



## مشاهده ی تجربی اثرات تزریق جریان ثانویه بر جریان خروجی از نازل همگرا-واگرا در زوایای اریب مختلف

سید محمد حسین رضوی دهکردی<sup>۱\*</sup>، محمد حججی نجف آبادی<sup>۲</sup>، محسن نوروزی<sup>۳</sup>، سید علی حسینی<sup>۴</sup>، مصطفی پورمحمدی<sup>۵</sup>

۱- استادیار هوافضا، مرکز تحقیقات هوافضا و تبدیل انرژی، واحد نجف آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف آباد، ایران. [rdehkordi@gmail.com](mailto:rdehkordi@gmail.com)

۲- استادیار هوافضا، دانشکده فنی مهندسی، واحد نجف آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف آباد، ایران

۳- استادیار هوافضا، مرکز تحقیقات هوافضا و تبدیل انرژی، واحد نجف آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف آباد، ایران. [Hojaji\\_m@pmc.iaun.ac.ir](mailto:Hojaji_m@pmc.iaun.ac.ir)

۴- دانشجوی کارشناسی هوافضا، مرکز تحقیقات هوافضا و تبدیل انرژی، واحد نجف آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف آباد، ایران. [mohsen.norouzi8636@gmail.com](mailto:mohsen.norouzi8636@gmail.com)

۵- دانشجوی کارشناسی هوافضا، مرکز تحقیقات هوافضا و تبدیل انرژی، واحد نجف آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف آباد، ایران. [ali.hoseini@smc.iaun.ac.ir](mailto:ali.hoseini@smc.iaun.ac.ir)

۶- دانشجوی کارشناسی هوافضا، مرکز تحقیقات هوافضا و تبدیل انرژی، واحد نجف آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف آباد، ایران. [m.Puormohamadi@gmail.com](mailto:m.Puormohamadi@gmail.com)

\*نویسنده مخاطب

نازل ها در پرتابه ها در سال های اخیر بیش از پیش به این امر پرداخته میشود. نازل ها گونه های مختلف دارند که هرکدام با توجه به شرایط استفاده طراحی و ساخته شده اند و میدان های جریان داخلی خاص خود را ایجاد میکنند. نازل های ایده آل نازل هایی هستند که جریان داخل نازل دچار کمترین شوک شود و جریانی یکنواخت ایجاد کند. یکی از طرح های مورد بررسی در سالهای اخیر نازل های همگرا-واگرای اریب بوده است چراکه مزیت های فراوانی نسبت به سایر نازل ها دارند، نازل های همگرا-واگرای اریب از یک قسمت نازل همگرا و به دنبال آن یک نازل واگرا با زاویه اریب تشکیل شده است. طراحی این نازل ها بستگی به شرایط مورد استفاده دارد و برای هر عدد ماخ و زاویه ی اریب، طراحی متفاوتی در نظر گرفته میشود. همچنین تحقیقات نشان داده است که بازدهی بالاتری در برخی طرح های تاکتیکی دارند اما میتوان گفت مهمترین دلیل برای استفاده از این نازل ها به حداقل رساندن وزن و اثرگازهای خروجی است همچنین نازل های همگرا-واگرای اریب میتوانند تاثیر بسزایی در کاهش دمای گازهای خروجی داشته باشند. یکی از راه های کنترل اجسام پرنده کنترل بردار پیشرانش است. کنترل بردار پیشرانش در مواردی استفاده میشود که نیروهای آیرودینامیکی ناچیز بوده مانند سیستم هایی که در جو رقیق پرواز میکنند و همین یکی از راه های هدایت و کنترل است. یکی از روش های مورد استفاده در کنترل بردار پیشرانش تزریق جریان های ثانویه در قسمت واگرای نازل ها است، با تزریق سیال ثانویه به درون نازل میتواند جهت گازهای خروجی را تغییر داده و تاثیر بسزایی در تغییر جهت بردار پیشرانش ایجاد کرد. در برخی از طرح های کنترل بردار پیشرانش از روش های مکانیکی استفاده میشود اما به دلیل فرسودگی قطعات و نیاز دوره ای به تعمیر و تعویض قطعات کمتر از این روش و بیشتر روش تزریق ثانویه سیال مورد استفاده قرار گرفته است.

تزریق ثانویه اولین بار در سال ۱۹۵۲ پیاده سازی شد که طرح اولیه آن برای اولین بار توسط ودری در سال ۱۹۴۲ بیان گردیده بود، همچنین یکی دیگر از تحقیقات اولیه توسط ریچارد گوس در سال ۱۹۶۵ انجام گردید [۱] که

### چکیده

امروزه بررسی و تحلیل جریان خروجی از نازل ها به علت استفاده گسترده از این رابط های سیالاتی در مباحث علوم مکانیک سیالات دارای اهمیت ویژه ای میباشد. نازل وسیله ایست با سطح مقطع متغیر، که برای کنترل مشخصات جریان استفاده میشود. در هر سیستم حمل و نقل فضایی، نازل یک جزء بسیار مهم و حائز اهمیت میباشد. این مقاله، به مشاهده و بررسی جریان در سه نازل همگرا-واگرای اریب (Beveled nozzle) در ۵ تزریق متفاوت جریان ثانویه در فشار های ۲ تا ۶ بار و ثابت نگهداشتن فشار جریان اصلی در ۴ بار، می پردازد. بدین منظور سه نازل همگرا-واگرای اریب با زوایای ۳۰، ۴۵ و ۶۰ درجه نسبت به سطح مقطع خروجی با قابلیت تزریق سیال ثانویه، طراحی و توسط پرینتر سه بعدی به روش FDM ساخته شده است؛ سپس رفتار جریان خروجی از نازل همگرا-واگرای اریب با استفاده از روش شادوگراف، با تزریق و بدون تزریق جریان ثانویه مشاهده و بررسی شده است. نتایج نشان میدهد با ثابت نگهداشتن فشار جریان اصلی و افزایش فشار جریان ثانویه، زاویه انحراف افزایش یافته اما نرخ این افزایش در نازل همگرا-واگرای اریب ۶۰ درجه بسیار کمتر از دو زاویه دیگر می باشد.

**واژه های کلیدی:** نازل همگرا-واگرای اریب-کنترل بردار پیشرانش-تزریق جریان ثانویه

### مقدمه

امروزه تحلیل جریان در نازل های همگرا-واگرا با توجه به کاربرد گسترده در مباحث مختلف همواره مورد توجه تحلیلگران و محققان بوده است، چرا که نازل ها تجهیزات مورد استفاده برای کنترل نرخ جریان، جهت جریان و سرعت جریان میباشد. استفاده از این نازل ها در صنعت هوابی، به ویژه در ساخت موشک ها و هواپیماها و فضاپیماها باعث شده است تا مطالعات فراوانی در این زمینه انجام شود. طراحی وسیله کنترل کننده یکی از موارد بسیار مهم در طراحی اجسام پرنده است چراکه به منظور جلوگیری از انحراف ها تا رسیدن به هدف و مقصد استفاده میشود، همچنین به دلیل اهمیت بالای

نازل، جریان عبوری موتور و... و روش دوم، طراحی با استفاده از معادلات مربوط به نسبت مساحت آیزنتروپیک می باشد. این طراحی بر پایه روش دوم است که در واقع یک روش تقریبی می باشد.

جدول ۱- مشخصات نازل

$L = 25 \text{ mm}$	طول نازل ها
$A_p = 5 \text{ mm}$	قطر گلوگاه نازل ها
$A_i = 1.25 \text{ mm}$	قطر تزریق ثانویه نازل ها
$\alpha = 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$	زاویه های نازل ها



شکل ۱) نشان دهنده ی قسمت واگرای سه عدد نازل اریب است که با پرینتر سه بعدی تولید شده و به ترتیب از راست به چپ دارای زاویه های ۳۰، ۴۵ و ۶۰ هستند.

کلیه فشارها در طول مدت انجام آزمایش توسط دو سنسور فشار بالا با دامنه فشار نسبی ۱- الی ۱۰ بار اندازه گیری و ثابت نگه داشته شده است. دقت اندازه گیری سنسورها ۰/۱٪ مقیاس کلی می باشد.

برای مشاهده جریان از سیستم شادوگراف که شامل منبع نوری، آینه های مقعر تلسکوپی با شعاع کانونی ۱/۵ متر و یک دوربین تصویر برداری استفاده شده است. برای به تصویر کشیدن ضریب شکست و تغییرات چگالی در سیالات میتوان از روش های نوری استفاده کرد، سایه نگار یکی از این روش هاست که بسیار پر کاربرد، راحت و کم هزینه می باشد و اغلب در جریان های مافوق صوت کاربرد دارد. سایه نگار بر مبنای تغییر ضریب شکست پرتوهای موازی نور عبوری از محل آزمون در اثر تغییرات چگالی در نقاط مختلف عمل می کند. بصورتی که یک آرایه موازی امواج نور به یک جسم تابانده می شود، هر موج صوتی و ضربه ای منتشر شده از جسم هوای اطراف را متراکم و منبسط می کند و این تغییر چگالی، رفتار نور منعکس شده از جسم را تغییر می دهد و نور دچار شکست می شود که این تغییرات در یک تصویر سایه ای مشاهده می شود. در واقع می توان گفت سایه نگار ناهمگونی های نوری در مواد شفاف را که چشم انسان قادر به دیدن آن ها نیست، در یک تصویر سایه ای از جسم نمایان میکند. به طور کلی این ناهمگونی ها، تفاوت های محل نوری در طول مسیر هستند که باعث انحراف نور می شوند و این انحراف نور می تواند نواحی تاریک و روشن یا تغییرات رنگی در تصویر ایجاد کند. این تکنیک ترکیبی از آینه های مقعر و محدب است که در صورت

در نتیجه آن مشخص شد افزایش فشار سکون ثانویه موجب تغییر بردار تراست می شود.

لای و همکاران در سال ۲۰۱۷ پژوهش هایی در مورد بردار پیشران سیال در نازل با زاویه پیچ و گشتاور انجام دادند. [۲] در این پژوهش نسبت فشار کل و فشار استاتیک تزریق ثانویه به جریان اصلی بررسی شد و نتایج نشان داد که یک شوک ضعیف بر اثر جدایش لایه مرزی و یک شوک قوی در اثر تزریق ثانویه بوجود می آید که بیشتر این شوک در اثر شوک قوی تر می باشد. همچنین میزان انحراف جریان اصلی میتواند تا دو برابر تغییر کند.

آقای ژبو وی در سال ۲۰۱۷ تحقیقاتی تجربی و عددی در زمینه جت های مافوق صوت با ماخ ۱/۵ از نازل های همگرا-واگرای اریب ۳۰ و ۶۰ درجه انجام دادند و نتایج نشان داد که نازل های همگرا-واگرای اریب منجر به کاهش شدت شوک شده و مخلوط جریان جت و محیط پیشرفت قابل توجهی نمی کنند. [۳]

حججی و همکاران در سال ۲۰۱۴ پاسخ جریان دو بُعدی و سه بُعدی و همچنین عملکرد تزریق ثانویه در نازل مافوق صوت را مورد بررسی قرار دادند و شوک ها در محل جدایش جریان را تحلیل کردند در این پژوهش برخورد شوک به دیواره ها و تزریق جریان نیز بررسی شد که نتایج با داده ها تطابق داشتند. [۴]

تانیرو و همکاران در سال ۲۰۱۶ [۵] تحقیقاتی بر روی نازل همگرا-واگرای اریب با زاویه ۵۲ درجه و فشار ۵۰ بار انجام دادند در این پژوهش مشخص شد که کاهش طول نازل باعث افزایش طول الگوی شوک در گازهای خروجی میشود و بر وزن گازهای خروجی موثر است و میتواند محافظ حرارتی خوبی باشد.

هارشا کوگاندی و همکاران در سال ۲۰۱۹ اشاره کرد. در این پژوهش نازل ها با زاویه های متفاوت، نسبت انبساط و طول های مختلف بررسی شد و نتایج نشان داد زمانی که طول نازل محدود شده است با افزایش زاویه اریب، زاویه رانش کاهش می یابد و با کاهش نسبت سطح زاویه رانش افزایش میابد. [۶]

ژینگ ژوان و همکاران در سال ۲۰۱۳ دو مدل نازل همگرا-واگرای اریب با مقاطع مستطیل و بیضوی و چند زاویه مختلف را مورد بررسی قرار دادند. نتایج نشان داد که نمونه های مستطیل متوجه گردابه های بزرگتری نسبت به نمونه های بیضوی میشوند. [۷]

همچنین در زمینه نازل های همگرا-واگرای اریب میتوان به پژوهش های تی.اچ.نیو در سال ۲۰۱۱ [۸] و در سال ۲۰۰۷ [۹]، پژوهش های آقای بهروزی و همکاران در سال ۲۰۱۸ [۱۰] نیز اشاره کرد.

در این پژوهش سه نازل با زوایای اریب ۳۰، ۴۵ و ۶۰ درجه و مقاطع دایره ای مورد استفاده قرار گرفته است.

### تجهیزات آزمایشگاهی

کلیه آزمایش ها بر روی سه نازل واگرای اریب با زوایای اریب ۳۰، ۴۵ و ۶۰ درجه انجام شده است. نازل به یک محفظه آرامش با فشار ۳۵ اتمسفر متصل میشود، قطر ورودی نازل همگرا ۱۶ میلی متر و قطر گلوگاه ۵ میلی متر است. همچنین برای تزریق جریان ثانویه یک سوراخ به قطر ۱/۲۵ میلی متر در فاصله ۸۰ درصد طول نازل از گلوگاه ایجاد شده است.

با توجه به اهمیت بالای طراحی شکل مناسب نازل به منظور جلوگیری از ایجاد موج های ضربه ای و جدایش جریان خروجی، دانشمندان راه های مختلفی را برای طراحی نازل ارائه کرده اند که به دو روش کلی تقسیم می شوند. روش اول، طراحی با استفاده از مشخصه های (فشار در خروجی

جدول ۳- جدول آزمایش ها

<b><math>NPR = 5.819</math></b>	<b><math>P_{op} = 4bar</math></b>
$SPR = 0.585$	$P_{os} = 2bar$
$SPR = 0.792$	$P_{os} = 3bar$
$SPR = 1.00$	$P_{os} = 4bar$
$SPR = 1.207$	$P_{os} = 5bar$
$SPR = 1.414$	$P_{os} = 6bar$

وجود دوربین و منبع نوری مناسب امکان ثبت تصاویر مفید و مناسب وجود خواهد داشت.

### مشاهدات تجربی و محاسبات

در مطالعه حاضر اثر فشار تزریق ثانویه بر انحراف بردار پیشرانس در سه نازل همگرا-واگرای اریب با زاویه های ۳۰، ۴۵، ۶۰ درجه در فشار جریان اصلی ثابت مورد بررسی قرار گرفته و با یکدیگر مقایسه شده است. فشار جریان ثابت ورودی به نازل ۴ بار و فشار تزریق جریان ثانویه به قسمت واگرای نازل علاوه بر حالت بدون تزریق برابر ۲ تا ۶ بار در نظر گرفته شده است. با اندازه گیری فشارسکون محفظه آرامش جریان اصلی و همچنین فشار سکون تزریق ثانویه، مقادیر  $NPR^1$  و  $SPR^2$  و همچنین دبی جریان اصلی و جریان ثانویه با استفاده از روابط زیر بدست می آید.

$$NPR = \frac{P_{0p}}{P_{atm}}$$

$$SPR = \frac{P_{0s}}{P_{0p}}$$

$$\dot{m} = \frac{P_0 A^*}{\sqrt{T_0}} \sqrt{\frac{\gamma}{R} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{(\gamma+1)(\gamma-1)}}$$

$$A_p^* = 5mm$$

$$A_l^* = 1.25 mm$$

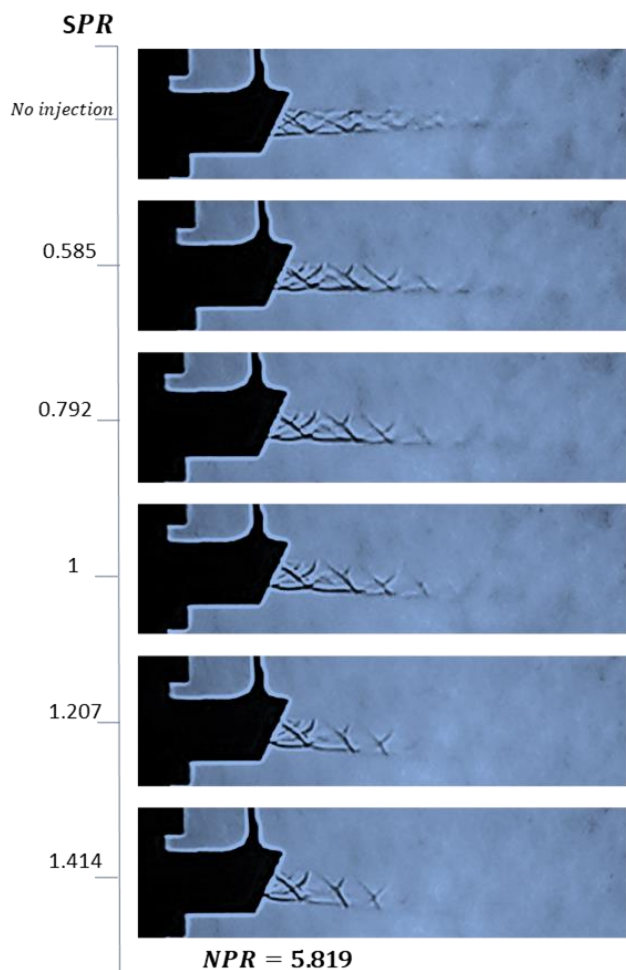
$$T_0 = 293.15 K$$

$$P_{atm} = 83000 pa$$

$$\gamma = 1.4$$

جدول ۲- راهنمای اعلانم و اختصارات

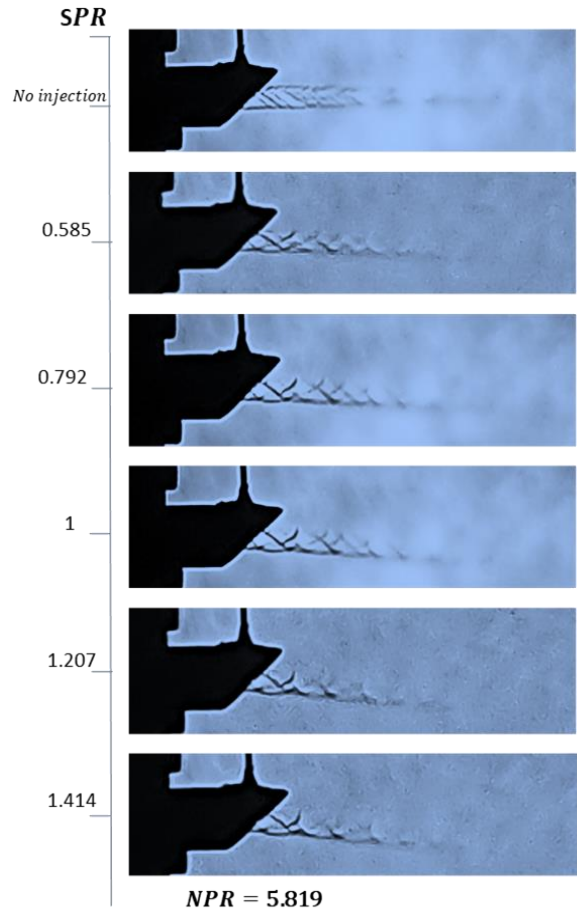
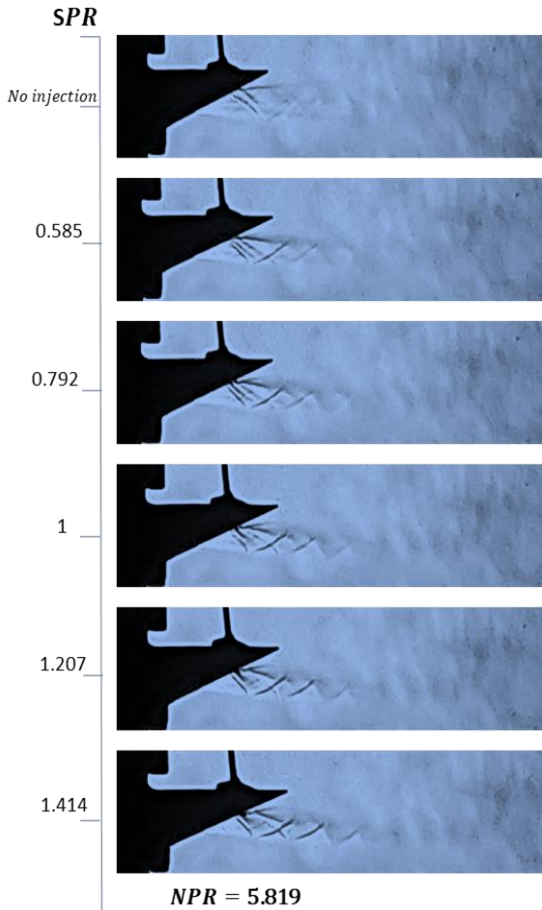
علائم	توضیحات
$P_{0p}$	فشار سکون مطلق جریان اصلی
$P_{0s}$	فشار سکون مطلق تزریق ثانویه
$P_{pg}$	فشار کل اندازه گیری شده با سنسور
$P_{sg}$	فشار جریان ثانویه اندازه گیری شده با سنسور
$\dot{m}$	دبی جریان اصلی بر دبی جریان تزریق
$A_p^*$	سطح مقطع گلوگاه
$A_l^*$	سطح مقطع تزریق جریان
$\delta$	زاویه انحراف بردار پیشرانس



شکل ۲- مشاهده جریان و زاویه انحراف آن، در نازل با زاویه اریب ۳۰

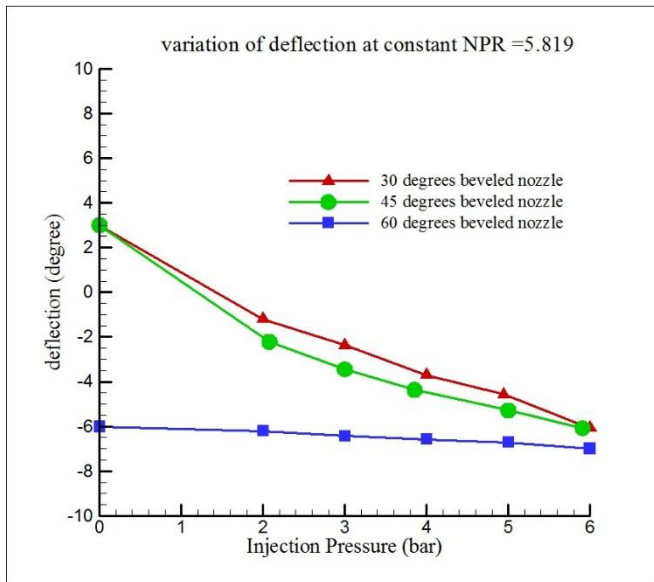
<sup>2</sup> Secondary Pressure Ratio

<sup>1</sup> Nozzle Pressure Ratio



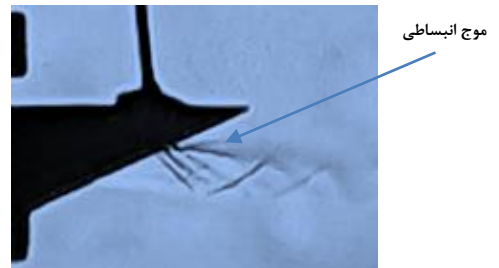
شکل ۵- مشاهده جریان و زاویه انحراف آن، در نازل با زاویه اریب ۶۰ درجه

شکل ۳- مشاهده جریان و زاویه انحراف آن، در نازل با زاویه اریب ۴۵ درجه



نمودار ۱- تغییرات انحراف جریان در نسبت فشار ثابت برای زوایای اریب ۳۰، ۴۵ و ۶۰ درجه

در شکل‌های ۲، ۳ و ۵ مشاهده میشود که به واسطه تزریق جریان ثانویه، ساختار جریان دچار تغییر شده و شوک‌های ایجاد شده متفاوت می‌شود. در  $NPR=5.819$  مشاهده می‌شود، در حالتی که تزریق ثانویه انجام نمی‌شود انحراف بردار پیشران رو به سمت بالا می‌باشد. که می‌توان این رفتار را با اثر پدیده کواندا که تمایل چسبیدن جت جریان به سطح می‌باشد، توجیه نمود. در اینجا می‌توان گفت اثر کواندا به عنوان یک اثر مخرب عمل کرده و ناخواسته موجب تغییر بردار پیشران شده است.



شکل ۴- نشان دهنده ی امواج شوک تشکیل شده در خروجی نازل

نتایج و بحث:

- [8] T. New and D. Tsovolos, "On the vortical structures and behaviour of inclined elliptic jets," *European Journal of Mechanics-B/Fluids*, vol. 30, no. 4, pp. 437-450, 2011
- [9] T. New and H. Tsai, "Experimental investigations on indeterminate-origin V-and A-notched jets," *AIAA journal*, vol. 45, no. 4, pp. 828-839, 2007
- [10] P. Behrouzi, J. McGuirk, and C. Avenell, "Effect of scarfing on rectangular nozzle supersonic jet plume flow characteristics," *AIAA Journal*, vol. 56, no. 1, pp. 301-315, 2018

- ۱- مشاهده میشود که با افزایش SPR زاویه ی انحراف در هر سه نازل اریب افزایش یافته است.
- ۲- شیب تغییرات انحراف جریان با افزایش SPR، در نازل های اریب با زاویه های ۳۰ و ۴۵ تقریباً به یک اندازه است ولی در نازل اریب ۶۰ درجه، شیب تغییرات جریان بسیار کم میشود. این موضوع را میتوان در نمودار ۱ مشاهده کرد. از اینرو میتوان نتیجه گرفت کنترل بردار پیشرانس در نازل با زاویه اریب ۶۰ درجه مشکل تر است.
- ۳- مشاهده میشود که در زاویه های ۳۰ و ۴۵ درجه و  $SPR=0$  اثرات کوآندا باعث چسبیدن جریان خروجی نازل به سطح بالایی میشود.
- ۴- در شکل ۴ شاهد پدیده ی موج انبساطی در نازل اریب ۶۰ درجه، در قسمت لبه ی بالایی خروجی نازل هستیم.
- ۵- در نازل های اریب ۳۰ و ۴۵ درجه شاهد دو شوک قوی در بالا و پایین دست تزریق هستیم که در خروجی نازل باعث انحراف و برهم زدن قطار شوک تشکیل شده در خروجی نازل شده و به تبع آن باعث تغییر راستای جریان خارج شده از نازل، شده است. این نتایج همچنین نشان میدهد که با افزایش SPR شوک شکل گرفته در بالادست به سمت گلوگاه نازل در حرکت است. به نظر میرسد تقویت SPR موجب کاهش و اتلاف بیشتر جریان در خروجی نازل شده است.

مراجع

- [1] R. D. Guhse, "An experimental investigation of thrust vector control by secondary injection," PURDUE UNIV LAFAYETTE IN, 1965
- [2] L. Li, M. Hirota, K. Ouchi, and T. Saito, "Evaluation of fluidic thrust vectoring nozzle via thrust pitching angle and thrust pitching moment," *Shock Waves*, vol. 27, no. 1, pp. 53-61, 2017
- [3] Wu and T. H. New, "An investigation on supersonic bevelled nozzle jets," *Aerospace Science and Technology*, vol. 63, pp. 278-293, 2017
- [4] M. Hojaji, M. Tahani, M. Salehifar, and A. Dartoomian, "Performance analysis of secondary injection thrust vector control," in *The 1st International and 3rd National Conference of Iranian Aerospace Propulsion Association*, 2014, pp. 22-23
- [5] Madhavi Thanniru, Ms. S Alka and Dr. M. Satyanarayana Gupta, "Design and Optimization of Scarfed Nozzle," *International Journal & Magazine of engineering, technology, management and research*, 2016
- [6] H. Koganti and M. T. Nair, "PERFORMANCE ANALYSIS OF CONICAL SCARFED NOZZLES USING CFD", *Proceedings of 21st Annual CFD Symposium*, August 8 - 9, 2019, Bangalore, India
- [7] S. Shi and T. New, "Some observations in the vortex-turning behaviour of noncircular inclined jets," *Experiments in fluids*, vol. 54, no. 11, pp. 1-11, 2013