰، ۲۰، ۴۰، ۵۰، ۶۰، ۷۰، ۸۰ و ۸۵ میلیمتری از گلوگاه درنظر گرفته شده است. در اینجا دو متغیر زاویه جریان و زاویه نیرو تعریف می‌شوند. زاویه جریان به صورت زاویه بین سرعت عمودی و سرعت افقی تعریف شده است و زاویه بردار نیروی تراست به صورت زاویه بین نیروی افقی و نیروی عمودی تعریف می‌شود.

$$\theta_v = \tan^{-1}\left(\frac{V_y}{V_x}\right) \quad (۱۲)$$

$$\theta_F = \tan^{-1}\left(\frac{F_y}{F_x}\right) \quad (۱۳)$$

در شکل ۱۰ کانتورهای تغییرات فشار استاتیک برای موقعیت‌های مختلف قرارگیری انژکتور در پاشش از دو انژکتور نشان داده شده است. در جدول ۳ نیز مقادیر زاویه جریان و زاویه بردار تراست برای موقعیت‌های مختلف پاشش از دو انژکتور با هم مقایسه شده‌اند. همانگونه که از نتایج نیز مشخص است، پاشش از دو انژکتور به صورت همزمان، زوایای بردار تراست بیشتری نسبت به پاشش از یک انژکتور تولید نموده است و همچنین مشاهده می‌شود که در پاشش از دو انژکتور، هر چه که محل قرارگیری انژکتور دوم به دهانه خروجی شیپوره نزدیکتر شود، زاویه بردار تراست بیشتری ایجاد می‌گردد.



شکل ۱۰: مقایسه کیفی کانتورهای تغییرات فشار استاتیک برای موقعیت‌های مختلف انژکتور در پاشش از دو انژکتور.

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-09]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1395.3.4.3.8]

جدول ۳: مقادیر زاویه جریان و زاویه بردار تراست برای موقعیت مختلف پاشش از دو انژکتور برای مدل هندسی اول.

وضعیت پاشش	فاصله افقی انژکتورها از گلوگاه شیپوره (میلیمتر)	زاویه بردار تراست (درجه) θ_F
بدون پاشش	-	۰
پاشش فقط از یک انژکتور	۳۰	-۰/۲۶۲۹
پاشش از دو انژکتور	۳۰ و ۵	۱/۰۲۱۴
پاشش از دو انژکتور	۳۰ و ۱۰	۱/۳۳۳۷
پاشش از دو انژکتور	۳۰ و ۲۰	۱/۴۷۸۸
پاشش از دو انژکتور	۳۰ و ۴۰	-۰/۵۴۳۱
پاشش از دو انژکتور	۳۰ و ۴۵	-۱/۲۹۸۳
پاشش از دو انژکتور	۳۰ و ۵۰	-۱/۸۰۸۴
پاشش از دو انژکتور	۳۰ و ۶۰	-۲/۱۰۶۳
پاشش از دو انژکتور	۳۰ و ۷۰	-۲/۳۱۹۹
پاشش از دو انژکتور	۳۰ و ۸۰	-۲/۶۹۴۱
پاشش از دو انژکتور	۳۰ و ۸۵	-۲/۸۱۴۷

۶- نتیجه‌گیری

در این تحقیق مسأله کنترل بردار تراست با استفاده از روش پاشش ثانویه گاز داغ به کمک نرم افزار فلوئنت با حل معادلات ناویر-استوکس به همراه مدل آشفتگی دو-معادله‌ای $k-\omega sst$ و معادله حالت گاز کامل شبیه‌سازی شده است. شبکه ایجاد شده برای حل توسط نرم‌افزار گمبیت تولید شده و استقلال از شبکه نیز بررسی شده است. درنهایت نتایج بدست آمده از حل عددی با نتایج آزمایشگاهی مقایسه شده‌اند که مقایسه نتایج نشان دهنده تطابق خوب نتایج حل عددی و نتایج آزمایشگاهی می‌باشد. در ادامه نیز کانتور تغییرات ویژگی‌های مختلف جریان نشان داده شده است. پس از شبیه‌سازی پاشش از یک انژکتور، حوزه جریان پاشش از دو انژکتور برای موقعیت-های مختلف انژکتور شبیه‌سازی شده است. از نتایج مشاهده می‌شود که پاشش از دو انژکتور به صورت همزمان، زوایای بردار تراست بیشتری نسبت به پاشش از یک انژکتور تولید می‌نماید. همچنین هرچه محل قرارگرفتن انژکتور دوم به دهانه خروجی شیپوره نزدیکتر باشد زاویه بردار تراست بیشتری ایجاد می‌شود.

۷- مراجع

[1] L. Li, Numerical and Experimental Studies of Fluidic Thrust Vectoring Mechanisms, Doctoral Dissertation, Muroran Institute of Technology, Aerospace Engineering Division, December (2011).

[2] G. P. Sutton, O. Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*, Seventh Edition, Wiley interscience publication, (2001).

[3] L. F. Eugene, *Tactical Missile Design*, AIAA Inc. Education Series, 2001.

[4] E. Erdem, Thrust Vector Control by Secondary Injection, Master of Science Thesis, September (2006).

[5] P. J. Yagle, D. N. Miller, K. B. Ginn, J. W. Hamstra, Demonstration of fluidic throat skewing for thrust vectoring in structurally fixed nozzles, Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 123(3) (2001) 502-507.

[6] K. A. Deere, Computational investigation of the aerodynamic effects on fluidic thrust vectoring, AIAA Paper 2000-3598, In 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Las Vegas, NV, 17 July (2000).

[7] D. M. Washington, F. S. Alvi, A. Krothapalli, P. J. Strykowski, Multiaxis fluidic thrust vector control of a supersonic jet using counterflow, AIAA Journal, 34(8) (1996) 1734-1736.

[8] M. S. F. Mason, W. J. Crowther, Fluidic thrust vectoring of low observable aircraft, CEAS Aerospace Aerodynamic Research Conference 10-12 June, (2002).

[9] M. R. Van der Veer, P. J. Strykowski, Counterflow Thrust Vector Control of Subsonic Jets: Continuous and Bistable Regimes, Journal of Propulsion and Power, 13(3) (1997) 412-420.

[10] P. J. Strykowski, A. Krothapalli, Vectoring Thrust Using Confined Shear Layers, Naval Research Reviews, 51 (1999) 25-34.

[11] Y. Lee, S. Park, H. Chang, Y. Cho, Dynamic Characteristics Of The Thrust Vectoring Control By Highly Compressible Coanda Effects, 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, St. Petersburg, Russia, September (2014).

[12] B. Balakrishna, I. Sushma, R. P. Ravinder, Investigation of supersonic flow through conical nozzle with various angles of divergence, International Journal of Mechanical Engineering 2(1) (2013) 9-16.

[۱۳] گلرنگ، سهند؛ رفعی، روح اله، (۱۳۹۳)، بررسی اثرتغییر زاویهٔ واگرایی یک شیپورهٔ متحرک بر عملکرد آن در سیستم کنترل بردار نیروی پیش‌ران، نشریه علوم کاربردی و محاسباتی در مکانیک، سال بیست و ششم، شماره یک.

[14] S. Morton, A. J. Zaehriwger, *Solid Rocket Technology*, John Willy and sons, (1967).

[15] C.J. Green, F. McCullough, Liquid Injection Thrust Vector Control, AIAA Journal, 1(13) (1963) 573-578.

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-09]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1395.3.4.3.8]

[16] M. Goro, C. Nobuo, I. Shinichi, Secondary Gas Injection into a Supersonic Conical Nozzle, AIAA Journal, 15(3) (1977) 301-302.

[17] V. Zmijanovic, V. Lago, L. Leger, E. Depussay, M. Sellam, A. Chpoun, Thrust vectoring effects of a transverse gas injection into a supersonic cross of an axisymmetric convergent-divergent nozzle, EUCASS Proceedings Series-Advances in Aerospace Sciences, 4 (2013) 227-256.

[18] S. H. Jones, J. P. Arves, D. A. Kearney, R. E. Roberts, R. N. McLeod, Hybrid Injection Thrust Vector Control, United States Patent No. 6354074, Mar. 12, (2002).

[۱۹] هاشم‌آبادی، مهدی؛ حیدری، محمدرضا، (۱۳۸۸)، الگوریتم طراحی آیرودینامیکی کنترل بردار تراست به روش پاشش مایع، مجله علوم و تحقیقات هوافضا، جلد ۲، شماره ۲.

[۲۰] نورالهی، امیر؛ بلوچستانی، وحید؛ حیدری، محمدرضا، (۱۳۸۹). شبیه‌سازی پاشش مایع در بخش واگرای نازل جهت کنترل بردار تراست، دهمین کنفرانس انجمن هوافضای ایران، دانشگاه تربیت مدرس، تهران.

[۲۱] مسگری، سعید؛ نوین‌زاده، علیرضا؛ عباسی، میثم، (۱۳۸۹)، کنترل بردار تراست به کمک پاشش سیال، دهمین کنفرانس انجمن هوافضای ایران، دانشگاه تربیت مدرس، تهران.

[۲۲] حیدری، محمدرضا؛ پورامیر، علی‌رضا، (۱۳۹۰)، شبیه-سازی کنترل بردار تراست به روش پاشش تک انژکتوره سیال مایع، مجله علمی-پژوهشی مواد پر انرژی، سال ششم، شماره ۱، شماره پیاپی ۱۱.

[۲۳] حیدری، محمدرضا؛ پور امیر، علیرضا، (۱۳۹۳)، تحلیل چیدمان انژکتورها و توزیع دبی پاشش برای کنترل بردار تراست به روش پاشش مایع، مجله علمی-پژوهشی مواد پر انرژی، سال نهم، شماره ۱، شماره پیاپی ۲۲، صفحات ۴۳-۲۹.

[۲۴] حامدی، محمد هادی؛ جهرمی، مهدی؛ محمودی، مصطفی؛ پیرکندی، جاماسب، (۱۳۹۴)، بررسی عددی تأثیر سطح مقطع تزریق جریان ثانویه بر میزان چرخش زاویه بردار نیرو در نازل‌های دارای دو گلوگاه، مجله مهندسی مکانیک مدرس، دوره ۱۵، شماره ۱، صفحات ۱۲۵-۱۱۷.

[۲۵] طحانی، مجتبی؛ حججی، محمد؛ صالحی‌فر، محمد؛ درتومیان، آرش، (۱۳۹۴)، بررسی عددی اثرات تزریق جت صوتی سیال بر مشخصات میدان جریان و کارایی‌کنترل بردار تراست در نازل مافوق صوت، مجله مهندسی مکانیک مدرس، دوره ۱۵، شماره ۸، صفحات ۱۸۶-۱۷۵.

[۲۶] شجاعی‌فرد، محمدحسن؛ طحانی، مجتبی، *مقدمه‌ای بر جریان‌های آشفته و مدلسازی‌های آن*، مرکز انتشارات دانشگاه علم و صنعت، چاپ اول، (۱۳۹۱).

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-09]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1395.3.4.3.8]