

مطالعه عددی اثر دبی جرمی و موقعیت سپتوم بر میزان بردار رانش و ساختار جریان در نازل آچئون

علیرضا نایبی^۱ و محمد طیبی رهنی^{۲*}

۱- دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران

۲- استاد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران

(دریافت مقاله: ۱۴۰۰/۱۱/۰۲ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۱۲/۲۴)

چکیده

نازل آچئون به عنوان یکی از روش‌های کنترل سیالی بردار رانش با بهره‌گیری از اندرکنش دو جت تحت‌تأثیر اثر کواندا توسعه پیدا کرده است. در پژوهش‌های قبلی صورت‌گرفته صرفاً در یک دبی جرمی ورودی و در رژیم‌های خاصی از جریان بررسی شده و نتایج اعلامی تنها معطوف به میزان زاویه بردار رانش بوده است. لذا، موقعیت قرارگیری سپتوم نسبت به دهانه خروجی نازل و تأثیرات آن بر ساختار جریان و میزان بردار رانش و به‌خصوص ایجاد شوک در نازل بررسی نشده است. در این پژوهش، چندین دبی جرمی ورودی و همچنین چند موقعیت قرارگیری سپتوم متفاوت (نسبت به گلوگاه خروجی نازل) بررسی شده و تأثیر آنها بر ساختار جریان، میزان بردار رانش و همچنین محدوده بروز شوک در نازل آچئون مطالعه شده است. جریان به‌صورت آشفته، دوبعدی، ایستگاهی و تراکم‌پذیر در نظر گرفته شده است. معادلات حاکم بر جریان معادلات ناویر-استوکس میانگین‌گیری شده رینولدز بوده و برای بستن آنها از مدل آشفتگی دو معادله‌ای $k-\epsilon$ استاندارد استفاده شده است. معادلات فوق با روش حجم محدود فشار مینا در یک شبکه عددی با سازمان غیریکنواخت حل شده اند. پس از بررسی استقلال حل از شبکه و اعتبارسنجی، اثر اعداد ماخ، رینولدز و موقعیت قرارگیری سپتوم، بررسی شده و زاویه بردار رانش آچئون بدست آمده است. برابر نتایج حاصله، افزایش دبی ورودی و به طبع آن افزایش عدد رینولدز موجب افزایش زاویه بردار رانش می‌گردد. در دبی جرمی ورودی 16 kg/s ، در گلوگاه خروجی نازل شوک قائم و متقارن تشکیل شده و با افزایش دبی جرمی ورودی زاویه بردار رانش نازل کاهش می‌یابد. از طرفی، با کاهش فاصله نوک سپتوم از گلوگاه خروجی نازل در دبی جرمی ثابت، میزان زاویه بردار رانش افزایش می‌یابد.

واژه‌های کلیدی: نازل آچئون، سپتوم، اثر کواندا، کنترل بردار رانش

Numerical Study of Mass Flow and Septum Position Effects on Thrust Vectoring and Flow Structure of an ACHEON Nozzle

Alireza Nayebi and Mohammad Taeibi Rahni

Abstract

ACHEON nozzle is a thrust vectoring control device in which interaction of two jet flows under the influence of Coanda effects is implemented. The effects of inlet mass flow rate and the position of septum (relative to nozzle outlet) on flow structure, thrust vectoring, and shock formation have not been paid enough attention in the previous studies. However, in this study, different mass flow rates and various positions of the septum were investigated as well. Flow was considered turbulent, two-dimensional, stationary, and compressible and RANS approach with standard $k-3$ model was implemented. The equations were solved using a pressure-based finite volume method on a structured computational grid. Using different Mach and Reynolds numbers and also various positions of the septum, thrust vectoring angle, flow structure, and nozzle shock position were studied. Our results show that with increasing inlet mass flow rate, thrust vectoring angle increases. It is noted that at a certain mass flow rate, a normal shock wave is formed in the nozzle. Furthermore, except for this special mass flow rate (with shock wave), increasing inlet mass flow rate leads to increasing thrust vectoring angle. Moreover, reducing the distance between the septum tip and the nozzle outlet increases thrust vectoring angle.

Key words: ACEON nozzle, Septum, Coanda effect, Thrust vectoring

۱- مقدمه

تغییر بردار رانش و کنترل آن، قابلیت جدیدی برای پرواز یک وسیله پرنده به همراه می‌آورد. امکان نشست و برخاست در مسافت‌های کوتاه، کاهش وزن، اندازه و در مواردی حذف سطوح کنترلی، افزایش چابکی و مانور پذیری پرنده تنها چند مورد از قابلیت و مزیت‌های استفاده از سامانه کنترل بردار رانش در وسایل پرنده می‌باشند. به صورت کلی کنترل بردار رانش^۱ به دو صورت کنترل مکانیکی بردار رانش^۲ و کنترل سیالی بردار رانش^۳ اعمال می‌شود. در روش کنترل مکانیکی بردار رانش تغییر جهت جت خروجی از موتور بی‌وسیله سطوحی که در مقابل آن جریان قرار می‌گیرند انجام و تغییر زاویه بردار رانش برای کنترل در دو جهت طولی و عرضی می‌گردد [۱]. کنترل مکانیکی بردار رانش شامل نازل‌های متقارن و نامتقارن می‌شود. هواپیماهای دارای نازل با سطح متغیر، می‌توانند به عملکرد مطلوب در سراسر رژیم پروازی دست یابند. اگرچه این فناوری در هواپیماهای مدرن استفاده شده است، برخی از معایب مهم مانند بازوهای مکانیکی، سخت‌افزار و نرم‌افزارهای کنترلی، بالا رفتن احتمال دیده شدن پرنده در رادارها و افزایش وزن نام برد [۲]. از این رو با توجه به معایب روش کنترل مکانیکی بردار رانش فن‌آوری روش کنترل سیالی بردار رانش به موازات روش کنترل مکانیکی توسعه پیدا کرده است.

در روش کنترل سیالی بردار رانش، کنترل و انحراف بردار رانش جریان اولیه با استفاده از تأثیر یک جت ثانویه انجام می‌پذیرد. در این روش بجای استفاده از قطعات مکانیکی به منظور اعمال کنترل بردار رانش، این قابلیت با استفاده از جریان سیال ثانویه برای جهت‌دهی جریان اصلی اعمال می‌گردد، این نوع نازل به لحاظ نظری انحراف و کنترل جریان بردار رانش را ارائه و از سوی دیگر مشکلات مرتبط با قطعات مکانیکی را به وجود نمی‌آورد [۳]. روش کنترل سیالی بردار رانش در مقایسه با روش کنترل مکانیکی بردار رانش مزایای متعددی دارد که از جمله می‌توان به کاهش وزن، سروصدای کم، سادگی، هزینه کمتر تعمیر و نگهداری اشاره کرد [۴]. برخلاف روش‌های

مکانیکی بردار رانش، کنترل سیالی بردار رانش دارای ابعاد و اندازه ثابتی است. در این نوع رهیافت کنترل بردار رانش از یک جریان سیال ثانویه برای کنترل جریان خروجی اصلی استفاده می‌گردد. این مفهوم منجر به ابداع و توسعه روش‌های متعدد مختلف اعمال بردار رانش سیالی شده است که به عنوان نمونه می‌توان به روش کنترل شوک^۴، گلوگاه مورب صوتی^۵، تزریق در جهت جریان^۶ و... اشاره نمود. مشکل اصلی این فن‌آوری نیاز به یک منبع جریان ثانویه است [۵].

با توجه به معایب و محاسن روش کنترل مکانیکی و سیالی بردار رانش به‌کارگیری اثر کواندا در راستای جهت‌دهی بردار رانش از رهیافت‌های دیگر بوده است. اثر کواندا توسط مخترع رومانیایی بنام هنری ماری کواندا در سال ۱۹۱۱ کشف و به عنوان اختراع ثبت گردید. ترانکوسی^۷ و دوماس^۸ پژوهش خود را با عنوان متدهای طراحی نازل کواندایی با دو جریان را ارائه نمودند. در این پژوهش تأثیر دو جریان در نازل با هدف تولید بردار رانش به صورت ریاضی مدل‌سازی شده و شبیه‌سازی عددی انجام پذیرفته است. نتایج حاصل از مقایسه مدل‌سازی ریاضی با شبیه‌سازی عددی نشان داد که هم‌پوشانی مناسبی بین روش مدل‌سازی ریاضی با نتیجه کار شبیه‌سازی عددی وجود دارد [۶]. اسکوتنیکا^۹ پدیده هیسترسیس^{۱۰} و اثر کواندا را به صورت تجربی بررسی نمود [۷]. احمد و همکاران آیرودینامیک یک میکرو ریز پرنده مبتنی بر اثر کواندا بررسی و نیرو و تکانه‌های موثر بر پرواز این پرنده و همچنین مدل‌سازی ریاضی برای حرکت آن مبتنی بر اثر کواندا استخراج گردید [۸]. دونائویچ^{۱۱} پایداری و گذار جریان روی سیلندر با اثر کواندایی را به صورت تجربی و عددی بررسی و مدل‌سازی نمود [۹]. شفیعی و همکاران اثر کواندا را به صورت تجربی روی سطح منحنی بررسی و اندازه‌گیری نمودند [۱۰]. ترانکوسی و دوماس پس از انجام تحقیقات و ارائه مقالاتی در خصوص مرور اثر کواندا در نازل اقدام به معرفی نازل آچئون^{۱۲} نمودند [۱۱].

نازل آچئون بر مبنای اثر کواندا و اندرکنش دو جت سیال است. دبی جریان کلی ورودی به نازل در ورودی نازل به دو جت

⁸ Dumas

⁹ Skotnicka

¹⁰ Hysteresis

¹¹ Dunaevich

¹² Aerial Coanda High Efficiency Orienting-jet Nozzle (ACHEON)

¹ Thrust Vector Control (TVC)

² Mechanical Thrust Vectoring (MTV)

³ Fluidic Thrust Vectoring (FTV)

⁴ Shock Control

⁵ Sonic Throat Skewing

⁶ Co-flow

⁷ Trancossi

بالا و پایین تقسیم می‌شود. اختلاف بین دبی ورودی جریان بالا و پایین موجب اختلاف سرعت و مومنتوم جریان ورودی به نازل شده و این اختلاف مومنتوم اعمال شده به دیواره خروجی نازل تحت تاثیر اثر کواندا که ناشی از اثرات لزجت و اختلاف فشار محیط با فشار روی دیواره‌های سطح محدب (کواندایی) موجب چسبیدن جریان کلی خروجی از نازل به سطح خروجی نازل می‌گردد. جریان جت خروجی از نازل تا زمانی که فشار جت با فشار محیط یکسان بشود روی سطح چسبیده باقی می‌ماند ضمن این که محل جدایش جریان روی سطح محدب نازل، رابطه مستقیمی با میزان زاویه بردار رانش خروجی از نازل دارد و هرچقدر محل جدایش جریان روی سطح محدب نازل در فاصله دورتری نسبت به محل خروجی نازل اتفاق بیفتد به همین میزان زاویه بردار رانش بزرگ تری اعمال می‌شود. ترانکوسی در یک مقاله مروری، اقدامات و پژوهش‌های علمی و فنی مرتبط با به‌کارگیری اثر کواندا در نازل را بررسی نمودند [۱۱]. ترانکوسی و دوماس دو جت ترکیبی و جریان کواندا در کنترل جریان را طی مقاله‌ای ارائه دادند. در این پژوهش پیشینه عددی و تئوری به‌کارگیری اثر کواندا در کنترل بردار رانش ارائه و مرور شده است علاوه بر آن نازل هامر و آچئون نیز مورد بررسی قرار گرفته و مدل‌سازی عددی دوبعدی با استفاده از سه نوع مدل آشفتگی S-A, k-ε و تنش رینولدز استفاده نمودند [۱۲]. دوماس به معرفی پروژه نازل آچئون پرداخته و به کاربردهای این نوع نازل در کنترل بردار رانش پرداخته‌شده و ایده به‌کارگیری محرک پلاسمایی برای کنترل جدایش جریان در خروجی جریان و روی سطح کواندایی نازل ارایه شده است [۱۳]. پاسکوا^{۱۳} و همکاران سامانه‌های پیش‌رانه مبتنی بر نداشتن قسمت متحرک برای پشتیبانی نشست و برخاست کوتاه یا عمودی هواپیماها را مرور کرده و نازل آچئون و محاسن و کاربردهای آن را در این مقاله ارائه نمودند [۱۴]. ترانکوسی مدل‌سازی ریاضی دو جریان تحت تاثیر اثر کواندا پرداخته است. شبیه‌سازی عددی جداگانه‌ای به صورت دوبعدی انجام شده و نتایج حاصل از مدل‌سازی ریاضی با مدل‌سازی عددی مقایسه که تطبیق مناسبی مشاهده شده است [۱۵]. با به‌کارگیری نازل آچئون در کنترل بردار رانش یک پهپاد کوچک از نازل آچئون استفاده کرده و عکس‌العمل بین پهپاد با سامانه پیش‌رانه به صورت ریاضی تحلیل شده است در ادامه مدل‌سازی دو و

سه‌بعدی عددی نازل آچئون با استفاده از نرم‌افزار انجام پذیرفته است. نتیجه این پژوهش اثبات پایداری نازل آچئون برای پهپاد مورد نظر بوده است [۱۶]. داس و همکاران با ارائه ایده به‌کارگیری محرک‌های پلاسمایی روی سطح کواندایی نازل آچئون موفق شدند که جدایش جریان روی سطح کواندایی را به تأخیر انداخته و زاویه بردار رانش را برای جت‌های با سرعت بالا در این نوع نازل ارتقا بدهند [۱۷]. پاسکوا و همکاران با به‌کارگیری محرک پلاسمایی در خروجی نازل کواندایی با کاربرد کنترل بردار رانش، به صورت عددی نازل را شبیه‌سازی کردند. برابر یافته‌ها مشخص گردید که استفاده از محرک پلاسمایی در خروجی نازل موجب افزایش زاویه بردار رانش می‌گردد [۱۸]. عبدالله زاده و همکاران شبیه‌سازی عددی و تجربی محرک‌های پلاسمایی در نازل آچئون را انجام داد. برابر نتایج در حالت محرک پلاسمایی روشن و مقایسه آن‌ها با آزمون‌های عددی و تجربی مشخص گردید که با به‌کارگیری محرک‌های پلاسمایی محل جدایش جریان روی سطح کواندایی نازل آچئون تغییر کرده و باعث افزایش زاویه اعمال کنترل بردار رانش می‌گردد [۱۹]. ترانکوسی و همکاران با به‌کارگیری نازل آچئون در طراحی یک پهپاد کوچک، قابلیت نشست و برخاست کوتاه را با استفاده از ویژگی نازل آچئون به این پهپاد افزودند. [۲۰]. ترانکوسی و همکاران یک هواپیمای سبک را برای مجهز کردن به نازل آچئون مورد بررسی قرار داده و با استفاده از روابط ریاضی محاسن به‌کارگیری این نوع نازل را استخراج نمودند. کاهش مصرف سوخت و انرژی، بهبود مانور پذیری، کاهش مسافت مورد نیاز برای نشست و برخاست روی باند، افزایش زاویه واماندگی و... از محاسن به‌کارگیری نازل آچئون بوده است [۲۱]. داس و همکاران نازل آچئون را به صورت عددی و با استفاده از نرم‌افزار به صورت ۳ بعدی مدل‌سازی نمودند. برابر نتیجه حاصل شده از این تحقیق، اثر جریان پیچشی در نازل باعث بهبود اختلاط جریان در نازل و در نتیجه افزایش کارایی آن می‌شود [۲۲]. سوباش و ترانکوسی نتایج تحقیقات خود در زمینه اثر کواندا و نازل آچئون را در یک قسمت کتاب با تمرکز بر مدل‌سازی ریاضی اثر کواندا منتشر کردند [۲۳]. دومیتراچه^{۱۴} و همکاران کاربردهای اثر کواندا و همچنین نازل آچئون در هوانوردی را بررسی کرده و اثر کواندا را در جریان‌های داخلی و خارجی با چند مدل ارائه نمودند. شبیه‌سازی عددی انجام شده

14 Dumitrache

13 Páscoa

و نتایج حاصله در سه مسئله مختلف با نتایج حاصل از کارهای گذشته مقایسه شده است [۲۴]. دومیتراچه و همکاران اثر کواندا و نازل آچئون را در تزریق کننده‌ها و کانال‌ها با رویکرد کاربرد در سامانه‌های پیشرفته مورد بررسی قرار دادند. هدف این تحقیق بررسی پارامترهای ابعادی و نسبت فشار بر اثر کوندا و تزریق کننده‌های کواندایی بوده است. برابر نتیجه حاصل شده از این تحقیق ابعاد و شکل گلوگاه تزریق اثر مستقیمی بر نسبت دبی جرمی داشته است. با کاهش فاصله گلوگاه، فاصله طول ناحیه اختلاط کاهش پیدا کرده و امکان بروز لایه اختلاط به صورت سریع‌تر به وجود آمده است [۲۵]. هلال و همکاران جریان هوا و آب را در نازل آچئون و تحت تاثیر اثر کواندا شبیه سازی عددی نموده که در این تحقیق مشخص گردید که میزان زاویه بردار رانش با سیال آب به نسبت هوا در شرایط یکسان بیشتر بوده است. در این مقاله همچنین فاکتور هندسی فاصله جداکننده دوکی شکل جریان با مرکز شعاع کواندایی نازل آچئون در رژیم جریان تراکم ناپذیر برای دو عدد ۱۰ و ۴۸ میلی متر بررسی شده است. برابر نتایج حاصله میزان زاویه بردار رانش با عدد ۱۰ به نسبت ۴۸ بیشتر بوده و این فاکتور هندسی نازل، نقش مستقیم و موثری بر میزان زاویه بردار رانش نازل آچئون دارد [۲۶]. ترانکوسی و همکاران تاثیر دما روی سطح کواندایی را بصورت ریاضی و عددی مدل سازی نمودند [۲۷] و [۲۸]. پانیر^{۱۵} و همکاران اشکال مختلف سپتوم^{۱۶} را در نازل آچئون بررسی و اثر آن را بر پدیده کواندا بصورت عددی بررسی نمود [۲۹]. لموس^{۱۷}، هلال و همکاران نازل آچئون و نازل ابداعی دیگر در حوزه دریایی را بصورت دو بعدی مدل سازی عددی و معرفی نمودند [۳۰]. کارا^{۱۸} بصورت تجربی و با ساخت مدل نمونه نازل آچئون نتایج اندازه گیری تجربی را با نتایج مدل سازی عددی مقایسه و میزان اختلاف را ارایه نموده است [۳۱].

با توجه به مقالات بررسی شده بالا، در محدود تحقیقات انجام شده در خصوص نازل آچئون، عدد بی بعد m^* به عنوان تنها پارامتر مؤثر بر میزان زاویه بردار رانش نازل معرفی گردیده است [۱۲، ۱۵، ۱۹ و ۲۶]. اما این پژوهش نشان می‌دهد که دبی کل جریان ورودی نیز یکی از پارامترهای مؤثر بر میزان زاویه بردار رانش است. اثر عدد رینولدز بر اثر کواندا در تحقیقات قبلی

بررسی شده [۳۲] لیکن اثر آن در نازل آچئون و زاویه بردار رانش بررسی و گزارش نشده است ضمن این که تحقیقات گذشته در رژیم جریان تراکم ناپذیر بوده است. علاوه بر عدد رینولدز، عدد بی بعد ماخ گلوگاه در این پژوهش برای اولین بار بررسی شده و اثر آن بر زاویه بردار رانش نشان داده شده است. تشکیل موج شوک و محدوده بروز آن در گلوگاه نازل و رابطه آن با میزان اختلاف دبی جرمی ورودی به نازل برای اولین بار گزارش شده است. در مورد موقعیت سپتوم در نازل، در مرجع [۲۶] به صورت کلی و صرفاً در دو موقعیت اشاره شده لیکن در این پژوهش بررسی های کاملی در خصوص موقعیت قرارگیری سپتوم در ۵ حالت مختلف نسبت به گلوگاه خروجی نازل انجام شده است.

۱-۱ اعداد بی بعد مهم

به صورت کلی اعمال زاویه جریان خروجی از نازل رابطه مستقیمی با اختلاف دبی جرمی و در واقع با اختلاف مومنوم دو جریان ورودی به نازل دارد. اختلاف دبی جریان‌های ورودی با عدد بی بعد m^* تعریف شده که برابر رابطه (۱) تعریف می‌شود. عدد رینولدز به عنوان یک عدد بی بعد مؤثر در پدیده کواندا و نازل آچئون طبق رابطه (۲) تعریف می‌شود. عدد رینولدز محاسبه شده بر مبنای عرض گلوگاه خروجی نازل به عنوان طول مشخصه (۰/۰۴۰ متر) و با (h) نشان داده شده است. محاسبه سرعت متوسط جریان با (\bar{v}) ، متوسط چگالی با $(\bar{\rho})$ و مقدار متوسط لزجت در گلوگاه با $(\bar{\mu})$ نشان داده شده و عدد رینولدز بر مبنای عرض گلوگاه محاسبه گردیده است. Re^* حاصل تقسیم Re در m^* مختلف به عدد رینولدز در حالت $m^*=0$ همان دبی، تعریف می‌شود که در رابطه (۳) ارایه شده است. عدد ماخ به عنوان عدد مشخص کننده رژیم جریان و همچنین اثرات تراکم پذیری برابر با حداکثر سرعت جریان به سرعت صوت (a) در گلوگاه خروجی نازل طبق رابطه (۴) تعریف می‌شود. \tilde{M} حاصل تقسیم M به عدد ماخ در $m^*=0$ تعریف که در رابطه (۵) ارایه شده است. علاوه بر بررسی اعداد ماخ و رینولدز بر ساختار جریان و بویژه زاویه بردار رانش، متغیر هندسی نازل که مشخص کننده میزان فاصله نوک سپتوم با مرکز شعاع کواندایی با P مشخص گردید. در این

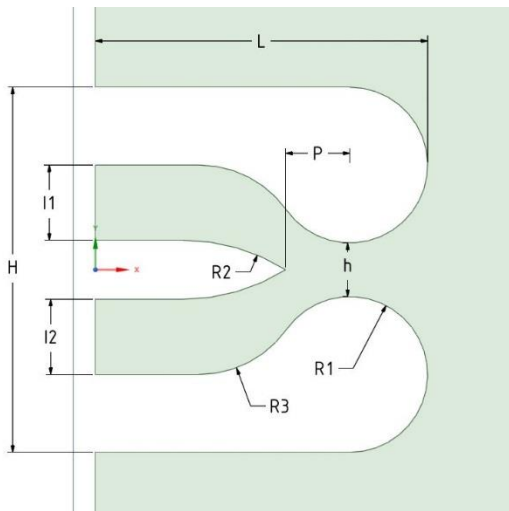
¹⁷ Lemos

¹⁸ Kara

¹⁵ Paneer

¹⁶ Septum

هندسی سپتوم نازل بر جریان و همچنین میزان زاویه بردار رانش نازل، دبی جرمی کل ورودی به نازل مقدار ثابت 8 kg/s اعمال و $P^* = 0.25$ تا $P^* = 1/2$ در ۵ موقعیت متفاوت مطالعه عددی انجام و میزان m^* از صفر تا 0.75 در هر P^* بررسی می‌گردد. برای تولید هندسه مسئله از شکل و ابعاد نازل آچئون مطابق با مرجع [۲۶] استفاده گردید. طول کلی نازل 248 میلی‌متر، عرض کلی نازل با احتساب دیواره‌ها 272 میلی‌متر، عرض هر دهانه‌های ورودی نازل برابر 56 میلی‌متر و شعاع کواندا در خروجی نازل 58 میلی‌متر در نظر گرفته شده است؛ دهانه خروجی نازل که محاسبات این تحقیق از جمله محاسبه عدد رینولدز، برابر با 40 میلی‌متر در نظر گرفته شده است. شکل ۱ هندسه و جدول ۲ ابعاد نازل آچئون را نشان می‌دهد.



شکل ۱- هندسه دو بعدی نازل آچئون برای حل مسئله.

جدول ۲- ابعاد هندسه نازل آچئون.

متغیرهای هندسه نازل	اندازه (m)
L	0.248
H	0.272
I1,2	0.056
R1	0.058
R2	0.144
R3	0.080
h	0.040
P	0.048 - 0.10

با توجه به روند کار بعد از ایجاد هندسه مسئله دامنه محاسباتی با در نظر گرفتن عرض دهانه خروجی نازل به نسبت 25 برابر h و به اندازه $1,000$ میلی‌متر منطبق با مرجع [۲۶] و [۱۲] ایجاد گردید. این دامنه حل به نحوی انتخاب شده که

پژوهش اندازه P بین 10 الی 48 میلی‌متر متغییر بوده و در این بازه $P=20$ ، $P=30$ و $P=40$ میلی‌متر نیز تعریف گردید. متغییر P با اندازه گلوگاه $h=40$ میلی‌متر بی بعد شده و عدد بی بعد P^* طبق رابطه (۶) تعریف و در بازه $P^* = 0.25$ که نشان‌گر نزدیک‌ترین فاصله تا $P^* = 1/2$ که بیشترین فاصله نوک سپتوم با مرکز شعاع کواندایی گلوگاه خروجی نازل است.

$$m^* = \frac{\dot{m}_1 - \dot{m}_2}{\dot{m}_1 + \dot{m}_2} \quad (1)$$

$$Re_h = \frac{\bar{\rho} \bar{v} h}{\bar{\mu}} \quad (2)$$

$$Re^* = \frac{Re}{Re_{m^*=0}} \quad (3)$$

$$M = \frac{v}{a} \quad (4)$$

$$\tilde{M} = \frac{M}{M_{m^*=0}} \quad (5)$$

$$P^* = \frac{P}{h} \quad (6)$$

۲-۱ مدل سازی فیزیکی

در این پژوهش، مستند به مراجع [۱۲ و ۲۶] ابتدا جریان با دبی کل ورودی به نازل برابر با 8 kg/s در ۶ حالت مختلف m^* از صفر تا 0.75 برابر با جدول ۱ شبیه‌سازی عددی شده و زاویه بردار رانش نازل که با α نشان داده می‌شود متناسب با اعداد مختلف m^* ثبت گردید.

جدول ۱- مقادیر دبی جرمی ورودی هر کانال و m^* با دبی کل

m^*	ورودی 8 kg/s	
	\dot{m}_1 (kg/s)	\dot{m}_2 (kg/s)
0.0	4.0	4.0
0.10	4.4	3.6
0.20	4.8	3.2
0.25	5.0	3.0
0.50	6.0	2.0
0.75	7.0	1.0

به همین ترتیب و با ۶ مقدار مختلف m^* برای دبی‌های جرمی ورودی 2 ، 4 ، 16 و 1 kg/s شبیه‌سازی عددی انجام پذیرفت ضمن این‌که در این شبیه‌سازی پارامتر هندسی نازل $P^* = 1/2$ اعمال شد. در ادامه و به منظور بررسی موقعیت

مرزهای خارجی دامنه حل بر جریان خروجی نازل و همچنین محل جدایش جریان در خروجی نازل تاثیر نداشته باشد. فشار اتمسفریک دامنه حل (P=0atm) اعمال گردید. دمای کل ثابت ۳۰۰ کلوین است. شرایط مرزی جریان خارج از نازل با شرایط فشار و دمای مبنا به ترتیب ۱۰۱،۳۲۵ پاسکال و ۲۹۳/۱۵ کلوین و عدد ماخ ۰/۰۵ (شرایط استاتیک) در نظر گرفته شده است. دبی کلی جریان ورودی نازل برابر با ۸kg/s است که این میزان منطبق با مرجع [۲۶] و [۱۲] است.

۲- مدل ریاضی و متدولوژی عددی

در این پژوهش، جریان به صورت دوبعدی و با حل معادلات ناویر-استوکس میانگین گیری شده و در حالت تراکم پذیر آشفته، در رژیم مادون تا مافوق صوت و ایستگاهی حل می شود. روش عددی حجم محدود^{۱۹} و معادلات ناویر-استوکس میانگین گیری شده با روش فشار پایه^{۲۰} کوپل^{۲۱} و با استفاده از شبکه با سازمان ۱۲ بلوکی، غیریکنواخت، با سازمان و با استفاده از نرم افزار فلونت نسخه ۲۰۲۱ حل می گردند. گسسته سازی معادلات غیر لزج با روش جریان بالادستی^{۲۲} و با روش فشار پایه انجام پذیرفته است. شرایط مرزی ورودی دبی جرمی فشار پایه و شرایط مرزی خروجی نیز فشار پایه خروجی اعمال گردید. معیار همگرایی حل باقیمانده کمتر از 1×10^{-8} متر بر ثانیه برای کمیت سرعت در نظر گرفته شد. شکل بقای معادلات ناویر-استوکس پس از متوسط گیری جرمی در حالت ایستگاهی، به صورت زیر به دست می آید. رابطه (۷) معادله پیوستگی، رابطه (۸) معادله اندازه حرکت، معادله (۹) معادله انرژی، رابطه (۱۰) کمیت H در معادله انرژی و رابطه (۱۱) معادله حالت را نشان می دهند:

در معادلات بالا t_{ij} شکل متوسط گیری شده جرمی تانسور تنش های رینولدز می باشد. این تانسور را می توان با رابطه بوزینسک تقریب زد که در رابطه (۱۲) ارایه شده است:

$$t_{ij} = -\overline{\rho u_i'' u_j''} = \frac{v_t}{\rho} \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \bar{\rho} k \delta_{ij} \quad (12)$$

¹⁹ Finite Volume Methods (FVM)

²⁰ Pressure Based

²¹ Coupled

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} \tilde{u}_i) = 0, \quad (7)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_i) = -\frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\tau}_{ij} - t_{ij}), \quad (8)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_i H) = \frac{\partial}{\partial x_j} (-q_{ij} - q_{ij} + \tau_{ij} u_i'' - \rho u_i'' \frac{1}{2} u_i'' + \frac{\partial}{\partial x_j} [\tilde{u}_i (\bar{\tau}_{ij} - t_{ij})]), \quad (9)$$

$$H = \tilde{h} + \frac{1}{2} \tilde{u}_i \tilde{u}_i + k, \quad (10)$$

$$P = \bar{\rho} R \tilde{T}. \quad (11)$$

با توجه به فیزیک جریان مورد بررسی مدل آشفتگی k-ε توسط سایر محققین [۱۲] و [۲۶] برای مدل سازی پیشنهاد شده و در این تحقیق هم از این مدل استفاده شده است. در این مدل v_t بیان گر لزجت سینماتیکی گردابه ای می باشد که با معادله (۱۳) تخمین زده می شود. به منظور محاسبه مقادیر k و ε در این معادله از روش دو معادله ای آشفتگی k-ε استاندارد استفاده می شود. در این معادله k معرف انرژی جنبشی آشفتگی در واحد حجم بوده و ε نرخ اضمحلال آشفتگی است که به ترتیب در معادلات (۱۴-۱۵) ارایه شده و تابع دیواره در این روش از نوع مقیاس پذیر^{۲۳} و روابط به شرح زیر می باشند [۳۳]:

$$v_t = C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon}, \quad (13)$$

$$\frac{\partial k}{\partial t} + \tilde{u}_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\frac{(v + v_t)}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] - \varepsilon + \bar{\tau}_{ij} \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j}, \quad (14)$$

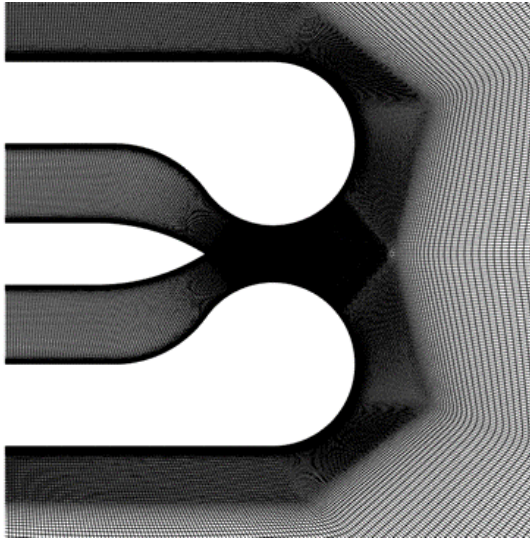
$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + \tilde{u}_j \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\frac{(v + v_t)}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} \bar{\tau}_{ij} \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} - C_{\varepsilon 2} \frac{\varepsilon^2}{k}. \quad (15)$$

ثابت های مدل k-ε عبارتند از $\sigma_k = 1/0$ ، $\sigma_\varepsilon = 1/3$ ، $C_\mu = 0/44$ ، $C_{\varepsilon 1} = 1/92$ و $C_{\varepsilon 2} = 0/09$.

از ویژگی های اصلی جریان آشفتده سه بعدی بودن جریان آشفتده است و ساختارهای جریان آشفتده از جمله ادی ها سه بعدی می باشند. توجه شود که نازل مورد نظر به گونه ای است که بتوان با تقریب خوبی (حداقل در جریان های آرام) نتایج را بدست آورد (شکل هندسی نازل در ۳ بعدی کشیده شده ۲

²² Upwind

²³ Scalable Wall Function



شکل ۳- شبکه ریز با سازمان و بهینه در گلوگاه نازل.

شبکه‌بندی هندسه و دامنه حل به صورت با سازمان و چند بلوکی انجام پذیرفت. فاصله اولین سلول از دیواره‌ها نیز به همین ترتیب از 1×10^{-3} متر برای درشت‌ترین شبکه تا 1×10^{-6} متر برای ریزترین شبکه به منظور ایجاد شبکه مناسب در لایه مرزی روی دیواره‌های نازل با فشردگی متناسب با تعداد سلول‌های هر مدل شبکه ایجاد شد. به منظور بررسی استقلال حل از شبکه و انتخاب شبکه بهینه، ۵ شبکه مختلف با ساختار و الگوی شبکه‌بندی یکسان از ۷,۱۵۸ سلول به عنوان درشت‌ترین و با ریز کردن دو برابری تمامی ابعاد شبکه تا $2,076,323$ سلول به عنوان ریزترین شبکه ایجاد گردید ضمن این‌که شبکه‌های ایجاد شده با عنوان M1 مربوطه به شبکه ۷,۱۵۸ سلولی تا M5 مربوط به شبکه $2,076,323$ سلولی نام‌گذاری شدند. تعداد شبکه‌های محاسباتی و تعداد سلول‌های محاسباتی و همچنین میزان زاویه بردار رانش حاصل شده از هر شبکه در جدول ۳ آرایه شده است.

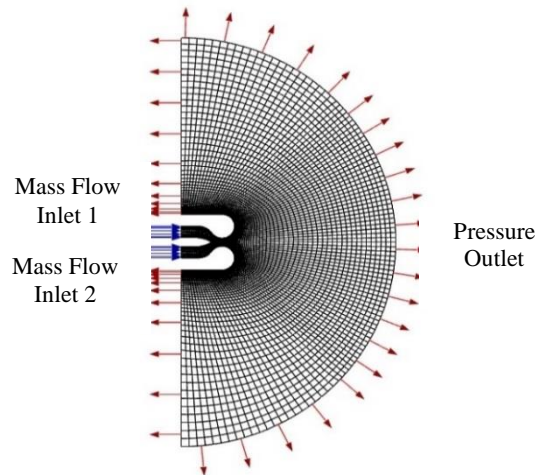
جدول ۳- شبکه‌های محاسباتی برای استقلال حل از آن.

عنوان شبکه	تعداد سلول	فاصله اولین سلول از دیواره (m)	α
M1	۷,۱۵۸	1×10^{-3}	۱۶
M2	۳۱,۳۵۲	1×10^{-4}	۲۵
M3	۱۲۷,۸۹۲	5×10^{-5}	۲۸
M4	۵۱۶,۲۷۲	1×10^{-5}	۳۰

بعدی می‌باشد). به هر حال، چون منظور از ۳ بعدی شدن بخاطر آشفتگی جریان و رشد ۳ بعدی ادی‌ها است، بدیهی است که فرض ۲ بعدی باعث بروز خطا می‌شود. البته، این تحقیق در مراحل تکمیلی خود می‌باشد. توجه شود که بر اساس نتایج ۲ بعدی دیگران در جریان‌های مختلف آشفتنه، نتایج بدست آمده بیش از حد از واقعیت دور نیست.

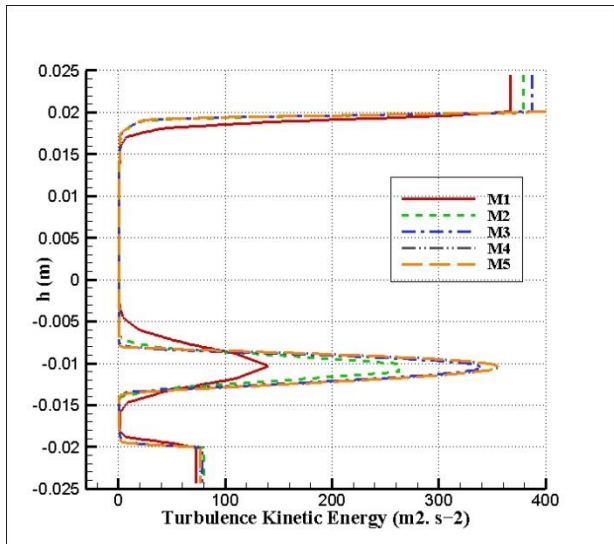
۱-۲ شبکه محاسباتی

با توجه به روند کار بعد از ایجاد هندسه مسئله شبکه‌بندی مسئله با شبکه با سازمان، چند بلوکی، مشتمل بر ۱۲ بلوک با حفظ حداکثر تعامد شبکه انجام پذیرفت. شبکه با سازمان ایجاد شده به منظور حل فیزیک مسئله در نزدیکی دیواره‌ها دارای فشردگی بوده تا بدین نحو اثرات لایه مرزی ایجاد شده روی دیواره‌ها و جدایش جریان روی سطوح بالایی و پایینی خروجی نازل نیز با دقت محاسبه گردد. شکل ۲ دامنه حل و بلوک‌بندی دامنه حل به همراه شرایط مرزی ورودی و خروجی جریان را نشان می‌دهد.



شکل ۲- هندسه دو بعدی و شبکه با سازمان دامنه حل مسئله و شرایط مرزی ورودی و خروجی.

توجه شود که محل شوک با تغییرات m^* جابجا می‌شود. به همین منظور شبکه محاسباتی به گونه‌ای در نظر گرفته شده که در کل ناحیه گلوگاه شبکه به اندازه کافی جهت صید هرگونه شوک ریز می‌باشد (شکل ۳). از این رو، جابجایی‌های اندکی که در موقعیت شوک در حالات مختلف m^* ایجاد می‌شود، مشکلی ایجاد نمی‌نماید.

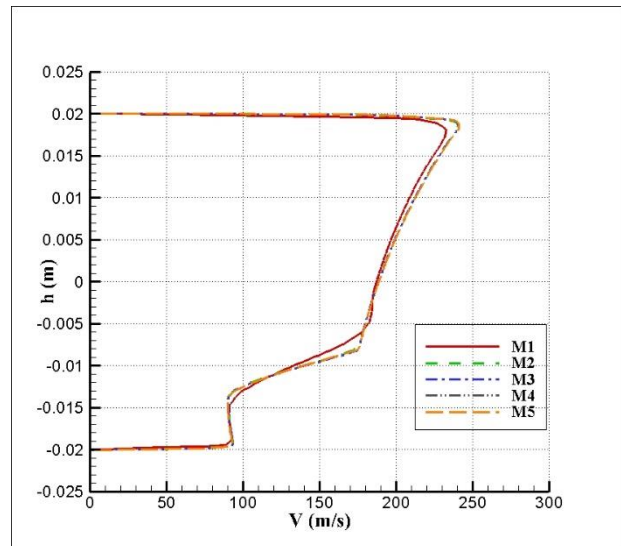


شکل ۵- نمودارهای انرژی جنبشی جریان آشفته (k) اندازه‌گیری شده در گلوگاه خروجی نازل آچئون در شبکه‌های M1 تا M5.

۲-۲ اعتبار سنجی

به منظور اعتبار سنجی محاسبات بعد از حصول شبکه محاسباتی بهینه با اعمال m^* طبق جدول ۱ در ۶ حالت مختلف و در حالت دبی کل ورودی 8 kg/s زاویه بردار رانش حاصل شده متناسب با مقادیر مختلف m^* محاسبه و ثبت گردید و نتایج با مرجع [۲۶] مطابقت داده شد. گفتنی است مرجع تجربی برای اعتبار سنجی محاسبات در این محدوده دبی جرمی ورودی وجود نداشته و به همین علت اعتبار سنجی با داده‌های عددی انجام شده است. به صورت کلی نتایج حاصله این تحقیق با نتایج گزارش شده تطابق داشته و در $m^* = 0.25$ کمتر از ۱ درجه اختلاف مشاهده شد که با توجه به نوع محاسبه زوایای بردار رانش جریان خروجی نازل که با پردازش تصویری انجام می‌پذیرد، به نظر این میزان خطا قابل صرف نظر کردن است. در سایر مقادیر m^* میزان زاویه اندازه‌گیری شده با نتایج گزارش شده انطباق دارد. شکل ۶ نمودار مقایسه نتایج تحقیق حاضر با پژوهش هلال را نشان می‌دهد.

حل مسئله با شبکه‌های فوق و روش حل با اعمال $m^* = 0.75$ به عنوان حالت انتخابی برای هر ۵ شبکه و به صورت جداگانه انجام پذیرفت. برای بررسی دقیق این مسئله کمیت‌های فشار، سرعت، چگالی و انرژی جنبشی جریان آشفته و همچنین کمیت زاویه انحنای جریان برای هر شبکه اندازه‌گیری شد. بدین منظور خطی از مرکز سطح محدب (کواندایی) بالایی خروجی نازل به مرکز سطح محدب پایینی که از گلوگاه خروجی نازل می‌گذرد ایجاد گردید. کمیت‌های فشار، سرعت، چگالی، انرژی جنبشی جریان آشفته و همچنین دمای کلی برای هر ۵ شبکه در خروجی نازل اندازه‌گیری و مقادیر محاسبه شده با هر شبکه با شبکه‌های دیگر مقایسه گردید. شکل ۴ پروفیل سرعت اندازه‌گیری شده با هر ۵ شبکه در گلوگاه نازل آچئون را نشان می‌دهد. بر اساس این نتایج شبکه M3 برای اندازه‌گیری این کمیت مناسب می‌باشد.

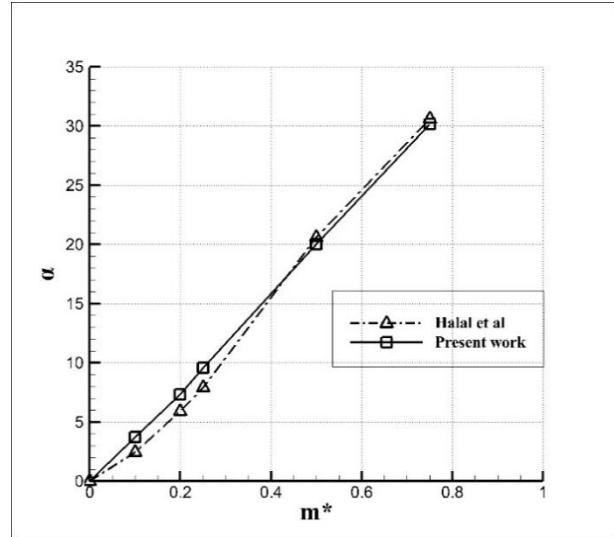


شکل ۴- پروفیل سرعت اندازه‌گیری شده در گلوگاه خروجی نازل آچئون در شبکه‌های M1 تا M5.

کمیت بسیار حساس میزان انرژی جنبشی جریان آشفته (k) نیز در خروجی گلوگاه نازل محاسبه و بررسی گردید. در مقایسه هر ۵ شبکه و با در نظر گرفتن این کمیت بسیار حساس جریان برابر شکل ۵ مشخص گردید که نتایج شبکه‌های M4 و M5 دقیقاً منطبق بر یکدیگر می‌باشند. از این رو شبکه M4 به عنوان شبکه بهینه با در نظر گرفتن حساس‌ترین کمیت به عنوان شبکه مناسب انتخاب گردید.

نازل به $194/34 \text{ m/s}$ و عدد ماخ گلوگاه به $M=0/578$ می‌رسد. با افزایش m^* به $m^*=0/75$ حداکثر سرعت در گلوگاه به $241/07 \text{ m/s}$ و عدد ماخ $M=0/730$ شد. به همین ترتیب و با دبی 4 kg/s با تغییر m^* از صفر به $0/75$ حداکثر سرعت در گلوگاه از $93/62$ به $117/80$ متر بر ثانیه و برای دبی 2 kg/s با تغییر مشابه m^* ، حداکثر سرعت در گلوگاه از $46/42$ به $58/27$ متر بر ثانیه افزایش یافت. در دبی ورودی کل 1 kg/s و در $m^*=0$ حداکثر سرعت در گلوگاه خروجی نازل برابر با $23/13$ متر بر ثانیه و در $m^*=0/75$ این عدد به $29/03$ افزایش پیدا کرد. در خصوص علت فیزیکی رفتار مشابه جریان در نازل آچئون در هر 4 دبی جرمی کل ورودی به نازل و افزایش حداکثر سرعت در گلوگاه با افزایش m^* می‌توان به هندسه همگرای نازل در کانال‌های ورودی بالا و پایین اشاره نمود. با افزایش m^* در واقع نسبت دبی‌های جرمی کانال بالا به پایین نازل بیشتر شده و همین امر موجب می‌گردد که کانال بالایی دبی جرمی ورودی بیشتر و در نتیجه سرعت ورودی بیشتری داشته باشد. سرعت بیشتر سیال در ورودی کانال بالایی تحت تاثیر هندسه همگرای نازل موجب می‌گردد که سرعت جریان در کانال بالایی افزایش یافته و در ورودی به دهانه خروجی نازل سرعت جریان جت بالایی بر سرعت کمتر جت پایین غالب شده و در مجموع سرعت جریان حاصل از اندرکنش و مخلوط دو جریان جت بالا و پایین در گلوگاه نازل افزایش یابد.

با توجه به نتایج حاصل شده مشخص گردید که در شرایط $m^*=0$ که جریان دو جت بالا و پایین با دبی‌های یکسان وارد محفظه گلوگاه خروجی نازل می‌گردند، سرعت‌های یکسانی در خروجی هر کانال داشته و به علت تقارن هندسه نازل، نقطه جدایش جریان در هر دو سطح کوندایی بالا و پایین نازل در یک نقطه یکسان اتفاق می‌افتد در نتیجه جریان کل خروجی از گلوگاه نازل بدون زاویه بردار رانش و برابر صفر می‌باشد. شکل ۷ زاویه بردار رانش ایجادشده و حداکثر سرعت در گلوگاه با دبی کل جرمی ورودی 1 kg/s و $m^*=0/75$ را نشان می‌دهد.



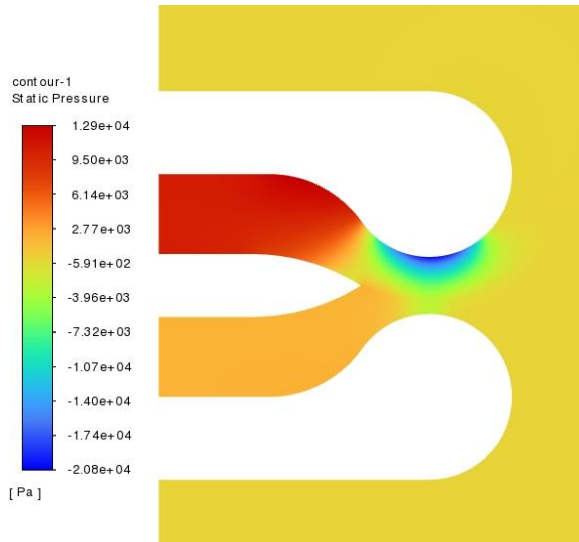
شکل ۶- مقایسه نمودار α برحسب m^* پژوهش حاضر با مرجع [۲۶].

۳- نتایج و بحث

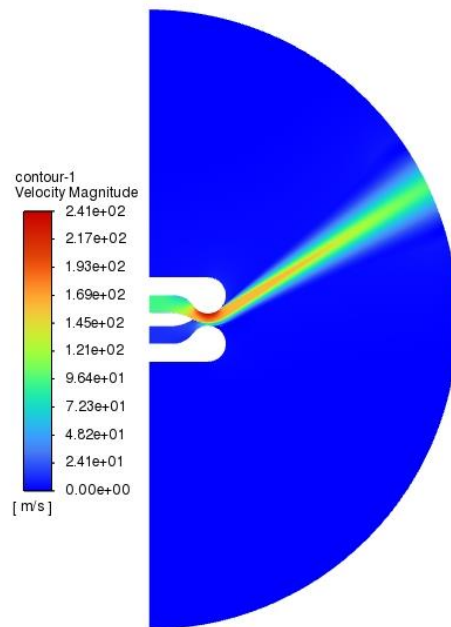
در این پژوهش ابتدا دبی جرمی کل ورودی به نازل 1 kg/s و $m^*=0$ اعمال شده و کمیت‌های موثر جریان از جمله سرعت، عدد ماخ و عدد رینولدز در گلوگاه نازل اندازه‌گیری شده و در هر مرحله m^* از صفر به $0/75$ تغییر داده شده و کلیه داده‌ها ثبت و میزان تغییرات آن‌ها با تغییر m^* بررسی و مطالعه می‌گردد. بعد از حصول نتایج و به همین ترتیب با نصف کردن دبی کل ورودی 1 kg/s به 0.4 و 2 و کلیه مراحل بالا در این دبی ورودی و m^* از صفر به $0/75$ تکرار شده است. در مرحله بعد با دو برابر کردن دبی جرمی به 16 kg/s و اعمال m^* مشابه، تاثیر تغییرات m^* بر بردار رانش بررسی می‌گردد. در ادامه اثر عدد ماخ گلوگاه در محدوده $0/06$ الی $1/4$ و همچنین عدد رینولدز گلوگاه از $54,000$ الی $1,050,000$ نیز بررسی شده است. در قسمت آخر این پژوهش اثر موقعیت سپتوم در دبی کل ورودی 1 kg/s بررسی شده است.

۳-۱ دبی جرمی ورودی

در این پژوهش، دبی کل جرمی 1 kg/s به عنوان مبنا قرار گرفته و با نصف کردن آن در هر مرحله دبی کل جرمی 0.4 و 2 و 1 kg/s بررسی شد. در مرحله بعدی با دو برابر نمودن دبی کل جرمی مبنا به 16 kg/s اثرات دبی کل ورودی بر روی حداکثر سرعت، عدد ماخ در گلوگاه خروجی نازل و زاویه بردار رانش ایجادشده مطالعه و بررسی شد. در حالت $m^*=0$ حداکثر سرعت در دهانه



شکل ۸- کانتور فشار در دبی جرمی ۸ kg/s و $m^* = 0.75$



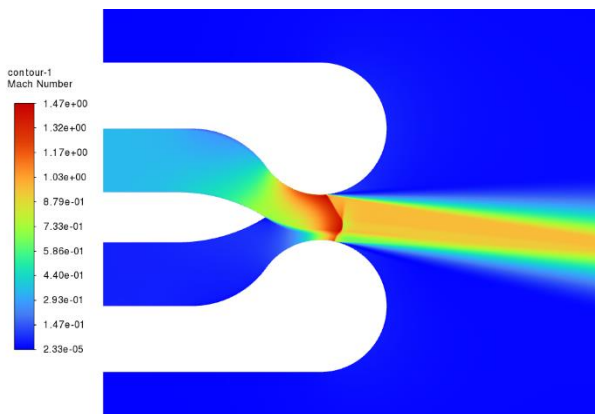
شکل ۷- کانتور سرعت در دبی جرمی ۸ kg/s و $m^* = 0.75$

بنابراین، در شرایط دبی کل جرمی ۱ kg/s تا ۸ kg/s ورودی به نازل، با افزایش m^* میزان سرعت و تبع آن عدد ماخ در گلوگاه خروجی نازل افزایش می‌یابد به نحوی که با افزایش m^* روند تغییرات حداقل به حداکثر سرعت و عدد ماخ تقریباً یکسان و برابر با ۲۶ درصد می‌باشد. مطلب دیگر این که α تابع میزان سرعت در ورودی و گلوگاه نازل آچئون نبوده و بردار رانش ایجاد شده در نازل آچئون ناشی از اندرکنش و تفاوت سرعت جت بالا و پایین ورودی به نازل و همچنین اختلاف دبی ورودی این دو جت تحت تاثیر پدیده کواندا در دیواره‌های خروجی گلوگاه نازل می‌باشد.

با مینا قرار دادن دبی جرمی ۸ kg/s و افزایش دو برابری آن عدد دبی کل ورودی به نازل ۱۶ kg/s قرار داده شد. در حالت $m^* = 0$ حداکثر سرعت در دهانه نازل به ۴۲۰/۸۹۰ m/s و عدد ماخ گلوگاه به $M = 1/439$ رسیده و در گلوگاه خروجی نازل شوک تشکیل شد. با افزایش m^* به $m^* = 0.75$ حداکثر سرعت و ماخ در گلوگاه به ترتیب به ۴۲۵/۸۶۸ m/s و ۱/۴۶۵ رسیده و در گلوگاه شوک قائم و متقارن تشکیل شد لیکن در این حالت، بازتاب شوک در دیواره گلوگاه نازل مشاهده نگردید. در این حالت و با وجود تشکیل شوک در گلوگاه زاویه بردار رانش نازل تغییر نکرده و برابر با صفر است. یکی از علت‌های محتمل بروز این موضوع تقارن هندسه نازل، بروز شوک در نقاط یکسان و متناظر روی دیواره بالایی و پایینی گلوگاه و همچنین برابر بودن دبی جرمی کانال بالا و پایین نازل است. شکل ۹ کانتور سرعت

در شرایط $m^* = 0.75$ سرعت جت خروجی از کانال بالایی افزایش یافته و همین مطلب موجب کاهش فشار استاتیکی در خروجی کانال و افت آن تا محدوده $10^{-4} \times 2/0.8$ پاسکال می‌گردد. افت فشار تحت تاثیر پدیده کواندا موجب می‌گردد که جت ترکیبی خروجی از دهانه نازل به سمت دیواره بالایی متمایل شده و جریان کل خروجی به سطح بالایی نازل چسبیده باقی بماند. جریان تا نقطه‌ای که فشار جت جریان با فشار محیط یکسان گردد کماکان به سطح بالایی دهانه نازل چسبیده باقی می‌ماند و نقطه‌ای که جریان از سطح جدا می‌گردد نقطه جدایش جریان است. میزان زاویه بردار رانش نازل ارتباط مستقیمی به محل جدایش جریان روی سطح نازل دارد. به صورت کلی افزایش m^* از صفر به ۰/۷۵ موجب اختلاف سرعت جت بالا و پایین نازل شده و این اختلاف سرعت موجب بروز اختلاف فشار در گلوگاه نازل می‌گردد. شکل ۸ کانتور فشار و اختلاف آن در کانال بالای و پایینی و همچنین گلوگاه نازل و محل جدایش جریان از سطح بالایی را نشان می‌دهد.

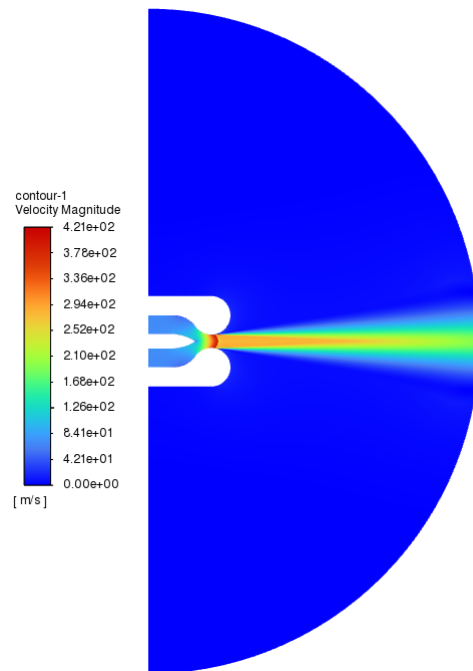
کانال بالا و پایین نازل از حالت متقارن خارج و بازتاب شوک تشکیل شده در قسمت بالایی دیواره گلوگاه نازل در دیواره پایینی گلوگاه نازل قابل رویت است. تشکیل شوک و بازتاب آن و بروز گردایان شدید معکوس فشار ناشی از شوک در گلوگاه موجب گردید که اثر کواندا در گلوگاه نازل بی‌اثر شده و دقیقا در نقطه‌ای که شوک در نازل تشکیل شده است در همان محل جریان از روی سطح گلوگاه نازل جدا و زاویه بردار رانش نازل منفی و برابر با $\alpha = -5/38$ شود. شکل ۱۱ بروز شوک و بازتاب آن در گلوگاه نازل را نشان می‌دهد.



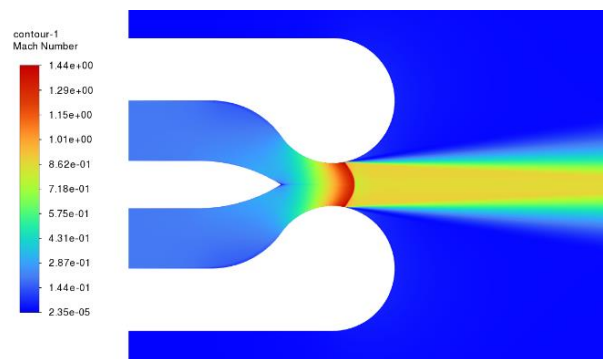
شکل ۱۱- کانتور عدد ماخ و بروز شوک در گلوگاه در دبی جرمی $m^* = 0/75$ و 16 kg/s

برابر یافته‌ها تشکیل شوک در گلوگاه خروجی نازل موجب می‌گردد که با افزایش m^* حداکثر تغییرات عدد ماخ به ۱۰ درصد برسد که در مقایسه با حالتی که در گلوگاه شوک تشکیل نمی‌شود (۲۶ درصد) این عدد کاهش قابل ملاحظه‌ای داشته است. تشکیل شوک در دبی جرمی 16 kg/s باعث شد که با افزایش میزان m^* امکان کنترل و تغییر زاویه بردار رانش از بین رفته و صرفا شکل شوک تشکیل شده در خروجی نازل و محل تشکیل آن در دیواره بالا و پایین نازل تغییر نماید؛ بنابراین حداکثر دبی جرمی قابل عبور از نازل آچئون با هندسه مورد بررسی در حالت دو بعدی و با قابلیت کنترل بردار رانش در حدود 8 kg/s است. از آنجا که رژیم‌های جریان شکل‌گرفته ناشی از دبی‌های مختلف ورودی به نازل متفاوت و از مادون تا مافوق صوت متغیر بوده، از این رو عدد ماخ نازل مبتنی بر بیش‌ترین مقدار در گلوگاه نازل که با M نشان داده می‌شود بر عدد ماخ نازل در حالت $m^* = 0$ تقسیم و \bar{M} تعریف شد. \bar{M} نشان دهنده میزان تغییرات حداقل به حداکثر عدد ماخ در

و شکل ۱۰ کانتور عدد ماخ در گلوگاه در این حالت را نشان می‌دهد.



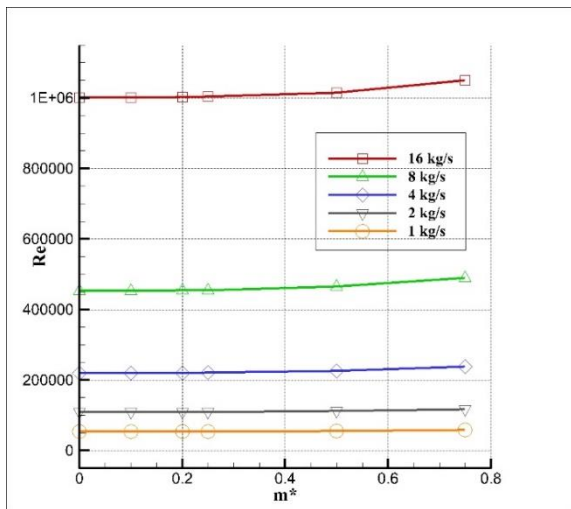
شکل ۹- کانتور سرعت با دبی جرمی 16 kg/s و $m^* = 0$.



شکل ۱۰- کانتور عدد ماخ و بروز شوک در گلوگاه در دبی جرمی $m^* = 0$ و 16 kg/s

در ادامه و در شرایط دبی کل ورودی 16 kg/s و $m^* = 0/75$ میزان حداکثر سرعت در گلوگاه به $425/86 \text{ m/s}$ متر بر ثانیه و عدد ماخ از $1/439$ به $1/465$ رسید. میزان تغییرات حداقل به حداکثر سرعت و عدد ماخ در گلوگاه خروجی نازل در حالت تشکیل شوک در خروجی نازل حدود ۱۰ درصد است. در این حالت نیز کماکان در گلوگاه خروجی نازل شوک قائم تشکیل شده و بازتاب شوک نیز در دیواره پایینی گلوگاه نازل مشاهده شد، شکل شوک تشکیل شده به علت اختلاف دبی ورودی

رینولدز از $108,802$ به $117,622$ افزایش یافته در درصد تغییرات آن متناسب با افزایش m^* برابر با $8/0$ است. برای دبی 4 kg/s و $m^*=0$ عدد رینولدز $219,172$ و در $m^*=0/75$ ، عدد رینولدز برابر با $237,641$ گردید و درصد تغییرات آن در این حالت به صورت مشابه برابر با $8/0$ است. در حالت دبی جرمی کل ورودی 8 kg/s با افزایش m^* ، میزان عدد رینولدز از $452,622$ به $489,026$ افزایش پیدا کرد و در این حالت نیز درصد تغییرات عدد رینولدز برابر با $8/0$ درصد است. در نهایت برای دبی جرمی کل ورودی 16 kg/s با تغییر مشابه m^* از صفر به $0/75$ عدد رینولدز جریان از $1,001,458$ به $1,049,777$ افزایش پیدا کرد که تغییرات حداقل به حداکثر عدد رینولدز در این حالت برابر با $4/8$ درصد است. علت تفاوت آن با 4 حالت قبلی، بروز شوک در گلوگاه و اثر آن بر دبی جرمی قابل عبور در گلوگاه نازل می‌باشد. شکل ۱۴ نمودار Re بر حسب m^* را نشان می‌دهد.

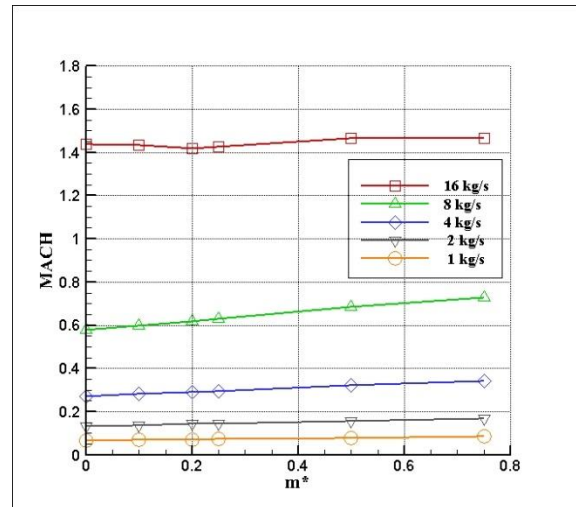


شکل ۱۴- تغییرات Re بر حسب m^* در دبی‌های جرمی ۱ تا 16 kg/s .

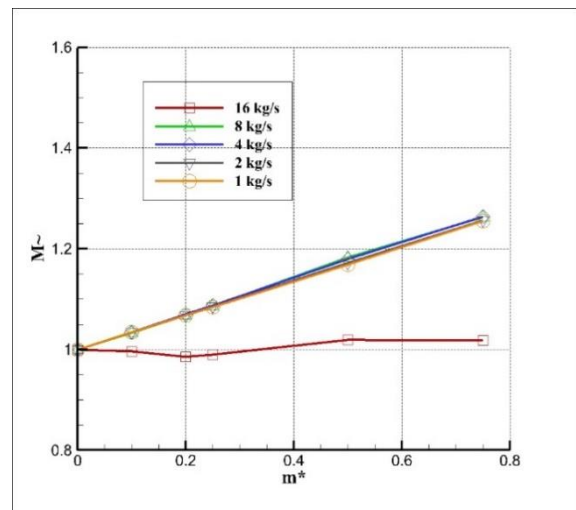
برابر نتایج حاصله شده از این بررسی مشخص شد روند تغییرات عدد رینولدز با تغییر m^* در حالت‌هایی که در گلوگاه شوک تشکیل نشده است کاملاً بر هم منطبق بوده لیکن با تشکیل شوک در گلوگاه میزان تغییرات حداقل به حداکثر عدد رینولدز با تغییر m^* ، از حدود 8 درصد به $4/8$ درصد کاهش یافته است.

همان گونه که اشاره شد اعداد رینولدز متناسب با میزان دبی ورودی به نازل و به تبع آن میزان سرعت در گلوگاه محدوده‌های متفاوتی داشته و از محدوده $50,000$ تا

محدوده مشخص است. شکل ۱۲ نمودار عدد ماخ بر حسب m^* و شکل ۱۳ نمودار \tilde{M} بر حسب m^* برای دبی‌های جرمی ۱ تا 16 kg/s را نشان می‌دهد.



شکل ۱۲- نمودار عدد ماخ بر حسب m^* در دبی‌های جرمی ۱ تا 16 kg/s .

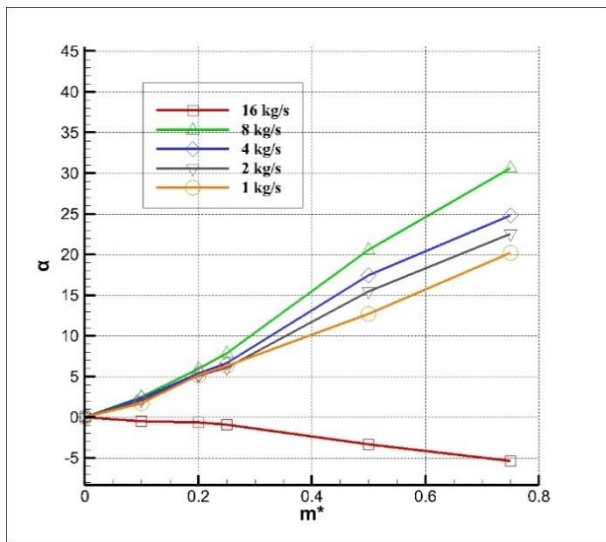


شکل ۱۳- نمودار \tilde{M} بر حسب m^* در دبی‌های جرمی ۱ تا 16 kg/s .

۳-۱- عدد رینولدز

عدد رینولدز در هر 5 دبی کل ورودی متناسب با حداکثر سرعت ورودی در نازل و همچنین اثرات تراکم پذیری ناشی از عدد ماخ در دهانه خروجی نازل بررسی گردید. در حالت $m^*=0$ و دبی کل ورودی به نازل برابر با 1 kg/s عدد رینولدز در گلوگاه نازل برابر با $54,298$ و در $m^*=0/75$ عدد رینولدز به $58,662$ رسید و تغییرات حداقل به حداکثر عدد رینولدز برابر با $8/0$ درصد شد. با دبی جرمی 2 kg/s با افزایش عدد m^* عدد

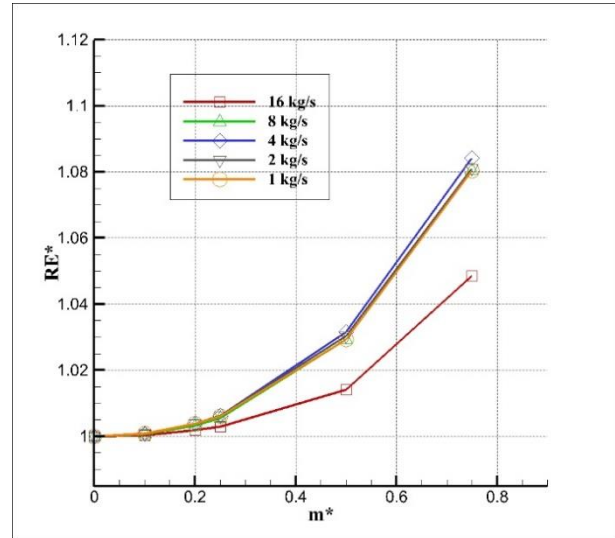
و الگوی آن تا میزان دبی ورودی که در گلوگاه نازل شوک تشکیل نگردد الگوی یکسانی دارد. همان گونه که اشاره شد با افزایش دبی کل وردی نازل به 16 kg/s در گلوگاه خروجی شوک تشکیل شده و میزان بردار رانش حاصل شده نازل با افزایش m^* از صفر به $m^* = 0.75$ روند معکوسی گرفته و $\alpha = -5/38$ می شود. شکل ۱۶ تغییرات α بر حسب m^* برای دبی های جرمی کل وردی به نازل از ۱ تا 16 kg/s را نشان می دهد.



شکل ۱۶- تغییرات α بر حسب m^* در دبی کل ورودی ۱ تا 16 kg/s .

میزان تغییرات α متناسب با تغییرات عدد رینولدز بررسی گردید. برابر یافته های حاصل شده با افزایش عدد رینولدز میزان زاویه بردار رانش نازل افزایش می یابد و این موضوع و تغییرات مستقل از تغییرات m^* است. به عنوان نمونه در $m^* = 0.75$ و عدد رینولدز $58,662$ میزان بردار رانش $\alpha = 20/19$ درجه شده و با افزایش عدد رینولدز به $117,622$ و m^* مشابه، زاویه بردار رانش افزایش یافته و به $22/56$ درجه رسیده است. به همین ترتیب در عدد رینولدز $237,641$ و $m^* = 0.75$ میزان زاویه بردار رانش افزایش یافته و $\alpha = 24/81$ درجه شد و به صورت مشابه با افزایش عدد رینولدز به $489,026$ زاویه بردار رانش به $30/61$ رسید. این روند افزایش عدد رینولدز و به تبع آن افزایش زاویه بردار رانش تا جایی معتبر است که در گلوگاه نازل شوک تشکیل نشود. در عدد رینولدز $1,049,777$ در گلوگاه خروجی نازل شوک تشکیل شده به همین علت روند افزایش عدد رینولدز با افزایش میزان بردار رانش ایجاد نشد.

$1,050,000$ متغیر است به همین علت و به منظور نمایش میزان تغییرات عدد رینولدز متناسب با میزان دبی های جرمی ورودی به نازل Re^* تعریف شد و شکل ۱۵ نمودار Re^* نسبت به m^* در هر ۵ دبی جرمی ورودی نازل از ۱ تا 16 kg/s را نشان می دهد.



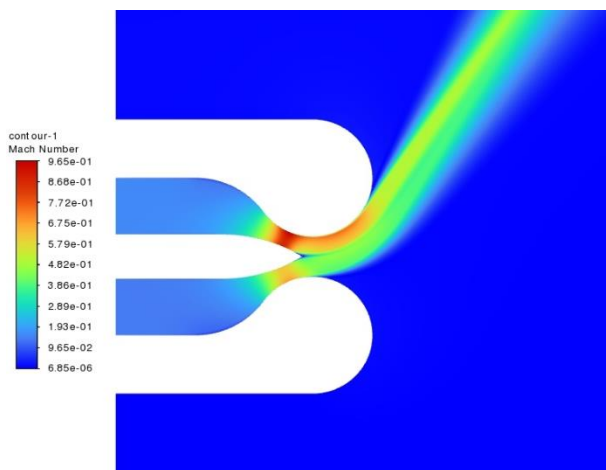
شکل ۱۵- تغییرات Re^* بر حسب m^* در دبی های جرمی ۱ تا 16 kg/s .

۳-۱-۲ زاویه بردار رانش

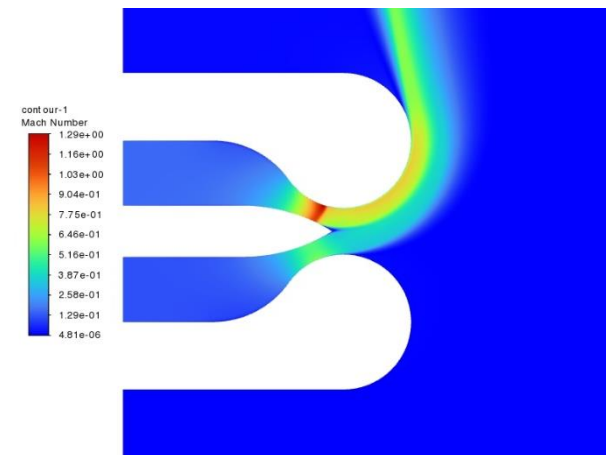
برابر نتایج حاصل شده از این پژوهش مشاهده شد که با افزایش دبی کل ورودی به نازل از ۱ به 8 kg/s نمودار α بر حسب m^* حاصل شده با همان الگو و شیب افزایش می یابد به نحوی که متناسب با افزایش m^* میزان α نیز افزایش می یابد. در مقایسه انجام شده میزان زاویه بردار رانش حاصل از دبی های ورودی به نازل برای $m^* = 0.1$ با افزایش دبی کل از 1 kg/s به ترتیب به ۲، ۴ و 8 kg/s زاویه بردار رانش به ترتیب از $1/71$ درجه به $2/05$ ، $2/33$ و $2/46$ درجه افزایش می یابد. با شرایط مشابه افزایش دبی کل از ۱ به 2 kg/s و $m^* = 0.75$ زاویه بردار رانش نازل به ترتیب از $20/19$ درجه به $22/56$ افزایش یافته و با افزایش دبی کل ورودی از ۲ به 4 kg/s و m^* مشابه، α به $24/81$ رسیده و با افزایش دبی به 8 kg/s میزان بردار رانش نازل $\alpha = 30/61$ گردید.

نتیجه حاصل از این بررسی مشخص گردید که افزایش دبی جرمی کل ورودی به نازل در m^* ثابت به عنوان یک متغیر مهم و تاثیر گذار بر میزان زاویه بردار رانش نازل موثر می باشد. از طرفی نمودار α بر حسب m^* با تغییر دبی کل جرمی وردی به نازل تغییر می کند. نکته قابل توجه این که این روند تغییرات

خفگی و تشکیل شوک قرار گرفت. در حالت $m^*=0/2$ در کانال بالایی نازل شوک تشکیل شده و زاویه $\alpha=100/69$ شد ضمن این که $Re_h=505,444$ و عدد ماخ گلوگاه بالایی به $M=1/291$ افزایش یافت و به نسبت حالتی که در نازل شوک تشکیل نشده بود زاویه بردار رانش نازل در حدود ۵۵ درجه افزایش داشته است. شکل ۱۸ کانتور عدد ماخ با $P^*=0/25$ ، دبی 8 kg/s و $m^*=0/1$ و شکل ۱۹ با اعداد مشابه P^* و دبی کل ورودی در حالت $m^*=0/2$ و تشکیل شوک در گلوگاه بالایی نازل را نشان می‌دهد.



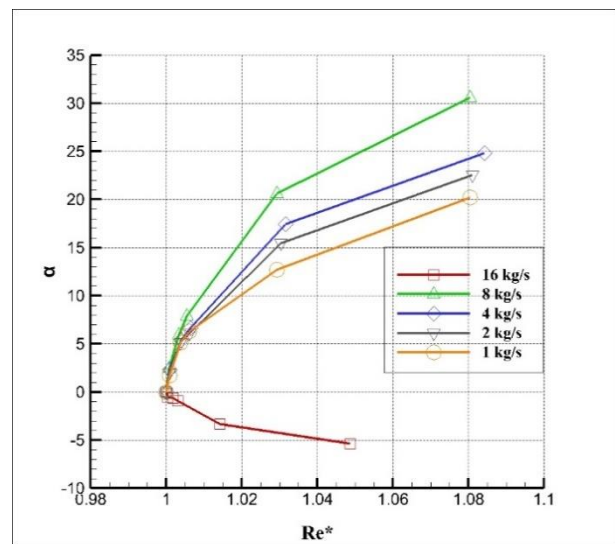
شکل ۱۸- کانتور عدد ماخ با $P^*=0/25$ ، دبی 8 kg/s و $m^*=0/1$



شکل ۱۹- کانتور عدد ماخ با $P^*=0/25$ ، دبی کل 8 kg/s و $m^*=0/2$

در مرحله بعد و $m^*=0/75$ میزان عدد رینولدز افزایش یافته و $Re_h=679,174$ شد و مشاهده گردید که کماکان در کانال بالایی نازل شوک تشکیل شده و عدد ماخ $M=1/8$ و محل تشکیل شوک تحت تاثیر افزایش دبی جرمی ورودی به

نتایج حاصل شده با نتایج تحقیقات فکت [۳۲] در زمینه بررسی تاثیر اثر عدد رینولدز بر اثر کواندا و زاویه جدایش جریان روی سیلندر همخوانی کامل دارد. فکت در تحقیقات خود به این نتیجه رسید که افزایش عدد رینولدز جریان باعث به تاخیر افتادن نقطه جدایش روی سطح سیلندر شده و همین موضوع باعث ایجاد زاویه‌های بزرگ‌تر می‌گردد. در پژوهش حاضر تاثیر عدد رینولدز در پدیده کواندا با نتایج فکت هماهنگ بوده و این مطلب حاصل شد که در نازل آچئون نیز افزایش عدد رینولدز باعث افزایش زاویه بردار رانش می‌گردد. شکل ۱۷ نمودار α بر حسب Re^* را نشان می‌دهد.

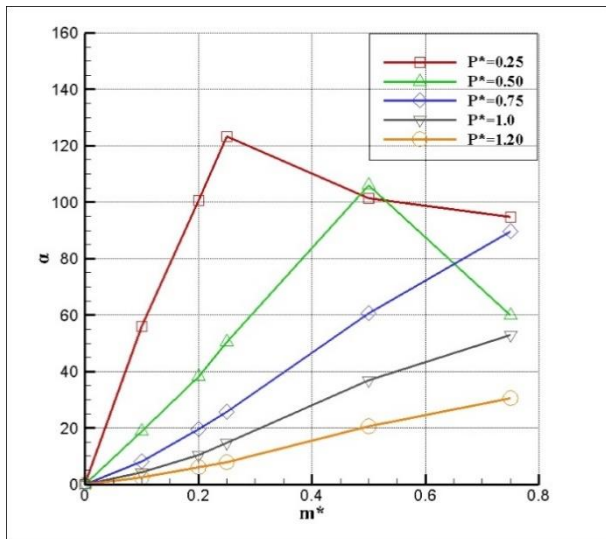


شکل ۱۷- تغییرات α بر حسب Re^* در دبی کل ورودی ۱ تا 16 kg/s .

۲-۳ موقعیت سپتوم

اثر تغییر موقعیت هندسی سپتوم نازل بر جریان و همچنین میزان زاویه بردار رانش نازل با اعمال $P^*=0/25$ تا $P^*=1/2$ بررسی شده و در این مرحله دبی جرمی کل ورودی به نازل مقدار ثابت 8 kg/s و میزان m^* از صفر تا $0/75$ اعمال شده است. در مرحله نخست $P^*=0/25$ در حالت $m^*=0$ و مقدار دبی جرمی کل ورودی 8 kg/s اعمال گردید. در این شرایط $Re_h=462,710$ و حداکثر سرعت در گلوگاه بالایی نازل به $261/69$ متر بر ثانیه رسید. با $m^*=0/1$ حداکثر سرعت در کانال بالایی به $307/75$ متر بر ثانیه و عدد ماخ به $0/96$ رسید، همچنین $\alpha=55/93$ و $Re_h=474,767$ شده و جریان در کانال بالایی نازل در آستانه مافوق صوت شدن و بروز پدیده

حدود ۵۶ درجه افزایش داشته است؛ گفتنی است تشکیل شوک در گلوگاه بالایی نازل و همچنین افزایش زاویه بردار رانش پس از تشکیل شوک بصورت مشابه با $P^*=0.25$ بوده و روندی یکسان داشتند. برابر بررسی انجام شده و نتایج حاصله در نازل با $m^*=0.75$ تا $P^*=0.75$ الی $P^*=1.2$ ، با افزایش m^* از صفر تا $m^*=0.75$ اعداد رینولدز، ماخ و همچنین α افزایش می‌یابد لیکن با دبی جرمی کل ورودی $\lambda \text{kg/s}$ در این محدوده P^* در گلوگاه نازل شوک تشکیل نمی‌شود ضمن این‌که نمودار α با m^* بصورت خطی رابطه و تناسب داشته و با افزایش m^* زاویه بردار رانش α نیز افزایش می‌یابد. در جمع‌بندی نهایی اثر موقعیت سپتوم در نازل مشخص گردید، در محدوده های $P^*=0.75$ الی $P^*=1.2$ ، در m^* و دبی جرمی ثابت، کاهش P^* موجب افزایش اعداد رینولدز، ماخ و همچنین α می‌شود ضمن این‌که در محدوده $P^*=0.25$ تا $P^*=0.5$ در گلوگاه بالایی نازل شوک تشکیل می‌گردد. شکل ۲۱ نمودار α بر حسب m^* برای $P^*=0.25$ الی $P^*=1.2$ و دبی کل ورودی به نازل برابر با $\lambda \text{kg/s}$ را نشان می‌دهد.

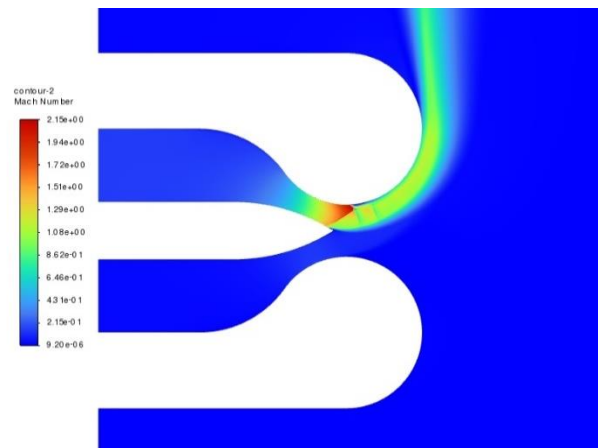


شکل ۲۱- نمودار α بر حسب m^* در $P^*=0.25$ الی $P^*=1.2$ و دبی جرمی $\lambda \text{kg/s}$

۴- نتیجه‌گیری

در این پژوهش، چندین دبی جرمی ورودی و همچنین چند موقعیت قرارگیری سپتوم متفاوت (نسبت به گلوگاه خروجی نازل) بررسی شده و تاثیر آنها بر ساختار جریان، میزان بردار رانش و همچنین محدوده بروز شوک در نازل آچنون مطالعه شده است. جریان به‌صورت آشفته، دوبعدی، ایستگاهی و

کانال و در ادامه، افزایش سرعت ورودی به کانال بالایی به سمت گلوگاه خروجی و نوک سپتوم حرکت کرده و شکل شوک تشکیل شده از قائم به شبه مایل و لاندای تغییر شکل داده است ضمن این‌که انعکاس شوک به دیواره بالایی نازل مشاهده شد. در نازل با هندسه $P^*=0.25$ و در $m^*=0$ تا $m^*=0.1$ با افزایش m^* میزان α افزایش می‌یابد لیکن در $P^*=0.25$ در گلوگاه بالایی نازل شوک تشکیل شده و در این حالت با افزایش m^* از 0.25 تا $m^*=0.75$ زاویه α کاهش می‌یابد که دقیقاً برخلاف حالتی است که در گلوگاه شوک تشکیل نشده است. نکته دیگر این‌که در $P^*=0.25$ در گلوگاه بالایی نازل شوک تشکیل می‌شود ولی در $P^*=1.2$ در گلوگاه خروجی نازل شوک تشکیل می‌شود ضمن این‌که با افزایش m^* از صفر تا 0.75 زاویه α منفی شده و در نهایت به $\alpha = -5/38$ می‌رسد شکل ۲۰ کانتور عدد ماخ با $P^*=0.25$ ، دبی $\lambda \text{kg/s}$ و $m^*=0.75$ را نشان می‌دهد.



شکل ۲۰- کانتور عدد ماخ با $P^*=0.25$ ، دبی $\lambda \text{kg/s}$ و $m^*=0.75$

در ادامه $P^*=0.5$ در حالت $m^*=0$ و مقدار دبی جرمی کل ورودی $\lambda \text{kg/s}$ اعمال گردید. در این شرایط $Re_h = 456,431$ و حداکثر سرعت در گلوگاه بالایی نازل به $214/67$ متر بر ثانیه رسید. با $m^*=0.1$ حداکثر سرعت در کانال بالایی به $218/75$ متر بر ثانیه و عدد ماخ به 0.65 شد ضمن این‌که زاویه بردار رانش نازل $\alpha = 18/85$ و $Re_h = 457,694$ شد. این روند افزایش عدد رینولدز و عدد ماخ با افزایش m^* افزایش یافته تا در حالت $m^*=0.5$ در کانال بالایی نازل شوک تشکیل شده و زاویه بالایی به $\alpha = 106/05$ شد ضمن این‌که $Re_h = 541,766$ و عدد ماخ گلوگاه بالایی به $M = 1/192$ افزایش یافت و به نسبت حالت $M^*=0.25$ که در نازل شوک تشکیل نشده بود زاویه بردار رانش نازل در

- در خصوص اثر موقعیت سپتوم در نازل مشخص گردید در محدوده‌های $P^*=0.75$ الی $P^*=1/2$ ، در m^* و دبی جرمی ثابت، کاهش P^* موجب افزایش عدد رینولدز، عدد ماخ و همچنین α می‌شود و
- در محدوده $P^*=0.25$ تا $P^*=0.5$ در گلوگاه بالایی نازل شوک تشکیل می‌گردد.

مراجع

- [1] R. Bursey and R. Dickinson, "Flight test results of the F-15 SMTD thrust vectoring/thrust reversing exhaust nozzle," *The 26th Joint Propulsion Conference*, 1990.
- [2] J. W. Pahle, K. D. Wichman, J. V. Foster, and W. T. Bundick, "An overview of controls and flying qualities technology on the F/A-18 High alpha research vehicle," *Rep. Proj.*, Vol. 4772, No. October, 1996.
- [3] K. Deere, B. Berrier, J. Flamm and S. Johnson, "Computational study of fluidic thrust vectoring using separation control in a nozzle," *The 21st AIAA Applied Aerodynamics Conference*, No. June, pp. 1–12, 2003.
- [4] J. Federspiel, L. Bangert, D. J. Wing and T. Hawkes, "Fluidic control of nozzle flow - some performance measurements," *The 31st Jt. Propuls. Conf. Exhib.*, 1995.
- [5] J. Smolka and L. Walker, "F-15 active flight research program," *The 40th Symp. Proc.*, No. M, pp. 1–34, 1996.
- [6] M. Trancossi, A. Dumas, S. S. Das, J. C. Páscoa, "Design methods of coanda nozzle with two streams," *INCAS Bull.*, Vol. 6, No. 1, pp. 83–95, 2014.
- [7] A. Skotnicka-Siepsiak, "Hysteresis of the coanda effect," *J. Fluids Eng.*, Vol. 140, No. 1, P. 011202, 2017.
- [8] R. I. Ahmed, A. R. Abu Talib, A. S. M. Rafie and H. Djojodihardjo, "Aerodynamics and flight mechanics of MAV based on coandă effect," *Aerosp. Sci. Technol.*, Vol. 62, pp. 136–147, 2017.
- [9] L. Dunaevich and D. Greenblatt, "Stability and Transition on a coanda cylinder," *Phys. Fluids*, Vol. 32, No. 8, 2020.
- [10] M. A. Shafie, M. F. Hamid, A. S. Rafie and M. R. Saad, "Aerodynamic force of coandă jet on a curved surface with tilted profile," *J.*

تراکم‌پذیر در نظر گرفته شده است. معادلات حاکم بر جریان معادلات ناویر-استوکس میانگین‌گیری شده رینولدز بوده و برای بستن آنها از مدل آشفتگی دو معادله‌ای $k-\epsilon$ استاندارد استفاده شده است. معادلات فوق با روش حجم محدود فشار مبنا در یک شبکه عددی با سازمان غیریکنواخت حل شده اند. پس از بررسی استقلال حل از شبکه و اعتبارسنجی، اثر اعداد ماخ، رینولدز و موقعیت قرارگیری سپتوم، بررسی شده و زاویه بردار رانش آچئون بدست آمده است.

برابر نتایج حاصله از این پژوهش مشخص گردید که عدد m^* به تنهایی معرف میزان بردار ایجاد شده توسط نازل نمی‌باشد. در ادامه و در هر ۴ دبی جرمی کل ورودی ۱ الی 1 kg/s و $P^*=1/2$ ، با افزایش m^* از صفر به 0.75 میزان حداکثر سرعت و عدد ماخ در گلوگاه نازل افزایش می‌یابد ضمن این‌که نتایج زیر به صورت کلی حاصل گردید:

- در پژوهش حاضر تاثیر عدد رینولدز در پدیده کواندا با نتایج فکت هماهنگ بوده و در نازل آچئون نیز افزایش عدد رینولدز باعث افزایش زاویه بردار رانش می‌گردد،
- روند تغییرات \tilde{M} ناشی از افزایش m^* در نازل تقریباً یکسان و برابر با ۲۶ درصد می‌باشد،
- ایجاد بردار رانش در نازل آچئون ناشی از پدیده فیزیکی تشریح شده و مستقل از میزان دبی جرمی ورودی و به تبع آن میزان سرعت در گلوگاه نازل است به نحوی که در سرعت‌های مختلف ورودی به نازل، زاویه بردار رانش ایجاد گردید،
- نمودارهای Re^* بر حسب m^* در دبی جرمی ۱ الی 1 kg/s بر هم منطبق بوده و تفاوت میزان حداقل به حداکثر آن برابر با ۸ درصد شد. در دبی جرمی کل 16 kg/s میزان تغییرات Re^* به $4/8$ درصد کاهش یافت،
- در شرایط 16 kg/s و در حالت $m^*=0$ در گلوگاه خروجی نازل شوک قائم و متقارن تشکیل و $\alpha=0$ شد. با افزایش m^* بازتاب شوک در دیواره پایینی گلوگاه خروجی نازل مشاهده و $\alpha=-5/38$ درجه شد،
- میزان تغییرات حداقل به حداکثر سرعت و در نتیجه آن عدد ماخ در گلوگاه نازل ناشی از افزایش m^* از صفر تا 0.75 در حالت تشکیل شوک در خروجی نازل حدود ۱۰ درصد است،

- [22] S. S. Das, J. C. Páscoa, M. Trancossi, and A. Dumas, "Computational Fluid Dynamic Study on a Novel Propulsive System: ACHEON and Its Integration with an Unmanned Aerial Vehicle (UAV)," *J. Aerosp. Eng.*, Vol. 29, No. 1, P. 04015015, 2016.
- [23] M. Subhash and M. Trancossi, *Modeling and Simulation in Industrial Engineering*. Cham: Springer International Publishing, pp. 101-115, 2018.
- [24] A. Dumitrache, F. Frunzulica and O. Preotu, "Applications of the coanda effect in aeronautics," *The 9th Int. Conf. Mech. Aerosp. Eng. Appl.*, pp. 3-6, 2018.
- [25] A. Dumitrache, F. Frunzulica and T. Ionescu, "Coanda effect on the flows through ejectors and channels," *Sci. Res. Educ. Air Force*, Vol. 20, pp. 161-174, Jun. 2018.
- [26] Y. El Halal., "Numerical study of turbulent air and water flows in a nozzle based on the coanda effect," *J. Mar. Sci. Eng.*, Vol. 7, No. 2, P. 21, Jan. 2019.
- [27] M. Trancossi and J. Pascoa, "The influence of convective exchanges on coandã effect," *INCAS Bull.*, Vol. 11, No. 4, pp. 191-202, Dec. 2019.
- [28] M. Trancossi and J. Pascoa, "Accounting thermal exchanges in coanda effect," *SAE Technical Papers*, Vol., No., pp. 1-9, Mar. 2020,
- [29] M. Panneer and R. Thiyagu, "Design and analysis of coanda effect nozzle with two independent streams," *Int. J. Ambient Energy*, Vol. 41, No. 8, pp. 851-860, Jul. 2020.
- [30] R. L. Lemos, C. H. Marques, Y. B. El Halal, and E. D. dos Santos, "Two novel marine thruster concepts based on the coanda effect," *Mar. Syst. Ocean Technol.*, Vol. 16, No. 1, pp. 14-22, Mar. 2021.
- [31] E. Kara and H. Erpulat, "Experimental investigation and numerical verification of coanda effect on curved surfaces using co-flow thrust vectoring," *Int. Adv. Res. Eng. J.*, Vol. 5, No. 1, pp. 72-78, Apr. 2021.
- [32] G. I. Fekete, "Coanda flow of a two-dimensional wall jet on the outside of a circular cylinder," Tech. Rept. 63-11, Mechanical Engineering Research Laboratories, McGill University, 1963.
- [33] C. D. Argyropoulos and N. C. Markatos, *Aeronaut. Astronaut. Aviat.*, Vol. 53, No. 2, pp. 165-172, 2021.
- [11] M. Trancossi, "An overview of scientific and technical literature on coanda effect applied to nozzles," *SAE Int.*, Vol. 2011-01-25, 2011.
- [12] M. Trancossi and A. Dumas, "Coanda synthetic jet deflection apparatus and control," *SAE Int.*, vol. 2011-01-25, 2011.
- [13] A. Dumas, J. Pascoa, M. Trancossi, A. Tacchini, G. Ilieva and M. Madonia, "Acheon project: a novel vectoring jet concept," *ASME Int. Mech. Eng. Congr. Expo. Proc.*, Vol. 1, pp. 499-508, 2012.
- [14] J. C. Páscoa, A. Dumas, M. Trancossi, P. Stewart and D. Vucinic, "A review of thrust-vectoring in support of a V/STOL Non-moving mechanical propulsion system," *Cent. Eur. J. Eng.*, Vol. 3, No. 3, pp. 374-388, 2013.
- [15] M. Trancossi, S. Maharshi and D. Angeli, "Mathematical modelling of a two streams coanda effect nozzle," *2013 ASME Int. Mech. Eng. Congr. Expo.*, pp. 1-10, 2013.
- [16] A. Suñol and D. Vucinic, "Numerical analysis and UAV application of the ACHEON Vectorial thrust nozzle," *The 32nd AIAA Appl. Aerodyn. Conf.*, June, pp. 1-12, 2014.
- [17] S. Das, M. Abdollahzadeh, J. Pascoa, A. Dumas and M. Trancossi, "Numerical modeling of coanda effect in a novel propulsive system," *Int. J. Multiphys.*, Vol. 8, No. 2, pp. 181-202, 2014.
- [18] J. C. Páscoa., "Exist flow vector control on a coanda nozzle using dielectric barrier discharge actuator," *ASME Int. Mech. Eng. Congr. Expo. Proc.*, Vol. 1, Nov. 2014.
- [19] M. Abdollahzadeh, F. Rodrigues, J. C. Pascoa, and P. J. Oliveira, "Numerical design and analysis of a multi-DBD actuator configuration for the experimental testing of ACHEON nozzle model," *Aerosp. Sci. Technol.*, Vol. 41, pp. 259-273, 2015.
- [20] M. Trancossi, "Multifunctional unmanned Reconnaissance Aircraft for Low-Speed and STOL Operations," *SAE Tech. Pap.*, Vol. 2015-Septe, September, 2015.
- [21] M. Trancossi., "A new aircraft architecture based on the ACHEON coanda effect nozzle: Flight model and energy evaluation," *Eur. Transp. Res. Rev.*, Vol. 8, No. 2, P. 11, Jun. 2016.

“Recent advances on the numerical modelling of turbulent flows,” *Appl. Math. Model.*, Vol. 39, No. 2, pp. 693–732, 2015.