

بهبود کارایی دهانه ورودی مارپیچی دو پیچشه با استفاده از روش کنترل جریان گردابه سازهای جت دمشی

ایمان مقصودی^۱، مصطفی محمودی^{۲*} و محمد علی وزیر زنجانی^۳

اطلاعات مقاله	چکیده
دریافت مقاله: ۱۳۹۴/۱۰/۰۹	<p>در این تحقیق عملکرد آیرودینامیکی دهانه ورودی مارپیچ دو پیچشه با استفاده از روش حل عددی کنترل فعال جریان و توسط به کارگیری نوع جدید گردابه سازهای جت دمشی بررسی می شود. در ابتدا با مقایسه نتایج حل عددی جریان با نتایج آزمایش تجربی بر روی یک دهانه ورودی استاندارد، معادلات توربولانسی بکار رفته اعتبار سنجی شده و در مرحله بعد پارامترهای افت جریان در یک کانال مارپیچی نمونه در شرایط ماک پروازی ۰/۷ و در ارتفاع ۹۰۰۰ متر تعیین می گردد. در ادامه، تأثیر روش کنترل فعال جریان بر روی پارامترهای افت جریان در انتهای کانال با به کارگیری دو ردیف ۲۰ تایی از گردابه سازهای لوله ای جت دمشی بر روی دیواره های بالایی و پایینی کانال در ۵ طرح به صورت یکپارچه و جداگانه و با شبیه سازی نسبت دبی جرمی ۰/۱ و ۰/۰۲ از دبی کل دهانه ورودی، مورد بررسی قرار می گیرد. با مقایسه انجام شده بین طرح های ۱ تا ۵ و حالت بدون کنترل جریان در حوزه کسر دبی جرمی دمشی، دمش ۲٪ در همه طرح ها بهبود مناسب تری در حوزه کاهش افت های جریان ارائه می دهد. در حوزه آرایش قرارگیری گردابه سازها نیز، طرح های C3 و C5 به ترتیب با افزایش ۳/۱٪ و ۳/۱۲٪ در بازیافت فشار و کاهش ۶۷/۱۶٪ و ۶۴/۱۶۶٪ در ضریب اغتشاش (DC(۶۰) و کاهش ۷۱/۸٪ و ۶۴/۵٪ در ضریب اغتشاش محیطی DPCP در دبی دمش ۲ درصد، به عنوان بهترین طرح های کنترل جریان انتخاب می گردند.</p>
پذیرش مقاله: ۱۳۹۵/۰۴/۱۵	
واژگان کلیدی:	
دهانه ورودی مارپیچی دو پیچشه، بازیافت فشار، ضریب اغتشاش، جریان ثانویه، گردابه سازها.	

۱- مقدمه

ورودی و نازل های خروجی مارپیچی و پوشش داده شده توسط بدنه استفاده شود. کانال های ورودی هوای مارپیچی، پره های کمپرسور و صفحه موتور را از دید مستقیم امواج راداری دور نگه می دارد. این ورودی ها که به ورودی های دو پیچشه نیز معروف هستند از ترکیب دو کانال S شکل تشکیل شده اند شکل (۱).

یکی از نیازمندی های پیکربندی هواپیمای بدون سرنشین پنهان کار، بازیافت کم امواج راداری و مادون قرمز می باشد. از این منظر در سیستم پیشرانش این پیکربندی ها، موتور در داخل بدنه جانمایی شده و می بایست از دهانه های

* پست الکترونیک نویسنده مسئول: mostafamahmoodi@mut.ac.ir

۱. دانشجوی دکتری مهندسی هوافضا، گرایش پیشرانش

۲. استادیار، تهران، صندوق پستی ۳۱۶۳۵/۱۴۷

۳. استادیار

دست آمده از این تحقیق نشان می‌دهند که دمش با نسبت دبی جرمی ۰/۲ دبی کل دهانه، بیشترین اثر را در کاهش افت جریان در انتهای کانال خواهد داشت. رابه و همکاران [۵] کنترل فعال جریان را از طریق دمش در شرایط شبیه سازی شده در یک کانال مارپیچ بررسی نموده‌اند. نتایج به دست آمده از این تحقیق نشان داد که با دمش ۰/۱ در ماخ گلوگاه ۰/۵۵، بازیافت فشار ۲ درصد افزایش و اغتشاش ۷۰٪ کاهش یافته است. شبیه سازی انجام شده در زاویه حمله و سرش جانبی نیز نشان دهنده افزایش به ترتیب ۱/۵٪ و ۲٪ بازیافت فشار و کاهش ۴۰٪ و ۳۰٪ اغتشاش می‌باشد. پارادایپ و همکاران [۶] تحقیق در خصوص استفاده از روش کنترل فعال را جهت کنترل جریان ثانویه در کانال با شکل سطح مقطع دایروی انجام دادند. در این تحقیق، ماخ ورودی ۰/۱ و عدد رینولدز براساس عرض دهانه ورودی برابر $10^6 \times 0.78$ و دبی دمش حدود ۰/۱٪ جریان کلی کانال در نظر گرفته شد. بر اساس نتایج به دست آمده از این تحقیق، هوای دمش شده باعث کاهش ۲۰ درصد یافت و اغتشاش در صفحه انتهایی کانال گردید. هریسون و همکاران [۷] از پمپ اجکتور جهت تولید گردابه در کانال مکنده لایه مرزی^۲ در ماخ ۰/۸۵ استفاده کردند. بر اساس نتایج بدست آمده از این تحقیق، استفاده از پمپ اجکتور باعث ۷۵٪ کاهش در اغتشاش صفحه انتهایی کانال در مقایسه با ۲۸٪ کاهش با استفاده از روش دمش معمولی گردید. سالری و همکاران [۸] اثر گردابه سازهای جت را با تغییر نسبت سرعت، محل نصب و تعداد آنها بر روی کارایی کانال مارپیچی بررسی کرده‌اند. بر اساس تحقیقات صورت گرفته، در دمش ۰/۱، ضریب بازیافت فشار استاتیک ۳۵٪ افزایش و اغتشاش ۱۰٪ کاهش یافته است. دیبایسی و همکاران [۹] ارزیابی عددی و تجربی را جهت تخمین اثر دمش و مکش در جریان داخل کانال S شکل با هدف کاهش جدایش و ایجاد جریان یکنواخت‌تر در خروجی کانال انجام داده‌اند. در این تحقیق عدد ماخ ورودی ۰/۲۴ و ۰/۵۸ در نظر گرفته شده است. نتایج به دست آمده نشان داد که دمش ۰/۲ در بالا دست خم اول و مکش همین مقدار در پایین دست خم دوم، بیشترین بهبود را در مقادیر افت کانال خواهد داشت. هر دو تحلیل عددی و تجربی نشان داد که بازیافت فشار بالاتری در اثر کنترل جریان حاصل

با توجه به تحقیقات صورت گرفته، دو مکانیزم باعث به وجود آمدن افت جریان در انتهای کانال دو پیچشه می‌گردد [۱]. عامل اول جدایش ناشی از لایه مرزی مغشوش و عامل دوم تشکیل جریان ثانویه در داخل کانال می‌باشد. این دو عامل منجر به افت فشار کل و اغتشاش زیاد جریان در انتهای کانال می‌گردند. کاهش بازیافت فشار کل، منجر به افت کارایی موتور و افزایش مصرف سوخت می‌شود و اغتشاش در صفحه ورودی موتور نیز باعث عدم پایداری در مشخصه‌های دینامیکی کمپرسور شده و نواحی نوسان شدید^۱ و واماندگی موتور را در منحنی مشخصه‌ها پایین‌تر می‌آورد. علاوه بر این، اغتشاش محیطی به صورت یک نیروی غیر پایا عمل کرده و باعث لرزش پره‌های کمپرسور و در نهایت منجر به خستگی و واماندگی آنها می‌گردد. با توجه به مشکلات ذکر شده، استفاده از روش‌های کنترل جریان به صورت غیرفعال و فعال در این کانال‌ها جهت بهبود اغتشاش و بازیافت فشار مورد توجه محققین بوده است.

سنسینی و همکاران [۲] بررسی تجربی دمش جریان را جهت بهبود پارامترهای کارایی در یک کانال S شکل دو بعدی انجام داده است.



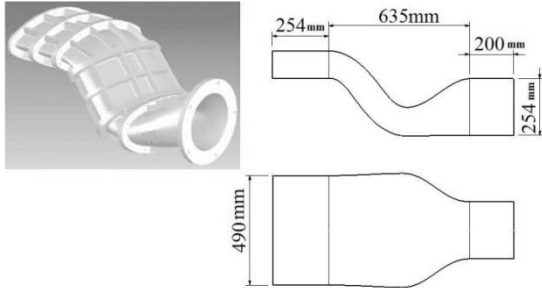
شکل ۱- کانال مارپیچی دو پیچشه در یک پهباد رزمی [۱]

در این تحقیق، دمش با نسبت دبی جرمی ۰/۴۸ از طریق گردابه سازهای سطح زیرین، باعث کاهش اندازه ناحیه جدایش و افزایش بازیافت فشار کل و فشار استاتیک به میزان ۱/۳٪ و ۵۰٪ شده است. مکالوان و همکاران [۳] و لویر و همکاران [۴] کنترل فعال جریان را با دمش پریودیک در نقطه جدایش در یک کانال مارپیچ انجام داده‌اند. نتایج به

¹ Surge

² Boundary Layer Ingesting

مدل‌های توربولانسی مختلف یک معادله‌ای و دو معادله‌ای به وسیله آن شبیه سازی می‌گردد. آزمایش این کانال در تونل باد مدار باز سرعت پایین صورت گرفته و شرایط آزمایش جریان و حل عددی در جدول ۱ بیان شده است [۵ و ۱۲].



شکل ۲- دهانه ورودی استاندارد مرجع [۱۲]

از آنجا که حل عددی صورت گرفته توسط مدل‌های توربولانسی ذکر شده در مرجع [۱۲] قابل استناد نمی‌باشد از این رو کار مدل‌سازی و تحلیل عددی بر روی مدل کانال استاندارد توسط به کارگیری ۴ مدل توربولانسی $K-\omega$ ، SST ، $K-\epsilon RNG$ ، $Spalart-Almaras$ و $Transition$ به عنوان بخشی از تحقیق صورت گرفت که نتایج آن در نمودار ضریب فشار استاتیک بر روی سطح بالایی و پایینی کانال در شکل (۳) ارائه گردیده است. مدل‌سازی و شبکه بندی میدان حل همانند شرایط ذکر شده در بخش ۴ اعمال گردید.

همان طور که در شکل (۳) مشخص است، جدایش جریان بر روی سطح بالایی و پایینی و محل نقاط اکسترمم منحنی ضریب فشار، تا حد قابل قبولی توسط مدل توربولانسی $K-\omega$ SST تخمین زده شده و مدل‌های دیگر قادر به شبیه سازی مناسب جریان نمی‌باشند. از این رو می‌توان به این نتیجه رسید که مدل توربولانسی $K-\omega$ SST دارای توانایی بالاتری در تعیین محل دقیق جدایش جریان در خم‌های کانال، تعیین رفتار لایه مرزی در طول کانال و تعیین رفتار جریان ثانویه و چرخشی در کانال‌های مارپیچی می‌باشد.

۳- معادلات حاکم بر جریان در کانال دو پیچ‌شده

با توجه به اعتبار سنجی صورت گرفته در بخش قبل، جهت حل عددی جریان در کانال دو پیچ‌شده از مدل توربولانسی $K-\omega$ SST استفاده می‌گردد.

می‌شود. گیسن و همکاران [۱۰] به صورت تجربی یک کانال مکند لایه مرزی را در ماخ ورودی ۰/۵۵ به وسیله ترکیب کنترل التقاطی جریان و با استفاده از تیغه‌های غیرفعال و جت‌های ترکیبی بررسی کرده‌اند. بر اساس نتایج به دست آمده، هر دو ترکیب به طور جداگانه اغتشاش را کاهش داده ولی در صورت به کارگیری روش التقاطی، نتایج بهتر شده و اغتشاش ۳۵٪ کاهش می‌یابد. کیل [۱۱] آزمایش تجربی کنترل جریان را با به کارگیری روش ترکیبی فعال و غیرفعال در یک کانال مارپیچی انجام داد. نتایج این تحقیق نشان داد که تلفیق دو روش، نتایج بهتری را در مقایسه با به کارگیری جداگانه آنها ارائه می‌دهد.

در تمامی تحقیقات ذکر شده در بالا کنترل فعال جریان از طریق روزه‌های روی سطح کانال و به صورت عمود و یا زاویه‌دار با جهت جریان صورت گرفته که این امر باعث کاهش اثر پذیری مناسب آنها در جهت کاهش ضرایب افت جریان می‌گردند. ابداع روش مناسب کنترل فعال از طریق جهت دهی دم‌ش در مسیر جریان از طریق گردابه سازهای لوله‌ای برای اولین بار و بهینه سازی نحوه چینش این گردابه سازها در این تحقیق با معیار بهبود پارامترهای کارایی جریان مورد بررسی قرار می‌گیرد.

۲- اعتبارسنجی حل عددی جریان در کانال دو پیچ‌شده

ترکیب دو عامل جدایش جریان و جریان ثانویه چرخشی در انتهای کانال‌های مارپیچی منجر به ایجاد ساختار پیچیده جریان در انتهای کانال و ورود به موتور می‌گردند. بسیاری از مدل‌های توربولانسی قادر به تخمین مناسبی از این ساختار پیچیده جریان در کانال‌های مارپیچی نبوده و از این رو انتخاب روش‌های معتبر حل عددی جریان در این حوزه ضروری به نظر می‌رسد.

شکل (۲) کانال استاندارد مرجع [۵ و ۱۲] را نشان می‌دهد. نسبت طول به قطر این کانال ۲/۵ (طول ۶۳/۵ cm و قطر موتور ۲۵/۴ cm) و نسبت منطری دهانه ورودی ۴:۱ می‌باشد که سطح مقطع بیضی شکل ورودی را به مقطع دایروی در انتهای کانال می‌رساند. جهت شبیه سازی جریان در داخل کانال‌های مارپیچی از معادلات نویر استوکس متوسط گیری شده رینولدز ($RANS^1$) استفاده شده که

¹ - Reynolds Averaged Navier Stocks

در این معادلات G_k تولید انرژی جنبشی توربولانسی، G_ω تولید Γ_k و Γ_ω به ترتیب بیانگر ضریب پخش مؤثر k و ω و Y_k و Y_ω بیانگر نرخ اضمحلال k و ω بوده که ناشی از توربولانس می‌باشند.

جدول ۱- شرایط جریان در ورود به کانال مرجع [۵] و [۱۲]

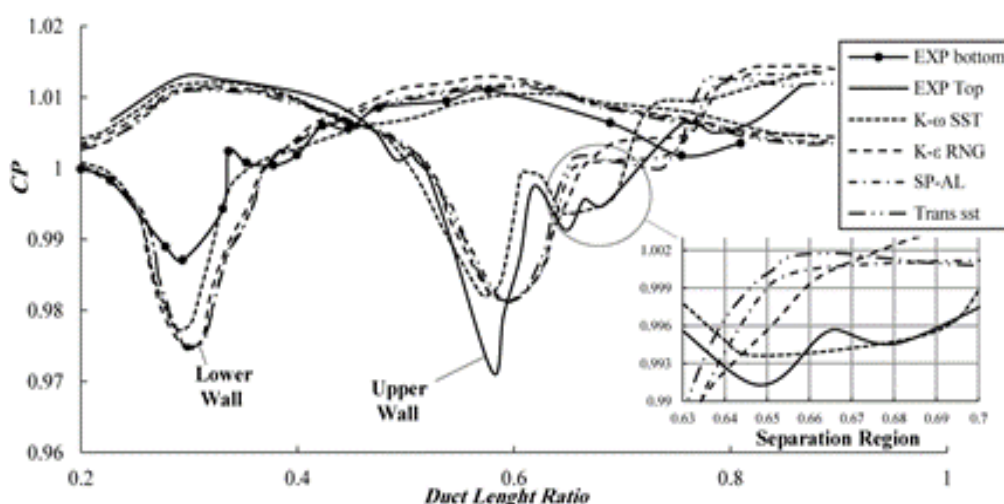
مقدار کمیت	نام کمیت
۶۰ m/s	سرعت جریان
۰/۱۷۳۸	عدد ماخ
۲/۸۹۴ kg/s	دبی جریان
۴/۰۵۴ × ۱۰ ^{-۲} m ²	مساحت مقطع ورودی
۱/۰۲ × ۱۰ ^{-۶}	عدد رینولدز بر اساس قطر خروجی

۱-۳- مدل توربولانسی

مدل توربولانسی دو معادله ای K- ω SST یکی از مدل‌های عددی قوی در محاسبه جریان در نواحی نزدیک دیواره، جریان‌های برگشتی و جریانهای چرخشی احاطه شده توسط دیواره می‌باشد. توابع انتقالی این مدل در زیر آمده است [۱۳].

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \omega u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega - S_\omega \quad (2)$$



شکل ۳- مقایسه ضریب فشار استاتیک دیواره ها در حل عددی جریان با نتایج آزمایش تجربی در کانال استاندارد مرجع [۱۲]

$$PR = \frac{P_f}{P_\infty} \quad (3)$$

که در آن P_f بیانگر فشار کل متوسط در صفحه انتهایی کانال و P_∞ فشار کل جریان آزاد می‌باشد.

۲-۲-۳- روش اول محاسبه ضریب اغتشاش

در این روش مقدار اغتشاش از طریق نسبت اختلاف فشار متوسط کل بین قطعی از صفحه انتهایی کانال که بیشترین افت را در بر می‌گیرد (P_θ) و فشار کل متوسط (P_f) بر روی فشار دینامیکی متوسط صفحه انتهایی کانال (q_f) به دست

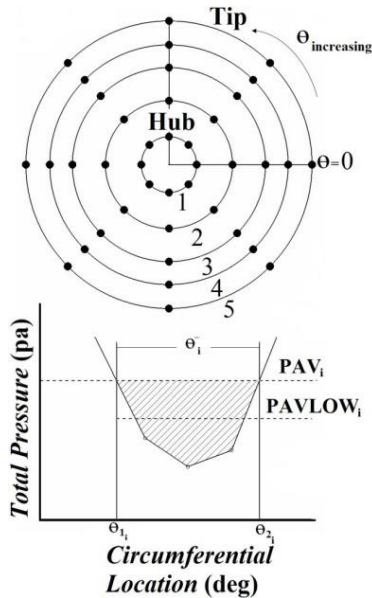
۲-۳- پارامترهای کارایی جریان در دهانه‌های ورودی

رفتار آیرودینامیکی سیال در خروجی کانال توسط افت فشار کل و پایداری عملکرد جریان از طریق اغتشاش جریان در صفحه ورودی موتور بررسی می‌شود. در زیر تعریف این دو پارامتر آورده شده است [۱۴].

۱-۲-۳- بازیافت فشار کل

کارایی آیرودینامیکی کانال، از طریق نسبت افت فشار کل در انتهای کانال به فشار کل جریان آزاد محاسبه می‌گردد.

شکل (۶) مشخصات و مدل کانال ماریپیچ را به همراه قسمت جلویی بدنه نشان می‌دهد. جهت ارزیابی تأثیر لبه دهانه ورودی W شکل و بخش جلویی بدنه بر روی شرایط جریان در ورود به موتور، کانال مورد نظر به همراه این دو قسمت جهت تحلیل‌های عددی مدل‌سازی می‌گردند.



شکل ۵ - نصب ۴۰ محل داده برداری فشار کل در ۵ حلقه و نمودار محاسبه اغتشاش محیطی برای یک منطقه افت فشار در حلقه ۱ام [۱۵ و ۱۶]

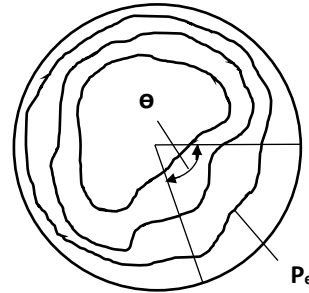
نسبت مساحت مقطع ابتدایی به انتهایی در این کانال ۰/۸ و نسبت طول کانال به قطر مقطع نهایی برابر ۳ می‌باشد. کانال در مقطع ابتدایی با لبه دهانه ورودی و قسمت جلوی بدنه تلفیق شده و طول قسمت جلوی بدنه برابر طول کانال می‌باشد.

به علت متقارن بودن فضای حل، شبکه بندی در نرم افزار ICEM بر روی نیم مدل صورت گرفته و نوع شبکه به کار رفته از نوع بی ساختار با تعداد المان 6×10^6 در نظر گرفته می‌شود. اعمال شبکه بندی لایه مرزی بر روی بدنه، لبه دهانه ورودی و داخل کانال صورت گرفته و ضخامت اولین سلول در نزدیکی دیواره جهت حل مناسب جریان در زیر لایه لزج طوری تنظیم شده که منجر به Y^+ کمتر از ۱/۵ در تمامی آنالیزها می‌گردد. نوع المان به کار رفته در لایه مرزی از نوع گوه‌ای^۵ و در قسمت‌های دیگر المان‌های چهاروجهی^۶ می‌باشد.

می‌آید.

$$DC(\theta) = \left(\frac{P_{\theta} - P_f}{q_f} \right) \quad (4)$$

معمولاً در بیشتر آزمایش‌ها مقدار زاویه θ برابر ۶۰ درجه در نظر گرفته می‌شود. در شکل ۴ قطاع بیشترین افت فشار کل جهت محاسبه ضریب اغتشاش $DC(60)$ نشان داده شده است.



شکل ۴ - قطاع افت بیشینه برای محاسبه ضریب اغتشاش $DC(60)$ [۱۴]

۳-۲-۳ روش دوم محاسبه ضریب اغتشاش

این تعریف که به ضریب اغتشاش محیطی معروف است، توسط فاکتور DPCP^۱ بیان می‌شود [۱۵ و ۱۶]. ضریب DPCP وابسته به تعداد و اندازه نواحی افت در صفحه انتهایی کانال^۲ می‌باشد. در این نوع اندازه‌گیری که توسط سیستم چنگک فشار کل^۳ استاندارد صورت می‌پذیرد، صفحه انتهایی کانال به صورت حلقه به حلقه^۴ تقسیم بندی شده و مقدار ضریب فوق برای هر حلقه با نماد i محاسبه می‌گردد (شکل ۵).

در ابتدا نمودار فشار کل حول صفحه انتهایی بر اساس زاویه برای هر حلقه ترسیم شده و یک میان‌یابی خطی بین نقاط صورت می‌گیرد و سپس فشار کل متوسط i (PAV) حلقه محاسبه شده و از روی آن وسعت نواحی افت تعیین می‌گردد. در ادامه فشار کل متوسط ناحیه i از حلقه که بیشترین افت را دارد i (PAVLOW) محاسبه گردیده و شدت اغتشاش محیطی برای هر حلقه به صورت زیر به دست می‌آید.

$$\text{Intensity : } DPCP: \left(\frac{\Delta PC}{P} \right) i = \left(\frac{PAV - PAVLOW}{PAV} \right) \quad (5)$$

۴- مدل‌سازی، شبکه بندی و شرایط مرزی

میدان حل

⁴-Ringby Ring

⁵-Wedge

⁶-Tetrahedron

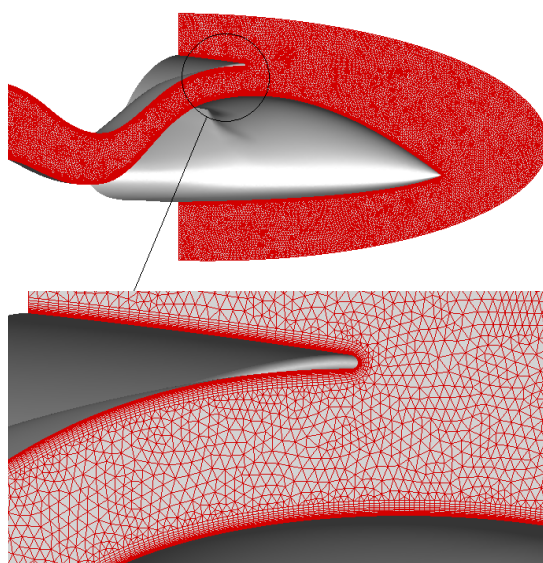
¹-Circumferential Total Pressure Distortion Intensity

²-Aerodynamic Interface Plane(AIP)

³-Total Pressure Rack-Probe

جدول ۲- شرایط مرزی حل جریان در کانال دو پیچش

مقدار کمیت	نام مرز
ماخ پروازی ۰/۷ ارتفاع m۹۰۰۰	فشار دور دست
Pa۲۳۰۰۰	فشار خروجی
۱۴ Kg/s	دبی کانال



شکل ۸ - ساختار شبکه بندی فضای حل عددی

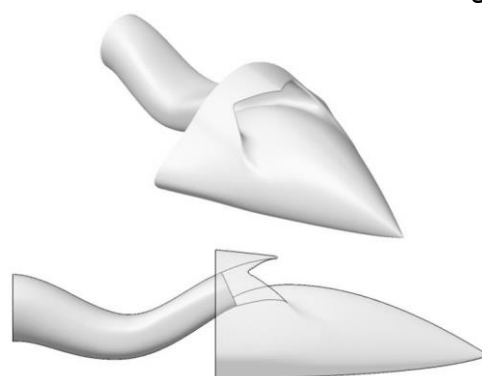
۴-۱- الگوریتم حل و معیار همگرایی

حل عددی در نرم افزار فلونت^۱ بر اساس الگوریتم فشار مبنای تفکیکی^۲ و کوپلینگ سرعت فشار از روش سیمپل^۳ با فرض گاز کامل صورت پذیرفت. نحوه گسسته سازی فضایی میدان حل نیز به صورت حداقل مربعات پایه سلولی^۴ برای گرادیان و برای کمیت‌های فشار، چگالی، مومنتم، لزجت توربولانس^۵ و انرژی از مرتبه دوم^۶ انجام شده است. حل توسط یک سیستم پردازش موازی ۱۲ هسته‌ای با ۶۴ گیگا بایت حافظه داخلی صورت گرفت و زمان هر یک از تحلیل‌ها برای مدل‌های دو معادله‌ای K- ω SST و K-SP- ϵ RNG حدود ۵۷۶۰ دقیقه، برای مدل یک معادله‌ای AL حدود ۴۲۰۰ دقیقه و برای مدل چهار معادله‌ای Trans SST حدود ۶۵۰۰ دقیقه بود. معیار همگرایی در حل عددی رسیدن منحنی باقیمانده‌ها به دقت ۰/۰۰۰۱ و

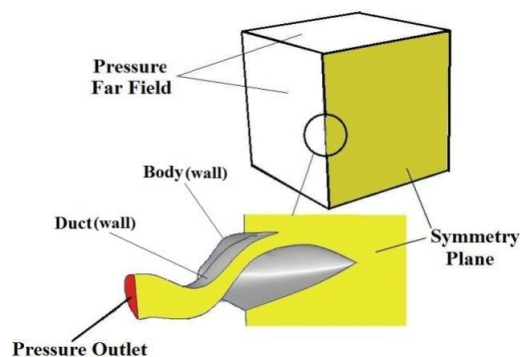
استقلال از حل شبکه نیز بر روی ۴ مدل با تعداد المان‌های 1×10^6 ، 2×10^6 ، 4×10^6 و 6×10^6 بررسی گردید که نتایج نشان داد که تعداد المان‌های 4×10^6 و 6×10^6 دارای تراکم فضایی مناسبی جهت نمایش اثرات جریان در لایه مرزی و در نواحی تشکیل و انتقال جریان ثانویه بوده و پارامترهای آیرودینامیکی محاسبه شده در آنها نیز دارای خطای کمی می باشد [۱۷ و ۱۸].

مرزهای فضای حل به صورت مرز فشار دور دست در فضای بیرونی و مرز فشار خروجی در انتهای کانال در نظر گرفته می شود [۱۸ و ۱۹]. شکل (۷) شرایط مرزی جریان و شکل (۸) شبکه بندی فضای حل را نشان می دهد.

با توجه به شبکه بندی صورت گرفته، عملکرد کانال در شرایط ماخ پروازی ۰/۷ و ارتفاع پروازی ۹۰۰۰ متر با استفاده از تنظیم فشار در انتهای کانال جهت شبیه سازی مقدار دبی مورد نظر موتور برای این شرایط پروازی و با به کارگیری مدل توربولانسی K- ω SST صورت گرفته است. جدول ۲.



شکل ۶- مدل کانال ورودی با لبه دهانه ورودی W شکل و قسمت جلوی بدنه



شکل ۷- مرزهای فضای حل عددی

^۴-Least Squares cell based

^۵-Turbulent Viscosity

^۶-Second Order

^۱-Fluent

^۲-Pressure Based Segregated algorithm

^۳-Simple

نتیجه رسید که همگی یک رفتار را گزارش می‌کنند.

جدول ۳- تخمین پارامترهای کارایی در کانال ماریچی لخت

مقدار کمیت	نام کمیت
۹۵/۹	بازیافت فشار
۰/۳	DC ضریب اغتشاش-(۶۰)
۰/۰۴	DPCP _{avg} ضریب اغتشاش محیطی-

جهت محاسبه ضریب DPCP در صفحه انتهایی کانال این مقطع به ۱۰ حلقه تقسیم شده و نمودار فشار کل بر حسب زاویه برای هر حلقه رسم می‌شود [۲۰ و ۲۱]. شکل ۱۰ تغییرات فشار کل و مقدار متوسط آن را برای حلقه‌های ۱، ۵، ۷ و ۹ نشان می‌دهد. ضریب DPCP از طریق این نمودارها برای هر حلقه به دست آمده و در نهایت با متوسط گیری از آنها مقدار ضریب DPCP_{average} بر اساس رابطه ۵ محاسبه می‌گردد شکل (۱۱).

همان طور که در نمودار شکل (۱۱) مشخص می‌باشد، در حلقه‌های داده برداری فشاری ۱ تا ۶، به علت اینکه این حلقه‌ها در نواحی دارای افت فشار کم می‌باشند، ضریب اغتشاش روند افزایشی ملایمی را طی می‌کند.

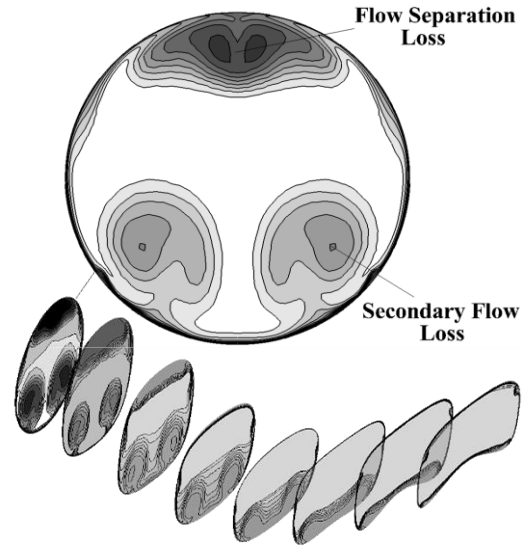
در حلقه‌های ۷ تا ۱۰ نیز به علت قرار گرفتن آنها در نواحی جدایش جریان در نیمه بالایی کانال و نواحی افت‌ناشی از جریان ثانویه در نیمه پایینی کانال، اختلاف مقدار افت متوسط PAVLOW با مقدار PAV زیاد شده که این امر باعث افزایش شدید ضریب اغتشاش محیطی در این ناحیه از صفحه انتهایی کانال می‌گردد.

با توجه به مقدار ضریب اغتشاش محاسبه شده در جدول ۲ می‌توان به این نتیجه رسید که ضریب اغتشاش در حالت پرواز پایا به مقدار دو برابر مقدار مجاز $(DC(۶۰) = ۰/۱۵)$ در هواپیماهای نظامی بوده که این امر ریسک عدم کارکرد پایدار موتور و در نهایت نوسان شدید آن را در پی خواهد داشت [۲۲]. از این رو در بخش بعدی با به کارگیری روش فعال کنترل جریان لایه مرزی، سعی در کاهش مقدار اغتشاش به زیر مقدار مجاز شده است.

عدم تغییر مقادیر دو کمیت فشار کل و دبی در صفحه انتهایی کانال در هر ۵۰ تکرار متوالی در نظر گرفته شد.

۵- تحلیل نتایج و بحث

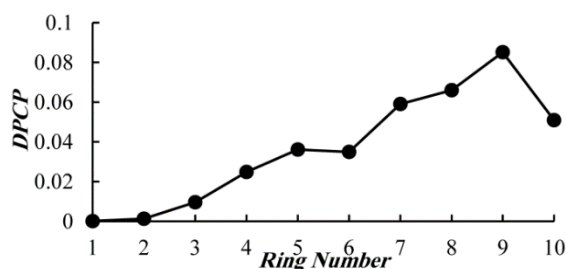
در ابتدا به بررسی نتایج شبیه سازی بر روی کانال ماریچی لخت (بدون کنترل جریان) پرداخته می‌شود. شکل (۹) کانتورهای فشار کل را در صفحه انتهایی کانال و مقاطع میانی آن نشان می‌دهد.



شکل ۹- کانتورهای بازیافت فشار کل در مقطع و صفحه انتهایی با توجه به پروفیل فشار کل در صفحه انتهایی کانال، سه منطقه افت مشخص بوده که شامل یک منطقه افت در نیمه بالایی صفحه انتهایی کانال و دو منطقه افت متقارن در نیمه پایینی آن می‌باشد. افت ایجاد شده در نیمه بالایی کانال ناشی از جدایش جریان بر روی دیواره بالایی کانال در خم انتهایی و افت متقارن ایجاد شده در نیمه پایینی کانال ناشی از تجمع اثر جریان ثانویه ایجاد شده در اثر خم‌های کانال و لایه مرزی با مومنتم کم در خم ابتدایی کانال می‌باشد. جریان ثانویه به صورت دو گردابه با چرخش عکس یکدیگر در دو طرف نیمه پایینی کانال ایجاد شده که قدرت این گردابه‌ها ارتباط مستقیم با شعاع انحناء کانال و سرعت جریان دارد. جدول ۳ مقدار پارامترهای افت محاسبه شده را در انتهای کانال نشان می‌دهد. مشاهدات رفتار جریان و ضرایب محاسبه شده مشابهت بالایی با نتایج مراجع [۴، ۵ و ۱۲] بر روی کانال دو پیچشده داشته و می‌توان به این

روش‌های کنترل فعال لایه مرزی شامل روش‌های مکش^۱ و دمش^۲ می‌باشد. جهت ایجاد مکش نیاز به یک منبع کم فشار مانند سیستم تهویه هوا^۳ بوده که این سیستم در بیشتر هواپیماهای بدون سرنشین موجود نمی‌باشد.

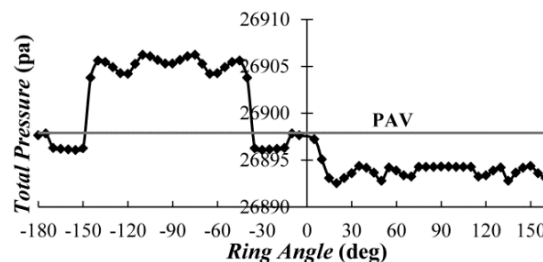
بیشترین تحقیقات بر روی سیستم دمش جریان صورت گرفته که تامین جریان آن از طریق مسیر گرفته شده از کمپرسور موتور که یک منبع پر فشار است، تامین می‌شود. از این رو در این بخش اقدام به شبیه سازی دمش با استفاده از گردابه سازهای جت دمشی خواهد شد.



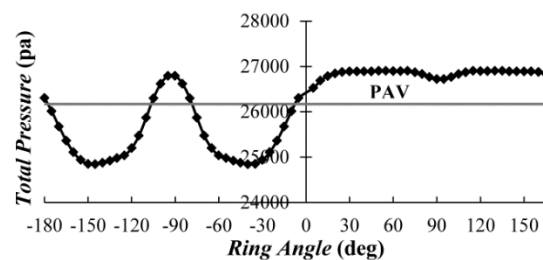
شکل ۱۱- متوسط ضریب اغتشاش محیطی $DPCP_{average}$ محاسبه شده برای هر رینگ

در این تحقیق گردابه سازهای دمشی به صورت لوله های خمیده با سطح مقطع خروجی دایروی بر روی سطوح کانال طراحی شده و چیدمان نصب آنها به روشی است که از تعداد ۴۰ گردابه ساز به صورت دو ردیف استفاده می‌شود. ردیف اول گردابه سازها شامل ترکیب ۲۰ عدد از آنها بر روی سطح پایینی و ردیف دوم شامل ترکیب ۲۰ عدد بر روی سطح بالایی کانال می‌باشند. پارامترهای هدف جهت بررسی در این تحقیق، محل نصب طولی ردیف‌های گردابه ساز و مقدار نسبت دبی جرمی دمشی آنها می‌باشد و پارامترهایی چون جهت دمش جریان، تعداد گردابه سازها و ارتفاع و قطر خروجی آنها، ثابت فرض می‌شوند. مقدار دبی جرمی مجموعه گردابه سازها با شبیه سازی مرز دبی جرمی ورودی برای هر یک از آنها شبیه سازی می‌گردد.

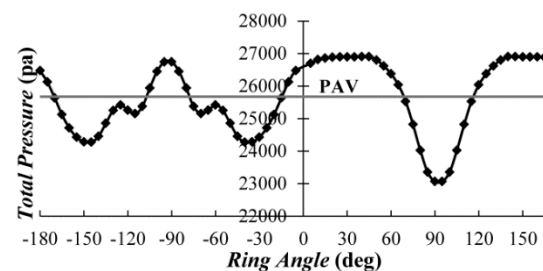
قطر خروجی هر یک از لوله ها ۴ mm بوده و فاصله آنها از یکدیگر بر اساس محیط مقطع نصب شونده در آن به صورت مساوی توزیع می‌شود. نحوه عملکرد سامانه کنترل فعال جریان بدین صورت است که جریان دمش از طریق مسیر گرفته شده از موتور که در مراحل اولیه



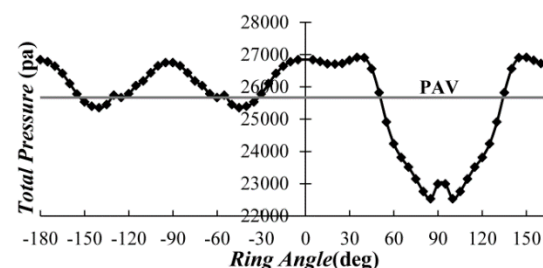
Ring-1



Ring-5



Ring-7



Ring-9

شکل ۱۰- تغییرات محیطی فشار کل در چند حلقه بر حسب زاویه جهت محاسبه ضریب اغتشاش محیطی

۵-۱- نتایج شبیه سازی کنترل جریان

شکل (۱۲)، نحوه قرارگیری یک ردیف از گردابه سازهای جت دمشی را بر روی سطح بالایی کانال دو پیچش نشان می‌دهد. نحوه قرار گیری گردابه سازها در این بررسی به صورت عمود بر سطح نصب شونده و ارتفاع دهانه خروجی آنها حدود ۹ mm از سطح کانال می‌باشد.

³-Aircondition

¹-Suction

²-Blowing

۴ دبی کلی جهت دمش در لایه مرزی به صورت ۱ و ۲ درصد دبی کل گذرنده از دهانه شبیه سازی می گردد.

جدول ۴- محل نصب گردابه سازها در طرح های کنترل جریان

حالت آزمایش	گردابه سازهای سطح پایینی		گردابه سازهای سطح بالایی	
	محل نصب در طول منحنی % مرکزی	تعداد	محل نصب در طول منحنی % مرکزی	تعداد
C1	۵۵	۲۰	۵۵	۲۰
C2	۴۰	۲۰	۴۰	۲۰
C3	۱۰	۲۰	۱۰	۲۰
C4	۳۰	۲۰	۱۰	۲۰
C5	۱۰	۲۰	۵۵	۲۰

نمایش خطوط جریان دمش در طرح های C1 تا C5 در شکل های ۱۴ تا ۱۸ آمده است. در شکل ۱۹ نیز کانتورهای بازیافت فشار در صفحه انتهایی کانال در طرح های C1 تا C5 با حالت بدون کنترل جریان مقایسه شده است.



Blowing Mass Flow=0.01

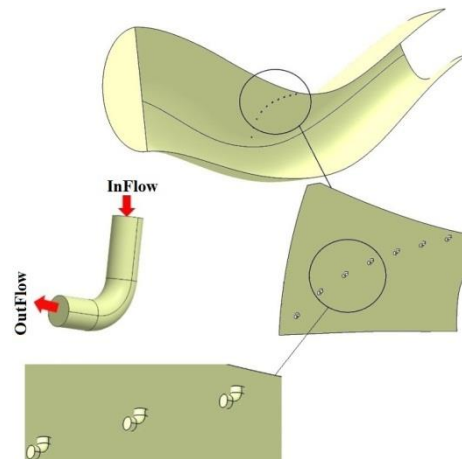


Blowing Mass Flow=0.02

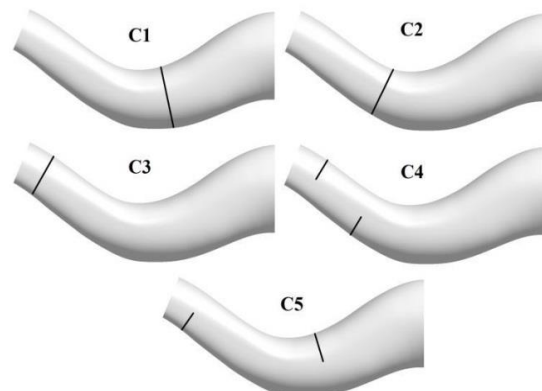
شکل ۱۴- خطوط جریان گردابه سازهای جت دمشی در طرح کنترل جریان C1 در دبی های ۰/۰۱ و ۰/۰۲

کمپرسور می باشد (مسیر سیستم تهویه هوا) تأمین شده و با قرارگیری رگولاتور فشار و تنظیم دما در طول مسیر، به محل ردیف های گردابه ساز در کانال انتقال می یابد. تعداد حالت آزمایش انتخابی جهت محل نصب در طول منحنی مرکزی کانال به صورت ۵ حالت در شکل (۱۳) نشان داده شده است.

همان طور که مشخص می باشد ردیف های گردابه ساز سطوح بالایی و پایینی کانال در طرح های C1، C2 و C3 به صورت یکپارچه و در یک موقعیت از منحنی مرکزی کانال و در طرح های C4 و C5 به صورت جداگانه نصب می گردند. مشخصات هر یک از طرح های کنترل فعال جریان در جدول ۴ آورده شده است.



شکل ۱۲- لوله های جریان جت دمشی بر روی دیواره بالایی نیمه کانال



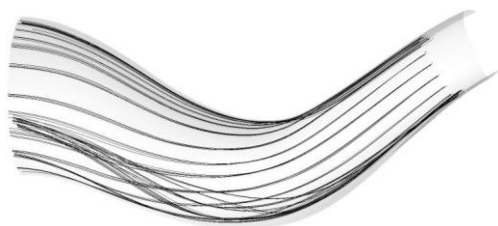
شکل ۱۳- تعداد حالت های بررسی جهت قرارگیری دو ردیف ۲۰ تایی از لوله های جت دمشی (خطوط سیاه) بر روی سطوح بالایی و پایینی کانال در ۵ طرح نصب یکپارچه و جداگانه

جهت بررسی اثر کسر دبی جرمی دمشی جهت کاهش افت ها در انتهای کانال، در هر یک از حالت های ذکر شده در جدول

شکل ۱۵ - خطوط جریان گردابه سازهای جت دمشی در طرح کنترل جریان C2 در دبی‌های ۰/۰۱ و ۰/۰۲

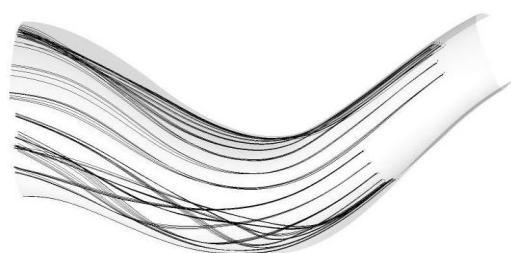


Blowing Mass Flow=0.01

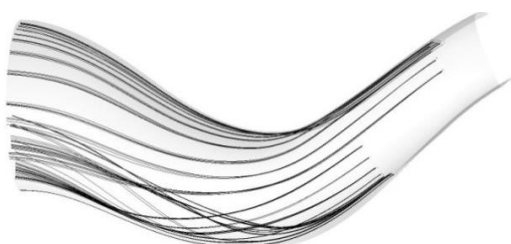


Blowing Mass Flow=0.02

شکل ۱۶ - خطوط جریان گردابه سازهای جت دمشی در طرح کنترل جریان C3 در دبی‌های ۰/۰۱ و ۰/۰۲



Blowing Mass Flow=0.01



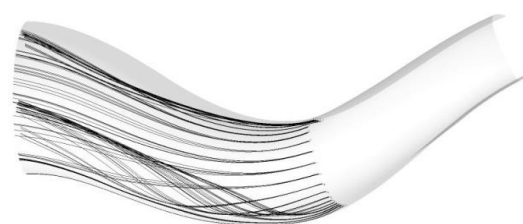
Blowing Mass Flow=0.02

شکل ۱۷ - خطوط جریان گردابه سازهای جت دمشی در طرح کنترل جریان C4 در دبی‌های ۰/۰۱ و ۰/۰۲

در مورد افت جریان ثانویه نیز به علت انتقال خط دمش سطح پایینی به ابتدای خم اول تأثیر آن بر روی تضعیف جریان ثانویه شکل گرفته در نیمه پایینی کانال بیشتر از حالت‌های دیگر بوده

مقایسه شکل‌های (۱۴) و (۱۹) در مورد طرح C1 نشان می‌دهد که دمش ۰/۰۱ اگرچه باعث کاهش ناحیه افت‌ها در نیمه بالایی کانال شده است ولی قادر به اضمحلال آن نمی‌باشد. در دبی ۰/۰۲، افت نیم صفحه بالایی تا حد زیادی از بین رفته است. در مورد جریان ثانویه نیز به علت نزدیک بودن خط دمش سطح پایینی کانال به صفحه انتهایی کانال، کاهش قابل توجهی در قدرت جفت گردابه و افت مربوطه در هر دو دبی دمش رخ نمی‌دهد.

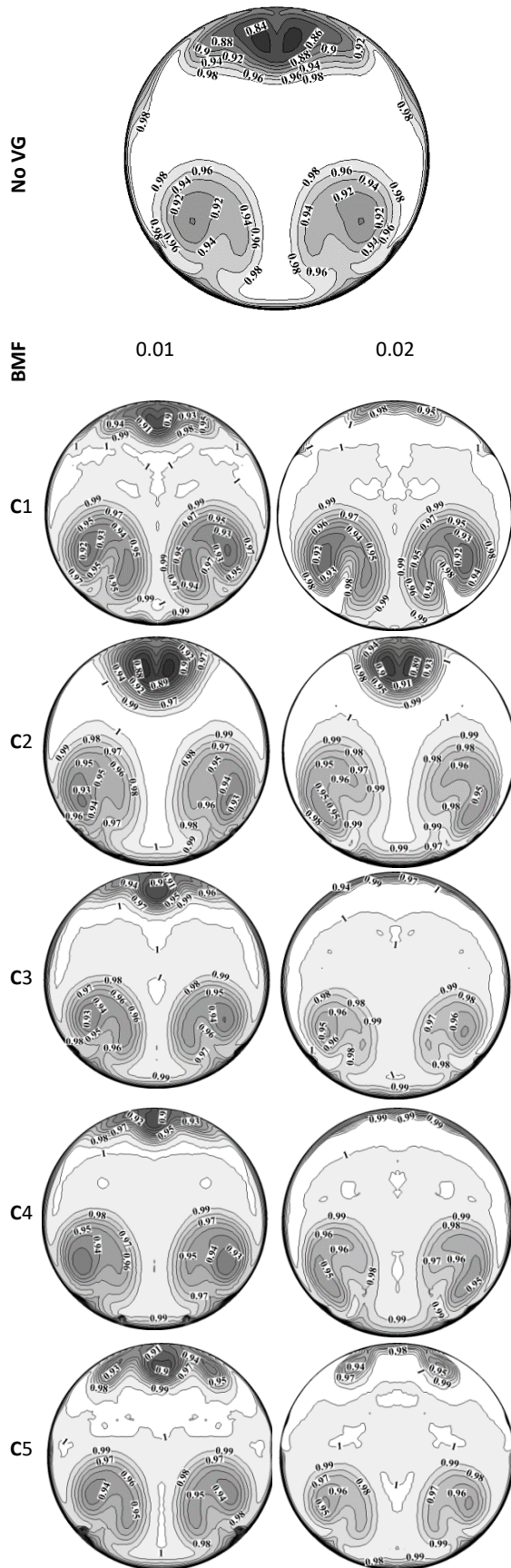
با مقایسه شکل‌های (۱۵) و (۱۹) در مورد طرح C2 می‌توان به این نتیجه رسید که به علت جایگاه نامناسب نصب گردابه سازهای سطح بالایی در این طرح، خطوط دمش نه تنها ناحیه جدایش جریان در سطح بالایی را متأثر نکرده، بلکه باعث تسریع و انتقال محل شروع جدایش جریان به سمت بالا دست جریان شده و افت نیمه بالایی کانال را افزایش می‌دهد. در مورد افت جریان ثانویه نیز به علت دورتر شدن خط دمش سطح پایینی از انتهای کانال، کاهش افت بیشتری نسبت به طرح C1 مشاهده می‌شود. با مقایسه شکل‌های ۱۶ و ۱۹ در مورد طرح C3 می‌توان به این نتیجه رسید که دمش ۰/۰۲ مانند حالت C1 باعث اضمحلال جدایش بر روی سطح بالایی و بهبود زیاد افت در نیمه بالایی کانال نسبت به دمش ۰/۰۱ می‌گردد.



Blowing Mass Flow=0.01



Blowing Mass Flow=0.02



شکل ۱۹ - کانترهای درصد بازیافت فشار در ۵ حالت کنترل جریان در انتهای کانال مارپیچی در دبی‌های ۰/۰۱ و ۰/۰۲

و افت نیمه پایینی صفحه انتهایی کانال کاهش زیادی پیدا می‌کند. مقایسه شکل‌های ۱۷ و ۱۹ در مورد طرح C4 نشان می‌دهد که با توجه به جابجایی خط دم‌ش سطح پایینی به پایین دست نسبت به طرح C3، افت ناشی از جریان ثانویه نسبت به طرح قبل کاهش کمتری پیدا می‌کند. با مقایسه شکل‌های ۱۸ و ۱۹ در مورد طرح C5 می‌توان به این نتیجه رسید که مکان خط دم‌ش سطح بالایی مانند طرح C1 و خط پایینی مانند طرح C3 بوده که هر کدام بیشترین تأثیر را در کاهش افت در نیمه بالایی و پایینی کانال ایفا می‌کنند.



Blowing Mass Flow=0.01



Blowing Mass Flow=0.02

شکل ۱۸ - نمایش خطوط جریان گردابه سازهای جت دمشی در طرح کنترل جریان C5 در دبی‌های ۰/۰۱ و ۰/۰۲

در نمودارهای شکل‌های (۲۰) تا (۲۳)، بازیافت فشار کل و ضریب اغتشاش (۶۰) DC طرح‌های مختلف با حالت بدون کنترل جریان مقایسه شده است.

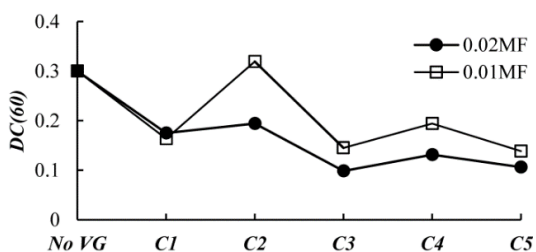
در نمودارهای شکل‌های (۲۰) و (۲۱)، دم‌ش با نسبت دبی جرمی ۲ درصد به علت اضافه نمودن مومنتم بیشتر به جریان در تمامی طرح‌ها باعث افزایش بازیافت بیشتر نسبت به دم‌ش ۱ درصد می‌شود و از میان طرح‌های کنترل جریان، طرح C3 و C5 افزایش بازیافت بیشتری را نتیجه می‌دهند.

جدول ۵ درصد افزایش بازیافت فشار را در طرح‌های کنترل جریان ارائه می‌دهد. همان طور که مشخص می‌باشد، طرح‌های C3 و C5 با افزایش ۱/۹٪ و ۱/۸۶٪ بازیافت فشار در دم‌ش ۱ درصد و افزایش ۳/۱٪ و ۳/۱۲٪ بازیافت فشار در دم‌ش ۲ درصد، بیشترین بهبود را در این پارامتر در میان ۵ طرح کنترل جریان ایجاد می‌کنند.

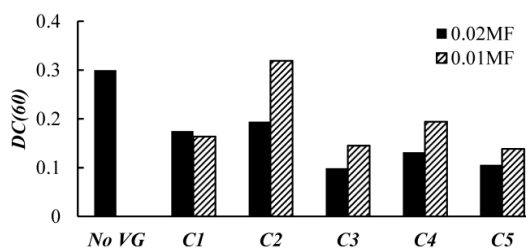
تانویه در انتهای کانال می‌باشد. نکته دوم اینکه در طرح C2 به علت جانمایی نامناسب محل گردابه سازها بر روی سطح بالایی، اغتشاش نسبت به حالت بدون کنترل جریان در دبی دمشی ۱ درصد افزایش پیدا می‌کند.

در سه طرح کنترل جریان C3، C4 و C5 ضریب اغتشاش نسبت به حالت بدون کنترل جریان کاهش پیدا کرده و در هر سه حالت دمشی ۲ درصد بهبود بالاتری را نتیجه می‌دهد. در نهایت می‌توان عنوان کرد که در میان طرح‌های کنترل جریان، طرح‌های C3 و C5 بیشترین کاهش ضریب اغتشاش (۶۰) DC را نسبت به حالت بدون کنترل جریان دارد.

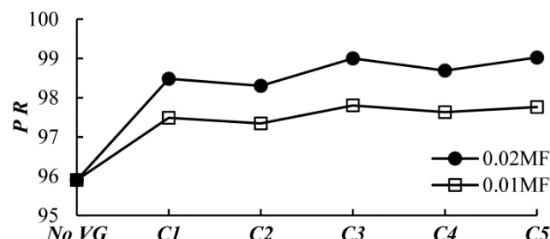
جدول ۶ درصد کاهش ضریب اغتشاش را در طرح‌های کنترل جریان ارائه می‌دهد. همان طور که ذکر شد، طرح‌های C3 و C5 با کاهش ۵۱/۶۶٪ و ۵۳/۸۳٪ ضریب اغتشاش در دمشی ۱ درصد و کاهش ۶۷/۱۶٪ و ۶۴/۶۶٪ ضریب اغتشاش در دمشی ۲ درصد، بیشترین بهبود را در این پارامتر در میان ۵ طرح کنترل جریان ایجاد می‌کنند.



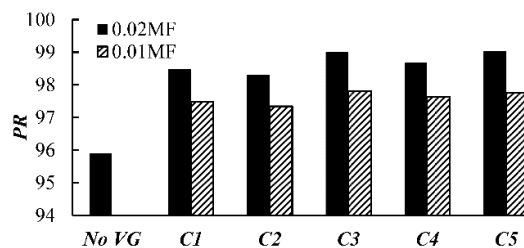
شکل ۲۲- مقایسه ضریب اغتشاش DC(۶۰) در طرح‌های کنترل جریان با حالت بدون کنترل جریان در دبی‌های دمشی ۱ و ۲ درصد



به این نتیجه رسید که ضریب اغتشاش محیطی در تمامی طرح‌ها نسبت به حالت بدون کنترل جریان کاهش پیدا کرده که بیشترین درصد کاهش در حلقه های ۷ تا ۱۰ که در معرض افت‌های جریان هستند رخ می‌دهد. با مقایسه نتایج می‌توان به این نتیجه رسید که طرح‌های C3 و C5 همانند ضریب اغتشاش DC(۶۰).



شکل ۲۰- ضریب بازیافت فشار کل در طرح‌های کنترل جریان و حالت بدون کنترل جریان در دبی‌های دمشی ۱ و ۲ درصد



شکل ۲۱- نمودار میله‌ای مقایسه ضریب بازیافت فشار کل در طرح‌های کنترل جریان با حالت بدون کنترل جریان در دبی‌های دمشی ۱ و ۲ درصد

جدول ۵- درصد افزایش بازیافت فشار کل در طرح‌های کنترل جریان

طرح کنترل	دبی دمشی=۱٪	دبی دمشی=۲٪
C1	۱/۵۹٪	۲/۵۸٪
C2	۱/۴۴٪	۲/۴٪
C3	۱/۹٪	۳/۱٪
C4	۱/۷۳٪	۲/۷۹٪
C5	۱/۸۶٪	۳/۱۲٪

در نمودار ضریب اغتشاش شکل‌های (۲۲) و (۲۳) چند نکته قابل ذکر می‌باشد. نکته اول اینکه در طرح C1 مقدار اغتشاش در دبی دمشی ۲ درصد نسبت به دمشی ۱ درصد کاهش نداشته که علت آن نزدیک بودن محل دمشی به انتهای کانال و عدم بهبود کافی قدرت افت ناشی از جریان شکل ۲۳- نمودار میله‌ای مقایسه ضریب اغتشاش DC(۶۰) در طرح‌های کنترل جریان با حالت بدون کنترل جریان در دبی‌های دمشی ۱ و ۲ درصد

شکل (۲۴) نمودار ضریب اغتشاش DPCP را برای حلقه‌های داده برداری فشاری در طرح‌های کنترل جریان نشان می‌دهد. با توجه به این نمودار نیز می‌توان

در طرح‌های دیگر به علت از بین رفتن ناحیه جدایش در خم انتهایی کانال، شیب منحنی‌های ضریب فشار در این منطقه کاهش نمی‌یابد. علت شیفت منحنی‌ها در حالت-های کنترل جریان، نسبت به حالت بدون کنترل جریان، افزایش مومنتم و تغییر فشار در اثر دمش جریان می‌باشد.

۶- نتیجه‌گیری

با توجه به نتایج بدست آمده از طرح‌های مختلف کنترل جریان در این تحقیق می‌توان به نکات زیر اشاره کرد. ماهیت افت‌های جریان در صفحه انتهایی کانال عبارت است از افت ناشی از جدایش جریان در نیمه بالایی کانال و یک جفت افت متقارن در اثر شکل‌گیری جریان ثانویه در نیمه پایینی کانال.

جهت کنترل جدایش بر روی سطح بالایی، خط دمش جریان باید در ابتدای خم اول و یا ابتدای خم انتهایی کانال (قبل از نقطه جدایش جریان) قرار گرفته تا افت نیمه بالایی صفحه انتهایی کانال کاهش یابد.

جهت کاهش افت ناشی از شکل‌گیری جریان ثانویه نیز، خط دمش سطح پایینی کانال باید در دورترین نقطه نسبت به صفحه انتهایی کانال یعنی در ابتدای خم اول قرار گرفته تا تأثیر مناسبی در جهت کاهش این افت در نیمه پایینی صفحه انتهایی کانال داشته باشد.

دمش با نسبت دبی جرمی ۰/۰۲ جهت از بین بردن جدایش بر روی سطح بالایی کانال کارایی بهتری نسبت به دمش ۰/۰۱ داشته ولی هیچیک از دمش‌های ۰/۰۱ و ۰/۰۲ کاهش چشمگیر در افت ناشی از جریان ثانویه در نیمه پایینی کانال ایجاد نمی‌کنند. علت این امر این است که شکل‌گیری جریان ثانویه یک امر پیوسته در کانال بوده و وابسته به هندسه کانال می‌باشد.

توصیه می‌شود به منظور ایجاد تأثیر بیشتر خط دمش سطح پایینی بر روی کاهش افت، جهت دمش گردابه سازها بر خلاف جهت گردابه ثانویه در هر سمت از کانال تنظیم شود. با توجه به نتایج به دست آمده، دو طرح کنترل جریان C3 و C5 به ترتیب با افزایش ۳/۱٪ و ۳/۱۲٪ در بازیافت فشار و کاهش ۶۷/۱۶٪ و ۶۴/۶۶٪ در ضریب اغتشاش (DC) و کاهش ۷۱/۸٪ و ۶۴/۵٪ در ضریب اغتشاش محیطی DPCP در دبی دمش ۲ درصد، به عنوان بهترین طرح‌های کنترل جریان انتخاب می‌گردند.

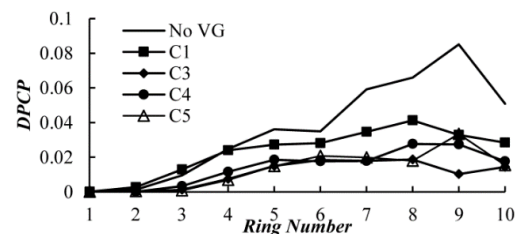
فهرست علائم

بیشترین کاهش را در ضریب اغتشاش محیطی ایجاد می‌کنند.

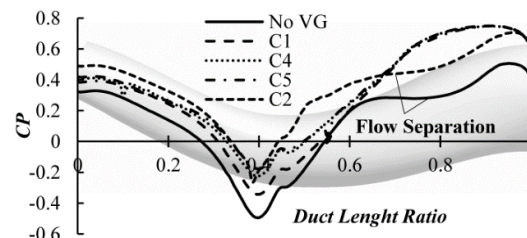
جدول ۶- درصد کاهش ضریب اغتشاش در طرح‌های کنترل جریان

طرح کنترل	دبی دمش = ۱٪	دبی دمش = ۲٪
C1	۴۵/۵٪-	۴۱/۷۳٪-
C2	۶/۴۳٪+	۳۵/۲۳٪-
C3	۵۱/۶۶٪-	۶۷/۱۶٪-
C4	۳۵/۳۳٪-	۵۶/۱۳٪-
C5	۵۳/۸۳٪-	۶۴/۶۶٪-

شکل (۲۵) نمودار ضریب فشار استاتیک را برای طرح‌های کنترل جریان نشان می‌دهد. با توجه به شکل می‌توان دریافت که در فواصل بین نسبت طول‌های ۰/۶ تا ۰/۹، جدایش جریان بر روی سطح بالایی خم انتهایی در حالت بدون کنترل جریان و طرح C2، باعث افتادگی نمودار ضریب فشار در این منطقه می‌گردد.



شکل ۲۴- متوسط ضریب اغتشاش محیطی DPCP در هر رینگ برای طرح‌های کنترل جریان و حالت بدون کنترل جریان در دبی دمش ۲ درصد



شکل ۲۵- نمودار ضریب فشار بر روی سطح بالایی کانال برای طرح‌های کنترل جریان و حالت بدون کنترل جریان در دبی دمش ۲ درصد

	علائم یونانی	صفحه انتهایی کانال و ورودی موتور	AIP
Γ	ضریب پخش موثر	ضریب اغتشاش	DC
ρ	چگالی (kgm-3)	تولید انرژی جنبشی توربولانس	G
Y	نرخ اضمحلال ناشی از توربولانس	ضریب اغتشاش محیطی	DPCP
θ	زاویه قطاع بیشترین افت در AIP	فشار کل ($\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-2}$)	P
	زیر نویس ها	باز یافت فشار	PR
f	صفحه موتور	فشار متوسط حلقه ($\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-2}$)	PAV
∞	جریان آزاد	فشار دینامیکی ($\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-2}$)	q
k	انرژی جنبشی	سرعت (m/s)	u_i

مراجع

- [1] J.W. Hamstra, D.N. Miller, P.P. Truax, "Active inlet flow control technology demonstration", Proceedings of the 22nd internal council of aeronautical sciences, 2000.
- [2] M.B. Senseney, T.A. Buter, R.D.W. Bowersox, "Performance Characterization of a Highly Offset Diffuser with Vortex Generator Jets", Journal of Propulsion and Power, Vol. 12, No. 2, 1996, pp. 237-244.
- [3] B.D. McElwain, "Unsteady sparation point injection for pressure recoveryi mprovement in high subsonic diffusers", M.Sc Thesis, Department of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, MIT, 2002.
- [4] A.S. Luers, "Flow control thechnics in serpentine inlet", M.Sc Thesis, Department of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, MIT, 2003 .
- [5] A.C. Rabe, "Effectiveness of a Serpentine Inlet Duct Flow Control Scheme at Design", PhD Thesis, Department of Mechanical Engineering, Virginia Polytechnic Institute and State University, Virginia Polytechnic Institute and State University, 2003 .
- [6] A.M. Pradeep, R.K. Sullerey, "Secondary flow control in a circular S-duct diffuser using vortex generator jets", AIAA 2004-2615, in 2nd AIAA Flow Control Conference, Portland, Oregon, 2004 .
- [7] N.A. Harrison, J. Anderson, J.L. Fleming, W.F. Ng, "Computational analysis of active flow control of BLI inlet", AIAA 2006-874, in 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 2006 .
- [8] R.K. Sullerey, V.S. Mangat, A. Padhi, "Flow control in serpentine inlet using vortex generator jets", AIAA-2006-3499, in 3rd AIAA Flow Control Conference, San Francisco, California, 2006 .
- [9] M. Debiassi, M.R. Herberg, Z. Yan, S.S. Dhanabalan, H.M. Tsai, "Control of flow separation in S-ducts via flow injection and Suction", AIAA-2008-74, in 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 2008 .
- [10] A. Gissen, B. Vukasinovic, M. McMillan, A. Glezer, "Distortion management in a BLI inlet diffuser using synthetic jet hybrid flow control", AIAA2011-35-in 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida, 2011 .
- [11] N.V. Kale, "Active and hybrid flow control in S-ducts and diffuser", Ph.D Thesis, Department of Aerospace Engineering, University of Illinois at Urbana-Champaign, Urbana, Illinois, 2013 .
- [12] A.M. Kirk, A. Kumar, J.I. Gargoloff, O.K. Rediniotis, P.G.A. Cizmas, "Numerical and experimental investigation of a serpentine inlet duct", in 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 2007 .
- [13] Ansys, Ansys Fluent 15 Help, 2014.
- [14] J. Shedon, Intake Aerodynamic, Second ed., UK: Blackwell Science Ltd, 1999.
- [15] SAE, Inlet total pressure distortion considerations for gas turbine engines, SAE-AIR-1419A, Society of Automotive Engineers USA, 2011.

- [16] SAE, Gas turbine engine inlet flow distortion guidelines, SAE-ARP1420, Society of Automotive Engineers USA, 2002.
- [17] D.D. Sanders, M.G. List, "CFD performance predictions of a serpentine diffuser configuration in an annular cascade facility", AIAA 2013-0220, in 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Grapevine (Dallas/Ft. Worth Region).Texas, 2013 .
- [18] S. Kumar, B. Sasanapuri, K.A. Kurbatskii ,A. Lestari, "Pressure-based coupled simulation of pressure recovery and distortion in an S-shaped intake diffuser", AIAA 2013-3794, in 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, San Jose, CA, 2013 .
- [19] T. M. Berens, A.L. Delot, M. Chevalier, J .v. Muijden, "Numerical simulations for high offset intake diffuser flows", NLR-TP-2014-096, NLR, National Aerospace Laboratory NLR, 2014.
- [20] C.A. Nessler, W.W. Copenhaver, M.G. List, "Serpentine diffuser performance with emphasis on future introduction to a transonic fan", 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Aerospace Sciences Meetings, Grapevine (Dallas/Ft. Worth Region), Texas, 2013.
- [21] M. Rutten, S. Kuckenburg, S. Koch, M. Rein, "Investigation of the flow within partially submerged scoop type air intakes", AIAA 2013-2912, in 31st AIAA Applied Aerodynamics Conference, San Diego, CA, 2013 .
- [22] L.R. Owens, B.G. Allan, S.A. Gorton, "Boundary-layer-ingesting inlet flow control", Journal of Aircraft, Vol. 45, No. 4, 2008, pp. 1431–1440.