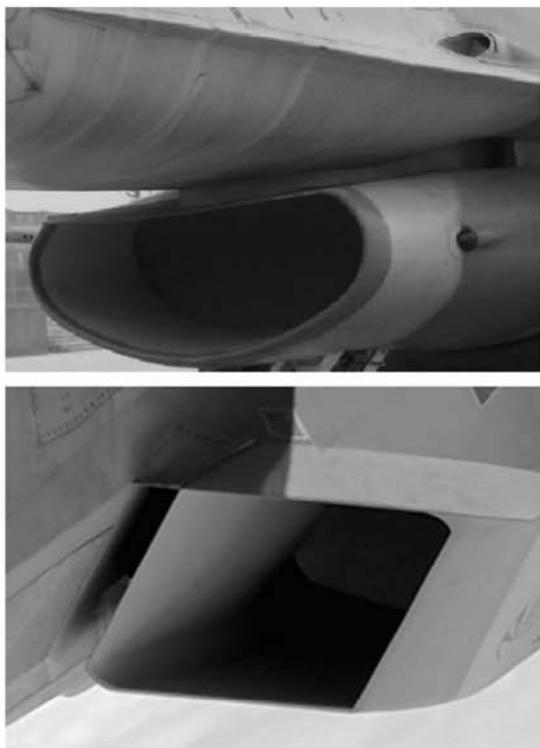


هندسه به راحتی فضای بین بال و بخش پایینی بدنه الماسی اف-22 را بر می‌کند که نتیجه آن کمینه شدن مقدار پسای پروفیل اتصال دهانه ورودی به بدنه هوایپما خواهد بود. جدا از بحث فناوری ساخت قطعات، آنچه که از مقایسه بین دهانه ورودی‌های نسل چهار و پنج در شکل 2 و دهانه ورودی قدیمی اف-14 در شکل 1، مشخص می‌گردد، برچیده 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 شیبه¹ با مکانیزم تغییر شیب بالاترین ضریب بازیافت فشاری را برای کمپرسور ایجاد می‌کنند به این صورت که زاویه بین سطوح تراکمی بر اساس ماخ پروازی تغییر یافته و نسبت تراکم دهانه بهینه می‌شود. اگرچه کارابی 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 هوایپما 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 متخرکی) در ساخت این هوایپما استفاده می‌شود [8-6]. در واقع برای یک جنگنده سبک که بیشتر زمان عملیاتی پرواز را در محدوده سرعت مادون صوت (0.5-0.8) سپری می‌کند دهانه تک شوکی بالاترین بازده را دارد. همچنین در پرواز مافوق صوت تا محدوده 1.6 این دهانه کارآبی بسیار مطلوبی دارد. برای هوایپمایی بزرگتر و سیستم رانش قوی‌تر مانند اف-22 دهانه دو شوکی بدون سطوح متغیر برای پرواز سوپرسونیک تا ماخ 2 کاملاً منطقی است. اگرچه چیدمان شوک‌ها در محدوده ماخ 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.



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

ساختمار و کیفیت این عوامل، ارتباط تنگانگی 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 گردابیان معکوس فشاری حساس بوده و می‌تواند به راحتی از سطح جدا شود. اصولاً جداش 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 کارآیی یا از کار افتادگی کمپرسور گردد. هدف از کنترل لایه‌مرزی در دیفیوزر جلوگیری از چنین پیامدهایی است. یکی از بینیادی‌ترین قبیود 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 لایه‌مرزی را سرعت داده و احتمال جدایش جریان را افزایش دهند. عامل کلیدی دیگر برهمکنش شوک‌لایه‌مرزی است که باعث افزایش ضخامت لایه‌مرزی می‌شود. وجود گوشه‌های تیز در ساختار دهانه ورودی و برهمکنش شوک با لایه‌مرزی در این ناحیه، ضخامت و نایابی‌داری 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 ماخ‌های پروازی کمتر از 1.8 علت اصلی این انتخاب است. به عنوان مثال پس از اف-15 تقریباً تمامی جنگنده‌های عملیاتی امریکا 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 ماخ 1.7 بر اساس طراحی معکوس در الگوی جریان شوک مورب طراحی و شبیه‌سازی شده است. روش مذبور در دهه 70 میلادی توسط نویلر برای پیکربندی هوایپمای هایپرسونیک ابداع شد. روش طراحی این ساختار که موج ران کارت¹ نام گرفت بعدها در طراحی هندسه ذوزنقه‌ای دهانه ورودی اف-22 مورد استفاده قرار گرفت [5-3]. سطح تراکمی مذبور بهترین فرست را برای یکپارچه‌سازی دهانه ورودی با بدنه اف-22 نیز فراهم ساخت. این



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

¹ caret wave rider

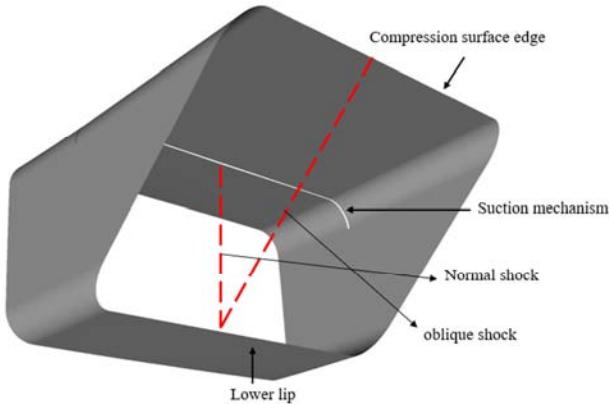


Fig. 4 Perspective view of the inlet entrance

شکل 4 دهانه ورودی

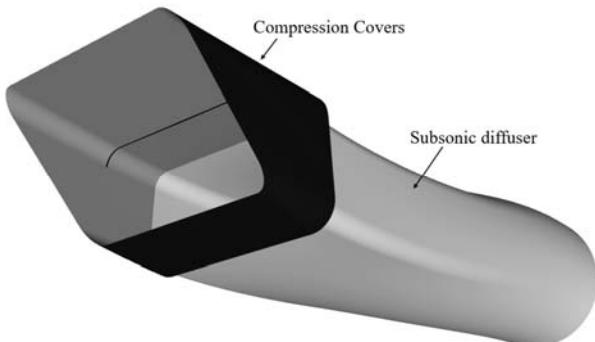


Fig. 5 Final CAD model for numerical simulations

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 آبرودینامیکی¹ 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 شبیه سازی عددی

از آنجایی که ترکیب بخش تراکمی مافوق و مادون صوت هندسه‌ای متقاضان 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، مشکل از سه بلوك 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 آبرودینامیکی
2.7	طول (m)
2.0	پهنا به بلندی 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 سه بعدی دهانه ورودی می‌باشد میدان جریان با کیفیت مدل دو بعدی ایجاد کند. بدین منظور، میدان جریان پس از شوک مایل، محل حل معادلات سازنده سطح تراکمی سه بعدی خواهد بود. از آنجایی که در جریان دو بعدی شوک مورب، معادلات سازنده موج با رابطه (1) مشخص می‌شوند:

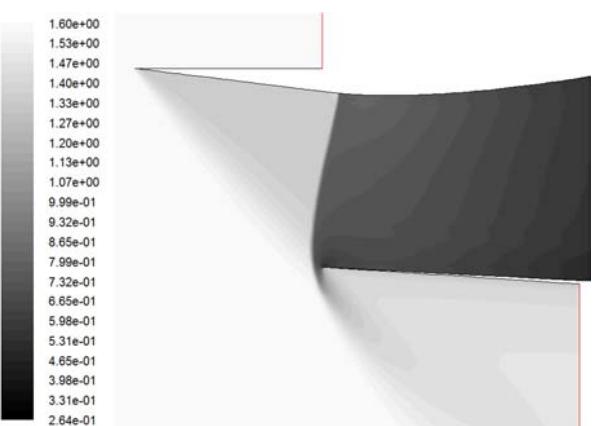
$$\tan(\delta) = 2 \cot \beta \left[\frac{M_\infty^2 \sin^2 \beta - 1}{M_\infty^2 (\gamma + \cos 2\beta) + 2} \right] \quad (1)$$

می‌توان معادله سطح سه بعدی را با خطوط جریان پس از جبهه موج، کوبل نموده و توزیع هندسی سطح را بدست آورد.

در این معادله δ , M_∞ , β , γ به ترتیب نشان دهنده زاویه گوشه، زاویه شوک مایل، عدد ماخ جریان آزاد، و ضریب گاز است. در این طراحی پایه، برخلاف سطح ذوزنقه‌ای 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 (c_1, c_2, c_3) به صورت:

$$\begin{cases} x(\theta) = c_1 + r \cos(\theta) a_1 + r \sin(\theta) b_1 \\ y(\theta) = c_2 + r \cos(\theta) a_2 + r \sin(\theta) b_2 \\ z(\theta) = c_3 + r \cos(\theta) a_3 + r \sin(\theta) b_3 \end{cases} \quad (2)$$

خواهد بود. در این معادله، r شعاع فیلت (گردی) اعمالی بر لبه مستطیلی است. (b_1, b_2, b_3) و (a_1, a_2, a_3) 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 متدالو، 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 کارآ در $M=1.60$. نتیجه حل معادلات اویلر با دقت $10E-05$

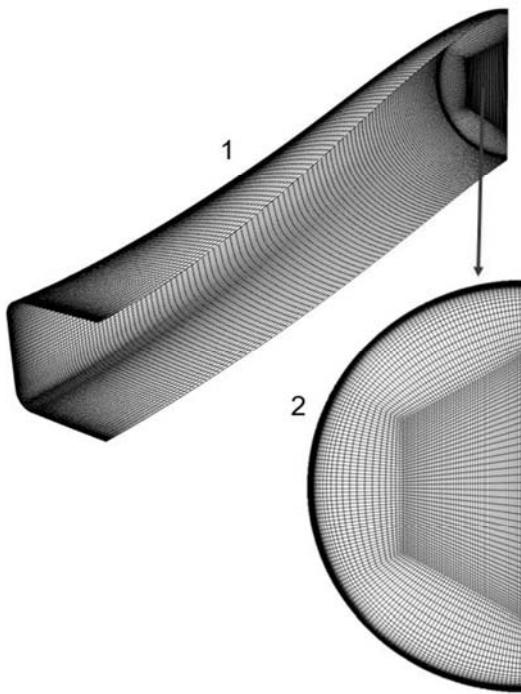


Fig. 8 Mesh structure of subsonic diffuser

شکل 8 ساختار مش در دیفیوزر مادون صوت

با بیش از 3.5 میلیون جواب‌های دقیقی ایجاد می‌کنند و مساحت‌های سبک‌تر (کمتر از 2 میلیون) چندان قابل اطمینان نیستند.

اما مهم‌ترین مسئله در انتخاب نوع مساحت، مدل توربولانسی مورد استفاده در شبیه‌سازی است. مساحت‌های مثلثی نمی‌توانند تقریب دقیقی از کیفیت لایه‌مرزی ارائه کنند به ویژه هنگامی که از مدل توربولانسی $k-\omega$ استفاده می‌شود. شکل 9 نتایج انگرال‌گیری را روی سطح سنجش پس از شوک مورب نشان می‌دهد. اگرچه ساختار شوک در مساحت مثلثی بسیار نزدیک به مساحت با سازمان است اما تقریب لایه‌مرزی اختلاف زیادی با جواب دقیق دارد. این مسئله عدم توانایی مساحت مثلثی در تقریب دقیق لایه‌مرزی را اثبات می‌کند. زیرا فاکتورهای مشخص کننده کیفیت لایه‌مرزی مانند ضخامت جابجایی از یک سو به شدت وابسته به کیفیت مساحت هستند و از سوی دیگر وابسته به مدل توربولانسی مورد استفاده می‌باشد.

نرخ رشد سلول از روی دیواره 1.1 در نظر گرفته شده است که برای مدل توربولانسی SST $k-\omega$ مساعد است. مقدار فاکتور Y^+ در سبک‌ترین مساحت مورد استفاده در محدوده 15 قرار دارد. هنگامی که گردابیان معکوس فشاری بر روی لایه‌مرزی اثر می‌کند، استفاده از مساحت‌های بسیار "چگال" در بخش لمینیار 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

4-1- ساختار شوک

کانتورهای عدد ماخ جریان در دهانه ورودی تفاوت آشکاری در ساختار

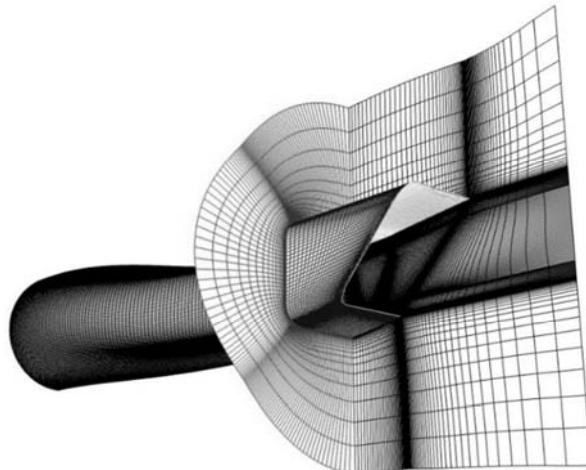


Fig. 6 Perspective view of the mesh structure

شکل 6 نمای پرسپکتیو از ساختار مساحت

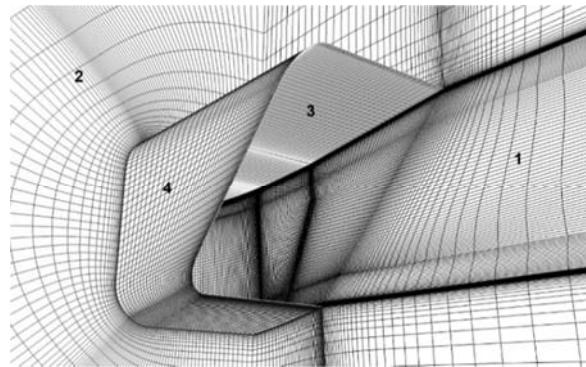
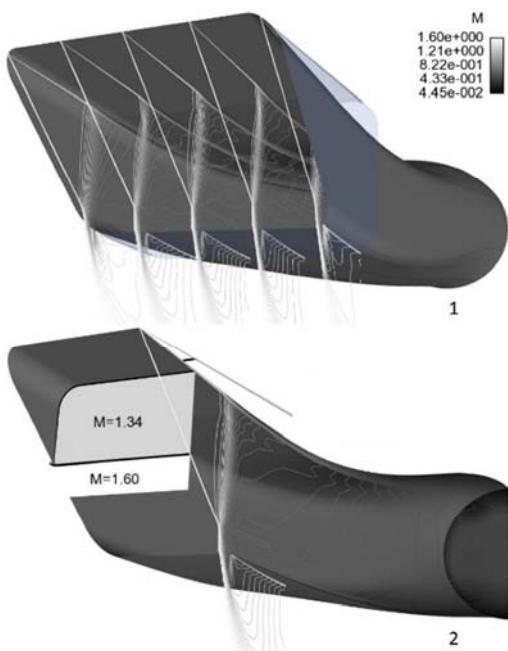


Fig. 7 Close-up view of entrance, boundary conditions are: 1-symmetric plane, 2-end of pressure-far field, 3-wall, 4-wall

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

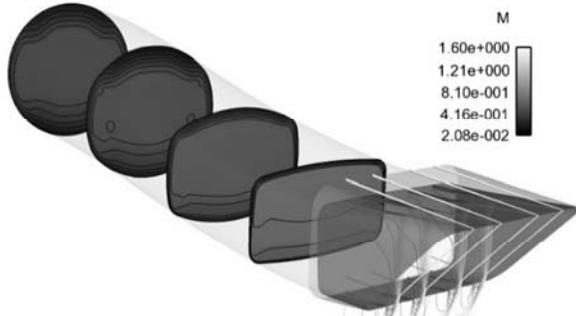
فاکتور تعامد در محدوده گلوگاه بین 88 تا 90 معین شده، کیفیت مساحت در این ناحیه بسیار حائز اهمیت است زیرا برهمکنش شوک نرمال با لایه‌مرزی در این بخش صورت می‌پذیرد. معادلات ناویر استوکس به صورت کوپل شده با معادلات توربولانسی در این میدان، توسط الگوریتم پیزو و با استفاده از 32 هسته پردازنده، حل می‌شوند. دقت 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، $k-w$ SST است. رشد و جدایش لایه‌مرزی در طول دیواره و اثر گردابیان فشاری بر روی لایه‌مرزی را می‌توان با دقت بسیار زیادی توسط این معادله دو بخشی، مدل $k-w$ SST [10,9]. دیگر خصوصیت مهم معادله توربولانسی SST تغییر آن به $k-e$ در بخش آزاد جریان است، از آنجا که مدل قدیمی $k-\omega$ در مقابل اعوجاج جریان در شرط مرزی ورودی حساس بوده است، مدل SST با تغییر به $e-k$ چنین مشکلی را حل می‌کند [11]. استفاده از این مدل توربولانسی در حل عددی لایه‌مرزی و پیزومتریکی های آن در مرجع [12] بررسی شده است.

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



شکل ۱۰ ۱-کانتورهای طولی ۲- کانتورهای عرضی، یکنواختی موج مایل در بخش گرد شده، در کانتور ۲ کاملاً مشخص است. در این تصاویر به منظور ایجاد وضوح بیشتر، پوشش سطح تراکمی نشان داده نشده است

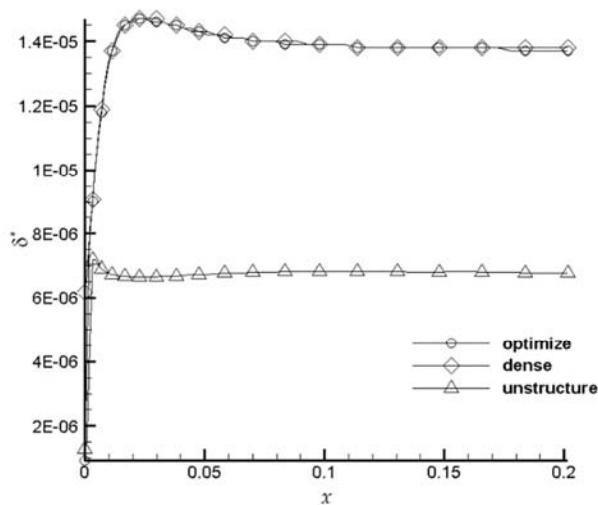
شکل ۱۰ ۱-کانتورهای طولی ۲- کانتورهای عرضی، یکنواختی موج مایل در بخش گرد شده، در کانتور ۲ کاملاً مشخص است. در این تصاویر به منظور ایجاد وضوح بیشتر، پوشش سطح تراکمی نشان داده نشده است



شکل ۱۱ کانتور عدد ماخ در مقاطع مختلف

در این رابطه δ^* ضخامت جابجایی لایه‌مرزی و θ ضخامت مومنتوم لایه‌مرزی است. به طور کلی، چنانچه $H > 2.6$ باشد، جدایش جریان غیرقابل اجتناب خواهد بود. با توجه به توزیع H در شکل ۱۲ عدم جدایش لایه‌مرزی در این طراحی تضمین شده است. مقدار $H > 2.5$ مترادف با لایه‌مرزی لمینار است و این لایه به شدت نسبت به گرادیان فشاری معمکوس (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 ۱۲ نشان می‌دهد، محدوده نوسانات فاکتور شکل بسیار کمتر از کران جدایش است. شکل ۱۳ کانتور توزیع δ^* را در روی بدنه دیفیوزر نشان می‌دهد.

با توجه به این شکل، تمرکز این ضربی 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.



شکل ۹ توزیع فاکتور ضخامت جابجایی لایه‌مرزی

شکل ۹ توزیع فاکتور ضخامت جابجایی لایه‌مرزی

شوک‌ها 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 کارآ در حل ویسکوز متفاوت از حل غیر ویسکوز است. این اختلاف ناچیز به دلیل تغییر سطح مقطع مؤثر دیفیوزر در اثر افزایش ضخامت لایه‌مرزی است. ثابتیت 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 ۱۰ پیداست، شوک مایل با دقت بسیار زیادی مماس بر پروفیل ورودی قرار گرفته است و در نزدیکی لبه پایینی به انتهاهای شوک نرمال (سر ریز) متصل شده است. اگرچه در شبیه‌سازی عددی امکان قرار دادن شوک نرمال در گلوگاه (بدون سرریز) 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 (قفارگیری) شوک نرمال در گلوگاه به صورت کامل و کمینه شدن سرریز 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 سود. در این شبیه‌سازی نیز شوک نرمال در فاصله‌ای بسیار ناچیز در جلوی بخش گلوگاه مسلط شده است.

شکل ۱۱ 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.

۴-برهمکنش شوک و لایه‌مرزی

با توجه به نتایج شبیه‌سازی، جدایش جریان در محل ریشه شوک نرمال بسیار خفیف بوده و جریان توربولانسی در حباب ایجاد شده پس از ۷۰ میلی‌متر دوباره بر روی سطح قرار می‌گیرد. اگرچه استفاده از سیستم مکش لایه‌مرزی در دهانه‌های ورودی مافوق صوت بسیار متبادل است، لیکن به دلیل کوتاه بودن سطح تراکمی در این طراحی، لایه‌مرزی فرصت ضخیم شدن را به صورتی اثرگذار پیدا نمی‌کند. تغییرات توزیع فاکتور شکل در مقاطع عرضی متفاوت در شکل ۱۲ آورده شده است. فاکتور شکل با رابطه $\delta^* = H^{*}/\theta$ محاسبه می‌شود.

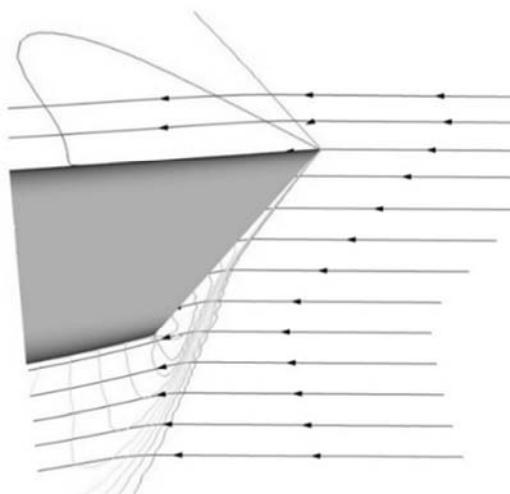
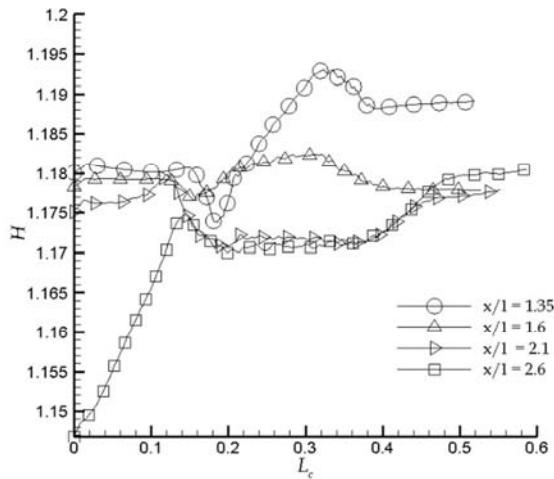
Fig. 14 The effect of the angle of attack $\text{AOA}=5^\circ$ شکل 14 اثر زاویه حمله 5° 

Fig. 12 H distribution in different transversal cross-sections

شکل 12 تغییرات توزیع فاکتور شکل در چهار مقطع عرضی

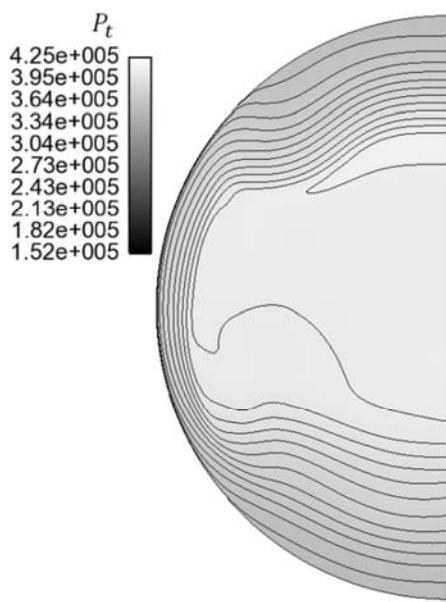


Fig. 15 Total pressure distribution at AIP

شکل 15 توزیع فشار کل در سطح سنجش آبرو دینامیکی

همچنین برهمنش 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 آبرو دینامیکی شده است. شکل 16 کانتور ماخ را در سطح سنجش آبرو دینامیکی نمایش داده است. جدول 2 پارامترهای کارآیی 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 اویلری و سی اف دی است. 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 بازیابی فشار سکون (σ)، منجر به کاهش درصد قابل توجهی از تراست نهایی سامانه رانشی خواهد شد و تکیه بر محاسبات اویلری نمی‌تواند تقریبی صحیح از عملکرد دهانه ارائه کند [13].

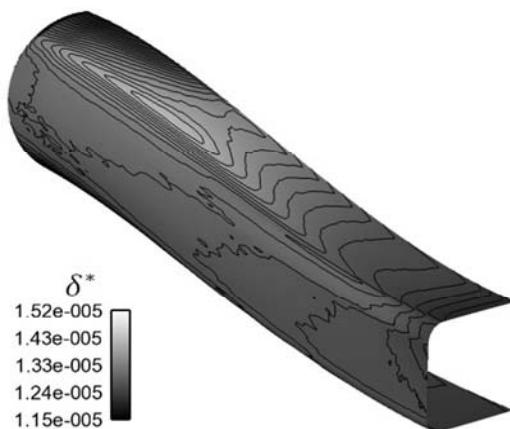


Fig. 13 Boundary layer displacement thickness distribution

شکل 13 کانتور توزیع ضخامت جابه‌جاگی لایه مرزی

4-3-4- 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 ما فوق صوت محدود نظر 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- کارآیی داخلی دهانه ورودی

فاکتور $P_e/P = \sigma$ مهم‌ترین معیار برای ارزیابی راندمان رانشی است. شکل 15 توزیع سیگما را در سطح سنجش آبرو دینامیکی 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 آبرو دینامیکی بیشینه است.

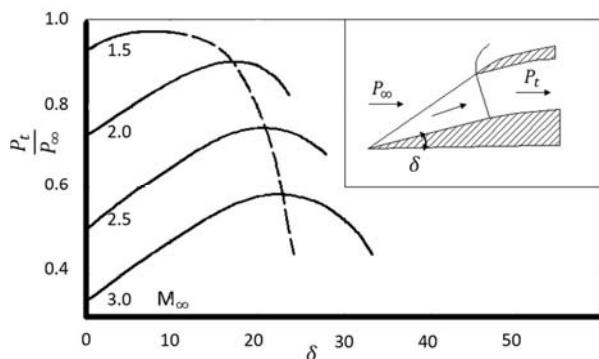


Fig. 17 Total pressure recovery vs Mach and ramp angle
شکل ۱۷ تغییرات بازیابی فشار سکون بر اساس عدد ماخ و زاویه سطح شیبدار

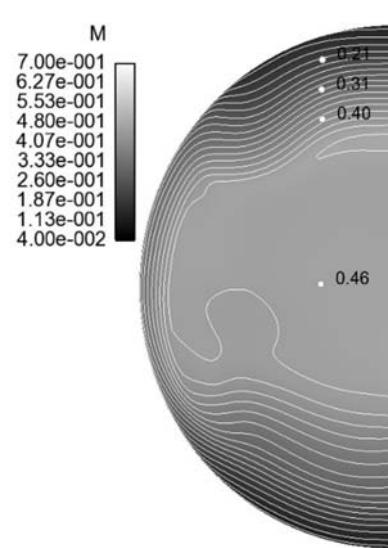


Fig. 16 Mach counters distribution at AIP

شکل ۱۶ توزیع عدد ماخ در سطح سنجش آبرودینامیکی

جدول ۲ پارامترهای کارایی دهانه ورودی

Table 2 Performance parameters of the intake

پارامتر	مقدار
درصد جریان دریافتی واقعی به ایده‌آل	93%
عدد ماخ سطح سنجش آبرودینامیکی	0.392
ضریب بازیابی فشار سکون حاصل از سی‌اف‌دی	0.92
ضریب بازیابی فشار سکون حاصل از زاویه حمل ۵ درجه	0.93
ضریب بازیابی فشار سکون در ورودی اویلر ایده‌آل	0.96
پسای القایی	0.6E+05
پسای القایی در زاویه حمله ۵ درجه	3.2E+05
ضریب اعوجاج در ۹۰ 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 آبرودینامیکی، 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 آبرودینامیکی و میانگین فشار سکون در قطاعی که حاوی مقادیر کمینه فشار سکون است می‌باشد. q مقدار میانگین فشار دینامیکی در قطاع مذبور می‌باشد. θ زاویه قطاع مورد سنجش در صفحه سطح سنجش آبرودینامیکی است.

شکل ۱۷ تغییرات ضریب بازیابی فشار سکون را برای دهانه ۲ شوکی کلاسیک، بر اساس عدد ماخ و زاویه سطح شیبدار مورد ارزیابی قرار داده است. این نمودار معیار سنجش مناسبی را برای مقایسه کارآیی دهانه طراحی شده در اختیار قرار می‌دهد.

جدول ۳ تخمین ضریب بازیابی فشار سکون [14]

Table 3 Performance parameters of the intake

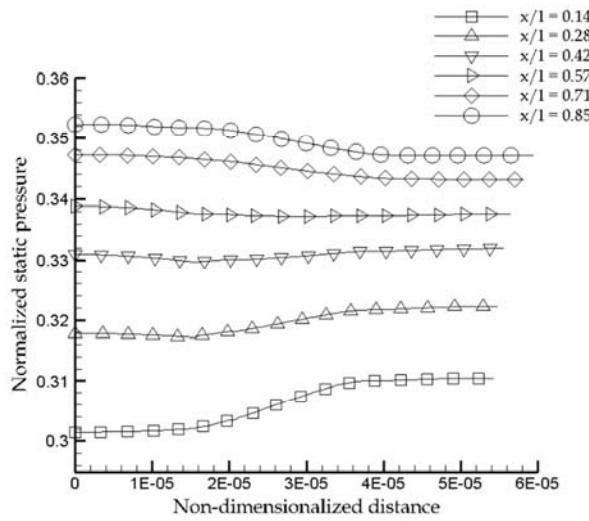
ضریب بازیابی فشار سکون (σ)	نوع دهانه ورودی
0.891	دهانه تک شوکی متقارن محوری
0.968	دهانه دو شوکی دو بعدی
0.977	دهانه اسپاکی متقارن محوری دو شوکی

¹ Wind-US

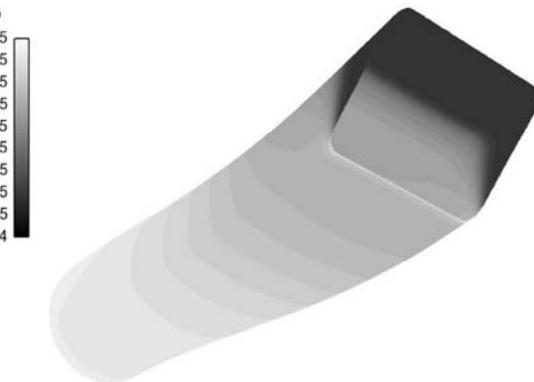
فاکتور شکل لایه مرزی	H
طول انحنای پروفیل مقطع	L_c
عدد ماخ جریان آزاد	M
درصد جریان دریافتی واقعی به ایده‌آل	M_f
فشار استاتیک	P
فشار کل	P_t
فشار کل جریان آزاد	$P_{t\infty}$
انتقال تنفس برشی	SST
نسبت فاصله طولی به طول دیفیوزر مادون صوت	x/L
علامه یونانی	
زاویه شوک	β
زاویه گوه	δ
فاکتور ضخامت جابه‌جایی لایه 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.



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



شکل 19 توزیع فشار بر روی دیفیوزر بر حسب پاسکال

است. دهانه مذکور به روش معکوس و از الگوی جریان شوک مورب استخراج شده است. تحلیل عددی سه بعدی نکات قبل 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 حریمی دریافتی به کمپرسور به مقدار ناچیز و به کندی تغییر می‌کند. 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. گوشه‌های گرد شده پروفیل ورودی هیچ‌گونه اعوجاجی در ساختار شوک مورب ایجاد نمی‌کنند و ساختار شوک کاملاً منطبق بر الگوی ایده‌آل دو بعدی است. سطوح مذبور از ایجاد گردابه در جریان خارجی اطراف دهانه ورودی جلوگیری می‌کنند که مزیت بسیار مهمی در یکپارچگی دهانه ورودی با بدنده هوایپما است.

6- فهرست علائم

سطح سنجش آیرودینامیکی	AIP
زاویه حمله	AOA
پسای القای	D _{add}