دریافت مقاله: ۱۳۹۷/۰۲/۲۸
پذیرش مقاله: ۱۳۹۸/۰۴/۱۱

# معرفی انواع سیستم‌های کنترل بردار رانش در پرنده‌های مافوق صوت

**مصطفی محمودی**[۱*]، دانشیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

**محسن شادروان**[۲]، دانشجوی کارشناس ارشد، دانشکدهٔ مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

**محمود کاشانی**[۳]، کارشناس ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

*نویسنده مخاطب، آدرس: تهران، کدپستی: ۱۵۸۷۵-۱۷۷۴

**mostafamahmoodi@mut.ac.ir**

*روش‌های کنترل وسایل پرنده از جمله موشک و هواپیما تا سال‌ها بر پایه تغییر مکان صفحات آیرودینامیکی در راستای جریان هوای عبوری استوار بوده است. روش جدیدی که در سالیان اخیر مورد مطالعه جدی قرار گرفته است، تغییر در راستای بردار رانش خروجی از موتور است که با توجه به ماهیت جریان سیال داغ خروجی از رانشگر پرنده، سیستمی جهت تغییر در راستای خروجی بردار رانش موتور تعبیه می‌شود. یکی از متداول‌ترین سیستم‌های کاربردی استفاده از اجزای مکانیکی متحرک در راستای جریان خروجی از موتور و همچنین استفاده از جریان ثانویه سیال جهت تغییر در راستای جریان خروجی می‌باشد. از مزایای این روش می‌توان به کاهش سطوح مورد نیاز کنترلی برای هدایت و کنترل پرنده، کاهش مصرف سوخت، افزایش برد پروازی، افزایش قابل‌توجه مانورپذیری پرنده اشاره کرد. در این پژوهش، پس از بررسی انواع سیستم‌های کنترل بردار رانش، مزایا و معایب آنها بیان و در نهایت عملکرد آنها با هم مقایسه شده است.*

**واژه‌های کلیدی:** بردار رانش، موتور، انحراف جریان، تزریق جریان ثانویه، مکانیزم مکانیکی نازل

## Introducing Methods of Thrust Vector Control (TVC) System in Supersonic Aircraft

**M. Mahmoudi**[1*], Assoicated Professor, Department of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology

**M. Shadravan**[2], M.Sc. Student, Department of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology

**M. Kashani** [3], M.Sc. Department of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology

*Corresponding Author, Postal Code: 15875-1774, Tehran, IRAN

**mostafamahmoodi@mut.ac.ir**

*The methods of aircraft controlling such as missiles and airplanes have been based on the displacement of aerodynamic plates along the air flow path. A new method that has been studied seriously in recent years is a change in the direction of the output flow vector of the aircraft engine. Depending on the nature of hot flow stream from the aircraft's engine, there is a system for changing the direction of the output of the engine thrust vector. One of the most commonly used functional systems is the use of Mechanical Nozzle Manipulation method and also as well as the use of the Secondary Fluidic Injection method to change the direction of output fluid flow. The benefits of the thrust vectoring system approach can be described as reducing aerodynamic plates to control the aircraft, reducing fuel consumption, increasing flight range, and the significant increase in flying maneuverability.*

**Keywords:** Thrust vectoring, Aircraft engine, Flow deflection, Secondary fluidic injection

## مقدمه

کنترل بردار رانش، روشی برای تغییر مسیر جت جریان خروجی و کنترل آن در یک واحد پیشرانشی و فراهم کردن گشتاور می‌باشد. تغییر بردار رانش یک روش راهبردی برای کاربردهای تجاری و به خصوص نظامی است. امروزه با پیشرفت سریع تجهیزات نظامی در بخش‌های مختلف از جمله نبردهای هوایی و سامانه‌های دفاع موشکی، قابلیت مانور پذیری بالا در جنگنده‌های نسل جدید و همچنین موشک‌های زمین به زمین، پارامتری مهم و اساسی در طراحی وسایل پرنده است [۱]. انجام مانورهای شدید در وسایل پرنده با استفاده از سطوح کنترلی آیرودینامیکی امری بسیار سخت و در بسیاری از موارد غیر ممکن است. از این‌رو در سال‌های اخیر استفاده از روش‌های جدید نظیر استفاده از روش‌های کنترل بردار رانش با اقبال زیادی مواجه شده است.

روش‌های کنترل بردار رانش بسته به مکانیزم تغییر راستای بردار رانش به چهار روش کلی تقسیم‌بندی می‌شود. این چهار روش شامل روش استفاده از مکانیزم مکانیکی نازل، روش انحراف جریان خروجی، روش تزریق جریان ثانویه و روش مکش و دمش جریان در مجرای خروجی است. در جنگنده‌های پیشرفته اغلب از حرکت مکانیکی نازل خروجی موتور استفاده می‌شود، زیرا در جنگنده‌ها بسته به مانور مورد نظر می‌بایست رفتار گازهای خروجی تغییر کند [۲].

از روش‌های مرسوم در انحراف جریان خروجی از نازل، استفاده از صفحات فیزیکی می‌باشد. در این روش جریان خروجی نازل با تعداد مشخصی صفحه فیزیکی در هنگام خروج مواجه می‌شود. با تغییر جهت این صفحات جهت جریان در خروجی نازل دچار تغییر شده و در نهایت منجر به ایجاد گشتاور دلخواه برای کنترل وسیله پرنده می‌شود. این روش در مورد هواپیماهای نظامی در مرحله تحقیق و توسعه است و وارد فاز عملیاتی نشده است. روش انحراف جریان خروجی در انواع موشک‌های رهگیر، زمین به زمین و کروز قابلیت‌های خود را به اثبات رسانده است [۲].

از روش‌های دیگر کنترل بردار رانش که هیچ قطعه متحرکی ندارند، پاشش سیال ثانویه در مسیر جریان گازهای خروجی از نازل جهت انحراف جریان از مسیر اولیه خود است. این جریان ثانویه معمولاً از هوای عبوری از فن یا کمپرسور موتور تأمین می‌شود. از مزایای نصب و بهره‌برداری روش پاشش سیال ثانویه می‌توان به سبک ساده، ارزان و بدون نیاز به قطعات متحرک اشاره کرد. مکان هندسی پاشش جریان ثانویه در نازل بسیار حائز اهمیت می‌باشد، در صورتی که تزریق جریان ثانویه در ناحیه مافوق صوت باشد موج‌های شوک در بالادست جریان ثانویه به‌وجود خواهد آمد [۲ و ۳]. استفاده از تیغه‌های منحرف‌کننده جریان نیز در موشک‌ها بسیار متداول بوده که شکل هندسی تیغه‌ها و زاویه قرارگیری در آنها به شکل عمومی پرنده و عملکرد آن بستگی دارد [۴].

از دیگر روش‌های متداول در کنترل بردار رانش می‌توان به نازل‌های با هندسه متغیر اشاره نمود که در آن با تحلیل رژیم جریان‌های صوتی و با دست‌کاری تصادفی نقطه خفگی جریان توسط تغییر هندسه نازل، رژیم جریان را به جریان مادون صوت تبدیل نمود که این روش از روش‌های بسیار کارآمد در تغییر بردار رانش محسوب می‌شود [۵].

تحقیقات نوین در موضوع سیستم کنترل بردار رانش، به سمت استفاده از تغییرات بردار رانش بر پایه سیال جهت‌گیری شده است. اخیراً تزریق جریان ثانویه در نازل، مکش و دمش جریان و استفاده از جریان ثانویه به دلیل بالا بودن بازده عملکرد و عدم نیاز به نصب قطعات متحرک برای کنترل سیستم بردار رانش با اقبال بیشتری مواجه شده است [۶ و ۷].

بسته به عملکرد پرنده، سرعت و دمای گازهای خروجی روش‌های کنترل بردار رانش مختلفی ارائه شده است. در این پژوهش ابتدا به بررسی سیستم‌های متداول در کنترل بردار رانش پرنده‌های (موشک و هواپیما) از جمله مکانیزم مکانیکی نازل، انحراف جریان خروجی از نازل، تزریق جریان در نازل، تزریق جریان ثانویه در نازل‌های دوگلوگاهه و مکش و دمش جریان ثانویه در نازل پرداخته می‌شود. سپس مزایا و معایب هر یک از روش‌های تغییر بردار رانش بررسی شده و نتایج به‌دست آمده از بررسی روش‌های مختلف کنترل بردار رانش برای یک موشک دریا-پایه[1] نیز در انتهای پژوهش ارائه شده است.

## سیستم‌های متداول در کنترل بردار رانش

این سیستم‌ها شامل مکانیزم مکانیکی نازل، انحراف جریان خروجی از نازل، تزریق جریان ثانویه، سیستم کنترل بردار رانش یک موشک است که در ادامه شرح کاملی از آنها بیان شده است.

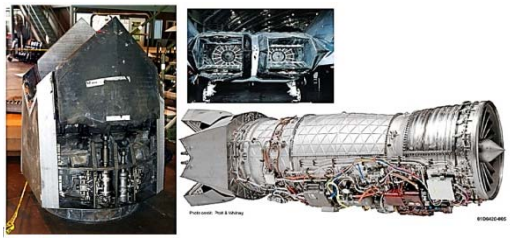
### مکانیزم مکانیکی نازل

این روش به‌واسطه ماهیت مکانیزم کنترل بردار رانش بیشتر در هواپیماهای جت جنگی کارایی دارد. انحراف بردار رانش در این روش به صورت حرکت مکانیکی نازل که توسط محرک‌های هیدرولیکی یا پنوماتیکی هدایت و کنترل می‌شود، صورت می‌گیرد. بسته به میزان انحراف نازل و تعداد محرک‌های موجود، رایانه پرواز جنگنده اقدام به محاسبه میزان انحراف مورد

1. Sea Sparrow

نیاز هر محرک می‌کند. علاوه بر تغییر در راستای بردار رانش در جنگنده‌ها، سطح مقطع خروجی نازل نیز کنترل می‌شود [۲]. با کاهش سطح مقطع نازل سرعت گازهای داغ خروجی افزایش و در نتیجه نیروی رانش افزایش یافته و فشار در سطح مقطع خروج کاهش می‌یابد. شکل ۱، استفاده از مکانیزم مکانیکی نازل را در جنگنده‌های اف–۳۵ و شکل ۲، نمایی از موتور هواپیمای جنگی اف–۲۲ را نشان می‌دهد. از مزایای روش مکانیزم مکانیکی نازل می‌توان به بهبود عملکرد جنگنده در مأموریت‌های مرسوم پروازی، افزایش پاکت پروازی جنگنده، ایجاد برتری هوایی، افزایش ایمنی در پرواز و کاهش نیاز به سطوح کنترلی (کاهش سطوح آیرودینامیکی) اشاره کرد.

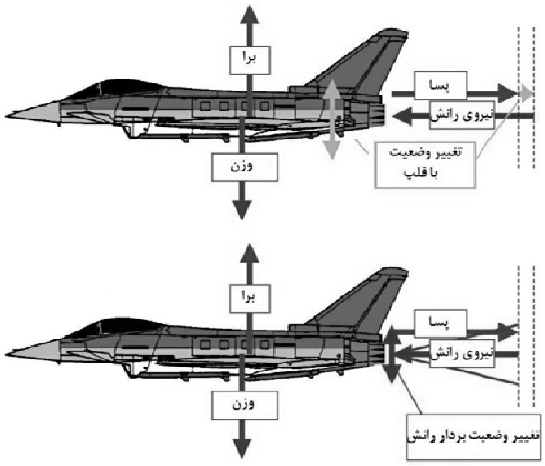
**شکل ۱**– سیستم مکانیزم مکانیکی نازل مورد استفاده در جنگنده F-35 [۱].



**شکل ۲**– نمایی از موتور هواپیمای اف–۱۱۹ و مکانیزم کنترل بردار رانش آن در جنگنده اف–۳۵ [۱].

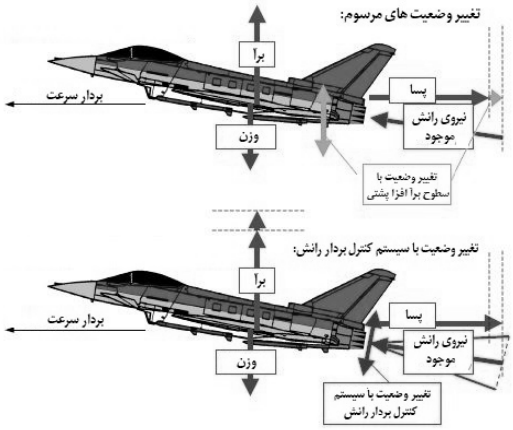
## بهبود عملکرد جنگنده در مأموریت‌های مرسوم

هواپیماهای جنگی در جریان یک مأموریت پروازی خود نیاز به انجام مانورهایی نظیر نشست و برخاست، پرواز در ارتفاع و سرعت ثابت و همچنین انجام مانورهای ناخواسته و اضطراری دارد. استفاده از نازل‌هایی با سطوح کنترلی مکمل به جنگنده اجازه می‌دهد تا زاویه حمله خود را بهینه‌سازی کند. این موضوع بدان معنی است که زاویه فلپ برای حرکت در ارتفاع ثابت با مقدار وزن مشخص و سرعت ثابت، به حداقل رسانده می‌شود. بدیهی است حداقل شدن زاویه فلپ‌ها باعث حداقل شدن نیروی پسا اعمالی به سطوح آیرودینامیکی پرنده و در نتیجه کاهش مصرف سوخت ویژه و افزایش برد پروازی جنگنده می‌شود. شکل ۳ جنگنده‌ای مرسوم (بدون استفاده از سیستم بردار رانش) را در ارتفاع ۳۰۰۰۰ پایی و سرعت ۱/۸ ماخ نشان می‌دهد. در این حالت برای حفظ ارتفاع خود لازم است سطوح برآ–افزا در زاویه حمله ۴ درجه قرار گیرند که باعث ایجاد نیروی پسای بیشتر به پرنده خواهد شد. چنانچه سیستم بردار رانش بر روی این جنگنده نصب شود، سطوح برآ–افزا می‌تواند زاویه حمله نداشته باشد و سیستم کنترل بردار رانش انحرافی به میزان ۵ درجه در خروجی نازل تأمین کند. در این صورت، به میزان ۳ درصد نیروی رانش لازم برای پرواز جنگنده در شرایط ثابت کم خواهد شد [۸].



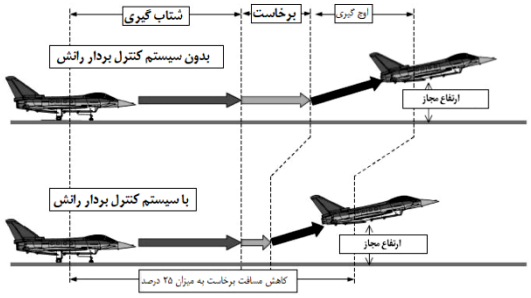

**شکل ۳**– بهینه‌سازی اصلاح پرواز ثابت با سیستم کنترل بردار رانش [۸].

برای انجام مانورهای هوایی پیشرفته نیاز به اعمال تغییراتی جهت اصلاح حرکت پرنده است. در جنگنده‌های دارای سیستم کنترل بردار رانش، این موضوع علاوه بر استفاده از سطوح آیرودینامیکی مرسوم، از سیستم کنترل بردار رانش نیز بهره‌گیری می‌شود. با این کار علاوه بر کاهش نیروی پسای اعمالی به پرنده به واسطه کاهش زوایای حمله سطوح کنترلی، به افزایش قابل توجه ضریب برآ و بالطبع افزایش نسبت بار و همچنین افزایش نرخ چرخش را منجر می‌شود. شکل ۴ این موضوع را روی نمونه مورد مطالعه در ارتفاع ۳۰۰۰۰ پایی و سرعت ۱/۸ ماخ نشان می‌دهد. در تغییر وضعیت‌های مرسوم جنگنده می‌بایست برای تأمین بیشترین مقدار نیروی برآ، نسبت بار و نرخ چرخش؛ سطوح برآ–افزا باید زاویه حمله ۶ درجه‌ای به خود گیرند. با استفاده از سیستم کنترل بردار رانش سطوح برآ افزا به میزان ۲ درجه و نازل به میزان ۴ درجه تغییر وضعیت داده که این موضوع سبب افزایش ۱۴ درصدی ضریب برآ، افزایش ۹ درصدی ضریب بار و افزایش ۷ درصدی نرخ چرخش جنگنده از حالت اول خواهد شد [۸].




**شکل ۴**- افزایش نرخ چرخش پایدار بااستفاده از سیستم تغییر بردار رانش [۸].

همچنین، چرخش جنگنده حین نشستن و برخاستن می‌تواند به‌وسیله سیستم کنترل بردار رانش، شتاب گیرد. همان‌طورکه بیان شد استفاده از سیستم تغییر راستای بردار رانش می‌تواند باعث افزایش زاویه حمله در جنگنده شده از این‌رو نیروی برآ تولیدشده بیشتر شود. ترکیب تمامی اثرات سیستم کنترل راستای بردار رانش سبب کاهش اثرگذار مسافت نشست و برخاست جنگنده می‌شود [۸]. شکل ۵ کاهش مسافت حین برخاست جنگنده یوروفایتر[2] را نشان می‌دهد.

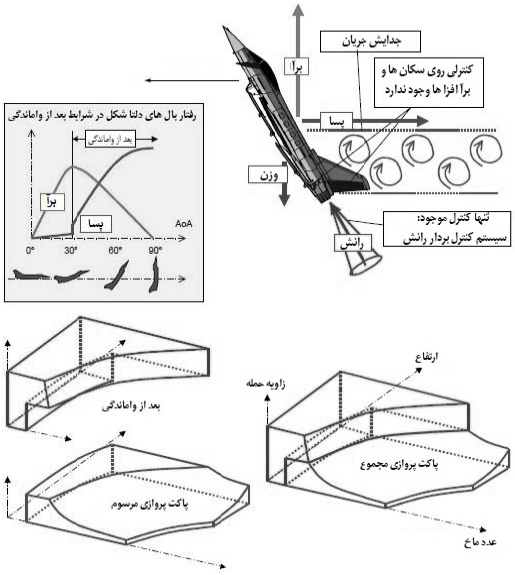



**شکل ۵**- کاهش مسافت طی شده در زمان برخاست [۸].

تمامی اثرات ذکر شده تا اینجا سبب ایجاد بهبود در عملکرد عملیاتی جنگنده می‌شود، به‌طوری که تا ۳ درصد مصرف سوخت جنگنده در طی یک مأموریت رزمی معمولی کاهش پیدا می‌کند.

## افزایش پاکت پروازی

یکی از جذاب‌ترین مزایای استفاده از سیستم کنترل بردار رانش که تاکنون مغفول مانده، این است که هنگامی که سطوح آیرودینامیکی اصلی پرنده (نظیر سطوح برآفزاها وغیره) دچار واماندگی شود، این سطوح قابلیت کنترل پرنده را ندارند و سیستم کنترل بردار رانش می‌تواند به‌صورت فعال پرنده را کنترل کند. این موضوع سبب ایجاد دامنه پروازی جدیدی به نام رژیم بعد از واماندگی در پاکت پروازی جنگنده می‌شود که در صورت نبود این سیستم یا سیستم‌های مشابه، کنترل جنگنده در این دامنه پروازی (رژیم بعد از واماندگی) ممکن نخواهد بود [۸]. این موضوع در شکل ۶ نشان داده شده است.




**شکل ۶**- رژیم بعد از واماندگی و ناکارآمدی سطوح کنترلی در این رژیم [۸].

## برتری هوایی

دست‌یابی به کنترل بهتر یک جنگنده توسط سیستم کنترل بردار رانش به‌ویژه در شرایط سرعت پایین جنگنده که بسیاری از مانورهای مبارزاتی در این محدوده سرعتی انجام می‌شود و عملکرد سطوح کنترلی آیرودینامیکی ناکارآمد است، سبب ایجاد برتری هوایی قابل توجهی برای جنگنده‌ای که از این سیستم استفاده می‌کند، خواهد شد. با توجه به نتایج چندین تحقیق و شبیه‌سازی‌های مبارزاتی انجام شده، کنترل جنگنده‌ای که از سیستم کنترل بردار رانش استفاده می‌کند، مزایای تعیین‌کننده‌ای را در نبردهای هوایی نسبت به سایر جنگنده‌های مرسوم فراهم می‌آورد که سبب سالم ماندن جنگنده در جریان نبردهای هوایی می‌شود [۸]. به عنوان مثال، شبیه‌سازی نبرد نزدیک هوایی بین دو جنگنده اف-۱۸ (بدون سیستم کنترل بردار رانش) و جنگنده ایکس-۳۱ (با سیستم کنترل بردار رانش) در برنامه ای اف ام[3] انجام شد که: ۹۱ درصد پیروزی جنگنده ایکس-۳۱، ۳ درصد پیروزی جنگنده اف-۱۸، ۶ درصد تساوی را نشان داد.

شبیه‌سازی دیگری با شرایط مشابه صورت گرفت اما در این شبیه‌سازی جنگنده ایکس-۳۱ با محدودیت در زاویه حمله

2. Eurofighter

3. EFM program (Enhanced Fighter Maneuverability)

روبرو بود. اما هیچ یک از جنگنده‌ها وارد منطقه واماندگی نشده بودند. نتایج حاکی از ۱۸ درصد پیروزی ایکس-۳۱، ۴۶ درصد پیروزی اف-۱۸ و ۳۶ درصد تساوی است.

نتایج شبیه‌سازی فوق حاکی از آن است که جنگنده ایکس-۳۱ در پروازهای مرسوم و نبردهای هوایی نزدیک، نسبت به جنگنده اف-۱۸ در جایگاه پایین‌تری قراردارد. اما با توجه به تعریفی که از شرایط بعد از واماندگی ارائه شده است، مزیت سیستم کنترل بردار رانش در کنترل پرنده در شرایط بعد از واماندگی این نقیصه را جبران می‌کند و همچنین، با توجه به کاهش نیاز به سطوح کنترلی آیرودینامیکی وزن پرنده نیز کاهش می‌یابد [۸].

## افزایش ایمنی در پرواز

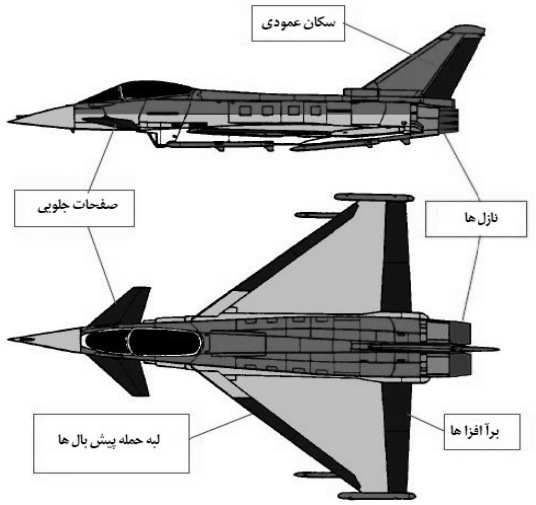
قطعاً یکی از قوی‌ترین استدلال‌ها در تأیید مزایای سیستم کنترل بردار رانش، بحث افزایش ایمنی در پرواز می‌باشد. بازیابی خروج از حالت واماندگی یکی از جنبه‌های افزایش ایمنی در پرواز می‌باشد. تخمین زده شده است که ۷۵ درصد تلفات سوانح هوایی به‌علت از دست دادن کنترل هواپیما اتفاق می‌افتد که می‌توان با استفاده از سیستم تغییر راستای بردار رانش از این امر جلوگیری کرد. این در حالی است که هزینه تحمیل شده به‌واسطه از دست دادن یک هواپیما (هزینه جانی و مالی) بسیار بیشتر از کل هزینه‌های تحقیق و توسعه صورت گرفته در زمینه فن‌آوری کنترل بردار رانش می‌باشد. وجود کنترل‌های اضافی بر روی هواپیما جنبه دیگری از افزایش ایمنی در پرواز است. وجود کنترل‌کننده‌های اضافی بر روی سیستم هدایت پرنده قطعاً می‌تواند نبود یا عدم کارایی‌های موجود را جبران کند. این بدان معنی است که:

- در زمان صلح، خرابی سطوح کنترل آیرودینامیکی را می‌توان با سیستم تغییر راستای بردار رانش جبران نمود و
- در زمان نبرد، آسیب دیدن سطوح کنترلی آیرودینامیکی به‌واسطه نبردهای هوایی را می‌توان با سیستم تغییر راستای بردار رانش جبران نمود. شکل ۷ کنترل‌های اضافی را همراه با سیستم تغییر راستای بردار رانش نشان می‌دهد [۸].

## کاهش نیاز به سطوح کنترل آیرودینامیکی

یکی از مزایای مورد تأیید سیستم کنترل بردار رانش، استفاده از این سیستم برای کنترل هواپیما است. این بدان معنی است که با استفاده از این سیستم نیاز پرنده به سطوح کنترل آیرودینامیکی مرسوم نظیر پایدار کننده‌های افقی و عمودی به طور تدریجی کاهش می‌یابد و این کاهش نیاز سبب کوچک‌تر شدن این سطوح و در نتیجه آن کاهش پارامترهایی مانند: جرم پرنده، نیروی پسای پرنده و سطح مقطع راداری پرنده، می‌باشد.

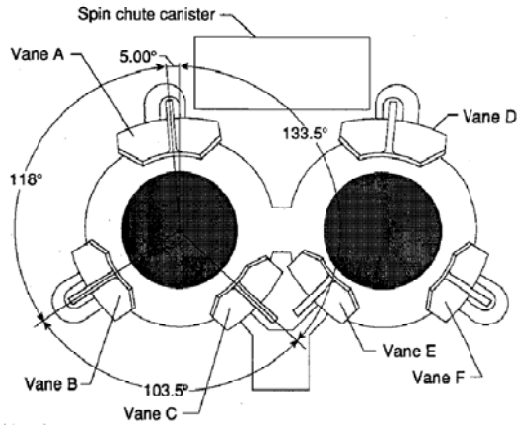
در آینده و با انجام تحقیقات بیشتر بر روی این سیستم و بهبود روش‌های به‌کارگیری این سیستم می‌توان میزان تأثیر استفاده از سیستم کنترل بردار رانش را به درستی ارزیابی کرد و احتمالاً در نسل‌های پیشرفته از هواپیماهای جنگنده به طور کامل از آن استفاده خواهد شد. اما، کاهش ۱۵ تا ۲۰ درصدی جرم کل هواپیما با استفاده از این سیستم دور از انتظار نخواهد بود [۸].




**شکل ۷**- کنترل‌های اضافی پرواز همراه با سیستم کنترل بردار رانش [۸].

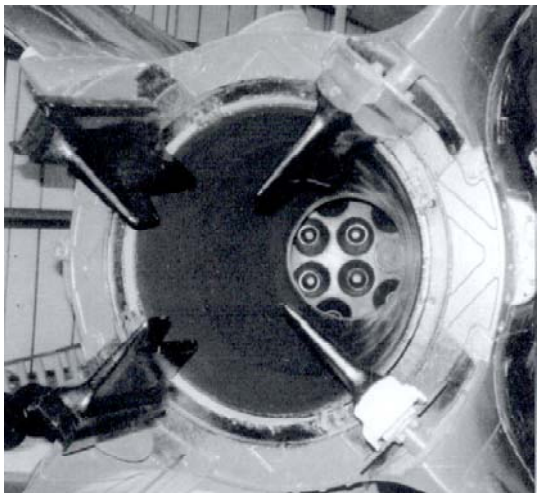
## انحراف جریان خروجی از نازل

یکی دیگر از روش‌های کنترل بردار رانش که می‌تواند جایگزین سیستم دست‌کاری مکانیکی نازل خروجی باشد، استفاده از انحراف جریان خروجی از نازل موتور به وسیله استفاده از تیغه‌های جت یا پره‌ها می‌باشد. به عنوان مثال، می‌توان از جنگنده F18 HARV نام برد. همان‌طور که در شکل ۸ مشاهده می‌شود در این جنگنده از سیستم‌کنترل بردار رانش به‌وسیله استفاده از پره‌های منحرف‌کننده جریان استفاده شده است [۹].




**شکل ۸**- محل قرارگیری پره‌های کنترل بردار رانش نسبت به نازل جنگنده F18 HARV [۹].

نمونه‌های ابتدایی سیستم کنترل بردار رانش به وسیله پره‌های تعبیه‌شده در جریان خروجی، به زمان جنگ جهانی دوم و موشک آلمانی V-2 برمی‌گردد. در این موشک از ۴ تیغه‌های گرافیتی در محل جریان داغ خروجی موتور موشک استفاده شده بود که به وسیله ژیروسکوپ‌هایی کنترل می‌شد. نمونه نصب شده بر روی این موشک در شکل ۹ مشاهده می‌شود.



**شکل ۹**- نمونه سیستم کنترل بردار رانش نصب شده بر روی موشک آلمانی V-2 [۱۰].

در پژوهش دیگری که انجام شده است، اثرات بسیاری از متغیرهای مرتبط با طراحی پره‌های منحرف‌کننده جریان خروجی نظیر انحنای پره، موقعیت پره‌ها نسبت به نازل، تعداد پره‌های مورد استفاده و درجه انحراف پره‌ها مورد بررسی قرارگرفته است [۱۱]. با آزمایش چیدمان مختلف چندین پره بر روی نمونه‌ای از یک موتور در مقیاس کوچک که با هوای خروجی از یک کمپرسور کوچک شبیه‌سازی شده، نتایج به‌شرح زیر حاصل شده است:

- پره‌های قاشقی شکل نسبت به پره‌هایی با انحناء در راستای شعاعی، زاویه انحراف جریان بیشتری به میزان ۹/۳ درجه ایجاد می‌کنند.
- در تمامی حالات، هرگاه انحراف تیغه افزایش یابد مقدار افت نیروی رانش تولیدی بیشتر خواهد شد.
- موقعیت محوری لولاهای پره تأثیر کمی بر نتایج زاویه انحراف جریان می‌گذارد. اما، موقعیت شعاعی لولاها در نتایج خروجی بسیار تأثیرگذار است. این به این دلیل است که در صورت قرارگیری لولا در مکان نامناسب جریان‌های گردابه‌ای و مغشوش در پایین دست پره‌ها به وجود می‌آید.
- چیدمان‌های بررسی شده در این تحقیق؛ چیدمان دو-پره‌ای، سه-پره‌ای تحت زاویه شعاعی ۱۲۰ درجه و چهار- پره‌ای می‌باشد. تنها مزیت استفاده از چیدمان چهار- پره‌ای سادگی تغییر راستای بردار رانش در راستای تأمین چرخش حول محور عرضی پرنده یا پیچ و چرخش حول محور طولی یا یاو[4] می‌باشد. چیدمان‌های دو-پره‌ای بسته به نحوه قرارگیری می‌توانند تغییر راستای بردار رانش را فقط در یک راستا تأمین کنند. این موضوع نیز برای چیدمان سه-پره‌ای نیز برقرار است. چیدمان‌های با تعداد پره های بیشتر و نحوه قرارگیری متفاوت تأثیر چندانی بر عملکرد سیستم کنترل بردار رانش نخواهد داشت.

نتایج پژوهش فوق در طراحی و توسعه سیستم تغییر راستای بردار رانش جنگنده F18 HARV مؤثر بوده اما یکی از معایب این پژوهش، استفاده از یک کمپرسور با نسبت فشار ثابت به عنوان شبیه‌ساز جریان گازداغ خروجی از موتور بود که طبیعتاً اثرات دمای بالای گازهای خروجی از موتور و تغییرات سایر خواص جریان خروجی لحاظ نشده بود.

## تزریق جریان ثانویه

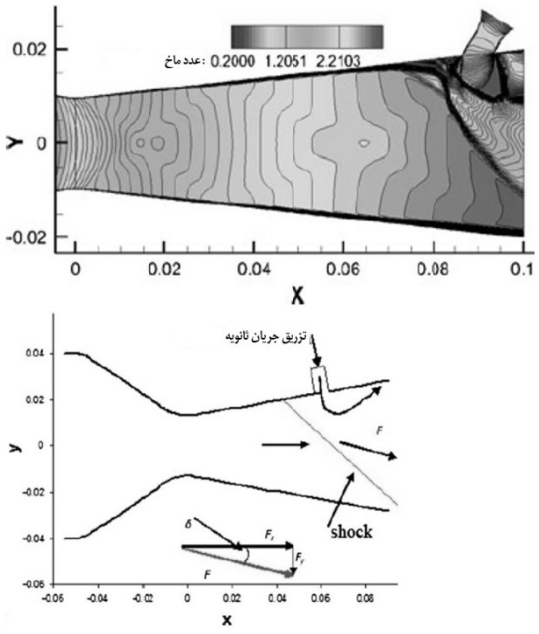
یکی از روش‌های نوین تغییر راستای بردار رانش، تزریق جریان ثانویه است. از مزایای این روش سبک، ساده، ارزان و بدون نیاز به قطعات متحرک (با هندسه ثابت) می‌باشد. تزریق سیال برای کنترل زاویه بردار رانش و کنترل سطح مقطع نازل بیش از چندین دهه است که مورد مطالعه قرار گرفته است. بر خلاف بردارده‌ی مکانیکی که از سخت‌افزارهای سنگین برای بردارده‌ی استفاده می‌کند، کنترل بردار رانش به کمک سیال از یک جریان ثانویه که عموماً این سیال، از هوای ورودی به فن یا کمپرسور موتور تأمین می‌شود که در یکی از مقاطع نازل در بخش هم‌گرایی، گلوگاه و یا واگرایی نازل توسط روزنه‌ای، جریان سیال ثانویه به درون جریان اصلی تزریق می‌شود. اگر این تزریق در بخش هم‌گرایی صورت گیرد جریان ثانویه در بخش فروصوتی جریان اصلی تزریق شده است. اگر در گلوگاه نازل تزریق شود موجب ایجاد گلوگاه ثانویه شده و اگر در بخش واگرایی تزریق شود به دلیل فراصوتی بودن جریان اصلی شاهد وقوع شوک خواهیم بود که در شکل ۱۰ مشاهده می‌شود. که در نتیجه وقوع این شوک انحراف در جریان اصلی عبوری از نازل صورت می‌گیرد و گشتاور مورد نیاز تولید می‌شود. سیال ثانویه می‌تواند از جنس سیال بی‌اثر به صورت مایع یا گاز، سیال سوختی و یا گازهای داغ تولیدی در محفظه احتراق باشد. یکی از معایب این روش به دلیل ایجاد موج شوک در گلوگاه نازل، افت فشار و در نتیجه افت نیروی رانش شدید در آن است [۱۲].

4. Yaw

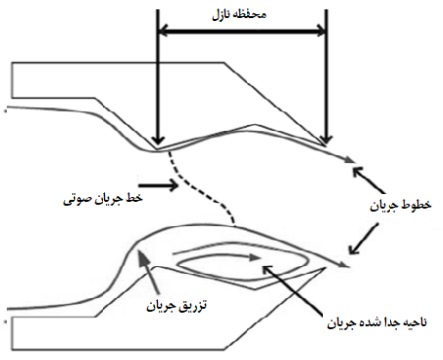
## تزریق جریان سیال ثانویه در نازل دو گلوگاه

در این روش طراحی نازل دست‌خوش تغییرات اساسی می‌شود. همان طور که از اسم آن پیدا است نازل مذکور دارای دو گلوگاه است. پاشش سیال در بخش فروصوتی و نزدیکی گلوگاه اول اتفاق می‌افتد. از این‌رو در این روش به‌دلیل تزریق جریان ثانویه شوک اتفاق نمی‌افتد و در نتیجه، افت ناشی از شوک نیز وجود ندارد [۳]. ایجاد ناحیه جداشده جریان[5] در بخش بین دو گلوگاه سبب ایجاد یک کانال و انحراف جریان خروجی می‌شود. این موضوع در شکل ۱۱ مشاهده می‌شود [۱۳].

بسته به‌میزان جریان تزریق‌شده، زاویه بردار رانش تغییر می‌کند. به طور مثال، با تزریق ۱۰ درصد دبی جریان اولیه به داخل گلوگاه نازل و با توجه به هندسه نازل میزان ۱۸ درجه انحراف در بردار رانش ایجاد می‌شود که در شکل ۱۲ نشان داده شده است.

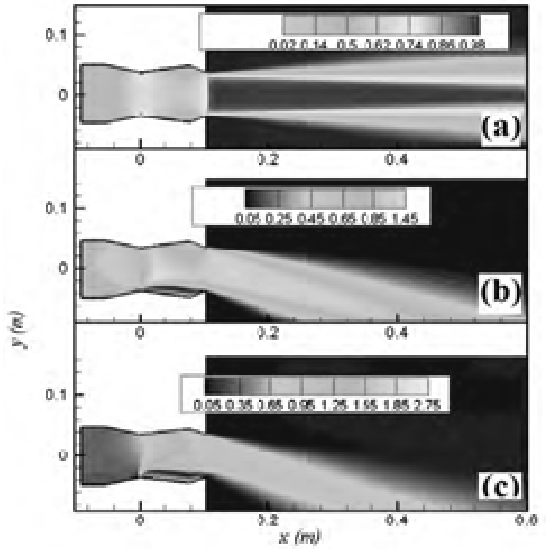



**شکل ۱۰**– تزریق جریان ثانویه در بخش واگرای نازل و تولید امواج شوک [۱۲].




**شکل ۱۱**– تزریق جریان در نازل های دو گلوگاهه [۱۳].

5. Separated Flow

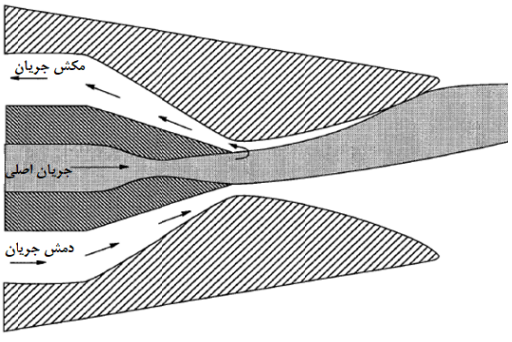



**شکل ۱۲**–کانتور عدد ماخ برای تزریق دبی جرمی ثانویه متفاوت **a**) بدون تزریق جریان، **b**) ۵ درصد تزریق جریان و **c**) ۱۰ درصد تزریق جریان [۳].

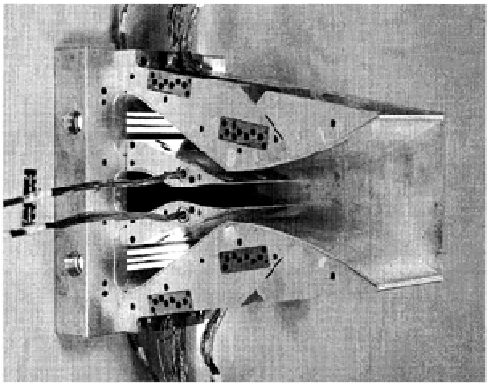
## انحراف جریان براساس مکش و دمش جریان

در این حالت نازل طوری طراحی شده تا در خروجی نازل، کانال‌هایی برای مکش جریان اصلی یا دمش جریان ثانویه تعبیه شود. این امر منجر به ایجاد جریان برگشتی در خروجی نازل می‌شود که در شکل ۱۳ مشاهده می‌شود. تغییر جریان در این ناحیه منجر به ایجاد افت فشار موضعی و افزایش سرعت در نزدیکی محل جریان برگشتی می‌شود، این کار تغییر راستای بردار رانش جریان اصلی را فراهم می‌آورد. این روش کارایی بسیار بالایی در تغییر بردار رانش دارد و راندمانی در حدود ۹۲ تا ۹۷ درصد ایجاد می‌کند [۴].

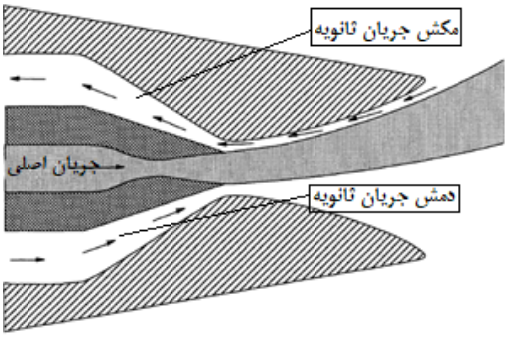
شکل ۱۴ نمونه آزمایشگاهی ساخته‌شده را نمایش می‌دهد. همان‌طور که در شکل ۱۵ مشاهده می‌شود با تغییر دبی جرمی هوای مکش شده و دمشی، می‌توان از چسبندگی جریان اصلی خروجی جلوگیری کرد که باعث افزایش راندمان سیستم کنترل بردار رانش می‌شود. دبی هوای دمشی و مکشی در حدود ۱ درصد دبی جریان اصلی بوده و از اثرات فشاری و مومنتومی آن بر روی جریان اصلی صرف‌نظر می‌شود [۴].




**شکل ۱۳**– جریان برگشتی ناشی از مکش جریان [۴].



**شکل ۱۴**– نمونه ای آزمایشگاهی از نازل با خاصیت مکش و دمش جریان [۴].




**شکل ۱۵**– سیستم تغییر بردار جریان خروجی به کمک نازل دارای خاصیت مکش و دمش جریان [۴].

## سیستم کنترل بردار رانش یک موشک

ملزوماتی که برای یک موشک دفاع هوایی مد نظر قرار می‌گیرد شامل: پاسخ سریع، سرعت پروازی بالا و ارتفاع پروازی پایین جهت مواجهه با موشک متخاصم است. پاسخ مناسب جهت کنترل این موشک بر استفاده از سیستم کنترلی تیغه جت[۶] استوار است که متناسب با مانور پرتاب سریع، کاهش وزن نسبت به سایر موشک‌ها و سیستم تفکیک‌پذیر و قابل سرهم شدن می‌باشد. از این سیستم جهت تولید نیروی سریع پیچ[۷] و کنترل رول[۸] در طی پرتاب عمودی از محفظه پرتاب استفاده می‌شود. در برخی موشک‌های دفاعی، سیستم کنترلی تیغه جت می‌تواند از بدنه موشک جدا شده و موشک تا رسیدن به هدف با وزن کمتری بدون اینکه از ضربه ویژه[۹] آن کاسته شود، حرکت کند. سیستم کنترلی تیغه جت مأموریت تعیین وضعیت مناسب موشک در لحظات اولیه پرواز را بر عهده دارد و در پایان مأموریت این سیستم کنترلی از موشک اسپارو دریا–پایه جدا می‌شود [۱۴]. در شکل ۱۶ موشک اسپارو دریا–پایه (RIM-7M) در لحظه پرتاب مشاهده می‌شود.

6. Jet vane
7. Pitch
8. Roll
9. Specific Impulse

**شکل ۱۶**– نمایی از موشک دریاپایه اسپارو [۱۵].

در این بخش انواع سیستم‌های کنترل بردار رانش قابل استفاده در موشک‌های مختلف ارائه و مزایا و معایب هر یک بررسی می‌شود. روش‌هایی که در این بخش برای نصب بر روی سیستم کنترل بردار رانش یک موشک انتخاب شده است، روش تزریق مایع (می‌تواند سوخت یا اکسنده باشد)، روش نازل متحرک، روش تزریق گاز داغ، تیغه جت، بالچه جت[۱۰] و منحرف‌کننده‌های گنبدی‌شکل[۱۱] می‌باشد. در مرجع [۱۴] پس از بررسی مزایا و معایب هر یک از روش‌های مذکور، سه روش: نازل متحرک، تیغه‌های جت و بالچه جت، برای بررسی‌های بیشتر انتخاب شده است که در جدول ۱ مشاهده می‌شود.

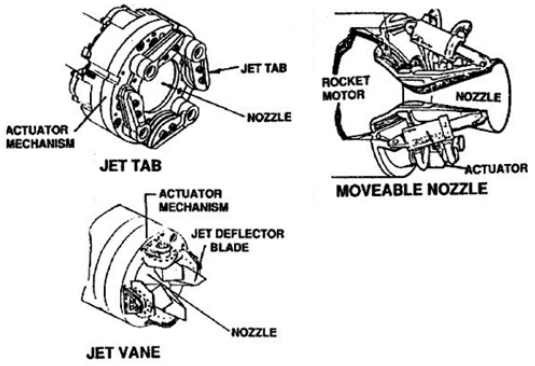
**جدول ۱**– میزان انحراف جریان ایجاد شده توسط سیستم کنترل بردار رانش [۱۴].

| روش کنترل بردار رانش | انحراف ایجاد شده (deg) | بررسی‌های اولیه |
|---|---|---|
| نازل متحرک | ۱۵ | مناسب برای بررسی بیشتر |
| تزریق مایع | ۴ | زاویه انحراف بردار رانش کم |
| تزریق گاز خروجی | ۱۲ | هزینه بالا ساخت شیرهای کنترلی |
| بالچه جت | ۱۰ | مناسب برای بررسی بیشتر |
| منحرف‌کننده‌های گنبدی شکل | ۱۸ | مشکلات نصب و بهره‌برداری |
| تیغه جت | ۱۰ | مناسب برای بررسی بیشتر |

همان‌طور که در جدول ۱ مشاهده می‌شود، برخی روش‌های کنترل بردار رانش دارای زاویه انحراف بالا در بردار رانش می‌باشند اما به علت هزینه بالا در تولید، قرارگیری در موشک و آب‌بندی قابل استفاده در موشک‌های دریا– پایه نمی‌باشند. در شکل ۱۷ روش‌های بالچه جت، تیغه جت و نازل متحرک نشان داده شده است.

پس از انجام بررسی‌های بیشتر بر روی سه روش تیغه جت، بالچه جت و نازل متحرک جدول امتیازدهی به هر روش تدوین شده است که در جدول ۲ قابل مشاهده می‌باشد.

10. Jet tab
11. Domed deflector




**شکل ۱۷**- روش‌های کنترل بردار رانش تیغه جت، بالچه جت و نازل متحرک [۱۴].

**جدول ۲**- امتیازدهی به روش‌های کنترل بردار رانش انتخاب شده [۱۴].

| | نازل متحرک | تیغه جت | بالچه جت |
|---|---|---|---|
| قابلیت کنترل رول دارد؟ | ندارد | دارد | ندارد |
| تعداد سروو موتور اضافی | ۲ | ۰ | ۴ |
| خطر از بین‌رفتن پلوم[12] گازخروجی | ندارد | دارد | دارد |
| نرخ تخریب نیروی رانش | کسینوس زاویه انحراف | ۱۱ درصد | ۱ درصد هر درجه |
| قابلیت جداشدن از موشک | ندارد | دارد | ندارد |
| خطر جلوگیری از خروج گاز داغ | ندارد | دارد | دارد |
| وزن مجموعه هنگام برخاست (lbs) | ۶۲ | ۵۴ | ۷۲ |
| وزن سیستم بعد از پیمایش (lbs) | ۶۲ | ۳۶ | ۷۲ |
| ایمنی در نصب | ضعیف | مناسب | ضعیف |
| ترکیب سیستم بردار رانش با بالـه‌های موشک | مناسب | مناسب | مناسب |
| امتیاز کسب شده از جنبه تکنیکی | ۳/۸۱ | ۳/۸۱ | ۲/۴۶ |
| امتیاز کسب شده از جنبه اقتصادی | ۲/۵ | ۳/۳۰ | ۱/۶۷ |
| امتیاز کسب شده از جنبه خطرپذیری | ۲/۴۲ | ۳/۶۷ | ۲/۵۸ |

بر اساس امتیازبندی‌های موجود در جدول ۲ سیستم تغییر بردار رانش با مکانیزم تیغه جت نسبت به سایر سیستم‌ها برای موشک‌های دریا-پایه اسپارو ارجح تشخیص داده شده است [۱۴].

12. Plume

## نتایج

سیستم کنترل بردار رانش دارای مزایای فراوانی از جمله موارد زیر است:

- سیستم کنترل بردار رانش، مزیت‌های زیادی برای جنگنده‌های نوین فراهم می‌آورد. در عین حال به تغییرات کوچکی برای نصب و بهره‌برداری در جنگنده نیاز دارد.
- با پیشرفت علم و انجام تحقیقات نوین روش‌های به مراتب کارآمدتری همانند کنترل بردار رانش به روش تزریق جریان در جریان گاز داغ و یا سیستم مکش و دمش جریان در جریان خروجی از موتور ابداع شد. این روش‌ها با تکیه بر شرایط گازهای خروجی (دما، فشار، سرعت جریان) به‌واسطه اندرکنش سیال ثانویه با سیال جریان اصلی تغییرات در بردار سرعت جریان اصلی به‌وجود می‌آورد. از مزایای این روش سبک و بدون نیاز به اجزای مکانیکی برای کنترل جریان در زمان بهره‌برداری و در نتیجه عدم استهلاک در قطعات می‌باشد.
- استفاده از روش‌های تزریق جریان ثانویه چه به‌صورت گازی چه به‌صورت مایع در نازل موشک به‌واسطه سرعت بسیار بالای گاز در داخل نازل موشک، باعث ایجاد موج‌های شوک قوی در ناحیه بعد از گلوگاه می‌شود. همچنین، ایجاد زاویه انحراف کمتر در مقایسه با سایر مکانیزم‌های کنترل بردار رانش، استفاده از روش‌های مبتنی بر استفاده از جریان ثانویه برای ایجاد تغییر در بردار رانش موشک را ناکارآمد توصیف می‌کند. بنابراین، برای طراحی سیستم کنترل بردار رانش موشک‌ها می‌بایست از مکانیزم‌های کنترل بردار رانش در صفحه خروجی موتور نظیر تیغه و یا بالچه جت و یا سیستم‌های نازل متحرک در موشک‌ها استفاده کرد.
- استفاده از مکانیزم تیغه جت در موشک‌های دفاع هوایی و دریایی به‌واسطه سادگی و ایمنی بالا در نصب، سبکی تجهیزات، ایجاد زاویه انحراف مناسب، عدم تغییر در ضربه ویژه موشک و قابلیت جداسازی پس از شلیک موشک توصیه می‌شود.
- پیش‌بینی می‌شود در آینده با انجام تحقیقات جدید و بررسی بیشتر اندرکنش سیال ثانویه و جریان اصلی و همچنین، بررسی مکان تزریق جریان ثانویه و خواص جریان ثانویه می‌توان بازده عملکردی این سیستم را بهبود بخشید.

## مراجع

[1] Wilde, P., Crowther, W., Buonanno, A., and Savvaris, A., Aircraft Control Using Fluidic Maneuver Effectors, *26th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA paper 2008-6406*, 2008.

[2] Schaefermeyer, M. Ryan. Aerodynamic thrust vectoring for attitude control of a vertically thrusting jet engine. (Ph.D. Thesis). Utah State University, 2011.

[3] H. Mahdavi and M. H. Hamedi "Designing a High Efficiency Trusted Vector Control System with a New Technique for the Microjet Engine", *Proceedings of The 16th international conference of Iranian Aerospace Society, Tehran, 2017.*(in Persian).

[4] Tomac, Mehmet N. "Effect of Geometry Modifications on the Vectoring Performance of a Controlled Jet." *Journal of Applied Fluid Mechanics* Vol.10, No.1, 2017, pp:283-291.

[5] M. S. R. C. Murty, M. S. Rao, and D. Chakraborty, "Numerical simulation of nozzle flow field with jet vane thrust vector control," *Journal Of Aerospace Engineering (JAERO), Proc. IMechE* Part.G, Vol. 224, No.5, 2009, pp:541-548.

[6] Ferlauto, Michele, and Roberto Marsilio. "Numerical simulation of fluidic thrust-vectoring." *Aerotecnica Missili & Spazio* Vol.95, No. 3, 2016, pp. 153-162.

[7] Wu, Kexin, Heuy Dong Kim, and Yingzi Jin. "Fluidic thrust vector control based on counter-flow concept." *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*: 0954410017752580, (2018).

[8] Ikaza, Daniel. "Thrust Vectoring Nozzle for Military Aircraft Engines." *Industria de Turbo Propulsores, SA* (2000).

[9] Asbury, Scott C., and Francis J. Capone. "High-alpha vectoring characteristics of the F-18/HARV." *Journal of Propulsion and Power* Vol.10, No. 1, 1994, pp. 116-121.

[10] Zaloga, Steven J. *V-2 Ballistic Missile 1942–52*. Bloomsbury Publishing, 2013.

[11] Berrier, Bobby L., and Mary L. Mason. "Static performance of an axisymmetric nozzle with post-exit vanes for multiaxis thrust vectoring." (1988).

[12] Waithe, Kenrick, and Karen Deere. "An experimental and computational investigation of multiple injection ports in a convergent-divergent nozzle for fluidic thrust vectoring." *In 21st AIAA applied aerodynamics conference,* p. 3802 , 2003.

[13] Deere, Karen, Bobby Berrier, Jeffrey Flamm, and Stuart Johnson. "A Computational Study of a Dual Throat Fluidic Thrust Vectoring Nozzle Concept." In *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, p. 3502 , 2005.

[14] MacMaster, Jane, Leon MacLaren, Brad Yelland, Andrew Facciano, and Dale Widmer. "Thrust Vector Control System Collaborative Multi-National Engineering Development for the Evolved Seasparrow Missile." *In 50th JANNAF Propulsion Meeting, vol. 1. 2001.*

[15] Friedman, Norman. *The naval institute guide to world naval weapon systems*. Naval Institute Press, 2006.