

بررسی عددی مجرای ورودی هوای دوقلوی موتور

اصغر فضلی^۱، کامیار منصور^{۲*}

۱- پژوهشکده سازمان صنایع هوایی

۲- دانشگاه صنعتی امیر کبیر، دانشکده مهندسی هوافضا، صندوق پستی ۱۵۸۷۵-۴۴۱۳

*mansour@aut.ac.ir

چکیده

با بررسی عددی مجرای ورودی هوای دوقلوی موتور، مشخصه‌های جریان مانند فشار، دما و سرعت بدست می‌آیند. هدف در این مقاله بدست آوردن مقادیر بازیافت فشار در اثر تغییر زاویه حمله و دبی ورودی جریان موتور و نیز بررسی اثرات اعوجاج جریان می‌باشد که به صورت جداول و کانتورهای مختلف در این مقاله ارائه شده است. با توجه به مقادیر و الگوهای جریان به دست آمده، بررسی طراحی مناسب این دهانه ورودی برای زوایای مختلف مورد نظر می‌باشد. در این تحقیق، ابتدا دهانه ورودی را در برابر جریانی سه‌بعدی، تراکم ناپذیر، لزج و مغشوش با عدد ماخ ۳ تا ۸۵ و دبی‌های ۶.۲ و ۸.۱ کیلوگرم در ثانیه، شبیه‌سازی کرده و با تغییر دادن زوایای حمله از ۵- تا ۴۰ درجه، الگوی جریان و بازیافت فشار بدست آمده است. نتایج تحقیق حاضر با نتایج تجربی مقایسه شده است. با توجه به این مقایسه نتایج روش عددی با روش تجربی مطابقت خوبی دارد.

واژه‌های کلیدی: فشارکل، دهانه ورودی هوا، بازیابی فشار، شبیه‌سازی عددی

۱- مقدمه

دهانه ورودی هواپیما و کانال ورودی متصل به آن برای هدایت جریان هوا به اندازه لازم از محیط به مقطع ورودی موتور در نظر گرفته شده است و وظیفه دیگر آن تبدیل انرژی جنبشی جریان آزاد به فشار استاتیک در مقطع کمپرسور می‌باشد. طراحی کانال باید به شکلی باشد که سرعت جریان آزاد به نرمی و به آهستگی کاهش یابد و منجر به افزایش فشار استاتیک با توزیع یکنواخت جریان در مقطع کمپرسور گردد. هرچه ماخ پروازی هواپیما افزایش یابد، طراحی کانال ورودی پیچیده و بحرانی‌تر می‌شود. راندمان کانال ورودی تأثیر مستقیم بر عملکرد موتور و تراست خروجی از آن می‌گذرد و بیشترین تراست موتور هنگامی بدست می‌آید که کانال ورودی بتواند مصرف هوای مورد نیاز موتور را با بیشترین فشار به مقطع کمپرسور ورودی برساند [۱].

افت فشار در کانال موجب کاهش فشار در مقطع کمپرسور می‌گردد و متناسب با آن، تراست موتور کاهش می‌یابد. کانال ورودی نیز باید در تمام شرایط کاری، تمایل کمپرسور موتور به واماندگی (Stall) را به حداقل برساند. فشار بازیافت توانایی کانال ورودی در تبدیل انرژی جنبشی به فشار استاتیک را نشان می‌دهد. بنابراین در هواپیمای زیرصوت نباید امواج تراکمی یا جدایش جریان در کانال اتفاق بیفتد چون فشار بازیافت به شدت کاهش می‌یابد. کانال ورودی موجب پسای فشاری، پسای اصطکاکی و پسای تداخلی در هواپیما می‌شود. پسای فشاری ناشی از اصطکاک سطح در اثر چسبندگی جریان داخل کانال، پسای شکل در اثر نوع شکل سطح مقطع دهانه ورودی و پسای تداخلی در اثر اتصال مابین کانال ورودی و بدنه هواپیما می‌باشد [۲].

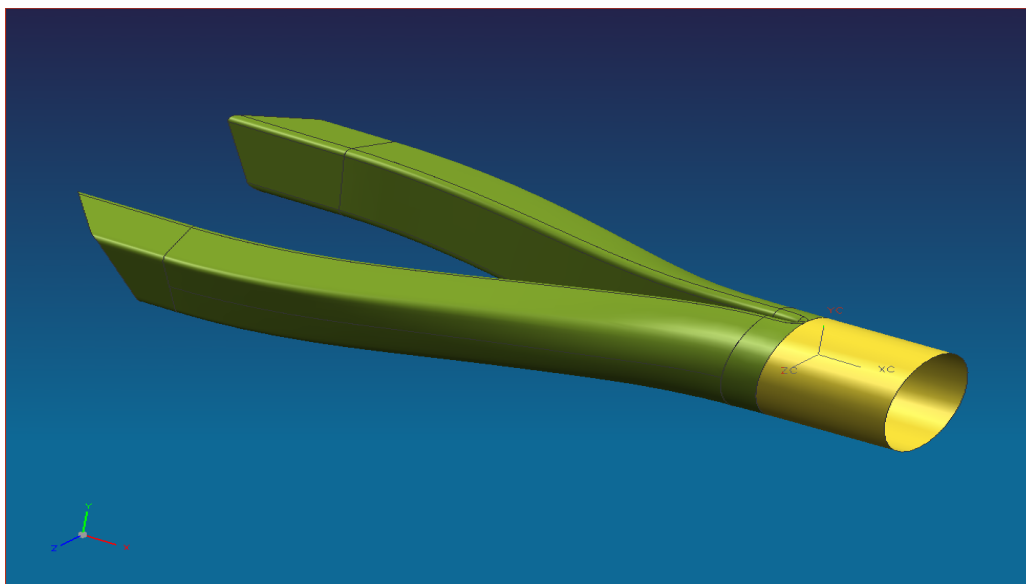
طراحی مناسب لبه‌های دهانه ورودی می‌تواند تا اندازه قابل ملاحظه‌ای پسای فشاری را کاهش دهد. ناهماهنگی فشار در مقطع کمپرسور نیز باید تا میزان قابل تحمل برای موتور یکنواخت باشد. با توجه به اینکه مقدار آن در شرایط مختلف پروازی تغییر می‌کند، باید بحرانی‌ترین شرایط را در نظر گرفت و به عنوان یک پارامتر در محاسبات کانال ورودی آن را لحاظ کرد. پس

۱- کارشناس ارشد، پژوهشکده سازمان صنایع هوایی

۲- دانشیار، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

طراحی این مجموعه باید به گونه‌ای باشد که هوای مورد نیاز موتور با حداقل افت فشار و با کمترین عدم یکنواختی جریان به کمپرسور موتور وارد شود. این مشخصه‌ها کاملاً بستگی به شکل و اندازه دهانه ورودی و دیفیوزر دارند. شکلها و اندازه‌ها نیز مستقیماً وابسته به مشخصات هواپیما و چیدمانی اجزای آن می‌باشند [۳].

در این مقاله ورودی هوای دوقلو (شکل ۱)، با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) مورد بررسی قرار گرفته شده است.



شکل ۱- مجرای ورودی هوای مورد بررسی

متدولوژی حل

برای انجام حل‌های عددی، در حال حاضر از سه تکنیک شبیه‌سازی عددی مستقیم، معادلات ناویر-استوکس میانگین‌گیری شده^۱ و تکنیک شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ استفاده می‌شود. دقیقترین روش حل میدان جریان، روش شبیه‌سازی عددی مستقیم است که در آن تمام متغیرهای جریان به طور مستقیم محاسبه شده، در صورتیکه شبکه به اندازه کافی ریز باشد و در روش عددی استفاده شده، حداقل خطای افت و نوسانی را داشته باشد، حتی در مسائل سه‌بعدی و وابسته به زمان، این روش جواب‌های بسیار خوبی ارائه می‌دهد. محدودیت عمده این روش در به حداقل رساندن خطاها و استفاده از روشهای عددی با دقت مرتبه بالا است که در مرزها از انعطاف کمی برخوردار خواهد شد. مطابق طول مقیاس کولموگروف^۲، برای بدست آوردن همه مشخصات جریان، تعداد نقاط مورد نیاز برای حل باید افزایش یابد، به طوری که اگر رینولدز دو برابر شود، هزینه حل هشت برابر می‌شود. در روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ، مقیاس‌های بزرگ که از جریانی به جریان دیگر فرق می‌کند، شبیه‌سازی می‌شود و مقیاس‌های کوچک که رفتاری عمومی دارد، مدل می‌شود. مهمترین ایراد این روش، پیچیده بودن معادلات آن است و تعداد نقاط شبکه را تنها در حدود یک مرتبه کم می‌کند. در روش میانگین‌گیری رینولدز، معادلات ناویر-استوکس نسبت به زمان متوسط‌گیری می‌شود. در نهایت جملات تنش رینولدز^۳ که در معادلات ظاهر می‌شود، باید با فرض ایستگاهی بودن جریان، مدل شود.

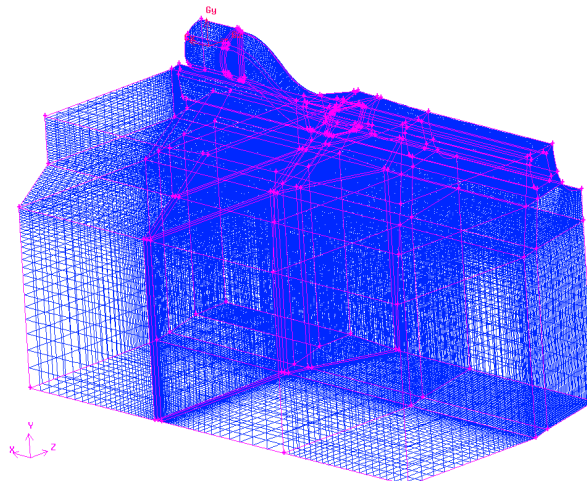
^۱ Reynolds Average Navier-Stokes

^۲ Kolmogrov Length Scale

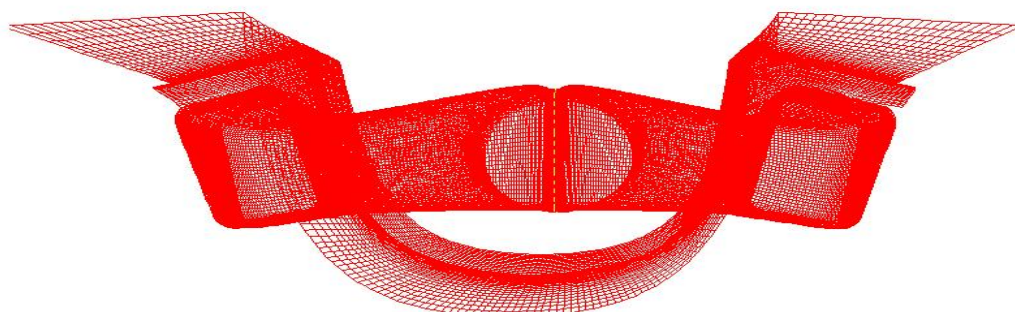
^۳ Reynolds Stress

بررسی عدم وابستگی حل به شبکه

شبکه‌های استفاده شده برای مدل، شامل ۴ شبکه با تعداد المانهای چهاروجهی ۶۰۰×۱۰۰۰ ، ۹۰۰×۱۰۰۰ ، ۱۲۰۰×۱۰۰۰ و ۲۷۰۰×۱۰۰۰ می‌باشند، از داده‌های بدست آمده، مشاهده می‌شود که بهترین جوابها تعداد گره‌های دومین نوع می‌باشند. در گروه اول، اختلاف مقادیر زیادی ناشی از عدم تصویر کردن لایه‌مرزی و عدم وجود پیوستگی در شبکه‌بندی، در گروه چهارم افزایش خطای ماندگار، عدم توانایی یک کامپیوتر در اجرای آن و ازدیاد بیش از حد زمان اجرای نرم‌افزار در شبکه پردازش موازی را به همراه خواهد داشت. شبکه اول خیلی دیر، شبکه دوم سریع‌تر از شبکه اول و چهارم همگرا می‌شوند. هر چند که اختلاف مقادیر میانگین برای شبکه دوم و سوم نسبتاً کم است، اما شبکه سوم نسبت به شبکه چهارم، نوسان بیشتری دارد. اجرای نرم‌افزار تا نرخ همگرایی ۱×۱۰^{-۶} در حالت شبکه اول ۸ ساعت، شبکه دوم ۱۲ ساعت، شبکه سوم ۱۳ ساعت به طول انجامید. لذا شبکه دوم، به خاطر بهینه بودن از نظر زمان اجرا و نیز نزدیک‌تر بودن به مقادیر تئوری موجود، همچنین حجم کمتر آن در نرم‌افزار (از نظر اشغال حافظه)، نسبت به شبکه سوم، انتخاب گردیده است. شبکه تولید شده در اشکال (۲) و (۳) نشان داده شده است.



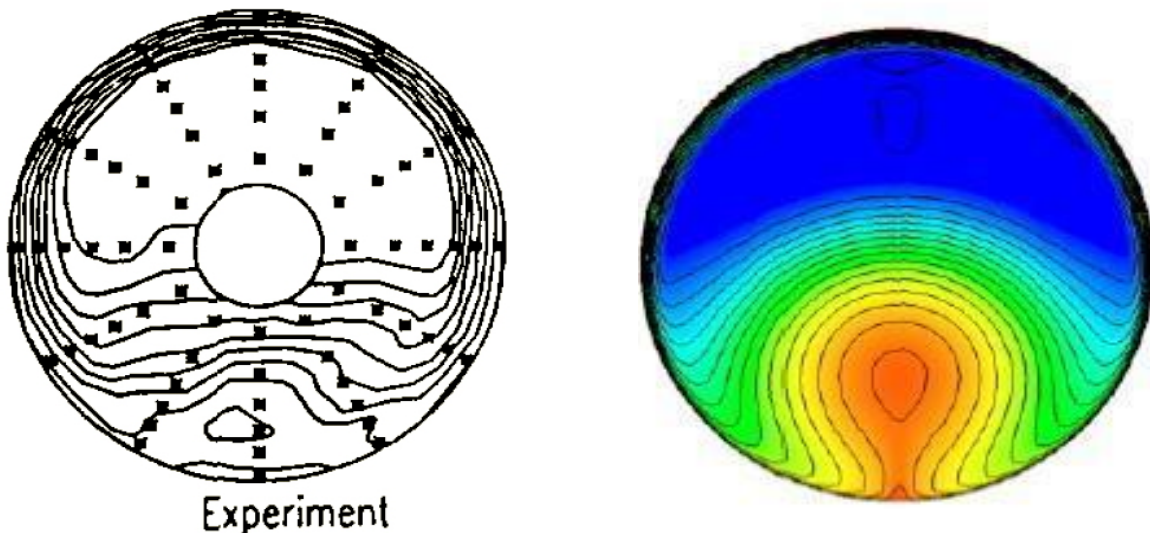
شکل ۲- شبکه‌بندی نیم دامنه فیزیکی جریان برای مدل دهانه ورودی.



شکل ۳- شبکه‌بندی کل دهانه ورودی، نمای مقابل.

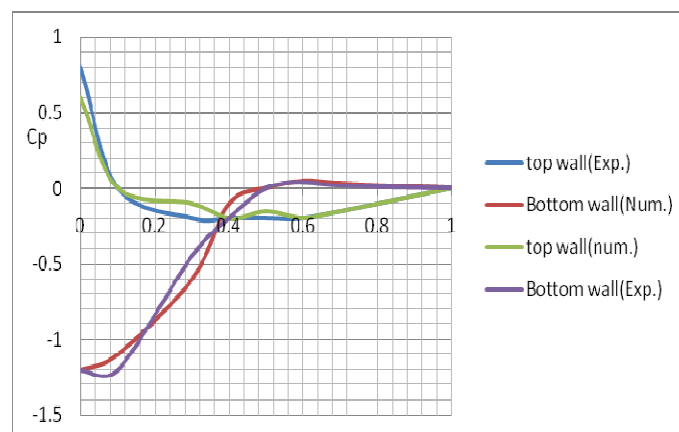
تایید پیش‌بینی روش عددی با داده‌های تجربی موجود

آقایان ویتلاو [۱] و یو [۲]، در یک همکاری مشترک بین دانشکده مهندسی مکانیک دانشگاه لندن در کشور انگلستان و دانشکده مکانیک و تولید در کشور سنگاپور، موفق به بررسی مقطع استاندارد رویال ۲۱۲۹ در سال ۱۹۹۲ شدند [۶]. ایشان آزمایش های تجربی گسترده ایی در عدد ماخ ۰/۸ انجام دادند که نمونه ایی از نتایج داده برداری در مقطع انتهایی این مجرا برای مقایسه با روش تحقیق حاضر در شکل (۴) نشان داده شده است.



شکل ۴- تغییرات فشار کل در مقطع انتهایی مجرای ورودی هوای رویال ۲۱۲۹ با عدد ماخ ورود به دهانه ۰/۸.

برای مقایسه توزیع فشار استاتیک در دیواره های مجرای ورودی هوای مورد بررسی با نتایج تجربی، از نتایج تجربی بدست آمده توسط آقای گو (در سال ۱۹۸۳) استفاده شده است. (شکل ۵)



شکل ۵- توزیع ضریب فشار در دیواره های یک ورودی هوای S شکل به روش تجربی و مجرای مورد بررسی به روش عددی در ماخ ۰.۲

1) Whitelaw

2) Yu

در شکل فوق نتایج تجربی با نتایج روش عددی مقایسه شده است. با توجه نمودارها مشخص است که دو روش نتایج مشابهی ارائه کرده اند.

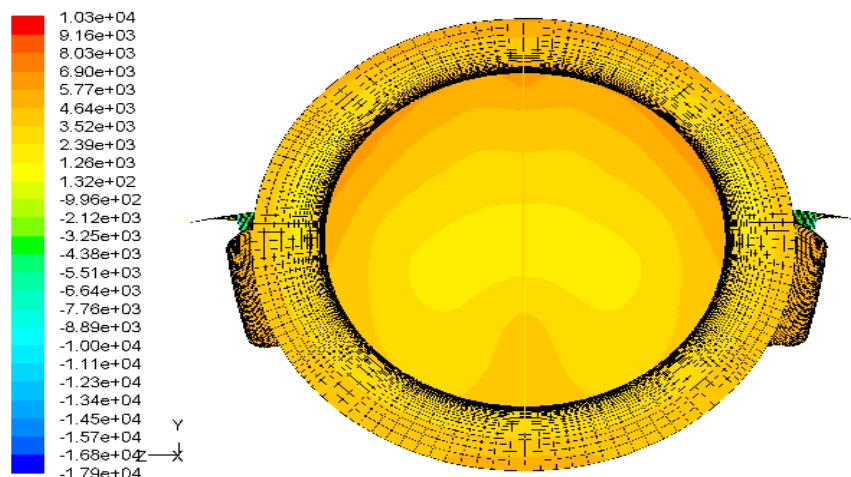
در این تحقیق، ابتدا دهانه ورودی را در برابر جریانی سه بعدی، تراکم ناپذیر، لزج و مغشوش با عدد ماخ 0.3 تا 0.85 و دبی‌های $6/2$ و $8/1$ ، کیلوگرم در ثانیه، شبیه‌سازی کرده و با تغییر دادن زوایای حمله از -5 تا 40 درجه، الگوی جریان و بازیافت فشار را بدست می‌آوریم.

الگوی جریان و پدیده‌های مربوطه

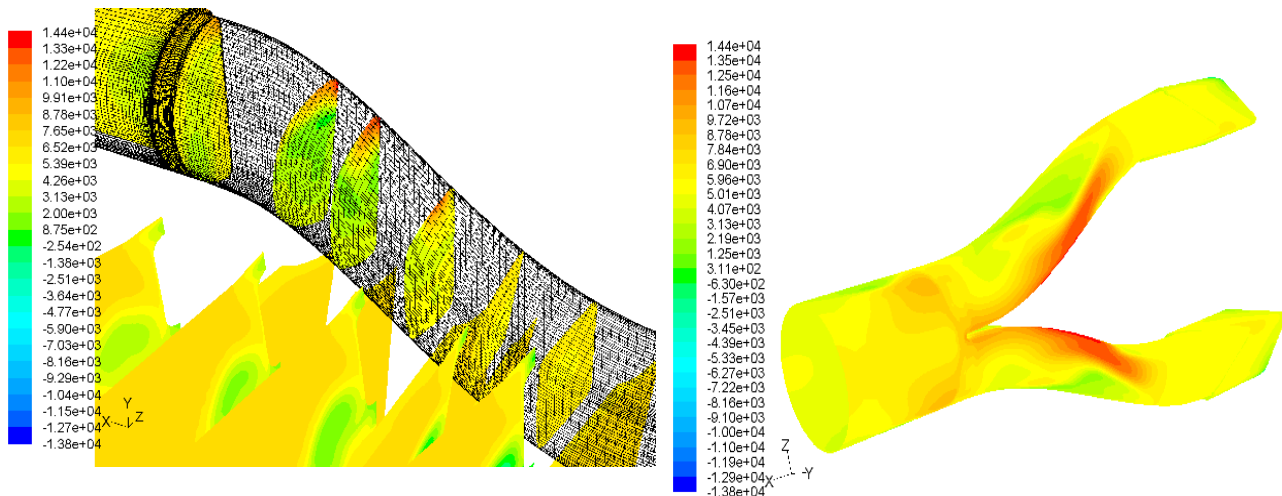
به طور کلی این بخش به دو قسمت الگوی جریان و پدیده‌های مربوط به آن (اشکال ۶، ۷، ۸) و بررسی تحلیلی بازیابی فشار (جداول ۱، ۲، ۳، ۴) تقسیم شده است. در قسمت الگوی جریان، از کانتورهای سرعت و فشار، مسیر جریان ۱ و شبیه‌سازی روغن ۲، موجود در نرم‌افزار استفاده شده است. در زیر به بررسی الگوهای مختلف ناشی از تغییرات زاویه و دبی موتور می‌پردازیم،

شبیه‌سازی دهانه ورودی در دبی $6/2$ (kg/s)

در زاویه حمله صفر و 5 درجه، در تمام سرعت‌های مورد تست، تقریباً کانتورهای مشابهی مشاهده می‌شود. اختلاف جزئی موجود در اثر افزایش سرعت جریان به صورت گسترش گردابه‌ها و اغتشاشات ناشی از چرخش دهانه ورودی و نیز تغییر حالت سطوح از حالت محدب به حالت مقعر و در نتیجه ایجاد گرادیانهای موضعی می‌باشد. با افزایش زاویه حمله گسترش گردابه‌ها به تمام سطح مقطع و نیز افت هر چه بیشتر فشار سکون در راستای دهانه تا مقطع ورودی را ناشی می‌گردد، (شکل. به سادگی می‌توان دریافت که نزدیک دیواره داخلی، انتقال مومنتم اندکی مابین نواحی خارجی و داخلی لایه‌مرزی در مقایسه با ورودی‌های مستقیم وجود دارد. برعکس، اختلاط آشفتنگی نزدیک دیواره خارجی (بیرونی) افزایش یافته و همین امر منجر به انرژی دادن به لایه‌مرزی روی دیواره خارجی می‌گردد. اثرات فوق الذکر در نتیجه افزایش زاویه حمله گسترش یافته و باعث افت فشار سکون و در نتیجه کاهش هر چه بیشتر بازیافت فشار دهانه می‌گردد.



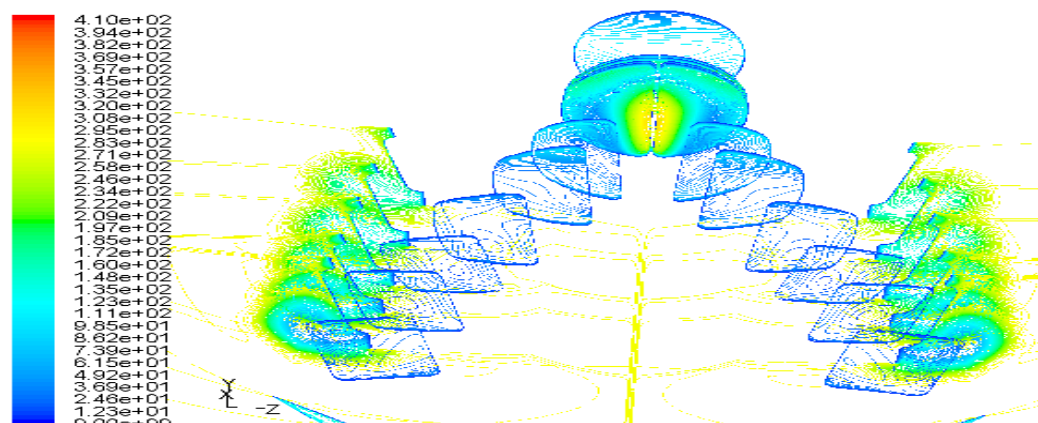
شکل ۶- کانتور فشار استاتیک در دبی $6/2$ (kg/s)، سرعت 102 (m/s) و زاویه حمله صفر درجه از نمای پشت مدل.



شکل ۷- کانتور فشار سکون در دبی $6/2 \text{ (kg/s)}$ ، سرعت 102 (m/s) و زاویه حمله صفر درجه همراه با شبکه بندی.

شبیه سازی دهانه ورودی در دبی $8/1 \text{ (kg/s)}$

اثرات افزایش دبی موتور به صورت ازدیاد گردابه های روی سطوح و کاهش بیشتر در بازایی فشار مشاهده می گردد. در زوایای حمله پایین، کانتورهای نسبتاً مشابهی مشاهده می شود. اختلاف جزئی موجود همچون حالت اولیه دبی موتور، در اثر افزایش سرعت جریان به صورت گسترش گردابه ها و اغتشاشات ناشی از چرخش دهانه ورودی و نیز تغییر حالت سطوح از حالت محدب به حالت مقعر و در نتیجه ایجاد گردانیهای موضعی می باشد. با افزایش زاویه حمله گسترش گردابه ها به تمام سطح مقطع و نیز افت هر چه بیشتر فشار سکون در راستای دهانه تا مقطع ورودی را ناشی می گردد. در این حالت نیز سادگی می توان دریافت که نزدیک دیواره داخلی، انتقال مومنتم اندکی مابین نواحی خارجی و داخلی لایه مرزی در مقایسه با ورودی های مستقیم وجود دارد. برعکس، اختلاط آشفتگی نزدیک دیواره خارجی (بیرونی) افزایش یافته و همین امر منجر به انرژی دادن به لایه مرزی روی دیواره خارجی می گردد. اثرات فوق الذکر در نتیجه افزایش زاویه حمله گسترش یافته و باعث افت فشار سکون و در نتیجه کاهش هر چه بیشتر بازایافت فشار دهانه می گردد. با تغییر سطح مقطع از حالت مستطیلی به بیضوی مقادیر میانگین اغتشاش در صفحه ورودی به موتور کمتر شده و باعث بهبود عملکرد موتور می گردد، که در دهانه ورودی مورد تست، این نکته مهم در طراحی به خوبی مورد توجه و استفاده قرار گرفته است. وجود انحناء در سطوح و در نتیجه افزایش اثرات سه بعدی جریان، تاثیر بسزایی در رشد اغتشاشات و افت راندمان دهانه ورودی مورد نظر خواهد داشت، که به خوبی در کانتورهای ذیل مشاهده می شود.



شکل ۸- کانتور سرعت در دبی $8/1 \text{ (kg/s)}$ ، سرعت 272 (m/s) و زاویه حمله صفر درجه.

بازیافت فشار، افت فشار سکون و افت نیروی جلوبرنده

همانطور که مشاهده می‌شود، برای روشن‌تر شدن تحلیل انجام شده در زوایای مختلف و دبی‌های تولیدی توسط موتور مورد استفاده در مدل، نتایج به صورت جداول جداگانه نشان داده شده است (جداول ۱ تا ۴). در جدول (۱) نتایج برای سرعت ۱۰۲ متر در ثانیه نشان داده شده است. همانطور که از این جدول مشاهده می‌شود، با افزایش زاویه حمله در هر دو دبی مورد تست، افزایش اختلاف فشار و در نتیجه کاهش بازیافت را تا حدود ۶ درصد خواهیم داشت که این اختلاف فشار باعث کاهش نیروی جلوبرنده در محدوده ۹/۴۸ تا ۹/۵۲ درصد را ایجاد خواهد کرد.

همانطور که در جدول (۲) مشاهده می‌شود، بازیافت فشار نسبت به سرعت فوق کاهش بیشتری داشته و حدود ۷ تا ۹ درصد افت خواهد داشت. در نتیجه این کاهش در بازیافت فشار (در سرعت ۱۵۰ m/s)، نیروی جلوبرنده نیز دارای افت بیشتری (حدود ۱۰/۷۶ تا ۱۳/۴۰) خواهد بود. به همین ترتیب در جداول بعدی نیز این روال ادامه پیدا کرده و با افزایش سرعت، کاهش بیشتر در بازیافت (تا حدود ۱۰ درصد) و در نتیجه افت بیشتر در نیروی جلوبرنده را پیش‌بینی می‌کنیم. لازم به ذکر است که افزایش دبی موتور کاهش بیشتری در بازیافت فشار و نیروی جلوبرنده ایجاد خواهد کرد [۵]، که دلیل آن افت بیشتر در فشار سکون برای رسیدن به دبی بالاتر در مقطع ورودی یکسان موتور می‌باشد.

جدول ۱- افت فشار سکون، افت نیروی جلوبرنده و

بازیافت فشار در سرعت ۱۰۲ (m/s).

جدول ۲- افت فشار سکون، افت نیروی جلوبرنده و بازیافت

فشار در سرعت ۱۵۰ (m/s).

	افت تراست		بازیافت فشار		اختلاف فشار	
	M=6.2kg/s	M=8.1kg/s	M=6.2kg/s	M=8.1kg/s	M=6.2kg/s	M=8.1kg/s
Alpha	150m/s	150m/s	150m/s	150m/s	150m/s	150m/s
-10	3731.52	4742.14	96.32	95.32	5.89	7.49
-5	2870.4	3647.8	97.17	96.40	4.53	5.76
0	2208	2806	97.82	97.23	3.49	4.43
5	2539.2	3229.706	97.49	96.81	4.01	5.10
10	2923.13	3717.71	97.12	96.33	4.62	5.87
15	3365.40	4275.37	96.68	95.78	5.31	6.75
20	3874.92	4921.81	96.18	95.14	6.12	7.77
25	4461.97	5561.64	95.60	94.51	7.05	8.78
30	5138.40	6403.12	94.93	93.68	8.11	10.11
35	5917.90	7371.91	94.16	92.72	9.34	11.64
40	6816.23	8485.07	93.27	91.63	10.76	13.40

	افت تراست		بازیافت فشار		اختلاف فشار	
	M=6.2kg/s	M=8.1kg/s	M=6.2kg/s	M=8.1kg/s	M=6.2kg/s	M=8.1kg/s
Alpha	102m/s	102m/s	102m/s	102m/s	102m/s	102m/s
-10	2145	3305.64	97.88	96.74	3.39	5.22
-5	1950	2542.8	98.08	97.49	3.08	4.02
0	1500	1956	98.52	98.07	2.37	3.09
5	1725	2249.4	98.30	97.78	2.72	3.55
10	1983.75	2589.28	98.04	97.44	3.13	4.09
15	2283.49	2980.78	97.75	97.06	3.61	4.71
20	2626.02	3431.78	97.41	96.61	4.15	5.42
25	3022.81	3946.54	97.02	96.11	4.77	6.23
30	3479.86	4544.05	96.57	95.52	5.49	7.18
35	4001.84	5232.47	96.05	94.84	6.32	8.26
40	6002.76	6025.72	94.08	94.05	9.48	9.52

جدول ۳- افت فشار سکون، افت نیروی جلوبرنده و بازیافت

فشار در سرعت ۲۰۰ (m/s).

جدول ۴- افت فشار سکون، افت نیروی جلوبرنده و بازیافت

فشار در سرعت ۲۷۲ (m/s).

	افت تراست		بازیافت فشار		اختلاف فشار	
	M=6.2kg/s	M=8.1kg/s	M=6.2kg/s	M=8.1kg/s	M=6.2kg/s	M=8.1kg/s
Alpha	200m/s	200m/s	200m/s	200m/s	200m/s	200m/s
-10	4618.77	5578.69	95.44	94.49	7.29	8.81
-5	3552.9	4291.3	96.49	95.76	5.61	6.78
0	2733	3301	97.30	96.74	4.32	5.21
5	3145.96	3763.14	96.90	96.29	4.97	5.94
10	3621.62	4301.27	96.43	95.75	5.72	6.79
15	4164.87	4881.94	95.89	95.18	6.58	7.71
20	4747.95	5501.95	95.31	94.57	7.50	8.69
25	5466.32	6217.20	94.61	93.86	8.63	9.82
30	6293.37	7044.09	93.79	93.05	9.94	11.12
35	7245.56	8086.61	92.85	92.02	11.44	12.77
40	8341.81	9218.74	91.77	90.90	13.17	14.56

	افت تراست		بازیافت فشار		اختلاف فشار	
	M=6.2kg/s	M=8.1kg/s	M=6.2kg/s	M=8.1kg/s	M=6.2kg/s	M=8.1kg/s
Alpha	272m/s	272m/s	272m/s	272m/s	272m/s	272m/s
-10	7172.36	8341.84	92.92	91.77	11.33	13.17
-5	5517.2	6416.8	94.55	93.67	8.71	10.13
0	4244	4936	95.81	95.13	6.70	7.79
5	4668.40	5084.08	95.39	94.98	7.37	8.03
10	5041.87	5592.49	95.02	94.48	7.96	8.83
15	5445.22	6095.81	94.63	93.98	8.60	9.63
20	5989.74	6705.39	94.09	93.38	9.46	10.59
25	6558.77	7442.99	93.53	92.65	10.36	11.75
30	7214.65	8187.28	92.88	91.92	11.39	12.93
35	7936.11	9046.95	92.17	91.07	12.53	14.29
40	8721.79	9770.71	91.39	90.36	13.77	15.43

نتیجه گیری

- با استناد به محاسبات انجام گرفته و بررسی جداول و کانتورهای سرعت جریان و فشار نتایج زیر قابل استناد می باشد:
- ۱- در قسمت مقعر دیواره، کاهش شعاع انحناء باعث ایجاد گرادیان فشار مثبت می گردد و بالعکس.
 - ۲- در قسمت محدب دیواره، کاهش شعاع انحناء باعث گرادیان فشار منفی می گردد و بالعکس.
 - ۳- با افزایش طول ورودی هوا، زاویه چرخش ورودی کاهش یافته و بهبود بازیافت را خواهیم داشت.
 - ۴- تزریق هوا به داخل ناحیه جدا شده که از طبقات ابتدایی کمپرسور بای پس می شود در از بین بردن ناحیه جدایش موثر می باشد. بالعکس مکش جریان جدا شده بر هم ریختگی جریان را افزایش داده و کنترل آن در شرایط پروازی مختلف مشکل است.
 - ۵- قرار دادن صفحه ای در محل رسیدن جریان داکتها به هم و جلوگیری از در هم ریزش جریان و ایجاد جریانی مغشوش در ورودی موتور به خصوص در زوایای حمله جانبی می تواند در بهبود راندمان دهانه و افزایش نیروی جلوبرنده موثر، تاثیر بسزایی داشته باشد.
 - ۶- افزایش زاویه حمله باعث کاهش بازیافت فشار تا حدود ۱۰ درصد و افت نیروی جلوبرنده تا حدود ۱۵/۵ درصد را نتیجه می دهد، که افت ها برای دبی های بالاتر ایجاد شده توسط موتور افزایش بیشتری خواهند داشت.

مراجع

- 1- [1].A. Isaacs, P. M. Mujumdar and K. Sudhakar, "Low Fidelity Analysis Based Optimization of 3-D Duct Using MDO-Framework," Aeronautical Development Agency, Bangalore, 2002.
- 2- [2].Jan Roskam, *Airplane Design*, The University of Kansas Lawrence, Kansas, Vol. 4, 1988.
- 3- [3]. Herman Schlichting, *Boundary Layer Theory*, 2nd ed., Springer, New York, 2000.
- 4- [4]. Taskinoglu, E. S. and Knight, D. D., "Design Optimization for Submerged Inlet Part 1," 41st AIAA.
- 5- [5]. Seddon, J. and Goldsmith, L.E., *Intake Aerodynamics*, 2nd ed, Black Well Science Ltd., USA, 1999
- 6- [6]. Guo, R.W. and Seddon, J. (1983), The swirl in an S-duct of typical air intake proportions, *Aeronautical Quarterly*, May 1983, .