

شبیه‌سازی عددی سیستم کنترل بردار نیروی پیشران با جریان پاشش ثانویه و بررسی اثرات تغییر پارامترهای مختلف بر عملکرد آن

محمدکاظم مؤیدی^۱ و *، محمدهادی دهقان^۲

^۱استادیار، آزمایشگاه پژوهشی دینامیک سیالات محاسباتی، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه قم

^۲دانشجوی کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا - پیشران، دانشکده مهندسی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

*مسئول مکاتبات: mk.moayyedi@qom.ac.ir

چکیده

واژگان کلیدی

جریان پاشش ثانویه
صفحه تخت
نازل دو بعدی
شبیه سازی عددی
نازل فرامنسب

تاریخچه مقاله

تاریخ دریافت ۱۳۹۷/۰۳/۰۸

تاریخ پذیرش ۱۳۹۷/۰۸/۲۷

کنترل بردار تراست قابلیت از هواپیما، موشک یا هر پرنده دیگری است که به کمک آن می‌توان با ایجاد اثری روی گازهای خروجی نازل جهت نیروی تراست را منحرف کرده تا نیازی به استفاده از سطوح کنترل آیرودینامیکی مانند بال‌ها نباشد. یکی از روش‌های کنترل بردار تراست استفاده از جریان پاشش ثانویه می‌باشد. در این روش، جریان سیال مایع یا گاز در بخش‌های مختلف نازل (محل آن بستگی به نوع روش دارد) باعث انحراف گازهای خروجی و در نتیجه تغییر زاویه بردار تراست می‌شود. یکی از مهم‌ترین مسائل مطرح در این روش، تزریق یک سیال با دما، سرعت، لزجت و چگالی مختلف به درون سیال با خواص دیگری بوده که میدان جریان پیچیده‌ای را ایجاد می‌کند. در این مطالعه ابتدا به بررسی جریان پاشش ثانویه روی صفحه تخت پرداخته شده و سپس جریان سیال در نازل همگرا-واگرا شبیه‌سازی و مطالعه پیرامون اثر جریان پاشش ثانویه درون آن انجام شده‌است. در ادامه شبیه‌سازی جریان سیال درون نازل همگرا-واگرای فرامنسب انجام شده‌است. در این مسئله پدیده شوک مایل و الماس ماخ به ترتیب در خروجی و پایین‌دست نازل رخ خواهد داد. سپس جریان پاشش ثانویه با دبی جرمی، زاویه پاشش و در مکان‌های مختلف به این نازل اضافه گردیده و اثرات آنها بر پارامترهای مهمی از قبیل زاویه انحراف، بازدهی برداردهی و تراست نازل مورد ارزیابی قرار گرفته‌است. نتایج حاکی از آن است که بیشترین مقدار انحراف در بردار تراست برابر ۹/۸ درجه و دبی جرمی پاشش ثانویه در این حالت ۵۶۲۹٪ کل دبی جرمی عبوری از نازل می‌باشد. به منظور صحت سنجی، نتایج حاصل از شبیه‌سازی با داده‌های آزمایشگاهی مقایسه شده که نشان‌دهنده دقت قابل قبول مدل مورد استفاده در پژوهش حاضر می‌باشد.

۱ مقدمه

کنترل یک پرنده در طول مسیر پرواز یک اصل مهم در وسایل پرنده به شمار می‌رود. به طوری که با فرمان پذیری مناسب ضمن قرارگیری در مسیر تعیین شده پایداری لازم برای یک پرواز موفق نیز به دست می‌آید. سیستم‌های کنترل بردار تراست به عنوان یک جزء حساس و مهم به صورت جدی در تمام پرنده‌ها تعیین و طراحی می‌شود. این سیستم‌ها با استفاده از روش‌های مکانیکی، آیرودینامیکی و کنترلرهای الکترونیکی وظیفه حفظ پرنده را به عهده دارند. روش‌های گوناگونی جهت کنترل بردار تراست در وسایل پرنده به کار گرفته می‌شود. این روش‌ها با توجه به ویژگی‌هایشان دارای مزایا و معایب متفاوتی بوده و لذا دارای کاربردهای خاصی هستند. روش پاشش ثانویه یکی از روش‌های کنترل تراست است که شروع مطالعه روی آن را باید تقریباً از دهه پنجاه میلادی دانست. مهم‌ترین مزایای روش پاشش ثانویه سیال کاهش وزن تجهیزات مورد استفاده در آن تا هشتاد درصد کمتر از تجهیزات مکانیکی است. به طور مثال برای جنگنده اف-۲۲ سی درصد از کل وزن پرنده مربوط به وسایل مکانیکی مربوط به کنترل نیروی تراست بوده که به خاطر افزایش مانور پذیری وسیله در آن قرار دارد [۱].

برای اولین بار تزریق ثانویه در سال ۱۹۴۹ توسط ای-ای-وتربی مطرح شد که در آن به صورت شماتیک روش مذکور شرح داده شد و بیشتر کارها بر پایه آزمایش و تئوری بود [۲]. به دلیل مافوق صوت بودن جریان در نازل اکثر مطالعات پاشش در این رژیم جریان انجام شده که در ادامه به اختصار به بررسی چند مطالعه پرداخته خواهد شد.

یکی از کارهای تحلیلی انجام شده مدلی بود که توسط زوکوسکی و همکاران ارائه شد. در این مدل براساس مشاهدات و مطالعات تجربی از آزمایش‌های به عمل آمده، مدل ریاضی و تحلیلی ارائه شد. در این مدل‌سازی دوبعدی با فرض تقریب یک جسم موثر که معادل جریان جت بوده، توزیع فشار تخمین زده شد. در این مطالعه یک پارامتر به نام ارتفاع نفوذ برای تقریب جسم موثر که به شکل ربع دایره بود بکار گرفته شد. در این تقریب، فشار بر روی جسم پخ معادل‌سازی شده (به جای جریان جت ثانویه) از روش تقریب نیوتنی اصلاح شده بدست آمده که برای تعیین پارامترهای آن از فرض انبساط آیزنتروپیک جت استفاده شده است. ایشان همچنین در سال‌های بعد برای اعتبارسنجی نتایج اقدام به انجام تست‌های آزمایشگاهی نموده و به‌طور مفصل‌تری رفتارهای مختلف جت ثانویه را از لحاظ توزیع فشار، فاصله جدایش، اثرات آرام و آشفتگی جریان، شکل و محل شوک و ... مورد بررسی

$$\tau_{ij} = \mu_{eff} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu_{eff} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \quad (4)$$

و معادله حالت برای گاز کامل به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$P\nu = RT \quad (5)$$

۱.۲ معادلات مدل آشفتگی $k - \omega$

مدل آشفتگی کا امگا اس-اس-تی یک مدل دو معادله‌ای لزجت گردابی متداول است. کاربرد روابط این مدل در بخش درونی لایه مرزی باعث می‌شود این مدل در تمام ناحیه زیر لایه لزج نزدیک دیواره، عملکرد بسیار مناسبی داشته باشد. لذا مدل SST می‌تواند به‌عنوان یک مدل آشفتگی رینولدز پایین بدون هیچ‌گونه تابع میرایی اضافی مورد استفاده قرار گیرد. لازم به ذکر است که روابط این مدل در جریان آزاد به رفتار $k - \epsilon$ نزدیک شده و از مشکلات رفتار بسیار مناسبی در جدایش جریان و گردان فشار معکوس از خود بروز می‌دهد. معادله انتقال نرخ اضمحلال آشفتگی به صورت زیر می‌باشد:

$$\frac{\partial k}{\partial t} + U_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = P_k - \beta^* k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\nu + \sigma_k \nu_T) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (6)$$

و معادله انتقال نرخ اضمحلال آشفتگی به صورت زیر می‌باشد:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \omega}{\partial t} + U_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = & \alpha S^2 - \beta \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\nu + \sigma_\omega \nu_T) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \\ & + 2(1 - F_1) \sigma_{\omega^*} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \end{aligned} \quad (7)$$

۲.۲ پارامترهای عملکرد نازل

مقدار دبی جرمی پاشش ثانویه به کل دبی جرمی عبوری از نازل با پارامتر ϕ تعریف شده که در آن W_s دبی جرمی پاشش ثانویه و W_p بیانگر دبی جرمی عبوری ورودی نازل (جت اولیه) می‌باشد:

$$\phi = \frac{W_s}{W_p + W_s} \quad (8)$$

بازدهی برداردهی تراست نیز با پارامتر η اندازه گیری شده که از رابطه زیر به دست می‌آید:

$$\eta = \frac{\delta_p}{W_s / (W_p + W_s)} \times 100 \quad (9)$$

که در آن δ_p زاویه انحراف بردار تراست بوده که واحد آن درجه بر درصد تزریق می‌باشد. این پارامتر بیانگر میزان زاویه انحراف بردار تراست نسبت به درصد دبی جرمی ثانویه تزریق شده در نازل است. بنابراین بیشترین مقدار آن ۱ نبوده و هر مقداری را می‌تواند اختیار کند. مفهوم آن بدین گونه است که، سیستم کنترل بردار بردار تراست در ازای چند درصد تزریق دبی جرمی ثانویه، چند درجه می‌تواند نیروی تراست را منحرف کند [۹]. مقدار انحراف بردار تراست از رابطه زیر بدست آمده که در آن F_N نیروی عمودی و F_A نیز نیروی محوری تولیدی نازل است.

$$\delta_p = \tan^{-1} \frac{F_N}{F_A} \quad (10)$$

قرار دادند [۲، ۳]. اما بین مطالعات آزمایشگاهی کامل‌ترین مجموعه در دسترس، سری تست‌های انجام شده در مرکز تحقیقات لنگلی ناسا می‌باشد. در این مجموعه اثرات مختلفی از قبیل نقطه پاشش، زاویه پاشش، فشار و سرعت پاشش، نوع سیال و ضربه و ویژه سیال پاشش مورد بررسی قرار گرفته و نقطه بهینه برای هر متغیر نمایش داده شد [۴]. از مطالعات عددی صورت گرفته می‌توان به مطالعه کارن-ا-دیر و همکاران که در سال ۲۰۰۵ نازل دو گلوگاهی را به صورت دوبعدی در کد پی-ای-بی سه بعدی با روش جابجایی گلوگاه، مدل نمودند، اشاره کرد. ایشان همچنین نشان دادند که با روش جابجایی گلوگاه در این نازل می‌توان بردار تراست را بیشتر از قبل منحرف کرد. ضمناً ایشان متغیرهای طراحی نازل دو گلوگاهی را مورد ارزیابی قرار داده و متغیرهای بهینه برای روش جابجایی گلوگاه را بدست آوردند. سپس مدل خود را در مرکز تحقیقاتی لنگلی ناسا آزمایش نموده و نتایج را با مدل شبیه سازی مقایسه کردند [۵-۸]. محمد سلام و همکاران در سال ۲۰۱۵ به بررسی عددی و تجربی کنترل بردار تراست با پاشش ثانویه پرداختند. ایشان مقدار انحراف بردار تراست را در حالت‌های مختلف و پاشش‌های مواد مختلف بررسی نموده و نتایج را با نتایج آزمایشگاهی مورد ارزیابی قرار دادند [۹]. حامدی و همکاران در سال ۲۰۱۴ به بررسی میزان چرخش زاویه بردار تراست در نازل دو گلوگاهی پرداختند. کار ایشان بر مبنای کار انجام شده در مرکز تحقیقاتی لنگلی استوار بوده است. در این مطالعه بیشترین برداردهی تراست در پاشش ۰/۱ دبی جرمی کل و زاویه برداردهی ۲۳ درجه گزارش شد. ایشان پارامترهای عملکردی سیستم کنترل بردار تراست مثل بازدهی برداردهی و زاویه برداردهی را مورد تحلیل قرار داده و نقطه بهینه را برای آن محاسبه کردند [۱۰].

در این پژوهش با استفاده از شبیه‌سازی عددی به مطالعه سیستم کنترل بردار تراست با استفاده از جریان پاشش ثانویه پرداخته خواهد شد. بدین منظور جریان روی صفحه تخت، جریان درون نازل با فشار پایین دست طراحی شده و جریان در یک نازل فرامبسط مورد بررسی قرار می‌گیرد. در انتها با توجه به پارامترهای مهم در سیستم کنترل بردار تراست با پاشش ثانویه، در خصوص تغییرات عملکرد سیستم با تغییر این متغیرها بحث شده و پیرامون مقادیر مناسب آن در جهت افزایش عملکرد سیستم مطالبی مطرح خواهد شد.

۲ معادلات حاکم

معادلات حاکم بر مسئله شامل معادلات بقای جرم، بقای اندازه حرکت خطی، بقای انرژی و معادله حالت به منظور محاسبه خواص ترمودینامیکی از جمله فشار می‌باشد. این معادلات به شرح زیر می‌باشند.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial (\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (2)$$

$$\frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial (u_i (\rho E + p))}{\partial x_i} = \nabla \cdot \left(\alpha_{eff} \frac{\partial T}{\partial x_i} + u_j (\tau_{ij}) \right) \quad (3)$$

که

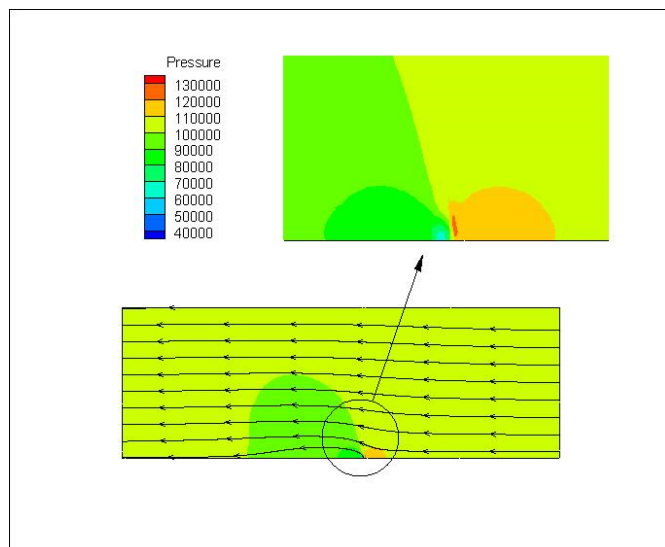
۳ نتایج

۱.۳ شبیه‌سازی پاشش ثانویه روی جریان صفحه تخت

در این بخش در خصوص جریان پاشش ثانویه روی صفحه تخت، بررسی اثرات آن و شناخت میدان جریان پاشش ثانویه بحث خواهد شد. بررسی این مسئله باعث می‌شود توجیه اتفاقات درون نازل همگرا-واگرا که هندسه پیچیده‌تری دارد، میسر گردد. بدین منظور پاشش ثانویه در جریان آزاد مادون صوت و مافوق صوت در روی صفحه تخت مورد بررسی قرار گرفته‌است.

۱.۱.۳ پاشش ثانویه برای جریان آزاد مادون صوت در عدد ماخ ۰/۵

در این قسمت به بررسی پاشش ثانویه با اعداد ماخ مختلف درون جریان آزاد با عدد ماخ ۰/۵ پرداخته خواهد شد. خطوط هم‌تراز فشار و خطوط جریان پاشش ثانویه با عدد ماخ ۱/۳۵ و جریان آزاد با عدد ماخ ۰/۵ در شکل ۳ قابل مشاهده می‌باشد. همچنین برای مقایسه پاشش‌هایی با عدد ماخ مختلف، نمودار توزیع فشار روی صفحه تخت، برای تمام پاشش‌ها در شکل ۴ به نمایش درآمده‌است. در تحلیل پدیده پاشش ثانویه روی صفحه تخت در جریان مادون صوت باید توجه کرد که جریان اولیه با برخورد به جریان ثانویه باعث اضمحلال انرژی جریان، کاهش سرعت آن و در نتیجه باعث تولید یک منطقه پر فشار در نزدیکی نقطه پاشش می‌گردد. اگر سرعت جریان ثانویه به نسبت جریان اصلی کم باشد، باعث می‌شود حتی این منطقه پرفشار به دهانه روزنه پاشش ثانویه برسد. با افزایش سرعت پاشش ثانویه این منطقه پرفشار مذکور از دهانه روزنه به سمت بالادست جریان (سمت راست نقطه پاشش ثانویه) تغییر مکان داده که باعث ایجاد یک نقطه فشار بیشینه در نمودار تغییرات فشار استاتیکی روی دیواره پایین می‌شود. اما این منطقه پرفشار با افزایش بیشتر سرعت سیال ثانویه از دیواره فاصله گرفته و اندکی به سمت بالا حرکت می‌کند.

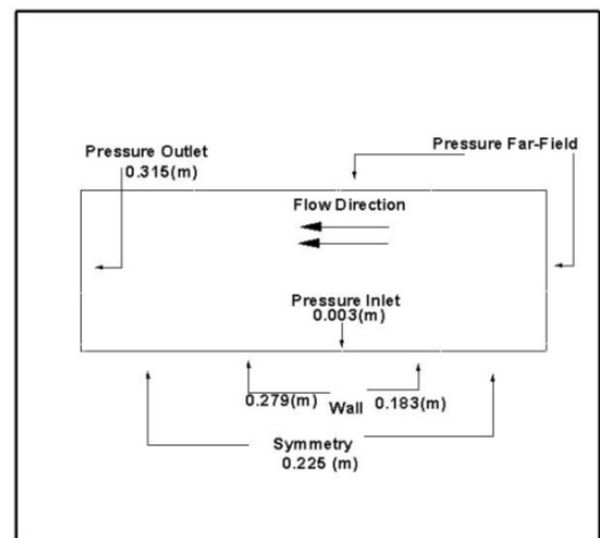


شکل ۳: خطوط هم‌تراز فشار و خطوط جریان پاشش در جریان آزاد با عدد ماخ ۰/۵

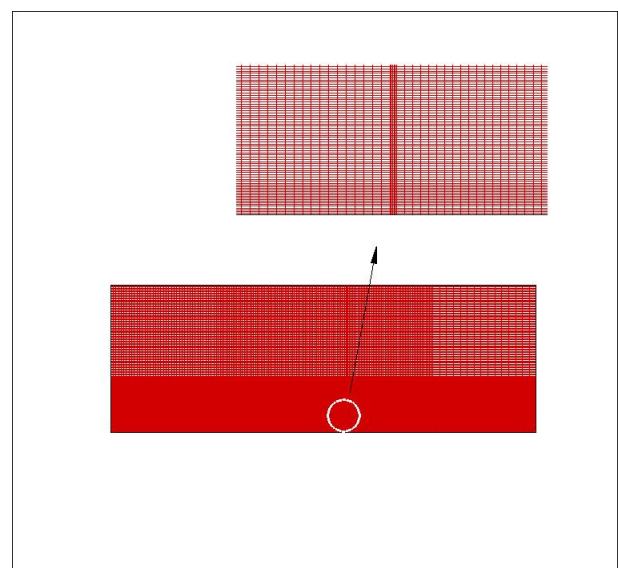
این موضوع باعث می‌شود نقطه فشار بیشینه در نمودار فشار استاتیکی روی دیواره دیگر به وجود نیاید. نکته مهم دیگر اتفاقات پایین دست نقطه پاشش بوده و تحت تاثیر گردابه‌هایی است که به علت کاهش فشار بعد از نقطه پاشش، کنار دیوار به وقوع می‌پیوندند. ملاحظه می‌شود که هر چه عدد

در این پژوهش روش پاشش ثانویه و اثرات آن در سه مسئله مورد بررسی قرار گرفته‌است. ابتدا پاشش ثانویه روی صفحه تخت مورد بررسی قرار گرفته‌است. سپس نازل نمونه‌ای انتخاب و نتایج شبیه‌سازی جریان درون آن اعتبارسنجی شده‌است. در ادامه پاشش ثانویه به این نازل افزوده و پارامترهای مهم سیستم کنترل بردار تراست مورد ارزیابی قرار گرفته‌است. مدل‌های این مطالعه در حالت پایا و چگالی مبنای تحلیل شده‌است. همچنین در این مدل، هوا به صورت گاز ایده‌آل فرض شده و تغییرات لزجت از رابطه ساترلند محاسبه شده‌است.

معادلات میدان جریان با روش حجم محدود مرتبه اول بالادست و انرژی جنبشی آشفستگی و نرخ اضمحلال آشفستگی با روش قاعده توانی جداسازی شده‌است. در شکل ۱ هندسه مدل پاشش ثانویه روی صفحه تخت و شبکه‌بندی استفاده شده نیز در شکل ۲ قابل مشاهده می‌باشد.

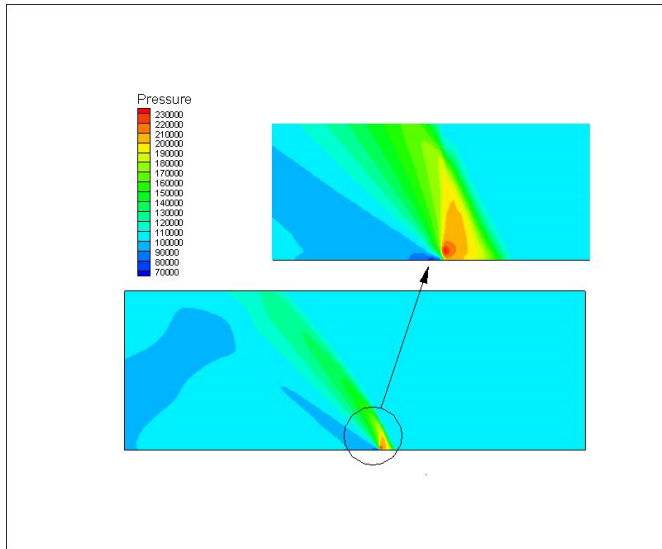


شکل ۱: هندسه مدل شبیه‌سازی پاشش روی صفحه تخت

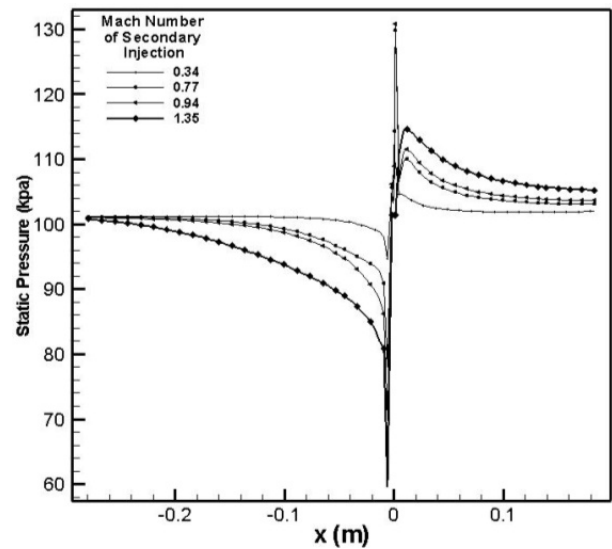


شکل ۲: شبکه‌بندی هندسه مدل پاشش روی صفحه تخت

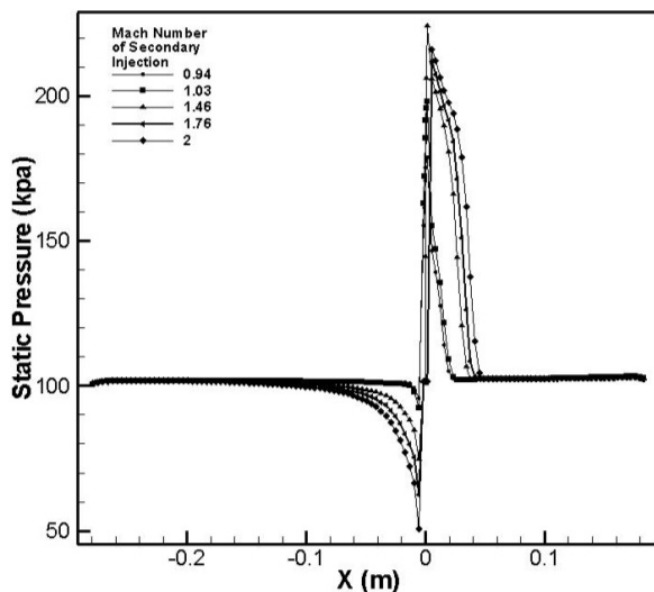
ناشی از شوک کمانی را نباید با افزایش فشار ناشی از شوک مایل اشتباه گرفت.



شکل ۵: خطوط هم تراز فشار پاشش در جریان آزاد با عدد ماخ ۱/۵



شکل ۴: نمودار فشار روی دیواره در حالت پاشش در جریان آزاد با عدد ماخ ۰/۵



شکل ۶: تغییرات فشار روی دیواره در حالت پاشش با اعداد مختلف در جریان آزاد با عدد ماخ ۱/۵

همان طور که در شکل ۵ خطوط هم تراز فشار پاشش در جریان با عدد ماخ ۱/۵ مشاهده می شود میدان جریان پاشش در جریان مافوق صوت با پاشش در جریان مادون صوت به کلی متفاوت است. با افزایش عدد ماخ پاشش ثانویه، رشد شوک کمانی (جسم شبه جامد) اتفاق افتاده و زاویه این شوک با جریان اصلی بیشتر خواهد شد. در شکل خطوط هم تراز، تشخیص شوک مایل به خوبی میسر نبوده اما وقتی نمودار فشار روی دیوار بررسی می شود، به خوبی حضور یک شوک مایل جدا از حضور شوک کمانی نمایان می شود. در واقع باید گفت افزایش فشار زیاد، اندکی بالادست نقطه پاشش، نشان از حضور یک شوک مایل می دهد. ضمناً بعد از افزایش فشار ناشی از شوک مایل یک افزایش فشار جزئی به وقوع پیوسته که ناشی از حضور شوک

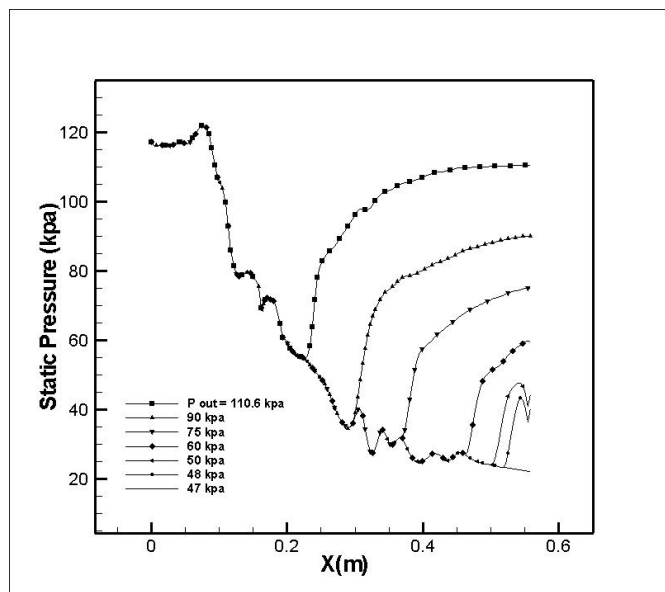
ماخ پاشش بیشتر باشد کاهش فشار بیشتر و در نتیجه گردابه های بزرگ تر تشکیل خواهد شد. همان طور که در نمودار توزیع فشار دیده می شود با بزرگ تر شدن گردابه بازگشت فشار به مقدار قبلی به تعویق می افتد.

۲.۱.۳ پاشش ثانویه روی صفحه تخت برای جریان آزاد مافوق صوت در عدد ماخ ۱/۵

در این بخش به بررسی تغییر عدد ماخ جریان ثانویه بر ساختار میدان جریان و تغییرات کمیت های مهم مرتبط پرداخته می شود. بدین منظور عدد ماخ جریان ثانویه به ترتیب ۰/۹۴، ۱/۰۳، ۱/۴۶، ۱/۷۶ و ۲ در نظر گرفته شده است. برای توجیه نمودارهای پاشش ثانویه در جریان آزاد با عدد ماخ ۱/۵ باید به این نکته توجه کرد که چون جریان اصلی مافوق صوت بوده و با ایجاد شوک خود را با هر تغییری در پایین دست جریان مطابقت می دهد، از این رو بر روی دیواره اندکی قبل از نقطه پاشش یک شوک مایل بوجود آمده و باعث افزایش فشار استاتیکی بعد از شوک می شود. هرچه قدرت پاشش ثانویه بیشتر باشد، این شوک به سمت بالادست حرکت کرده و از نقطه پاشش فاصله می گیرد. این افزایش فشار در شکل خطوط هم تراز فشار (شکل ۵) و نمودار فشار استاتیک روی دیواره (شکل ۶) کاملاً مشهود است. همانگونه که در قسمت پاشش ثانویه در جریان مادون صوت گفته شد، از برخورد این دو جریان یک منطقه پرفشار به وجود آمده، که اگر سرعت جریان ثانویه به نسبت جریان اصلی کم باشد این منطقه پرفشار در دهانه روزنه پاشش قرار می گیرد. بدین ترتیب هر چه قدرت جریان ثانویه بیشتر شود این منطقه از دهانه به سمت بالادست نقطه پاشش روی دیواره منتقل می شود. با افزایش بیشتر سرعت جریان ثانویه این منطقه پرفشار از دیواره فاصله گرفته و با فاصله کمی از دیواره قرار می گیرد. نکته قابل توجه دیگر این است که هنگامی که جریان جت آزاد تزریق می شود، به صورت یک جسم شبه جامد در مقابل جریان آزاد قرار گرفته و به واسطه اینکه جریان آزاد مافوق صوت می باشد، در جلوی جریان جت (یا جسم شبه جامد) یک شوک کمانی منفصل از جسم تشکیل شده و در نتیجه سبب افزایش فشار در پشت شوک خواهد شد. این افزایش فشار

کمانی می‌باشد.

خواهد گرفت. با افزایش بیشتر فشار ورودی شوک قائم در خروجی به شوک مایل تبدیل شده و اصطلاحاً حالت فرا انبساط^۱ رخ خواهد داد. در این حالت در پایین دست خروجی پدیده دیگری به نام الماس ماخ^۲ ایجاد شده که با نام های دیگری مثل دیسک ماخ^۳ و حلقه ماخ^۴ شناخته می‌شود. این پدیده یک نوع از موج‌های ثابت بوده که در قسمت خروجی مافوق صوت سیستم‌های پیشران، وقتی به اتمسفر وارد می‌شوند، ظاهر می‌گردد، مانند خروجی موتور جت، راکت، رمجت یا اسکرم جت‌ها. این پدیده جریان بسیار پیچیده‌ای بوده که به خاطر تغییر سریع چگالی و به دلیل وقوع شوک ایجاد می‌شود. به تعبیری دیگر زمانی این پدیده رخ خواهد داد که نازل در حالت فرو یا فراانبساط باشد. (یعنی فشار گازهای خروجی با فشار هوای اتمسفر برابر نباشد).

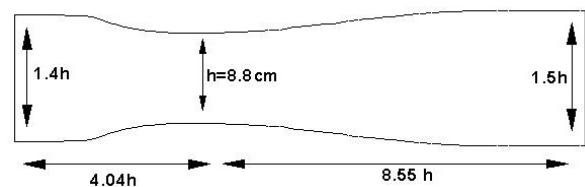


شکل ۹: تغییرات فشار روی دیواره بالای نازل در فشار خروجی مختلف

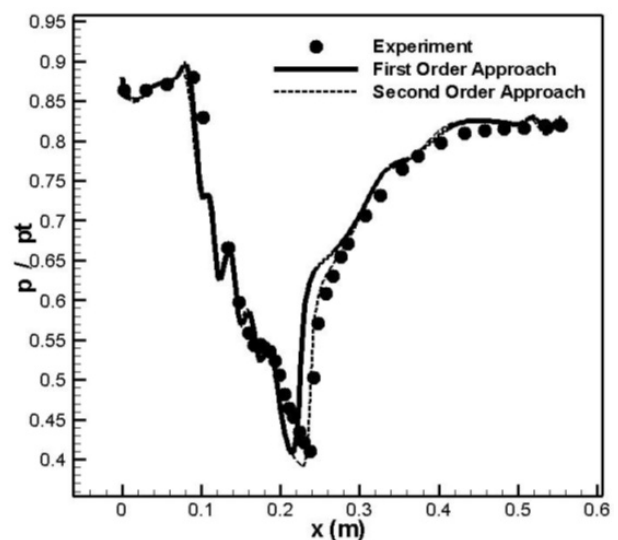
فراانبساط حالتی است که فشار خروجی نازل از فشار محیط کمتر باشد. در این حالت شوک مایل (قوی) در خروجی رخ می‌دهد. فروانبساط نیز شرایطی است که فشار خروجی نازل از فشار محیط بیشتر بوده و در این حالت فن انبساطی مایل رخ خواهد داد. در حقیقت موتور هواپیماها و راکت‌ها در ارتفاع خاصی طراحی شده‌اند. بنابراین اگر پرنده با ارتفاع کمتر از ارتفاع طراحی پرواز کند، (چون فشار هوا از فشار گاز خروجی بیشتر است) دچار حالت فراانبساط شده و اگر برعکس صورت گیرد حالت فرو انبساط رخ خواهد داد. برای شبیه‌سازی نازلی که در حالت فراانبساط قرار دارد، هندسه‌ای مشابه با مدل نمایش داده شده در شکل ۱۰ انتخاب شده است. سپس شبکه‌بندی مطابق با شکل ۱۱ و به صورت شبکه ترکیبی با سازمان بی‌سازمان در محدوده مورد بررسی ایجاد شده است. برای شبیه‌سازی شرط مرزی فشار ورودی (ورودی نازل) فشار سکون ۹۰۰ کیلوپاسکال، فشار استاتیک ۱۰۱۳۲۵ پاسکال در نظر گرفته شده و شروط مرزی فشار دور دست نیز همگی در مقدار ۱۰۱۳۲۵ پاسکال تنظیم شده‌اند. سپس شبیه‌سازی جریان در این شرایط صورت گرفته و تا دستیابی به معیار همگرایی مورد نظر فرآیند حل ادامه می‌یابد.

۲.۳ شبیه‌سازی جریان درون نازل همگرا-واگرای دوبعدی

در این قسمت هدف اصلی بررسی پاشش درون نازل دوبعدی همگرا-واگرا می‌باشد. اما در ابتدا مدلی انتخاب، شبیه‌سازی و نتایج آن راستی‌آزمایی شده است. هندسه نازل در شکل ۷ دیده می‌شود. در شکل ۸ نیز نمودار فشار روی دیواره حاصل از شبیه‌سازی با نتایج آزمایشگاهی (برای نازل مرجع) مقایسه شده‌اند. در واقع این نمودار حالتی را نشان می‌دهد که شوک قائم در گلوگاه وجود دارد و تغییر زیاد فشار نیز حاکی از این رخداد است. نتایج حاکی از دقت قابل قبول مدل حاضر می‌باشد. در ادامه با کاهش فشار خروجی دبی جرمی عبوری از نازل ثابت مانده و شوک به سمت خروجی حرکت خواهد کرد. این موضوع در نمودار تغییرات فشار روی دیواره در فشارهای مختلف خروجی و در شکل ۹ مشاهده می‌شود.



شکل ۷: هندسه نازل همگرا-واگرای مرجع [۹]

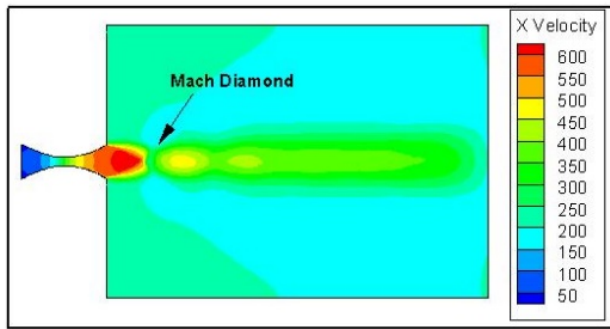


شکل ۸: مقایسه تغییرات فشار روی دیواره نازل با نتایج آزمایشگاهی

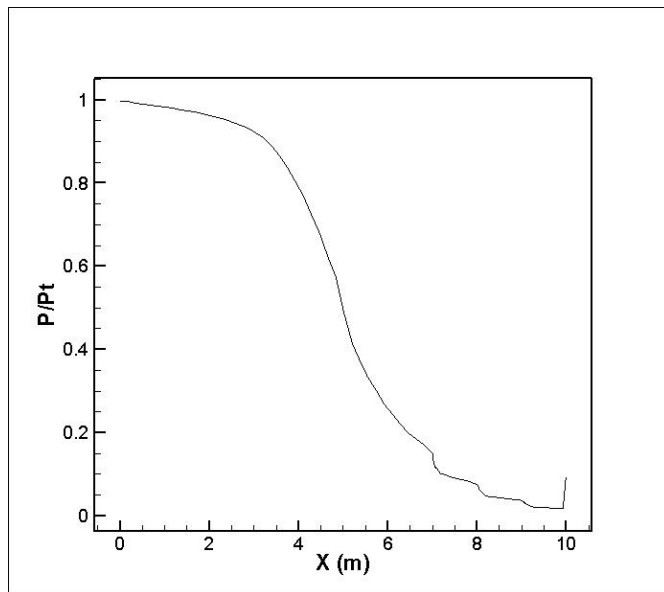
۳.۳ شبیه‌سازی جریان سیال در نازل فرامنبسط

در این قسمت به شبیه‌سازی جریان سیال در نازل فرامنبسط پرداخته می‌شود. با افزایش فشار ورودی نازل نسبت به خروجی جریان در نازل ایجاد می‌شود. هر چه اختلاف فشار بین ورودی و خروجی بیشتر شود، سرعت حرکت سیال نیز افزایش یافته تا آنجا که یک شوک قائم در گلوگاه تشکیل خواهد شد. با ادامه افزایش فشار ورودی نسبت به خروجی شوک قائم در خروجی نازل قرار

¹Over Expansion ²Mach Diamond ³Mach Disk ⁴Mach Ring



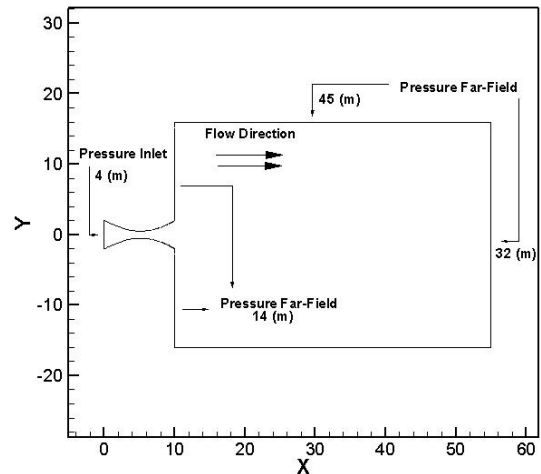
شکل ۱۳: خطوط هم‌تراز سرعت درون نازل و پایین دست آن



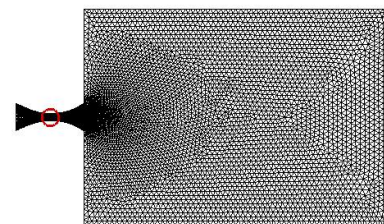
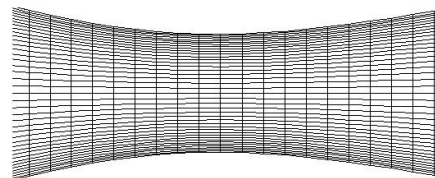
شکل ۱۴: تغییرات فشار بی بعد شده روی دیواره رویین نازل

۱.۳.۳ شبیه‌سازی پاشش ثانویه در قسمت واگرای نازل

یکی از مهمترین متغیرهایی که باید تاثیر آن در عملکرد سیستم کنترل بردار تراست تعیین و مقدار مناسب آن تعیین گردد، مکان پاشش در قسمت واگرای نازل می‌باشد. بر این اساس نسبت به طول قسمت واگرا ۳ نقطه در موقعیت‌های ۰/۴، ۰/۶ و ۰/۸ انتخاب شده و پاشش در این نقاط با زوایا و فشار سکون متفاوت انجام انجام شده‌است. مزیت یک سیستم کنترل بردار تراست منحرف کردن زاویه بردار تراست در کم‌ترین دبی جرمی و کم‌ترین تلفات تراست است. بر این اساس نتایج برای مقدار انحراف تراست در شبیه‌سازی‌های انجام شده در شکل ۱۵ دیده می‌شود. [۱۱] در شکل ۱۶ تغییرات بازدهی برداردهی تراست بر حسب موقعیت نقطه پاشش نمایش داده شده‌است. همان‌طور که در شکل ۱۵ نشان داده شده، با افزایش طول نقطه پاشش، مقدار انحراف در زاویه تراست بیشتر شده تا اینکه در طول ۰/۸ به بیشترین مقدار خود یعنی ۹/۸ درجه می‌رسد. همچنین نکته بسیار مهم این شکل این است که در طول ۰/۶ و ۰/۸ با افزایش زاویه تزریق نسبت به جریان اصلی زاویه انحراف تراست بیشتر می‌شود. در نتیجه می‌توان گفت که افزایش زاویه بین پاشش ثانویه و جریان اصلی اثری قوی‌تر از فشار سکون پاشش دارد.

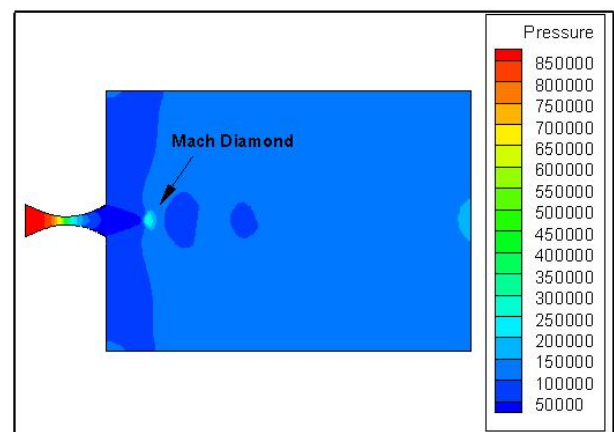


شکل ۱۰: هندسه مدل نازل و پایین دست آن



شکل ۱۱: شبکه بندی استفاده شده برای مدل انتخابی

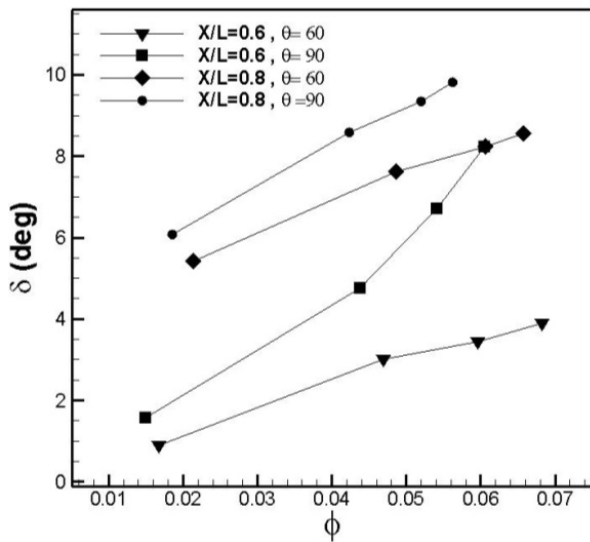
در شکل ۱۲ خطوط هم‌تراز فشار و در شکل ۱۳ خطوط هم‌تراز سرعت به نمایش داده شده‌است. همان‌طور که در این شکل‌ها مشخص است، شوک مایل در خروجی و الماس شوک در پایین دست خروجی به خوبی قابل مشاهده هستند. همچنین نمودار فشار بی‌بعد شده روی دیواره رویین نازل نیز در شکل ۱۴ نمایش داده شده‌است. نکته قابل توجه در این شکل افزایش فشار در خروجی نازل بوده که با فرض فرانبساط بودن نازل مطابقت داشته و در حقیقت این افزایش ناشی از شوک مایل در خروجی است.



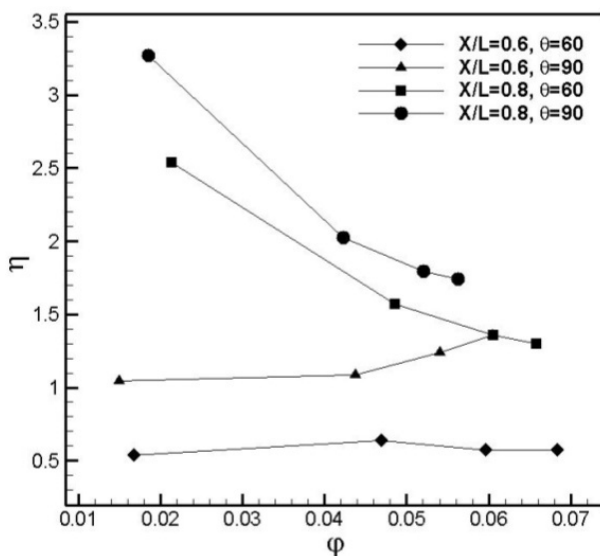
شکل ۱۲: خطوط هم‌تراز فشار درون نازل و پایین دست آن

۴ بررسی پارامتر دبی جرمی پاشش ثانویه

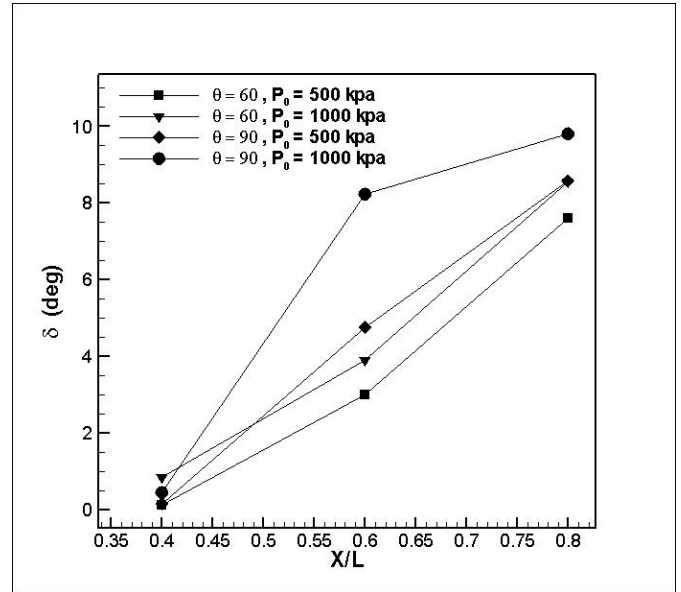
در شکل ۱۷ نمودار تغییرات زاویه انحراف بردار تراست بر حسب تغییرات دبی جرمی پاشش ثانویه نمایش داده شده است. همان طور که در این شکل دیده می شود، بیشترین انحراف را دبی جرمی ۰/۵۶۲۹ در طول ۰/۸ و زاویه ۹۰ درجه ایجاد می کند. همچنین ملاحظه می شود که در دبی جرمی ثابت کمترین انحراف در طول ۰/۶ و زاویه پاشش ۶۰ درجه رخ خواهد داد. در شکل ۱۸ نیز بازدهی برداردهی تراست بر حسب دبی جرمی به نمایش درآمده است. همان طور که در شکل مشخص است، بیشترین بازدهی در طول ۰/۸ و کمترین در طول ۰/۶ است. نکته مهم در مورد طول ۰/۸ این است که با افزایش دبی جرمی پاشش ثانویه بازدهی پیوسته کم شده به طوری که بیشترین بازدهی در دبی جرمی ۰/۱۸۵ و طول ۰/۸ رخ خواهد داد. در این نقطه به ازای هر درصد دبی جرمی ۳/۲۷ درجه انحراف در زاویه تراست رخ خواهد داد.



شکل ۱۷: زاویه انحراف بردار تراست بر حسب تغییرات دبی جرمی پاشش ثانویه

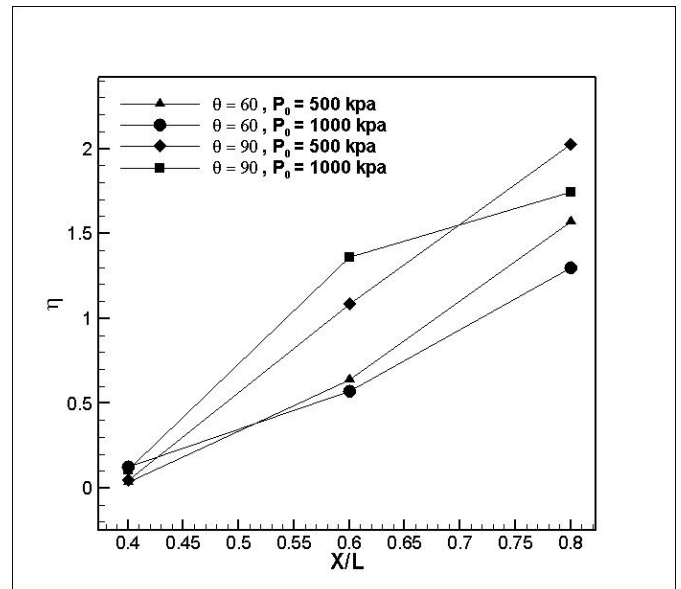


شکل ۱۸: بازدهی برداردهی تراست بر حسب تغییرات دبی جرمی پاشش ثانویه



شکل ۱۵: مقدار انحراف در زاویه تراست در حالت پاشش های مختلف در مکان های مختلف

بر خلاف زاویه انحراف در مورد بازدهی برداردهی تراست، باید گفت در این جا علاوه بر بیشترین مقدار انحراف در بردار تراست، کم بودن دبی جرمی تزریق شده نیز مهم است. همان طور که در شکل ۱۶ مشاهده می شود، بازدهی برداردهی با افزایش طول پاشش بیشتر شده و در طول ۰/۸ به بیشترین مقادیر خود می رسد و بیشترین مقدار بازدهی را پاشش در طول ۰/۸ قسمت واگرای نازل، زاویه ۹۰ درجه نسبت به جریان اصلی و فشار سکون ۵۰۰ کیلو پاسکال داراست.



شکل ۱۶: بازدهی برداردهی تراست در حالت پاشش های مختلف در مکان های مختلف

با توجه به نتایج مذکور و بررسی بیشتر این نتیجه بدست آمد که طول بهینه برای سیستم کنترل بردار تراست در نقطه های ۰/۶ و ۰/۸ قرار دارد. بر این اساس از این به بعد به بررسی پاشش در این دو مکان پرداخته و پارامترهای دبی جرمی پاشش ثانویه و تراست نازل در حالت های مختلف بررسی می شوند.

۵ بررسی پارامتر تراست نازل

همان طور که در قسمت قبل ملاحظه شد بیشترین بازدهی در زاویه ۹۰ درجه رخ داده و این در شرایطی است که در این زاویه، افت در تراست رخ خواهد داد. این مطلب نشانگر این است که بین متغیرهای بیشترین زاویه انحراف، بیشترین بازدهی برداردهی (بیشترین انحراف در تراست در کمترین دبی جرمی پاشش) و کم ترین اتلاف در تراست باید یک حالت بهینه بسته به شرایط کارکرد انتخاب شود.

۶ اعتبار سنجی

در این قسمت برای صحت‌گذاری نتایج شبیه سازی پاشش ثانویه در قسمت واگرای نازل با نتایج آزمایشگاهی مرجع [۱۲] مقایسه شد. هندسه نازل در مرجع مذکور موجود بوده و پاشش ثانویه در شرایط طول ۳۵٪ قسمت واگرا با قطر آنژکتور ۵ میلی متر مورد بررسی قرار گرفته است. شرایط مرزی نمونه آزمایشگاهی در جدول ۱ ذکر شده‌اند.

جدول ۱: شرایط مرزی نمونه آزمایشگاهی سیستم کنترل بردار تراست

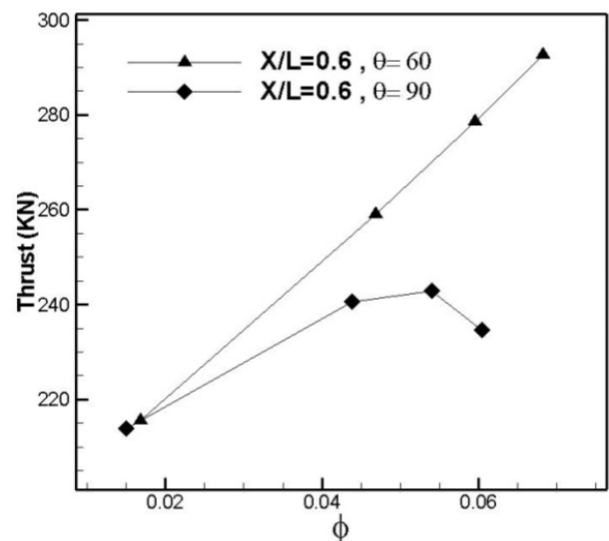
پارامتر	مقدار
دبی جریان اصلی	۷/۹۳ کیلوگرم بر ثانیه
دمای ورودی جریان اصلی	۲۴۰۰ کلوین
طول نقطه پاشش به طول قسمت واگرای نازل	۰/۳۵
دبی پاشش	۰/۲ کیلوگرم بر ثانیه
دمای پاشش	۳۰۰ کلوین
زاویه پاشش	صفر درجه (عمود بر محور نازل)
قطر آنژکتور	۵ میلی متر

نتایج مقایسه بین نتایج آزمایشگاهی و نتایج حاصل از شبیه سازی پژوهش حاضر در شکل ۲۱ مشاهده می‌شود. در این شکل در دو نسبت دبی جرمی مختلف نسبت نیروی عمودی به محوری مقایسه شده است. خطای نتایج شبیه سازی کمتر از ۱/۲۵ درصد بوده و حاکی از دقت قابل قبول شبیه سازی حاضر می‌باشد. [۱۳-۱۶]

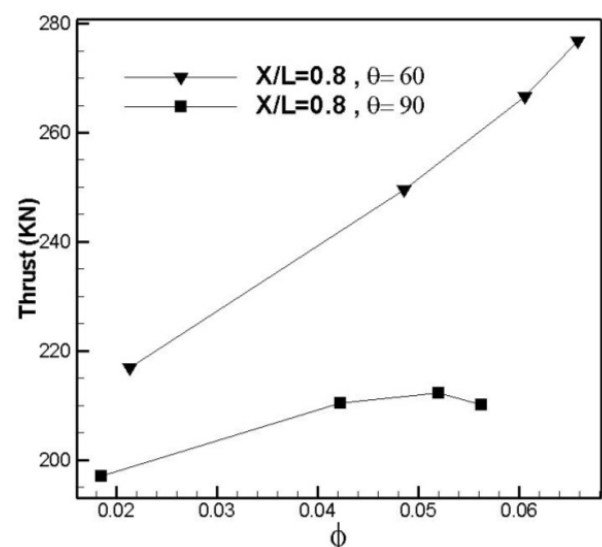
۷ نتیجه گیری

در این مطالعه پارامترهای حائز اهمیت در طراحی یک سیستم کنترل بردار تراست با جریان پاشش ثانویه بررسی شد. نتایج نشان دادند که بهترین مکان برای پاشش از لحاظ انحراف در بردار تراست به ازای کمترین دبی جرمی پاشش، در طول ۰/۸ قسمت واگرای نازل و در زاویه ۹۰ درجه رخ می‌دهد. در این حالت با دبی جرمی پاشش ۰/۵۶۲۹٪ نسبت به کل دبی جرمی عبوری از نازل، بردار تراست ۹/۸۰۹ درجه منحرف خواهد شد. اما همان طور که گفته شد در این حالت افت تراست نازل رخ خواهد داد. نتایج نشان دادند که اگر پاشش در طول ۰/۸ با زاویه ۶۰ درجه انجام شود افت تراست رخ نداده و انحراف در تراست هم به میزان قابل قبول ۸/۵۵ درجه خواهد رسید. همچنین بیشترین تراست هم در حالت پاشش در طول ۰/۶ با زاویه ۶۰ درجه رخ خواهد داد. در انتها باید گفت که بسته به نیاز طراحی از بین نقاط و زوایا و دبی های گفته شده باید نقطه بهینه انتخاب گردد.

علاوه بر زاویه انحراف بردار تراست، بازدهی برداردهی تراست و دبی جرمی پاشش ثانویه، پارامتر مهم دیگری که نقش مهمی در طراحی یک سیستم کنترل بردار تراست دارد، تراست نازل در حالتی است که پاشش ثانویه در قسمت واگرای آن رخ داده است. در این قسمت به تغییرات تراست در اثر پاشش های مخلف پرداخته می‌شود. شکل ۱۹ تغییرات تراست را در اثر تغییرات دبی جرمی در طول ۰/۶ و زوایای ۶۰ و ۹۰ نمایش می‌دهد. شکل ۲۰ نیز تغییرات تراست را در اثر تغییرات دبی جرمی در طول ۰/۸ و زوایای ۶۰ و ۹۰ به نشان می‌دهد. همان‌طور که در این دو شکل دیده می‌شود، بیشترین تراست در زاویه ۶۰ درجه و بیشترین دبی جرمی رخ می‌دهد. این در حالی است که در زاویه ۹۰ درجه، تراست تا مقدار خاصی افزوده شده و از آن به بعد با افزایش دبی پاشش، کاهش تراست رخ خواهد داد.

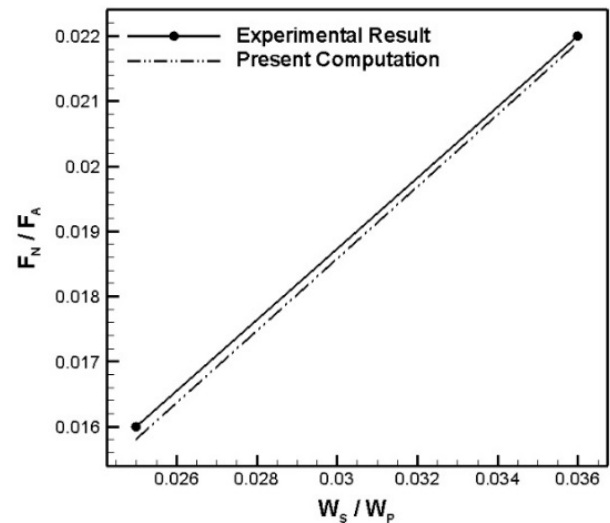


شکل ۱۹: تغییرات تراست در اثر تغییرات دبی جرمی در طول ۰/۶ و زوایای پاشش ۶۰ و ۹۰ درجه



شکل ۲۰: تغییرات تراست در اثر تغییرات دبی جرمی در طول ۰/۸ و زوایای پاشش ۶۰ و ۹۰ درجه

- lytical, experimental and numerical study. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 53:156-166, 2015.
- [10] M.H. Hamed, M. Jahromi, M. Mahmudi J.Pirkandi. Effect of secondary flow injection area on thrust vectoring angle in double throat nozzles. *Modaress Mechanical Engineering Journal*, 2014.
- [11] Bogar, TJ, Sajben, M, and Kroutil, JC. Characteristic frequencies of transonic diffuser flow oscillations. *AIAA journal*, 21(9):1232-1240, 1983.
- [12] Green, CJ and Mc Cullough, F. Liquid injection thrust vector control. *AIAA Journal*, 1(3):573-578, 1963.
- [13] Anderson, J.D. *Introduction Of Aerodynamics*, (Translated by K.Mazaheri, M.A. Ayyubi, M.Dorri). Sharif University Publication Center, 2007. In persian.
- [14] John, J. *Gas dynamics*, (Translated by A. Alemrajabi). Esfahan University of Technology Publication Center, 2009. In persian.
- [15] M.K. Moayyedi, M.H. Dehghan. Numerical simulation of tvc with secondary injection in a over-expanded nozzle. vol. 1 of 1. Iranian Society of Aerospace Conference, 2016. In Persian.
- [16] M.K. Moayyedi, M.H. Dehghan. Study of the angle and place of injection in tvc with secondary injection. vol. 1 of 24. Iranian Society of Mechanical Engineering Conference, 2016. In Persian.



شکل ۲۱: مقایسه شبیه سازی پاشش ثانویه در قسمت واگرای نازل با نتایج آزمایشگاهی [۱۲]

مراجع

- [1] Deere, Karen. Summary of fluidic thrust vectoring research at nasa langley research center. in *21st AIAA Applied Aerodynamics Conference*, p. 3800.
- [2] Ziatabar, H. *Simulation Of Thrust Vector Control with Secondary Injection*. Ph.D. thesis, Khajenasir university, 2012.
- [3] Mohammadi, E. *Numerical Study Of Multiple Secondary Injection For Thrust Vector Control*. Ph.D. thesis, Shahid Beheshti university, 2010.
- [4] W.H. Douglass, M. Bailey. Nasa space vehicle design criteria (chemical propulsion). in *Solid Rocket Thrust Vector Control, NASA-SP 8114*, 1974.
- [5] Deere, Karen, Berrier, Bobby, Flamm, Jeffrey, and Johnson, Stuart. Computational study of fluidic thrust vectoring using separation control in a nozzle. in *21st AIAA Applied Aerodynamics Conference*, p. 3803, 2003.
- [6] Deere, Karen, Berrier, Bobby, Flamm, Jeffrey, and Johnson, Stuart. A computational study of a new dual throat fluidic thrust vectoring nozzle concept. in *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, p. 3502, 2005.
- [7] Flamm, Jeffrey, Deere, Karen, Mason, Mary, Berrier, Bobby, and Johnson, Stuart. Design enhancements of the two-dimensional, dual throat fluidic thrust vectoring nozzle concept. in *3rd AIAA Flow Control Conference*, p. 3701, 2006.
- [8] Flamm, Jeffrey, Deere, Karen, Mason, Mary, Berrier, Bobby, and Johnson, Stuart. Experimental study of an axisymmetric dual throat fluidic thrust vectoring nozzle for supersonic aircraft application. in *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, p. 5084, 2007.
- [9] Sellam, Mohamed, Zmijanovic, Vladeta, Leger, Luc, and Chpoun, Amer. Assessment of gas thermodynamic characteristics on fluidic thrust vectoring performance: Ana-