



طراحی دهانه ورودی سه بعدی با استفاده از الگوی جریان شوک

ایمان بندار صاحبی¹، قادر علیائی²، آزاده کبریایی^{3*}

1- دانشجوی دکتری، جلوبرندگی، دانشگاه هوا و فضای نانجینگ، چین

2- دانشجوی دکتری، جلوبرندگی، دانشگاه صنعتی شریف، تهران

3- استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران

* کد پستی 11365-11155، kebriaee@sharif.ir

اطلاعات مقاله

چکیده

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 20 اردیبهشت 1395

پذیرش: 11 شهریور 1395

ارائه در سایت: 18 آبان 1395

کلید واژگان:

دهانه ورودی مافوق صوت

طراحی هندسی معکوس

سطح تراکمی سه بعدی

شبیه سازی عددی

رانش هوا تنفسی

یکپارچه سازی دهانه ورودی با بدنه هواپیما و پشتیبانی بهینه سامانه رانش هوا تنفسی توسط دهانه، یکی از چالش برانگیزترین مسائل مرتبط با طراحی هواپیما و کارایی رانشی است. غیرمنعطف بودن دانش مکانیک سیال از یکسو و قیود عملکردی سیستم هوا تنفسی از سوی دیگر مانع از توسعه و تغییر سریع ساختار دهانه ورودی شده است. یکی از مهم ترین قیود هندسی تأثیرگذار در طراحی دیفیوزر، تغییر شکل بهینه مقطع ورودی دهانه از ساختار غیر دایروی در مقطع ورودی به ساختار کاملاً دایروی در صفحه کمپرسور است. از آنجایی که یکپارچه سازی دهانه با بدنه هواپیما نیازمند استفاده از مقاطع غیر دایروی در هندسه ورودی دهانه است، الگوریتم توسعه سطح داخلی دیفیوزر بر اساس اتصال مقطع غیر دایروی به یک مقطع دایروی و بهینه سازی آن نقش کلیدی در کارایی گاز-دینامیکی سامانه مکش بازی می کند. این مسئله در دهانه ورودی مافوق صوت بسیار با اهمیت تر است. در این مقاله شیوه طراحی دهانه ورودی با استفاده از روش معکوس در میدان حاصل از شوک در ماخ 1.6 ارائه و مدل هندسی حاصل به صورت عددی شبیه سازی شده است. در این روش گوشه های دهانه ورودی مستطیلی به گونه ای گرد می شوند که تغییری در ساختار شوک مایل سطح تراکمی ایجاد نشود. به عبارت دقیق تر بخش گرد شده نیز جزئی از سطح تراکمی سه بعدی خواهد بود.

Design of Supersonic Inlet Based on Shock Wave

Eiman Bondar Saheby¹, Ghader Olyaei², Azadeh Kebriaee^{2*}

1- Department of Aerospace Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing, China

2- Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran

* P.O.B. 11365-11155, Tehran, Iran, kebriaee@sharif.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper

Received 09 May 2016

Accepted 01 September 2016

Available Online 08 November 2016

Keywords:

Three dimensional supersonic inlet

Wave-derived geometry

Numerical simulation

Airbreathing propulsion

subsonic diffuser

ABSTRACT

Integration of airframe and propulsion system is one of the most challenging steps in flight vehicle design cycles. In this paper, a three-dimensional supersonic inlet based on the wave-derived geometry technique has been designed and analyzed. Although the considered method was created for hypersonic forebodies, the idea is fully operational for the low supersonic inlet design at Mach 1.6. The inlet concept in this paper is formed from predefined profile elements which are used to generate the three-dimensional geometry in an oblique shock pattern. By this approach, the curved corner of the inlet entrance edge can generate the same shock as the main compression surface and also these curved surfaces provide the optimum transition between entrance geometry and compressor face which is important for the airflow quality and propulsive efficiency. The new concept has been validated by a series of accurate CFD simulations with completely structural grid domains. The major inlet's performance factors like total pressure recovery, flow distortion and mass flow capture ratio are calculated. The concept and its accurate numerical simulations create a baseline for more advanced designs and researches about the three-dimensional inlets and geometry transition techniques between the different sections of duct.

1- مقدمه

هوای ورودی به کمپرسور است. هرگونه اعوجاج در الگوی جریان ورودی، عملکرد موتور را به شدت تحت تأثیر قرار می دهد [2,1]. به طور کلی هرگونه افت در محتوای انرژی جریان هوای ورودی به کمپرسور منجر به افت تراست نهایی سیستم رانش خواهد شد. مفهوم بازیابی فشار اشاره به چنین عملکردی در دهانه ورودی دارد. هرچه افت کمتری در فرآیند تغییر فشار دینامیکی به فشار استاتیکی رخ دهد، فاکتور بازیافت فشار در وضعیت بهتری قرار دارد. دلایل مؤثر در کاهش این ضریب، وجود اطلکاک بین سطوح دهانه ورودی و جریان هوا، اعوجاج در الگوی جریان (مانند توربولانس) و شوک می باشند.

وظیفه دهانه ورودی، تأمین هوای مورد نیاز و ایجاد فشار استاتیک مناسب در صفحه ورودی کمپرسور موتور جت یا انباره محفظه احتراق رجست است. این فشار از طریق تغییر ماهیت فشار دینامیکی و تبدیل آن به فشار استاتیکی، ایجاد می شود. به عبارت دقیق تر هرگاه سرعت هوای ورودی به دهانه ورودی بیش از مقدار مجاز در صفحه ورودی کمپرسور باشد، مجرای دهانه ورودی با کاهش سرعت هوا (فشار دینامیکی) و افزایش فشار استاتیکی، ماخ هوای ورودی به کمپرسور را تنظیم می کند. کارایی رانش جت تابعی از کیفیت

هندسه به راحتی فضای بین بال و بخش پایینی بدنه الماسی اف-22 را پر می‌کند که نتیجه آن کمینه شدن مقدار پسای پروفیل اتصال دهانه ورودی به بدنه هواپیما خواهد بود. جدا از بحث فناوری ساخت قطعات، آنچه که از مقایسه بین دهانه ورودی‌های نسل چهار و پنج در شکل 2 و دهانه ورودی قدیمی اف-14 در شکل 1، مشخص می‌گردد، برچیده شدن مکانیزم سطوح متغیر است. دهانه ورودی‌های شکل 2 جدیدتر از دهانه ورودی اف-14 هستند، اما هیچکدام از مکانیزم پیچیده سطوح تراکمی متغیر بهره‌ای نمی‌برند. دهانه‌های ورودی چند شبیه¹ با مکانیزم تغییر شیب بالاترین ضریب بازافت فشاری را برای کمپرسور ایجاد می‌کنند به این صورت که زاویه بین سطوح تراکمی بر اساس ماک پروازی تغییر یافته و نسبت تراکم دهانه بهینه می‌شود. اگرچه کارایی این طراحی بسیار بالاست اما وزن و پیچیدگی زیاد آن برای یک طراحی مطمئن و اقتصادی بسیار هزینه‌بر است. از سوی دیگر فلسفه طراحی و دیدگاه مأموریتی هواپیما مانع از استفاده چنین مکانیزمی می‌شود. به عنوان مثال اگرچه امکان نصب دهانه ورودی با سطوح تراکمی متغیر برای جنگنده اف-16 وجود دارد، هنوز دهانه ورودی تک شوکی (در برخی نمونه‌ها دو شوکی و بدون هیچ بخش متحرکی) در ساخت این هواپیما استفاده می‌شود [6-8]. در واقع برای یک جنگنده سبک که بیشتر زمان عملیاتی پرواز را در محدوده سرعت مادون صوت (0.8-0.5) سپری می‌کند دهانه تک شوکی بالاترین بازده را دارد. همچنین در پرواز مافوق صوت تا محدوده 1.6 این دهانه کارایی بسیار مطلوبی دارد. برای هواپیمایی بزرگتر و سیستم رانش قوی‌تر مانند اف-22 دهانه دو شوکی بدون سطوح متغیر برای پرواز سوپرسونیک تا ماک 2 کاملاً منطقی است. اگرچه چیدمان شوک‌ها در محدوده ماک بیش از 1.6 افت بیشتری را نصیب کمپرسور می‌کنند، اما پسا و وزن کمتر و سادگی ذاتی دهانه ورودی کفه ترازو را به سمت طراحی دهانه ثابت پایین می‌برد.

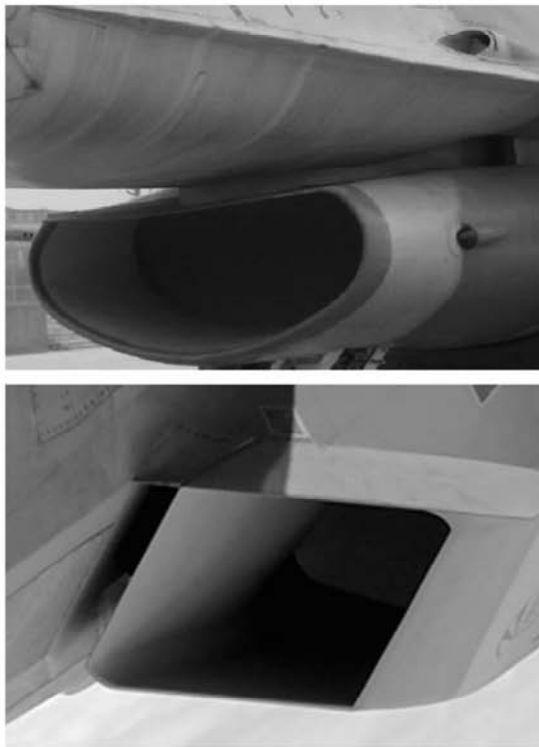


Fig. 2 Inlet entrance for F-16 and F-22

شکل 2 دهانه ورودی اف-16 (شکل بالا) و دهانه ورودی اف-22 (شکل پایین)

ساختار و کیفیت این عوامل، ارتباط تنگاتنگی با کیفیت لایه‌مرزی در روی سطح دیفیوزر دارد. در یک جریان پرسرعت، ضخامت این بخش کم انرژی چسبیده به سطح در خلال حرکت به سمت کمپرسور زیاد می‌شود. لایه‌مرزی ضخیم نسبت به گرادیان معکوس فشاری حساس بوده و می‌تواند به راحتی از سطح جدا شود. اصولاً جدایش لایه‌مرزی منجر به ایجاد جریان‌ات گردابه‌ای می‌شود که با اتلاف انرژی و افزایش اعوجاج در جریان همراه است. اعوجاج در جریان ورودی به کمپرسور می‌تواند باعث کاهش کارایی یا از کار افتادگی کمپرسور گردد. هدف از کنترل لایه‌مرزی در دیفیوزر جلوگیری از چنین پیامدهایی است. یکی از بنیادی‌ترین قیود در طراحی دیفیوزر رعایت تغییر نرم بین سطح غیر دایروی ورودی و سطح دایروی کمپرسور است. گوشه‌های تیز و سطوح حاوی اعوجاج و برآمدگی‌ها می‌توانند رشد لایه مرزی را سرعت داده و احتمال جدایش جریان را افزایش دهند. عامل کلیدی دیگر برهمکنش شوک/لایه‌مرزی است که باعث افزایش ضخامت لایه‌مرزی می‌شود. وجود گوشه‌های تیز در ساختار دهانه ورودی و برهمکنش شوک با لایه‌مرزی در این ناحیه، ضخامت و ناپایداری لایه‌مرزی را به شدت افزایش می‌دهد. شکل 1 گوشه‌های گردشده دهانه ورودی را در یک نمونه جنگنده نشان می‌دهد.

از دهه پنجاه میلادی طراحی جنگنده‌های سبک با دهانه‌های ورودی دو شوکی و یا پیتوت (تک شوک نرمال) در رأس کار دفاتر طراحی غربی قرار گرفت. سادگی ذاتی این طراحی و پسای کم آن در ماک‌های پروازی کمتر از 1.8 علت اصلی این انتخاب است. به عنوان مثال پس از اف-15 تقریباً تمامی جنگنده‌های عملیاتی آمریکایی از این دو گونه دهانه ورودی بهره می‌گیرند. شکل 2 چند نمونه متعارف از دهانه‌های دو شوکی و تک شوکی را نشان می‌دهد. دهانه دوشوکی مکانیزم تراکم خارجی، متشکل از یک شوک مایل و یک شوک نرمال مستقر در گلوگاه است. در این مقاله دهانه ورودی برای ماک 1.7 بر اساس طراحی معکوس در الگوی جریان شوک مورب طراحی و شبیه‌سازی شده است. روش مذکور در دهه 70 میلادی توسط ننویلر برای پیکربندی هواپیمای هایپرسونیک ابداع شد. روش طراحی این ساختار که موج ران کارت¹ نام گرفت بعدها در طراحی هندسه دوزنقه‌ای دهانه ورودی اف-22 مورد استفاده قرار گرفت [3-5]. سطح تراکمی مذکور بهترین فرصت را برای یکپارچه‌سازی دهانه ورودی با بدنه اف-22 نیز فراهم ساخت. این

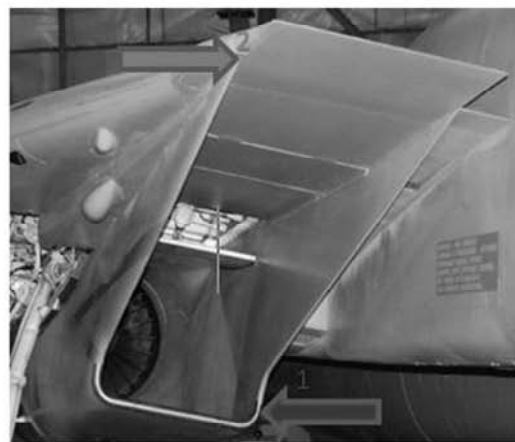


Fig. 1 Multi-ramp variable geometry inlet, arrow 1 illustrates the circular corner and arrow 2 points to the sharp edge

شکل 1 دهانه ورودی با شیب‌های متغیر پیکان 1 گوشه گرد شده و پیکان 2 گوشه غیر قابل گرد کردن را نشان می‌دهد.

¹ caret wave rider

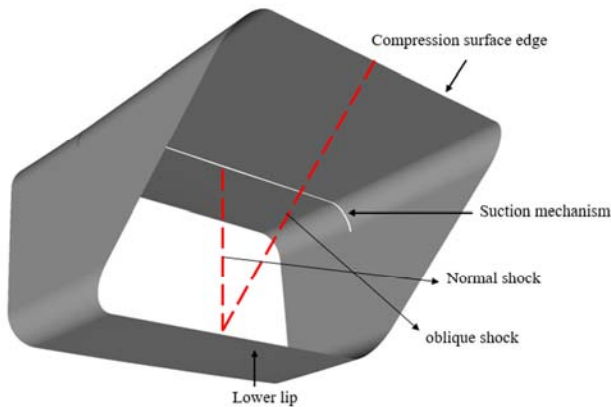


Fig. 4 Perspective view of the inlet entrance

شکل 4 دهانه ورودی

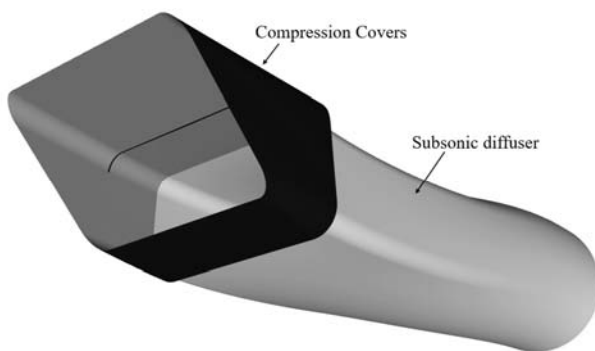


Fig. 5 Final CAD model for numerical simulations

شکل 5 مدل نهایی شبیه سازی عددی

مسئله را می‌توان به راحتی از مقایسه شکل 4 و شکل 1 دریافت نمود. بررسی اثر چنین هندسه‌ای بر روی کیفیت جریان در سطح سنجش آیرودینامیکی¹ پارامتر مهم دیگری است که در این مقاله بدان پرداخته شده است. ابعاد و جزئیات طراحی در جدول 1 درج گشته است.

3-تولید مش و شبیه‌سازی عددی

از آنجایی که ترکیب بخش تراکمی مافوق و مادون صوت هندسه‌ای متقارن در راستای طولی دارد، می‌توان از شرط مرزی صفحه تقارن به منظور کم کردن تعداد سلول‌های میدان حل، در شبیه‌سازی عددی استفاده نمود. میدان حل در شکل 6 نشان داده شده است. این میدان با مشی کاملاً باسازمان، متشکل از سه بلوک لایه‌مرزی، جریان میانی و بخش مکش است که در مجموع بیش از 2.3 میلیون سلول را شامل می‌شود. شرایط مرزی مورد استفاده در حل عددی در شکل‌های 7 و 8 مشخص شده‌اند.

جدول 1 ابعاد و جزئیات طراحی

Table 1 Dimensions and design details

مقدار	پارامتر
1.6	ماخ طراحی
0.4	ماخ در سطح سنجش آیرودینامیکی
2.7	طول (m)
2.0	پهنا به بلندای دهانه
2.8	نسبت تراکم بخش مافوق صوت

¹ Aerodynamic interface plane

2- مدل بنیادی و طراحی سه بعدی

شکل 3 کانتور دو بعدی میدان جریان در یک دهانه ورودی دو شوکی را نشان می‌دهد. هندسه سه‌بعدی دهانه ورودی می‌بایست میدان جریانی با کیفیت مدل دوبعدی ایجاد کند. بدین منظور، میدان جریان پس از شوک مایل، محل حل معادلات سازنده سطح تراکمی سه‌بعدی خواهد بود. از آنجایی که در جریان دو بعدی شوک مورب، معادلات سازنده موج با رابطه (1) مشخص می‌شوند:

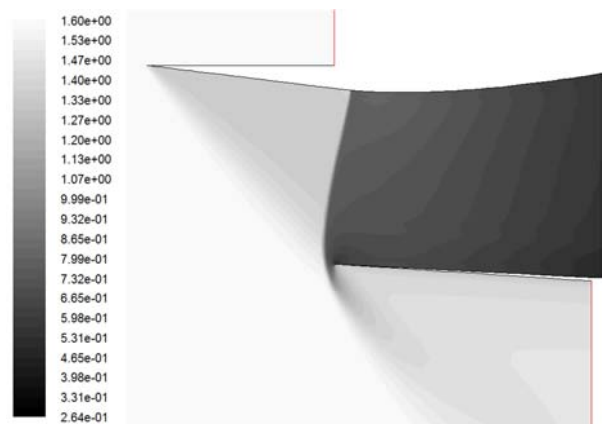
$$\tan(\delta) = 2 \cot \beta \left[\frac{M_\infty^2 \sin^2 \beta - 1}{M_\infty^2 (\gamma + \cos 2\beta) + 2} \right] \quad (1)$$

می‌توان معادله سطح سه‌بعدی را با خطوط جریان پس از جبهه موج، کوپل نموده و توزیع هندسی سطح را بدست آورد.

در این معادله δ ، β ، M_∞ و γ به ترتیب نشان دهنده زاویه گوه، زاویه شوک مایل، عدد ماخ جریان آزاد، و ضریب گاز است. در این طراحی پایه، برخلاف سطح دوزنقه‌ای دهانه ورودی کارت، از سطح مقطع مستطیلی با گوشه‌های کاملاً گرد شده استفاده خواهیم کرد. معادله منحنی سازنده مقطع سطح تراکمی در فضای سه بعدی با مرکزیت $(c1, c2, c3)$ به صورت:

$$\begin{cases} x(\theta) = c1 + r \cos(\theta)a1 + r \sin(\theta)b1 \\ y(\theta) = c2 + r \cos(\theta)a2 + r \sin(\theta)b2 \\ z(\theta) = c3 + r \cos(\theta)a3 + r \sin(\theta)b3 \end{cases} \quad (2)$$

خواهد بود. در این معادله، r شعاع فیلت (گردی) اعمالی بر لبه مستطیلی است. $(a1, a2, a3)$ و $(b1, b2, b3)$ ابتدا و انتهای بردار نرمال دایره هستند که مرکز C بر روی آن قرار گرفته است. تصویر پروفیل معادله بر سطح شوک مورب، لبه دهانه ورودی را تولید می‌کند. خروجی نهایی دهانه ورودی در شکل 4 نمایش داده شده است. به منظور شبیه‌سازی جریان داخلی و ارزیابی ساختار شوک در ماخ طراحی و اثر هندسه مقطع ورودی بر روی کیفیت جریان پس از آن، دیفیوزر مادون صوت به بخش تراکم خارجی اضافه شده است (شکل 5). این دیفیوزر وظیفه افزایش فشار در جریان مادون صوت را تا رسیدن به صفحه کمپرسور به عهده دارد. این پروفیل از گلوگاه دهانه ورودی شروع شده و تا صفحه کمپرسور ادامه پیدا می‌کند. کیفیت جریان در این سازه تابعی از منحنی سازنده سطح مقطع گلوگاه است. در واقع، دهانه ورودی جدید با گوشه‌های کاملاً گرد شده توزیع سطح متفاوتی را از دیگر هندسه‌های متداول، بین هندسه گلوگاه و صفحه کمپرسور ایجاد می‌کند. این

Fig. 3 Mach contour of two dimensional inlet at start condition, $M=1.60$, result of solving Euler flow with the accuracy of $10E-05$

شکل 3 کانتور ماخ در میدان جریان دو بعدی دهانه دوشوکی، وضعیت کاراً در $M=1.60$ ، نتیجه حل معادلات اویلر با دقت $10E-05$.

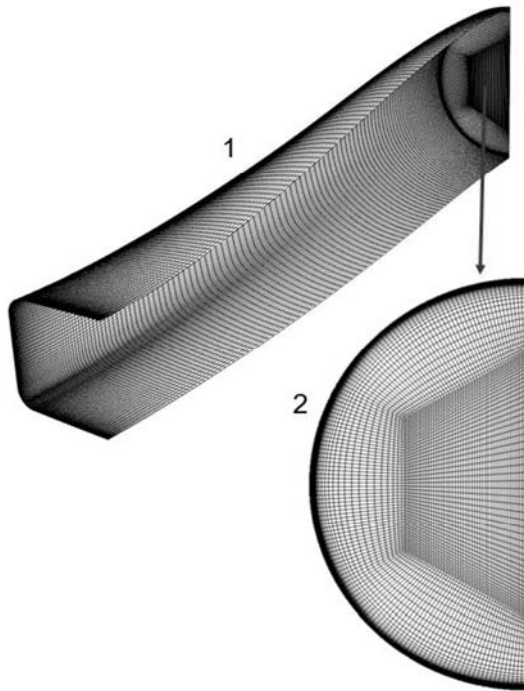


Fig. 8 Mesh structure of subsonic diffuser

شکل 8 ساختار مش در دیفیوزر مادون صوت

با بیش از 3.5 میلیون جواب‌های دقیقی ایجاد می‌کنند و مش‌های سبک‌تر (کمتر از 2 میلیون) چندان قابل اطمینان نیستند. اما مهم‌ترین مسئله در انتخاب نوع مش، مدل توربولانسی مورد استفاده در شبیه‌سازی است. مش‌های مثلثی نمی‌توانند تقریب دقیقی از کیفیت لایه‌مرزی ارائه کنند به ویژه هنگامی که از مدل توربولانسی $k-\omega$ استفاده می‌شود. شکل 9 نتایج انتگرال‌گیری را روی سطح سنجش پس از شوک مورب نشان می‌دهد. اگرچه ساختار شوک در مش مثلثی بسیار نزدیک به مش با سازمان است اما تقریب لایه‌مرزی اختلاف زیادی با جواب دقیق دارد. این مسئله عدم توانایی مش مثلثی در تقریب دقیق لایه‌مرزی را اثبات می‌کند. زیرا فاکتورهای مشخص‌کننده کیفیت لایه‌مرزی مانند ضخامت جابجایی از یک سو به شدت وابسته به کیفیت مش هستند و از سوی دیگر وابسته به مدل توربولانسی مورد استفاده می‌باشند.

نرخ رشد سلول از روی دیواره 1.1 در نظر گرفته شده است که برای مدل توربولانسی $k-\omega$ SST مساعد است. مقدار فاکتور Y^+ در سبک‌ترین مش مورد استفاده در محدوده 15 قرار دارد. هنگامی که گرادیان معکوس فشاری بر روی لایه‌مرزی اثر می‌کند، استفاده از مش‌های بسیار "چگال" در بخش لمینار لایه‌مرزی باعث ایجاد نوسانات شدید در روند همگرایی حل می‌شود و نمی‌توان از مقادیر بسیار کم Y^+ به راحتی استفاده نمود.

همگرایی حل با دقت $10E-05$ برای میدان سرعت و معادلات توربولانسی در نظر گرفته شده است و دقت $10E-04$ برای معادله مومنتوم، پذیرفته شده است. به دلیل حرکت شوک نرمال از ابتدای روند حل در داخل دیفیوزر مادون صوت همگرایی احتیاج به زمان بسیار زیادی دارد.

4- بررسی نتایج

1-1- ساختار شوک

کانتورهای عدد ماخ جریان در دهانه ورودی تفاوت آشکاری در ساختار

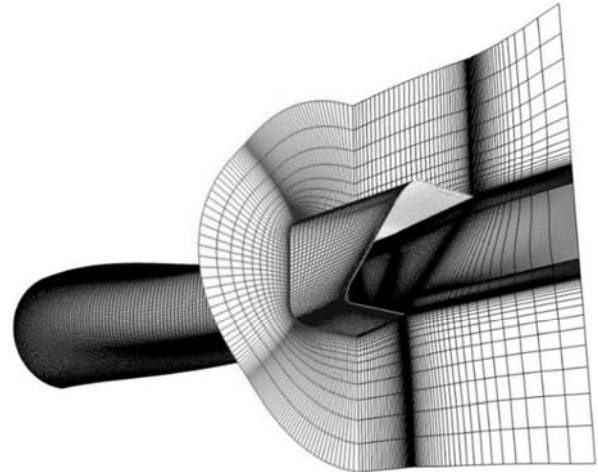


Fig. 6 Perspective view of the mesh structure

شکل 6 نمای پرسپکتیو از ساختار مش

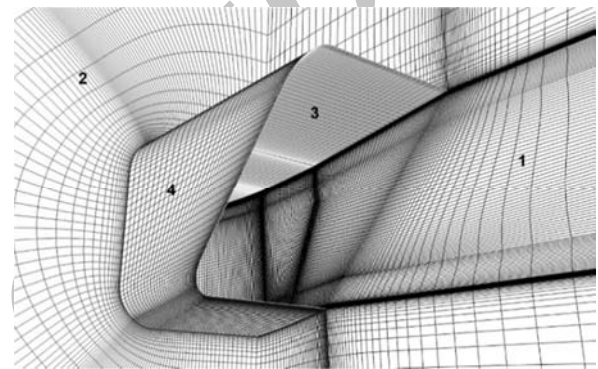


Fig. 7 Close-up view of entrance, boundary conditions are: 1-symmetric plane, 2-end of pressure-far field, 3-wall, 4-wall

شکل 7 نمای نزدیک از دهانه ورودی، شرایط مرزی سطوح مشخص شده: 1- صفحه تقارن 2- بخش انتهایی میدان جریان 3- دیواره 4- دیواره

فاکتور تعامد در محدوده گلوگاه بین 88 تا 90 معین شده، کیفیت مش در این ناحیه بسیار حائز اهمیت است زیرا برهمکنش شوک نرمال با لایه‌مرزی در این بخش صورت می‌پذیرد. معادلات ناویر استوکس به صورت کوپل شده با معادلات توربولانسی در این میدان، توسط الگوریتم پیرو و با استفاده از 32 هسته پردازنده، حل می‌شوند. دقت همگرایی مورد استفاده 0.0001 است و با توجه به نتایج مدل‌سازی، پس از 20000 تکرار، همگرایی مورد نظر حاصل شده است. مدل توربولانسی مورد استفاده در این شبیه‌سازی، $k-\omega$ SST است. رشد و جدایش لایه‌مرزی در طول دیواره و اثر گرادیان فشاری بر روی لایه‌مرزی را می‌توان با دقت بسیار زیادی توسط این معادله دو بخشی، مدل کرد [10,9]. دیگر خصوصیت مهم معادله توربولانسی SST تغییر آن به معادله $k-\varepsilon$ در بخش آزاد جریان است، از آنجا که مدل قدیمی‌تر $k-\omega$ در مقابل اغوجان جریان در شرط مرزی ورودی حساس بوده است، مدل SST با تغییر به $k-\varepsilon$ چنین مشکلی را حل می‌کند [11]. استفاده از این مدل توربولانسی در حل عددی لایه‌مرزی و ویژگی‌های آن در مرجع [12] بررسی شده است.

شکل 1-8 ساختار مش در سطح دیفیوزر و 2-8 سطح سنجش آیرودینامیکی را نشان می‌دهد. به منظور بررسی دقت مش، سه مدل مجزا، به ترتیب با تعداد سلول‌های 3.8 (مثلثی) و 3.6 (پهینه) و 4.2 (بسیار چگال) میلیون مورد استفاده قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهد که میدان‌های حل

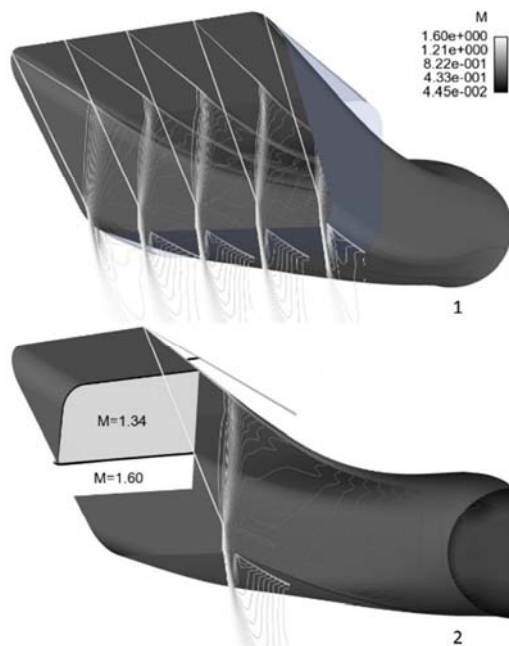


Fig. 10 1-longitudinal contours, 2-transversal contours on half-section, the flow uniformity of oblique shock at the circular corners is visible. for better view the cover section is transparent

شکل 10 1-کانتورهای طولی 2-کانتورهای عرضی، یکنواختی موج مایل در بخش گرد شده، در کانتور 2 کاملاً مشخص است. در این تصاویر به منظور ایجاد وضوح بیشتر، پوشش سطح تراکمی نشان داده نشده است

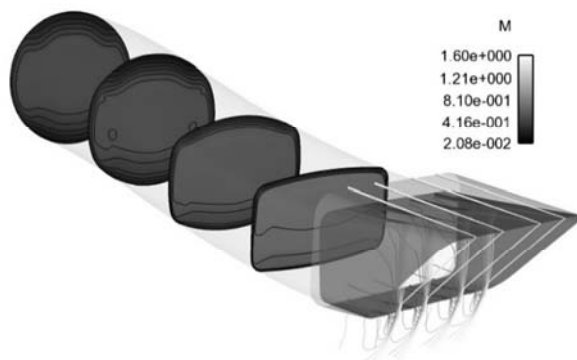


Fig. 11 Mach counters at different sections

شکل 11 کانتور عدد ماخ در مقاطع مختلف

در این رابطه δ^* ضخامت جابجایی لایه مرزی و θ ضخامت مومنتوم لایه مرزی است. به طور کلی، چنانچه $H > 2.6$ باشد، جدایش جریان غیرقابل اجتناب خواهد بود. با توجه به توزیع H در شکل 12 عدم جدایش لایه مرزی در این طراحی تضمین شده است. مقدار $H > 2.5$ مترادف با لایه مرزی لمینار است و این لایه به شدت نسبت به گرادیان فشاری معکوس (یعنی آنچه در دهانه ورودی رخ می‌دهد) حساس بوده و پس از طی مسافت بسیار کوتاهی از دیواره جدا می‌شود [11] اما همان‌گونه که نمودار شکل 12 نشان می‌دهد، محدوده نوسانات فاکتور شکل بسیار کمتر از کران جدایش است. شکل 13 کانتور توزیع δ^* را در روی بدنه دیفیوزر نشان می‌دهد.

با توجه به این شکل، تمرکز این ضربه در امتداد توزیع سطح از گوشه گرد شده به سمت پروفیل دایروی است. اگرچه مقدار بیشینه H در محدوده بی‌خطری قرار دارد اما می‌توان با بهینه‌سازی الگوریتم توزیع سطح به ابتدا و انتهای دیفیوزر مادون صوت، توزیع نرم‌تری را ایجاد کرد.

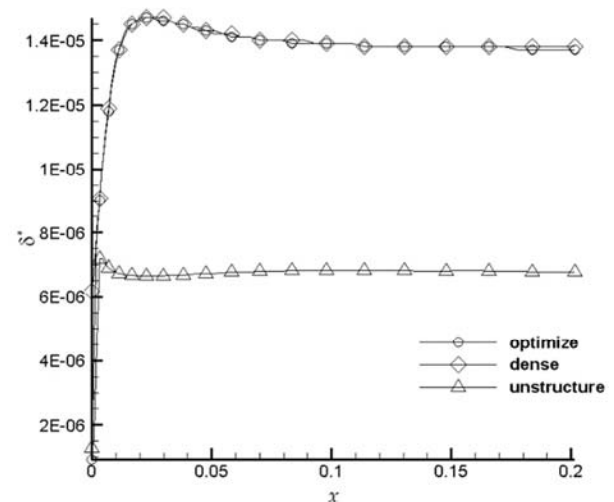


Fig. 9 Boundary layer displacement thickness factor

شکل 9 توزیع فاکتور ضخامت جابه جایی لایه مرزی

شوکه‌ها بین حل ویسکوز و حل غیر ویسکوز نشان نمی‌دهد، این امر می‌تواند اطمینان روش طراحی را نیز اثبات کند. قابل ذکر است که پس فشار مورد نیاز برای قرار گرفتن شوک نرمال در وضعیت کاراً در حل ویسکوز متفاوت از حل غیر ویسکوز است. این اختلاف ناچیز به دلیل تغییر سطح مقطع مؤثر دیفیوزر در اثر افزایش ضخامت لایه مرزی است. تثبیت ساختار شوک‌ها با ادامه دادن حلقه‌های تکرار حل، پس از همگرایی امکان‌پذیر است. بدین صورت که با ادامه روند حل، ساختار شوک‌ها بدون تغییر باقی می‌ماند. همان‌گونه که از کانتورها در شکل 10 پیداست، شوک مایل با دقت بسیار زیادی مماس بر پروفیل ورودی قرار گرفته است و در نزدیکی لبه پایینی به انتهای شوک نرمال (سر ریز) متصل شده است. اگرچه در شبیه‌سازی عددی امکان قرار دادن شوک نرمال در گلوگاه (بدون سر ریز) وجود دارد، اما در سامانه‌های هوا تنفسی واقعی همواره سعی بر این است که شوک نرمال با فاصله‌ای بسیار اندک در جلوی گلوگاه قرار گیرد (وضعیت فوق بحرانی) زیرا عملکرد بحرانی (قرارگیری شوک نرمال در گلوگاه به صورت کامل و کمینه شدن سر ریز) نسبت به نوسانات فشاری در داخل و خارج دهانه ورودی حساس بوده و شوک نرمال با کمترین نوسان فشاری تغییر موضع خواهد داد. این ناپایداری می‌تواند منجر به بلعیده شدن شوک شود. در این شبیه‌سازی نیز شوک نرمال در فاصله‌ای بسیار ناچیز در جلوی بخش گلوگاه مسلط شده است.

شکل 11 کانتورهای عرضی عدد ماخ را در بخش مادون صوت دیفیوزر نشان داده است. این مقاطع یکنواخت بودن کاهش عدد ماخ تا صفحه کمپرسور را نشان می‌دهند.

2-4- برهمکنش شوک و لایه مرزی

با توجه به نتایج شبیه‌سازی، جدایش جریان در محل ریشه شوک نرمال بسیار خفیف بوده و جریان توربولانسی در حباب ایجاد شده پس از 70 میلی‌متر دوباره بر روی سطح قرار می‌گیرد. اگر چه استفاده از سیستم مکش لایه مرزی در دهانه‌های ورودی مافوق صوت بسیار متداول است، لیکن به دلیل کوتاه بودن سطح تراکمی در این طراحی، لایه مرزی فرصت ضخیم شدن را به صورتی اثرگذار پیدا نمی‌کند. تغییرات توزیع فاکتور شکل در مقاطع عرضی متفاوت در شکل 12 آورده شده است. فاکتور شکل با رابطه $H = \delta^*/\theta$ محاسبه می‌شود.

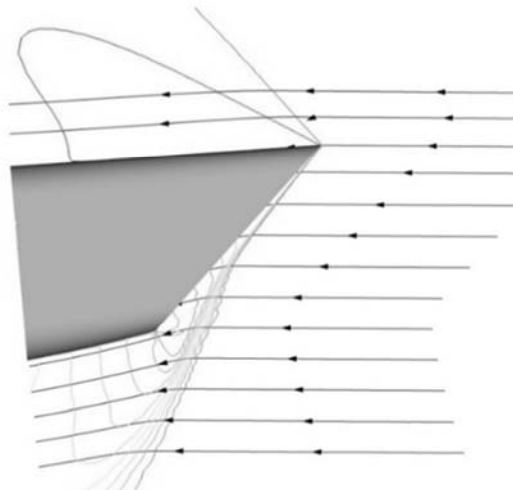


Fig. 14 The effect of the angle of attack AOA=5°

شکل 14 اثر زاویه حمله 5°

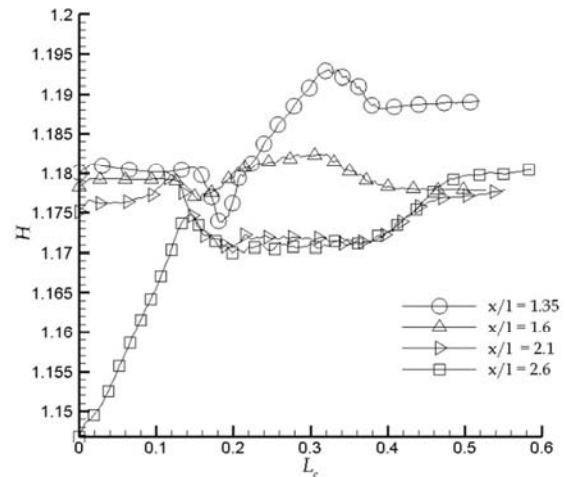


Fig. 12 H distribution in different transversal cross-sections

شکل 12 تغییرات توزیع فاکتور شکل در چهار مقطع عرضی

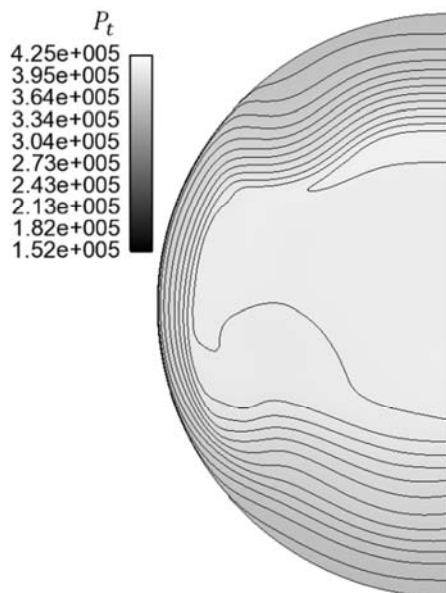


Fig. 15 Total pressure distribution at AIP

شکل 15 توزیع فشار کل در سطح سنجش آیرودینامیکی

همچنین برهم‌کنش شوک نرمال با لایه مرزی در سطوح بالایی و پایینی بخش تراکم خارجی، باعث ایجاد چنین توزیعی از فشار سکون و مقدار عدد ماخ در سطح سنجش آیرودینامیکی شده است. شکل 16 کانتور ماخ را در سطح سنجش آیرودینامیکی نمایش داده است. جدول 2 پارامترهای کارایی دهانه ورودی منتج از تخمین عددی و تحلیلی ارائه کرده است.

در این جدول ضرایب درگ القایی (D_{add}) براساس ساختار شوک‌ها در حل سی اف دی محاسبه شده‌اند. افت‌های ناشی از ویسکوزیته عامل اصلی تفاوت بین محاسبات اولبری و سی اف دی هستند. اختلاف 3.12 درصدی بین تخمین‌های مذکور، اهمیت استفاده از سی اف دی را در طراحی و مطالعه سیستم‌های قدرت هوا تنفسی نشان می‌دهد زیرا که کمترین مقدار افت در بازایی فشار سکون (σ)، منجر به کاهش درصد قابل توجهی از تراست نهایی سامانه رانشی خواهد شد و تکیه بر محاسبات اولبری نمی‌تواند تقریبی صحیح از عملکرد دهانه ارائه کند [13].

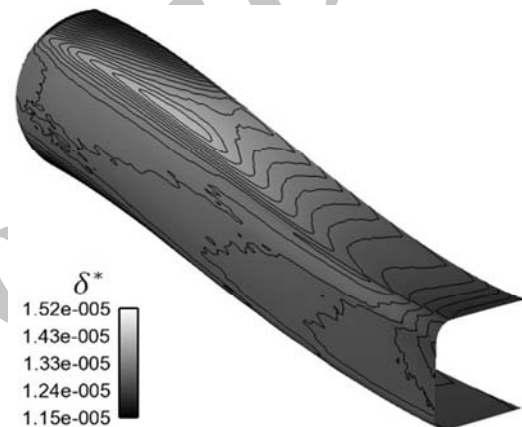


Fig. 13 Boundary layer displacement thickness distribution

شکل 13 کانتور توزیع ضخامت جابه‌جایی لایه مرزی

3-4- اثر زاویه حمله

اثر زاویه حمله بر ساختار شوک در شکل 14 نشان داده شده است. همان‌گونه که انتظار می‌رفت، با افزایش زاویه حمله چیدمان شوک‌ها به وضعیت فوق بحرانی تغییر پیدا می‌کند. شوک مورب کاملاً از صفحه ورودی جدا شده و حجم پس‌زدگی جریان افزایش می‌یابد. از آنجایی که در انتخاب زاویه شیب سطح تراکمی، پایداری شوک‌ها و جریان دریافتی توسط دهانه ورودی برای زاویه حمله 3-5 درجه در فاز مافوق صوت مدنظر قرار گرفته شده است، کاهش جرم دریافتی در محدوده 2 درصد باقی مانده است. در این وضعیت نیروی پسای دهانه (محاسبه شده بر اساس انتگرال توزیع فشار بر روی سطح) بیش از 30 درصد افزایش پیدا می‌کند.

4-4- کارایی داخلی دهانه ورودی

فاکتور $\sigma = P_t/P$ مهم‌ترین معیار برای ارزیابی راندمان رانشی است. شکل 15 توزیع سیگما را در سطح سنجش آیرودینامیکی نشان می‌دهد.

تمرکز افت فشار سکون و ضخامت لایه مرزی در بخش بالایی و پایینی چسبیده به صفحه تقارن بیشینه است. علت این امر نسبت پهنا به ارتفاع دهانه ورودی در طراحی است. به عبارت ساده‌تر توزیع مساحت از لبه پایینی و بالایی بخش تراکم خارجی تا سطح سنجش آیرودینامیکی بیشینه است.

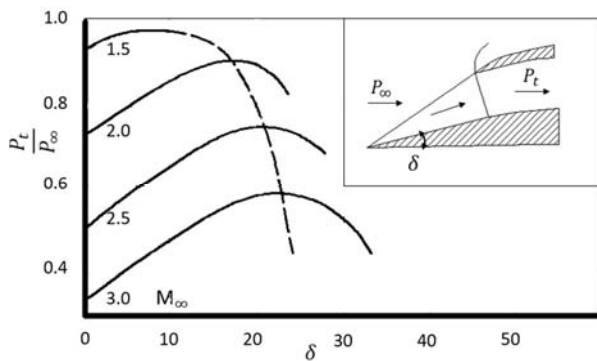


Fig. 17 Total pressure recovery vs Mach and ramp angle

شکل 17 تغییرات بازیابی فشار سکون بر اساس عدد ماخ و زاویه سطح شیبدار

آنچه از مقایسه با نمودار 17 می‌توان بیان نمود، محدوده بهینه ضریب بازیابی فشار برای دهانه طراحی شده است. همچنین با استفاده از مرجع 1 فصل پنج و مرجع 12 به سادگی می‌توان عملکرد رانشی دهانه طراحی شده را مورد مقایسه و تطبیق قرار داد.

صحت طراحی را می‌توان با مقایسه بین نتایج کد ویند-یواس¹ مرجع [14] در جدول 3 بررسی نمود. ضرایب بازیابی فشار سکون برای سه نمونه دهانه ورودی سه بعدی طراحی شده در جدول 3 مندرج شده است.

فاکتور بنیادی دیگر در بررسی عملکرد بخش مادون صوت، توزیع فشار است. نمودار توزیع عرضی فشار در مقاطع مختلف، از بخش ابتدایی تا انتهایی دیفیوزر مادون صوت در شکل 18 نشان داده شده است. از آنجایی که یکی از اصلی‌ترین معیارهای سنجش جریان، بررسی توزیع فشار در بخش داخلی دیفیوزر مادون صوت است، هرگونه پرش یا اکستریم ناگهانی می‌تواند نشان دهنده جدایش جریان، توربولانت شدید و ... باشد، بنابراین هرگونه جهش یا عدم یکنواختی در شکل 18 می‌تواند نشان دهنده جدایش یا توربولانس شدید باشد. همچنین تغییرات شدید فشار از ابتدا تا انتهای دهانه ورودی باعث کاهش عمر دیفیوزر مادون صوت شده و مسائل مرتبط با خستگی سازه را به دنبال دارد [12,2].

همچنین شکل 19 توزیع فشار استاتیک را بر روی دیفیوزر مشخص کرده است. وجود گرادیان فشاری، شرط حیاتی برای عملکرد دهانه ورودی است. تغییرات افزایش فشار نسبت به طول مجرا باید با نرمی صورت پذیرد که این مسئله در شکل 19 به وضوح دیده می‌شود [12,1].

5- نتیجه‌گیری

در این مقاله پروفیل دهانه ورودی مافوق صوت طراحی، و همراه با دیفیوزر مادون صوت طراحی شده و مورد تحلیل عددی قرار گرفته است. طراحی سطوح تراکمی سه بعدی با بیشترین بازده تراکمی و کمترین مقدار اعوجاج جریان یکی از مهم‌ترین اهداف در توسعه سامانه‌های تولید رانش هوا تنفسی

جدول 3 تخمین ضریب بازیابی فشار سکون [14]

Table 3 Performance parameters of the intake

نوع دهانه ورودی	ضریب بازیابی فشار سکون (σ)
دهانه تک شوکی متقارن محوری	0.891
دهانه دو شوکی دو بعدی	0.968
دهانه اسپایک متقارن محوری دو شوکی	0.977

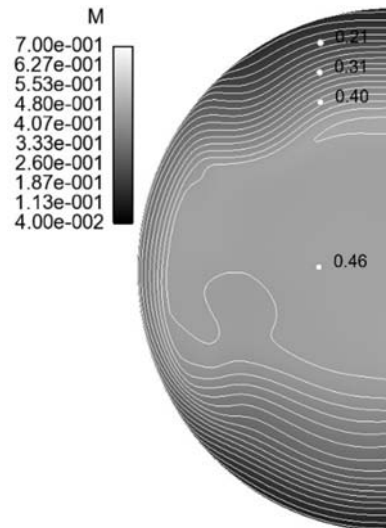
¹ Wind-US

Fig. 16 Mach counters distribution at AIP

شکل 16 توزیع عدد ماخ در سطح سنجش آیرودینامیکی

جدول 2 پارامترهای کارایی دهانه ورودی

Table 2 Performance parameters of the intake

پارامتر	مقدار
درصد جریان دریافتی واقعی به ایده‌آل	93%
عدد ماخ سطح سنجش آیرودینامیکی	0.392
ضریب بازیابی فشار سکون حاصل از سی‌اف‌دی	0.92
ضریب بازیابی فشار سکون حاصل از زاویه حمل 5 درجه	0.93
ضریب بازیابی فشار سکون در ورودی اویلر ایده‌آل	0.96
پسای القایی	0.6E+05
پسای القایی در زاویه حمله 5 درجه	3.2E+05
ضریب اعوجاج در 90 درجه	0.11

تغییر سطح مقطع از مستطیل به دایره نیز می‌تواند در ایجاد جریان القایی و حتی توربولانس مؤثر باشد. جدایش جریان در تیغه‌های کمپرسور و سرج از نتایج مستقیم وجود اعوجاج در جریان دریافتی از دهانه ورودی است که در این طراحی، پروفیل ساختار تراکم خارجی، و نیز توزیع مساحت بین سطح مقطع این بخش و سطح سنجش آیرودینامیکی، توربولانسی در جریان نهایی ایجاد نمی‌کند. ضریب اعوجاج در جدول (2) بر اساس رابطه:

$$DC(\theta) = \frac{(\Delta p)}{q} \quad (3)$$

محاسبه شده است. در این رابطه ΔP اختلاف بین میانگین فشار سکون در صفحه سطح سنجش آیرودینامیکی و میانگین فشار سکون در قطعی که حاوی مقادیر کمینه فشار سکون است می‌باشد. q_f مقدار میانگین فشار دینامیکی در قطاع مذکور می‌باشد. θ زاویه قطاع مورد سنجش در صفحه سطح سنجش آیرودینامیکی است.

شکل 17 تغییرات ضریب بازیابی فشار سکون را برای دهانه 2 شوکی کلاسیک، بر اساس عدد ماخ و زاویه سطح شیبدار مورد ارزیابی قرار داده است. این نمودار معیار سنجش مناسبی را برای مقایسه کارایی دهانه طراحی شده در اختیار قرار می‌دهد.

فاکتور شکل لایه مرزی	H
طول انحنای پروفیل مقطع	L_c
عدد ماخ جریان آزاد	M
درصد جریان دریافتی واقعی به ایده آل	M_f
فشار استاتیک	P
فشار کل	P_t
فشار کل جریان آزاد	$P_{t\infty}$
انتقال تنش برشی	SST
نسبت فاصله طولی به طول دیفیوزر مادون صوت	x/L
علائم یونانی	
زاویه شوک	β
زاویه گوه	δ
فاکتور ضخامت جابه جایی لایه مرزی	δ^*
ضخامت مومنتوم لایه مرزی	θ
نسبت بازیابی فشار	σ

7- مراجع

- [1] J. Seddon, E. Goldsmith, *Intake Aerodynamics*, Second Edition, pp. 161-187, AIAA Education Series, U.S.A, 1999.
- [2] W. Steenken, Integrated inlet-engine compatibility by design, *45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Colorado, U.S.A, pp. 17-25, 2009.
- [3] A. J. Eggers, H. Ashley, G. S. Springer, J. V. Bowles, M. D. Ardema, hypersonic waverider configuration from the 1950's to the 1990's, *31st Aerospace Sciences Meeting*, Reno, U.S.A, pp. 25-38, November, 1993.
- [4] Y. Li, P. An, C. Pan, R. Chen, Y. You, Integration methodology for waverider-derived hypersonic inlet and vehicle forebody, *19th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, Atlanta, U.S.A, pp. 64-78, June, 2014.
- [5] J. W. Slater, Methodology for the design of streamline-traced external-compression supersonic inlets, *50th AIAA/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference*, Cleveland, U.S.A, pp. 35-43, July, 2014.
- [6] R. Scharnhorst, An overview of military aircraft supersonic inlet aerodynamics, *50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Nashville, U.S.A, pp. 12-19, January, 2012.
- [7] L. Hunter, J. Cawthon, Improved supersonic performance design for the F-16 inlet modified for the J-79 engine, *20th Joint Propulsion Conference*, Cincinnati, U.S.A, June, 1984.
- [8] L. Hunter, J. Hawkins, F-16 variable-geometry inlet design and performance, *17th Joint Propulsion Conference*, Colorado Springs, U.S.A, pp. 19-40, July, 1981.
- [9] A. L. Delot, R. Scharnhorst, Computational and experimental results for flows in a diffusing s-duct without and with flow control devices, *51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Orlando, U.S.A, pp. 40-49, July, 2015.
- [10] F. R. Menter, M. Kuntz, R. Langtry, *Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model*, *Proceedings of the Fourth International Symposium on Turbulence, Heat and Mass Transfer*, Antalya, Turkey, October, 2003.
- [11] L. Shi, R. Guo, Serpentine inlet design and analysis, *50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Nashville, U.S.A, pp. 55-64, January, 2012.
- [12] E.L. Goldsmith, J. Seddon, *Practical Intake Aerodynamic Design*, Second Edition, pp. 9-11, AIAA Education Series, U.S.A, 1993.
- [13] Ph. M. Gerhart, L. J. Bober, *Comparison of several methods for predicting separation in a compressible turbulent boundary layer*, National Aeronautics and Space Administration, NASA report, pp. 112-131, 1974.
- [14] J. W. Slater, Design and analysis tool for external compression supersonic inlets, *50th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, Tennessee, U.S.A, pp. 28-40, January, 2012.

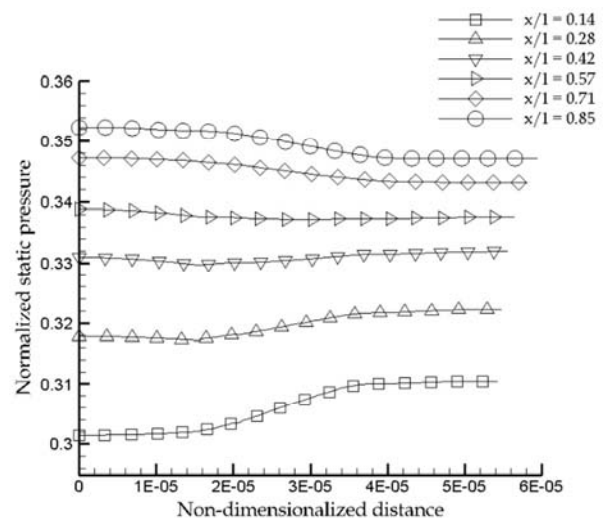


Fig. 18 Pressure distribution at different cross-sections, from beginning to the end of subsonic diffuser

شکل 18 توزیع فشار در مقاطع عرضی مختلف از ابتدای دیفیوزر مادون صوت تا نزدیکی سطح سنجش آیرودینامیکی

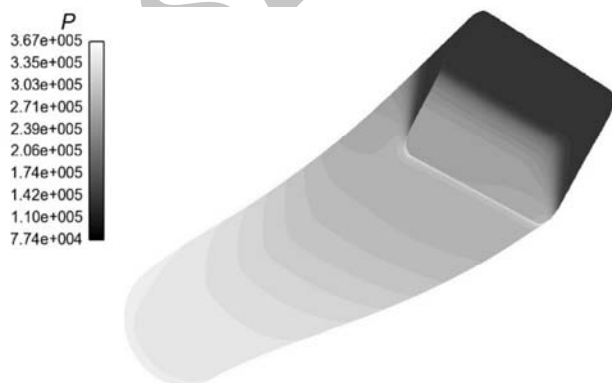


Fig. 19 Pressure distribution on the diffuser (Pa)

شکل 19 توزیع فشار بر روی دیفیوزر برحسب پاسکال

است. دهانه مذکور به روش معکوس و از الگوی جریان شوک مورب استخراج شده است. تحلیل عددی سه بعدی نکات قابل توجهی را از وضعیت لایه مرزی، ساختار شوکها و قابلیت بازیابی فشار ارائه کرده است. چیدمان شوکها در این طراحی بسیار پایدار بوده و با تغییر زاویه حمله جریان جرمی دریافتی به کمپرسور به مقدار ناچیز و به کندی تغییر می کند. با توجه به ابعاد سطح تراکمی و فاصله لبه سطح تراکم از ریشه شوک نرمال، برهمکنش با لایه مرزی از نوع "ضعیف" بوده و جدایش جریان در گلوگاه ایجاد نشده است. گوشه های گرد شده پروفیل ورودی هیچ گونه اعوجاجی در ساختار شوک مورب ایجاد نمی کنند و ساختار شوک کاملاً منطبق بر الگوی ایده آل دو بعدی است. سطوح مذکور از ایجاد گردابه در جریان خارجی اطراف دهانه ورودی جلوگیری می کنند که مزیت بسیار مهمی در یکپارچگی دهانه ورودی با بدنه هواپیما است.

6- فهرست علائم

سطح سنجش آیرودینامیکی	AIP
زاویه حمله	AOA
پسای القایی	D_{add}