



اثرات مکش لایه مرزی ضخیم شده بر کارایی دهانه ورودی ماوراء صوت

ایمان بندار صاحبی¹، قادر علیائی²، آزاده کبریایی^{3*}، گوپینگ هوانگ⁴

1- دانشجوی دکتری، جلوبرندگی، دانشگاه هوا و فضای نانچینگ

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

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

4- استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه هوا و فضای نانچینگ، نانچینگ

* تهران، صندوق پستی 11365-11155، kebriaee@sharif.ir

چکیده

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 30 خرداد 1396

پذیرش: 28 مرداد 1396

ارائه در سایت: 13 مهر 1396

کلیدواژه‌ها:

دهانه ورودی ماوراء صوت

اثرات لایه مرزی

شبیه‌سازی سه بعدی

آنرودینامیک ماوراء صوت

تراکم خارجی

در این مقاله دهانه سه بعدی ماوراء صوت برای دریافت جریان در ماخ 5.0 طراحی و مورد شبیه‌سازی قرار گرفته است. چهارچوب اصلی این مطالعه شبیه‌سازی عددی سه بعدی مرتبه 2 با دقت 10^{-6} است که اثرات لایه مرزی به شدت توسعه یافته از بالادست جریان را بر کارایی سامانه با استفاده از سه ساختار مجزای پایه مورد ارزیابی قرار داده است. طرح پایه دهانه ورودی مذکور متشکل از سطح تراکمی با دو شیب خارجی و مجرای مافوق صوت است که با کاستن از سرعت جریان آن را به محدوده ماخ 2.0 نزدیک می‌کند. مؤثرترین فاکتور در کیفیت جریان دریافتی و عملکرد دهانه ورودی در رژیم ماوراء صوت، لایه مرزی بر بدنه است که مکش آن به درون دهانه مشکلات بسیاری از جمله ایجاد گردآیدان شدید حرارتی در مقاطع مخالف دهانه ورودی و کاهش ضریب بازتابی فشار را ایجاد می‌کند. این لایه که محتوای انرژی جنبشی آن کمتر از بخش آزاد جریان است، پس از شوک کماتی در دماغه و یا لبه حمله ایجاد می‌شود و کسر قابل توجهی از جرم ورودی به دهانه را اشغال می‌کند. استفاده از مدل توربولانسی $k-\omega$ در حل عددی تخمینی مناسب از کیفیت این لایه ارائه کرده است. در متن حاضر اثرات برهمکنش شوک و لایه مرزی، ساختار شوک‌ها، خصوصیات جریان در انتهای دیفیوزر و همچنین اثر استفاده از دیواره جانبی در انتهای سطوح تراکمی بر عملکرد دهانه به عنوان اهداف اصلی شبیه‌سازی عددی مطرح و نتایج مربوطه مورد بررسی قرار گرفته است.

Effect of thick boundary layer ingestion on the performance of hypersonic inlet

Eiman B. Saheby¹, Ghader. Olyaei², Azadeh Kebriaee^{2*}, Huang Guoping¹

1- Department of Power and Energy, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 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 20 June 2017

Accepted 19 August 2017

Available Online 05 October 2017

Keywords:

Hypersonic inlet

effects of boundary layer

hypersonic aerodynamics

external compression system

ABSTRACT

In this paper, a hypersonic inlet for operating at Mach 5.0 is designed and analyzed numerically. The main axis of this study is a series of three-dimensional simulations with the accuracy of $10E-06$ which are applied to determine the effects of the highly developed boundary layer on the performance of inlet for three different study cases. The basic inlet concept is designed by integration of double ramp compression surface and inlet duct which can reduce the free-stream Mach number to the range of 2.0. The most important factor that affects the performance of the hypersonic inlet system is the developed entropy layer on the fuselage of the flight vehicle. Ingestion of this layer results in thermal gradients and pressure recovery losses. The bow shocks at the nose and the leading edges are the main sources of this low kinetic energy layer. Using the $k-\omega$ turbulence model in the numerical simulations has resulted in a reliable estimation of the boundary layer. In the current context, shock structures, shock-boundary layer interactions, flow quality at the end of the diffuser and also the effects of using sidewalls on the performance of the hypersonic inlet are the main goals of the simulations and the related results are summarized.

1- مقدمه

امکان‌پذیر نیست، همچنین ناکارآمدی و پیچیدگی مکانیزم‌های کنترل جریان پرسرعت سبب پذیرفته‌شدن اثرات مکش لایه مرزی بر تراست سامانه می‌شود [1,2]. شوک کماتی مستقر در دماغه یا گردی لبه‌های حمله سامانه پروازی عامل کلیدی دیگر در توسعه شدید لایه مرزی و گردآیدان آنتریبی است. نرخ افزایش ضخامت لایه مرزی پس از شوک کماتی بسیار شدیدتر از دیگر انواع شوک است [1,3]. وارد شدن بخش کم‌انرژی گاز به دهانه ورودی اثرات مخربی بر کارایی رانشی می‌گذارد. افزایش شدید گردآیدان حرارتی در محل

لایه مرزی در جریان ماوراء صوت تفاوت‌های اساسی با جریان مافوق صوت دارد. در رژیم ماوراء صوت دما و به دنبال آن ویسکوزیته در طول بدنه به شدت افزایش می‌یابد و با کاستن شدن از چگالی در لایه‌های زیرین لایه مرزی ضخامت لایه مرزی در ورودی دهانه ورودی و دیگر نقاط بدنه بیشینه خواهد شد [1]. در بسیاری از موارد طراحی استفاده از روش‌های متداول کنترل لایه مرزی به دلیل دمای بالای این بخش از جریان و افزایش ضریب پسی سامانه

Please cite this article using:

E. B. Saheby, Gh. Olyaei, A. Kebriaee, H. Guoping, Effect of thick boundary layer ingestion on the performance of hypersonic inlet, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 10, pp. 73-80, 2017 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

E. B. Saheby, Gh. Olyaei, A. Kebriaee, H. Guoping, Effect of thick boundary layer ingestion on the performance of hypersonic inlet, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 10, pp. 73-80, 2017 (in Persian)

اثرات جریان سه بعدی بر ساختار شوک نکته دیگر در طراحی سه بعدی دهانه است. در فضای سه بعدی پرفشاری شوک مورب کمی کمتر از شوک صفحه‌ای (دو بعدی) است. برای نزدیک کردن شوک مورب سه بعدی به شوک پایه دو بعدی می‌توان از دیواره جانبی بر سطح شیب‌دار دومی استفاده کرد. در برخی طراحی‌ها از این دیواره به عنوان سطح تراکمی نیز استفاده شده است. فک بالایی محل تلاقی امواج تراکمی ایجاد شده توسط سطوح شیب‌دار است و پس از آن شوک انعکاسی بین مرز جریان خارجی و داخلی (مافوق صوت) را مشخص می‌کند. طراحی داکت داخلی به گونه‌ای صورت گرفته است که شوک انعکاسی بر بخش گرد شده (ابتدای داکت و انتهای شیب دوم) قرار گیرد. وجود بخش گرد شده سبب کاهش برهمکنش شوک و لایه مرزی خواهد شد [7]. ابعاد دیفیوزر به گونه‌ای است که ماخ جریان در انتهای داکت به محدوده 2 برسد. به منظور بررسی اثرات لایه مرزی سه مدل مجزا برای شبیه‌سازی در نظر گرفته شده است. مدل اولیه با نام «m1» فاقد امتداد مسطح با دماغه گرد شده، است. مدل دوم «m2» دارای امتداد یادشده و مدل «m3» دارای دیواره جانبی در جلوی ورودی است (شکل 1).

3- شبیه‌سازی عددی

دهانه مذکور در ارتفاع 30 کیلومتری از زمین در اتمسفری رقیق شروع به کار خواهد کرد. در این وضعیت دمای استاتیک 236.6 درجه، فشار 1197.14 و وزن مولکولی هوا 247 است. این شرایط وضعیت اتمسفر در مدل‌سازی عددی است. مش مورد استفاده در این شبیه‌سازی از نوع کاملاً با سازمان است، بیشینه فاکتور تعامد برای سطوح تراکمی در نظر گرفته شده است. شکل‌های 2 و 3 میدان حل را همراه با شرایط مرزی نشان داده است.

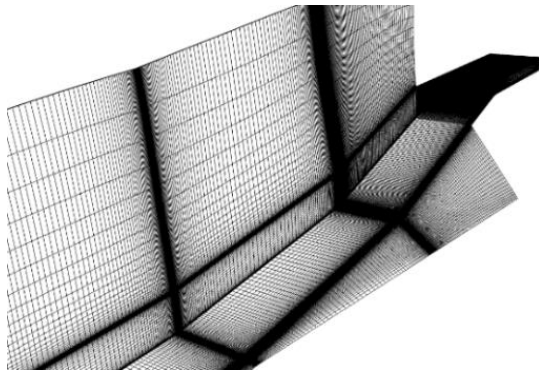


Fig. 2 Computational domain

شکل 2 میدان حل عددی

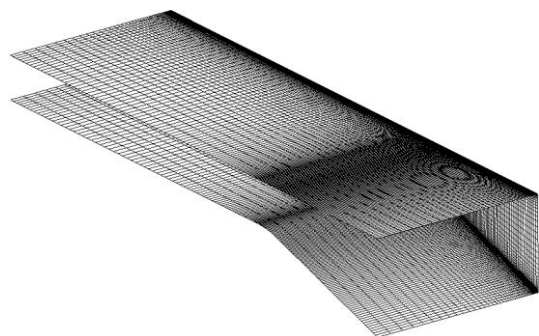


Fig. 3 Mesh structure of duct.

شکل 3 ساختار مش داکت

تماس شوک‌های داخلی با بدنه دیواره، افزایش فشار در بخش غیرویسکوز جریان و کاستن سطح مقطع مؤثر داخلی داکت از جمله این آثار است. با افزایش عدد ماخ (دور شدن از ماخ 5.0) لایه آنتروپی در ساختار لایه مرزی سبب ایجاد ساختارهای گردابه‌ای ناپایدار و غیرخطی می‌شود [4]. شبیه‌سازی دقیق چنین ساختارهایی در لایه مرزی احتیاج به مدل‌های توربولانسی LES دارد که هزینه محاسباتی زیادی را در پی خواهد داشت. در نمونه‌های پروازی کوچک‌تر و سرعت‌های نزدیک به ماخ 5.0 نقش ساختارهای گردابه‌ای و لایه آنتروپی بسیار کمتر است. در چنین وضعیتی می‌توان از مدل‌های توربولانسی دو معادله‌ای برای تخمین مناسب فرآیند ضخیم شدن لایه مرزی بر سطوح تراکمی و غیره استفاده کرد [3-5].

در این مقاله با استفاده از شبیه‌سازی عددی اثرات این لایه ضخیم شده بر عملکرد رانشی دهانه ورودی ماوراء صوت مورد سنجش قرار گرفته است.

2- طراحی

در میان سطوح تراکمی متفاوتی که تا به حال برای سیستم رانش هواتنفسی ماوراء صوت طراحی شده‌اند، سطوح شیب‌دار کاربردی‌ترین انتخاب برای طراحی دهانه ورودی است. طراحی هر سیستم مکش وابسته به پارامترهای پروازی سامانه است. برای نمونه دهانه‌های ورودی با هندسه ثابت در محدوده ماخ 1 تا 2 می‌توانند عملکرد رانشی مناسبی را با در نظر گرفتن هزینه طراحی و ساخت برای یک جنگنده ارائه کنند [6]، اما در یک سامانه رانشی سرعت بالا که فاز پروازی متغیری از زیرصوت تا ماخی نزدیک به 2.5 دارد، استفاده از سطح مقطع متغیر به منظور باقی ماندن در تراکم فشاری بهینه توسط دهانه الزامی است. چنین دیدگاهی در مورد رانش ماوراء صوت نیز صادق است. برای پرنده‌ای گول‌پیکر که بتواند پس از پرواز مادون صوت در اتمسفر، با استفاده از رانش ماوراء صوت در مدار قرار گیرد، دهانه ورودی متغیر (حتی نازل با سطح مقطع متغیر) برای بیشینه کردن کارایی رانشی امری ضروری به نظر می‌رسد. هندسه ساده سطوح شیب‌دار امکان طراحی و استفاده از مکانیزم‌های تغییر سطح مقطع مؤثر گلوگاه یا تغییر در زوایای شیب را امکان‌پذیر می‌کند.

دهانه ورودی در شکل 1 متشکل از دو شیب تراکمی با زوایای 6 و 11.3 درجه چنین ساختاری را نشان می‌دهد. برای مدل کردن لایه مرزی ضخیم شده از یک سطح صاف و با لبه حمله گرد شده استفاده شده است. شوک کمانی در این بخش سبب افزایش ضخامت شدید بخش کم انرژی لایه مرزی بر سطح صاف (پیش از شیب اولیه) می‌شود.

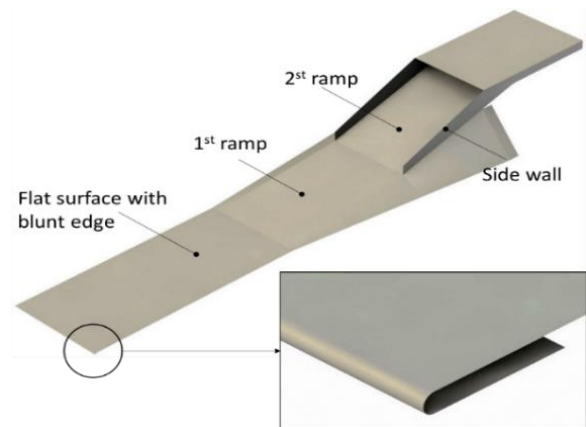


Fig. 1 Ramps hypersonic inlet with extended surface

شکل 1 ساختار دهانه ورودی از نوع تراکم خارجی با دیواره جانبی

مشابهی از عدد ماخ نهایی ارائه کرده‌اند و مقدار اختلاف بسیار ناچیز است. شکل 4 تغییرات ضریب فشار را بر سطح پایینی بخش تراکم داخلی (داکت) نشان می‌دهد. شکل 5 نمایی نزدیک‌تر از بازه 0.7 تا 0.9 را ارائه کرده است. در شکل 4 مبدأ دستگاه انتهای داکت سطح سنجش آیرودینامیکی (AIP) را نشان می‌دهد.

5- نتایج شبیه‌سازی

1-5- ساختار شوک‌ها و جریان لایه‌مرزی بر شیب‌ها

شکل 6 با استفاده از توزیع عدد ماخ، ساختار پایه شوک‌های مورب را بر صفحه تقارن نشان می‌دهد. همان‌گونه که انتظار می‌رفت شوک‌های مورب در لبه فک بالایی همگرا شده و شوک انعکاسی بین لبه بالایی و انحنای داکت مستقر شده است. توزیع مشابه در شکل 6 اثر افزودن صفحه مسطح با لبه

جدول 1 مطالعه اثر تغییر مش بر انرژی جنبشی توربولانسی و عدد ماخ

Table 1 Results of mesh study on the kinetic energy of turbulence and Mach number

نوع مش	ماخ میانگین	متوسط انرژی جنبشی توربولانسی (k)
S1	2.16005	1641.0
S2	2.16136	16.18.1
S3	2.16861	15.33.3

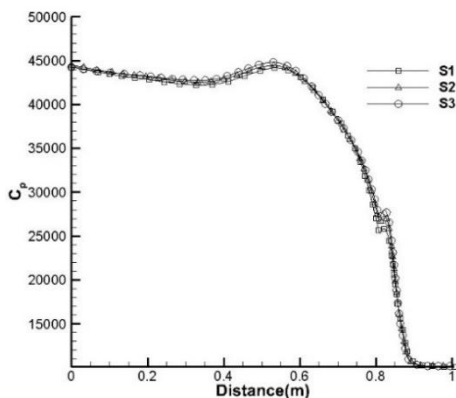


Fig. 4 Longitudinal distribution of pressure coefficient at the lower surface of the duct

شکل 4 توزیع طولی ضریب فشار بر سطح پایینی داکت

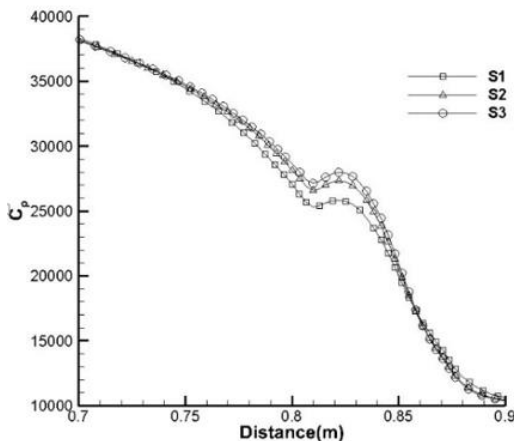


Fig. 5 Pressure coefficient distribution between 0.7 and 0.9

شکل 5 توزیع ضریب فشار در بازه 0.7 تا 0.9

مدل توربولانسی k- ω SST مورد استفاده در این شبیه‌سازی است. رشد و جدایش لایه‌مرزی در طول دیواره و اثر گرادیان فشاری بر لایه‌مرزی را می‌توان با دقت بسیار زیادی توسط این معادله دو بخشی مدل کرد. خصوصیت مهم معادله توربولانسی SST تغییر آن به معادله k- ϵ در بخش آزاد جریان است، از آنجا که مدل قدیمی تر k- ω در مقابل اعوجاج جریان در شرط مرزی ورودی حساس بوده است، مدل SST با تغییر به k- ϵ چنین مشکلی را حل می‌کند. در مقاله پیش‌رو مدل‌سازی دهانه، ساختار شوک‌ها و برهمکنش شوک و لایه‌مرزی و اثر استفاده از دیواره جانبی مورد بررسی قرار گرفته است [10-8].

حل‌کننده ضمنی نرم‌افزار فلونتت معادلات ناویر-استوکس را همراه با مدل توربولانسی در بلوک سه بعدی با عدد کورانت ثابت (در طول فرآیند حل) و با استفاده از 32 پردازنده موازی حل کرده است. اتمام فرآیند حل، رسیدن به مرز دقت همگرایی 10E-6 برای باقی‌مانده‌ها در نظر گرفته شده است. معادلات ناویر-استوکس را می‌توان در فرم فشرده به صورت زیر نوشت. معادلات پیوستگی جرم، مومنتوم و انرژی به ترتیب در روابط (3-1) آمده است.

$$\frac{\partial \rho}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u_k) = 0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial}{\partial x}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_k}(\rho u_i u_k) + \frac{\partial p}{\partial x_i} = \frac{\partial(\tau_{ik})}{\partial x_i} \tag{2}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_k}(\rho u_k H_t) = - \frac{\partial(u_j \tau_{jk})}{\partial x_i} + \frac{\partial q_k}{\partial x_k} \tag{3}$$

$i, j, k = 1, 2, 3$

در این معادلات ρ , u_i , p , E و H_t به ترتیب چگالی، مؤلفه سرعت، فشار، انرژی کل و آنتالپی است و تنش برشی توربولانسی به صورت رابطه (4) است.

$$\tau_{ik} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_k} + \frac{\partial u_k}{\partial x_i} \right) \tag{4}$$

بیان می‌شود که در آن μ ویسکوزیته کل است. مدل توربولانسی مورد استفاده به فرم معادلات انتقالی به صورت رابطه (5) نوشته می‌شود.

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial x}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_k}(\rho k u_i) &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k \\ \frac{\partial}{\partial x}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \end{aligned} \tag{5}$$

ترم تولید انرژی توربولانسی در این روابط وابسته به میانگین گرادیان سرعت، بیانگر تولید ω و Γ_k بیانگر دیفیوژن مؤثر k و ω است. Y_k و Y_ω معرف اتلاف k و ω در ارتباط با توربولانس است. D_ω معرف دیفیوژن S_k و S_ω سورس ترم‌های رابطه است [11-13].

روابط انرژی جنبشی توربولانسی، نرخ اتلاف توربولانس و نرخ اتلاف ویژه در روابط (6-8) آمده است.

$$k = \frac{\overline{u_i u_i}}{2} \tag{6}$$

$$\epsilon = \nu \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \tag{7}$$

$$\omega = \frac{\epsilon}{k} \tag{8}$$

4- مطالعه مش

سه نوع مش با تراکم سنگین (s1)، متوسط (s2) و کم (s3) جهت بررسی کیفیت مش و دقت پاسخ تولید شده است. اثر تغییر مش بر عدد ماخ متوسط (Ma) در خروجی فشار و مقدار متوسط انرژی جنبشی توربولانسی (k) در جدول 1 مشخص شده است. نتایج مشخص کرده که هر سه مدل تقریب

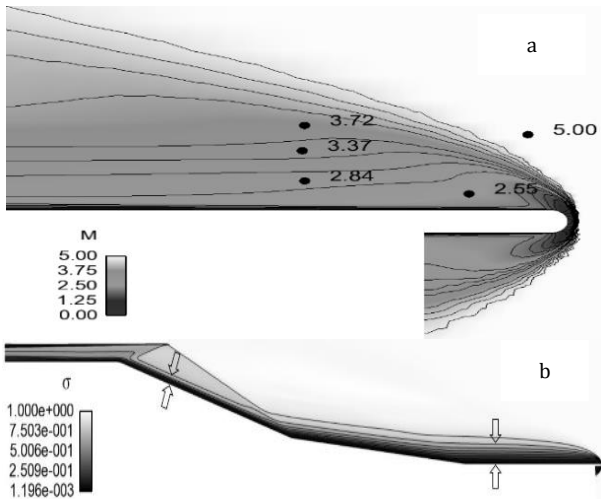


Fig. 8 a- a close up view of bow shock, b- Total pressure ratio contours on the plane of symmetry

شکل 8 الف- نمایی نزدیک از شوک کمانی، ب- توزیع نسبت فشار کل در صفحه تقارن

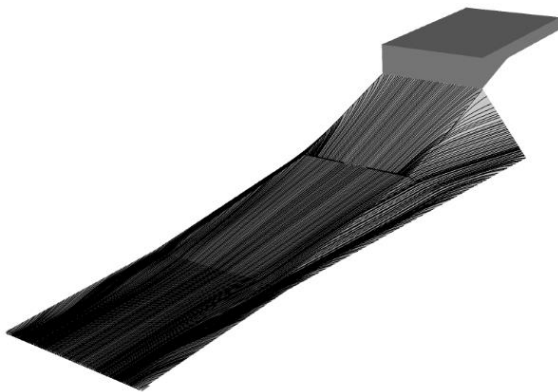


Fig. 9 Surface streamlines

شکل 9 خطوط جریان بسیار نزدیک به سطح

2-5- شوک انعکاسی و کیفیت لایه مرزی در مجرای داخلی

شکل 10 نمایی نزدیک از محل برخورد شوک انعکاسی با دیواره را نشان می‌دهد. جدایش جریان در این محل به صورت موضعی بوده و حباب ایجاد شده ساختاری بسیار متراکم دارد. ابعاد این حباب در نمونه دارای امتداد مسطح با لبه گرد شده بیشتر است. اثر ورود لایه مرزی ضخیم شده (از بالادست جریان) را می‌توان در بیشینه شدن ابعاد حباب و افزایش تلفات حرارتی در این گردابه تفسیر کرد. دمای استاتیک در این گردابه در محدوده 1300 K قرار دارد که گردایان شدید حرارتی را بر سطوح داخلی دهانه ورودی اعمال خواهد کرد. شکل 11 نمایی نزدیک از ساختار گردابه را با استفاده از خطوط جریان نشان می‌دهد. ضخامت لایه مرزی پس از این گردابه به شدت افزایش میابد که خود سبب افزایش افت در کارایی آیرودینامیکی خواهد شد. شکل 12 فرآیند ضخیم شدن لایه مرزی را با کانتور فشار کل (p_t) پس از شوک انعکاسی اولیه نشان می‌دهد. همان گونه که در این شکل مشخص است، ضخامت بخش کم انرژی جریان در نمونه 2 افزایش قابل توجهی نسبت به نمونه 1 دارد. حجم بخش کم انرژی جریان نشان‌دهنده افزایش افت در دهانه 2 خواهد بود. جدول 3 پارامترهای مرتبط با میزان افت را مورد ارزیابی قرار داده است. نتایجی مشابه در مراجع 14 و 15 نیز مورد ارزیابی قرار گرفته است.

گرد شده را نشان می‌دهد. طول صفحه مسطح امکان شتاب‌گیری دوباره جریان پس از شوک کمانی را تا نزدیکی ماخ 5.0 فراهم کرده است. در این حالت آن چه که بین توان شوک‌ها در کاهش عدد ماخ (افزایش فشار) تفاوت محسوس ایجاد می‌کند، لایه مرزی کاملاً توسعه یافته از بالادست جریان است. جدول 2 مقایسه‌ای بین تخمین اوبلری و نتایج CFD ارائه کرده است.

شکل‌های 7 و 8 کانتورهای نسبت فشار کل را بر سطوح تراکمی نشان می‌دهد. وضعیت لایه مرزی را می‌توان با استفاده از این نسبت ارزیابی کرد. ضخامت لایه مرزی پس از شوک کمانی تابعی از میزان انحراف لایه مرزی از روی سطوح تراکمی به سمت دیواره جانبی و افزایش مومنتوم لایه مرزی پس از فاصله گرفتن از رویه شوک‌های مورب است.

میزان کاهش ضخامت لایه مرزی در شکل‌های 7 و 8 به روشنی دیده می‌شود.

انحراف جریان نزدیک به سطح را می‌توان توسط خطوط جریان چسبیده به سطح (الگوی روغنی) بررسی کرد. شکل 9 این خطوط جریان را نشان می‌دهد. فاصله این خطوط از سطح در مرتبه 10^{-4} است. همان گونه که ملاحظه می‌شود، در اثر گردادایان فشاری بین سطوح جانبی شیب‌ها و سطح تراکمی، بخش قابل توجهی از خطوط جریان از بخش پرفشار به سمت دیواره‌های کم‌فشار جانبی منحرف شده است. کاهش حجم ورودی لایه کم انرژی و داغ به داخل داکت (همچنین کاهش دبی جرمی دریافتی کل) اثر مهم این انحراف جریان پرسرعت است.

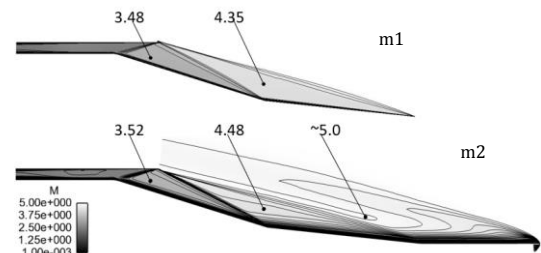


Fig. 6 Contour of Mach number at start condition, m1 and m2

شکل 6 کانتور عدد ماخ در وضعیت کارآ و پایدار

جدول 2 عدد ماخ پس از شوک مورب

Table 2 Mach number after the oblique shock

مدل و حل عددی	میانگین عدد ماخ بعد از شوک اول (M_1)	میانگین عدد ماخ بعد از شوک اول (M_2)
m1 (inviscid)	4.39	3.46
m1 (viscous-k- ω)	4.35	3.48
m2 (viscous-k- ω)	4.48	3.52

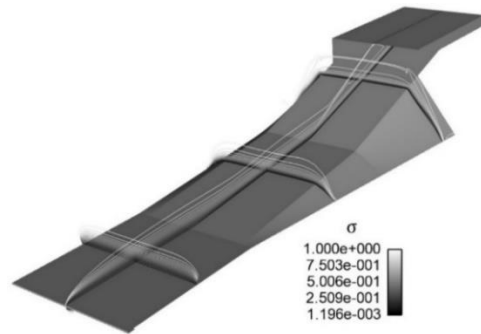


Fig. 7 Total pressure ratio contours

شکل 7 کانتور نسبت فشار کل

افزایش پیدا کرده در نتیجه جریان با ماخ پایین‌تری وارد داکت می‌شود. بالعکس با زاویه حمله منفی ماخ ورودی به داکت افزایش می‌یابد. کانتورهای فشار دینامیکی (q) در شکل 14 نمایان‌گر مقدار افت انرژی در زوایای یادشده است. بیشینه افت مربوط به زاویه حمله +5 و کمینه آن در -5 اتفاق می‌افتد. در توضیح این پدیده باید گفت که با افزایش زاویه حمله حجم کمتری از لایه مرزی منحرف شده و در نتیجه میزان افت انرژی سیال دریافتی افزایش خواهد یافت. از سوی دیگر با کاسته شدن از قدرت شوک‌های خارجی، پرفشاری در شوک‌های داخلی افزایش یافته است و برهمکنش بیشتری با لایه‌مرزی خواهند داشت که نتیجه آن افت بیشتر و ضخیم‌شدن لایه‌مرزی خواهد بود. افزایش ضریب بازایی فشار سکون مهم‌ترین اثر زاویه حمله منفی در این طراحی است. خلاصه محاسبات فاکتورهای کیفیت جریان تحت اثر زاویه حمله در جدول 3 خلاصه شده است.

4-5- اثر دیواره جانبی بر عملکرد

اولین اثر استفاده از دیواره جانبی را می‌توان بر میزان تراکم ایجادشده در انتهای شیب دوم مشاهده کرد. با وجود دیواره‌های جانبی از بازشدگی جریان بر شیب دومی جلوگیری می‌شود که منجر به افزایش پرفشاری و کاهش بیشتر عدد ماخ در شوک مورب ثانوی خواهد شد. شکل 15 این مسأله را توسط کانتور عرضی عدد ماخ مورد مقایسه قرار داده است.

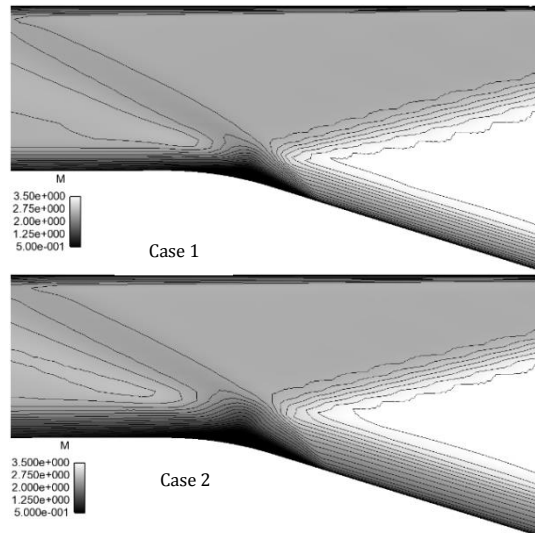


Fig. 10 Close up view of reflexive shock root, A- Case 1, b- Case 2
 شکل 10 نمای نزدیک از ریشه شوک انعکاسی الف- مدل 1، ب- مدل 2

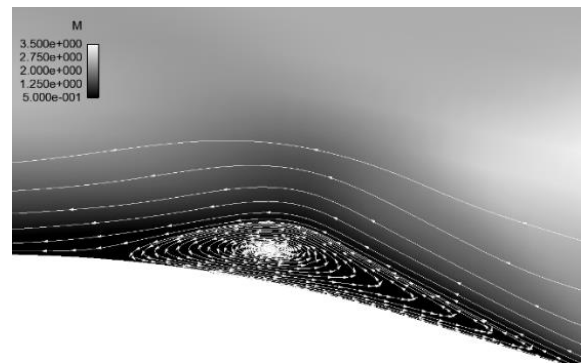


Fig. 11 Streamlines inside the separation region, Case 2
 شکل 11 خطوط جریان در داخل ساختار گردابه‌ای در مدل 2

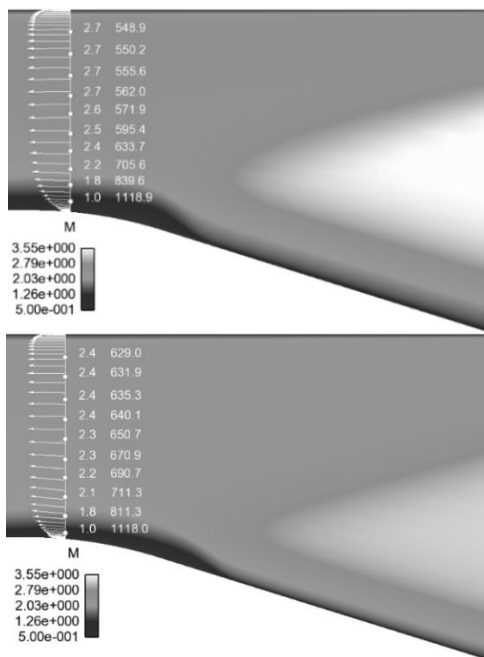


Fig. 13 Effects of attack angle on the internal flow
 شکل 13 اثر زاویه حمله بر جریان داخلی، شکل بالا $\alpha=5$ شکل پایین $\alpha=-5$

جدول 3 اثر زاویه حمله بر پارامترهای دهانه پایه m1

	0	-5	+5
\dot{m}_{AIP} (kg/s)	5.2	7.1	3.7
H (J/kg)	719951.1	774174.1	688955.1
S (J/kg-K)	261.57	219.25	339.75
T (K)	705.4483	769.22	684.55
P (Pa)	25109.38	39260.64	16409.91
σ	47.05	52.30	38.40
M_{ave}	2.17	1.99	2.28

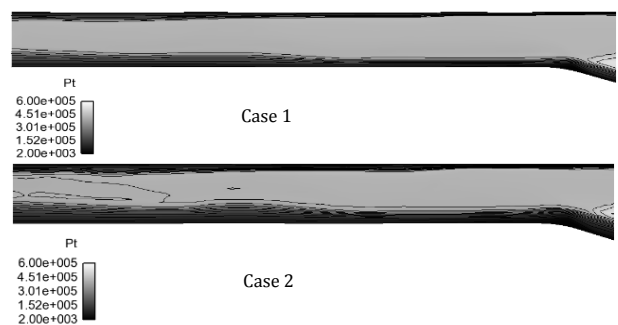


Fig. 12 Duct flow pattern on the plane of symmetry (Pa), a- Case 1, b- Case 2
 شکل 12 الگوی جریان در صفحه تقارن داکت (پاسکال)، الف- مدل 1، ب- مدل 2

3-5- اثر زاویه حمله

زوایای 5 و -5 درجه برای بررسی اثر تغییر جهت جریان انتخاب شده‌اند. در رژیم پروازی ماوراء صوت تغییرات زاویه حمله در محدوده بسیار کوچکی اتفاق می‌افتد، اما اثرات آن بر عملکرد رانشی بخش مکش قابل توجه است. شکل 13 پروفیل سرعت به همراه عدد ماخ مکانی (اولین ستون در سمت راست امتداد قائم) و دمای استاتیک (اولین ستون از سمت راست) پس از محل برخورد اولین شوک انعکاسی با انتهای شانه در صفحه تقارن نمایش داده شده است. با افزایش زاویه حمله قدرت شوک‌های مورب (پرفشاری)

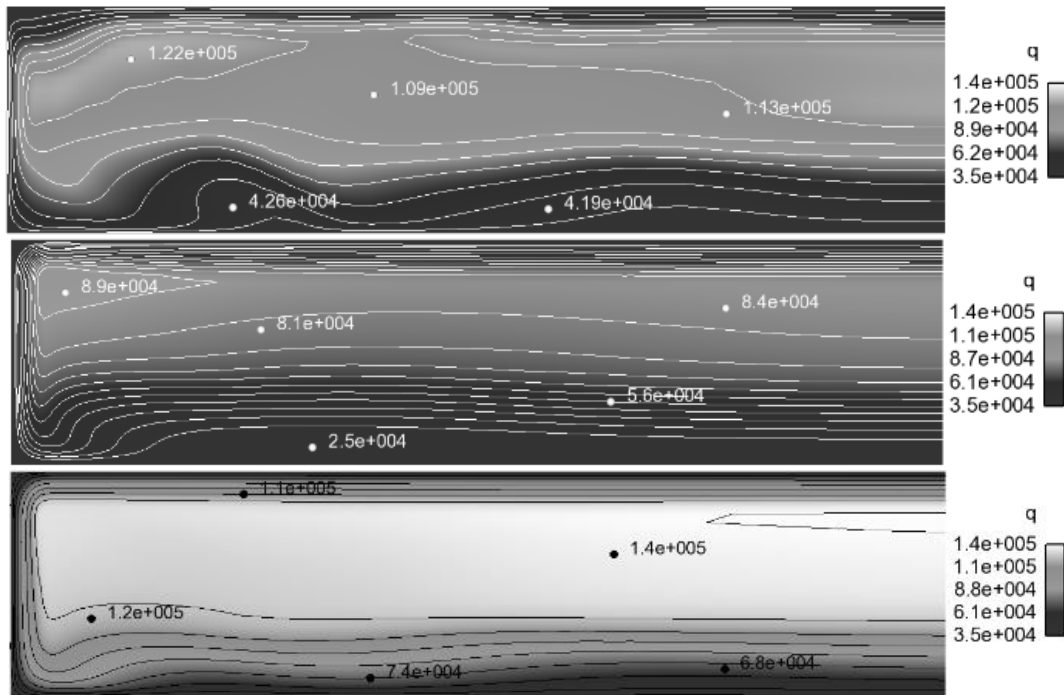


Fig. 14 Effects of attack angle on the flow quality of AIP

شکل 14 اثر زاویه حمله بر کیفیت جریان در سطح سنجش، از بالا به پایین 0 و 5 و -5 درجه

وضعیتی که دیواره جانبی نصب شده است) زاویه شوک انعکاسی افزایش پیدا کرده و اندکی جلوتر از محل استقرار پیشین به دیواره متصل می‌شود. تغییر محل برخورد شوک انعکاسی را می‌توان در شکل 17 به روشنی ملاحظه کرد. این شکل توزیع دمای استاتیک را روی سطح پایینی داکت مشخص کرده است.

تغییرات دمای استاتیک بر دیواره داکت (نزدیک به صفحه تقارن) بین نمونه‌های مورد مطالعه در نمودار شکل 18 نشان داده شده است. جهش ناگهانی در الگوی توزیع دمای محوری در این نمودار به دلیل ساختار گردابه‌ای ایجاد شده در داخل لایه‌مرزی است. جلوگیری از به وجود آمدن چنین ساختارهایی در رژیم‌های مافوق صوت و ماوراء صوت حائز اهمیت است. گردابان شدید حرارتی بر سطح و افزوده شدن ضخامت لایه‌مرزی پس از گردابه از اثرات مهم و نامطلوب این پدیده است.

قدرتمندتر شدن شوک مایل و افزایش گردابان مخالف فشاری بر لایه‌مرزی سبب ناپایداری بیشتر آن خواهد شد. از سوی دیگر دیواره جانبی عملاً از انحراف جریان کم انرژی در لایه‌مرزی به سمت خارج از شیب تراکمی جلوگیری کرده و در نتیجه دهانه ورودی تحت اثر لایه‌مرزی ضخیم‌تری نسبت به حالت بدون دیواره قرار خواهد گرفت. شکل 16 وضعیت جریان در داخل دیفیوزر را با استفاده از کانتور فشار کل نشان می‌دهد. این شکل نشان می‌دهد که کسر قابل توجهی از جریان داخل دیفیوزر را لایه‌مرزی حجیم شده (پس از شوک انعکاسی) تشکیل داده است.

تغییر محل ریشه شوک انعکاسی در اثر افزایش قدرت شوک مورب ثانویه نکته مهم در بررسی جدایش لایه‌مرزی است. با کاهش بیشتر عدد ماخ (در

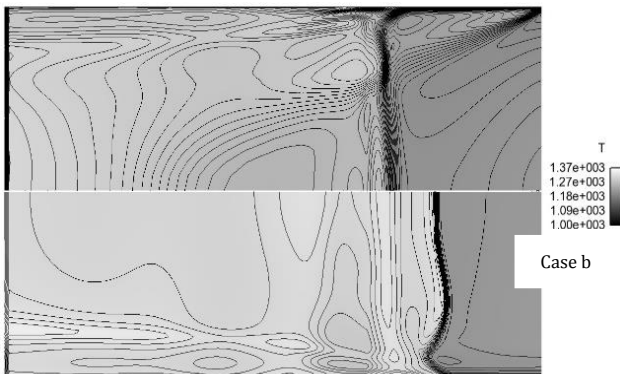


Fig. 17 Static temperature contours (K), a- inlet without sidewall b- inlet with sidewall

شکل 17 کانتور دمای استاتیک بالایی نمونه بدون دیواره جانبی، پایینی نمونه با دیواره جانبی (کلوین)

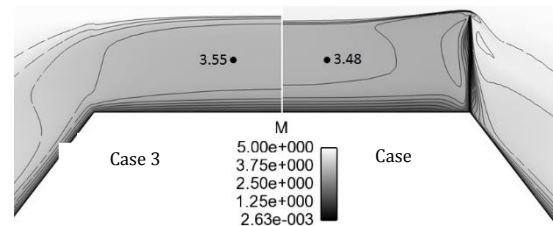


Fig. 15 Transversal Mach contour before the reflexive shock, a- Case 2, b- Case 3

شکل 15 کانتور عرضی عدد ماخ در جلوی دهانه الف- مدل 2، ب- مدل 3



Fig. 16 Duct flow pattern on the plane of symmetry (Pa)

شکل 16 الگوی جریان در صفحه تقارن داکت (پاسکال)

ستون دوم عدد ماخ مکانی را نشان می‌دهد. شکل 20 توزیع فشار دینامیکی را برای مدل‌های مورد مطالعه و در امتداد پروفیل سرعت (مطابق شکل پیشین) معین کرده است. پروفیل سرعت در این شکل اثبات می‌کند که برخلاف آن چه در دفیوزر زیر صوت دهانه مافوق صوت اتفاق می‌افتد [13,7]، لایه مرزی ماوراء صوت پایدارتر بوده و تمایل کمتری به جدایش نشان می‌دهد.

صحت طراحی و محاسبات انجام شده در این مقاله را می‌توان با مقایسه با نتایج منتشر شده تخمین بهینه دهانه ماوراء صوت توسط اسمارت بررسی نمود [16]. برای نمونه نمودار شکل 21 عملکرد دهانه‌های پایه دو بعدی را ارائه کرده است. در این نمودار دهانه‌های مورد سنجش به صورت بهینه طراحی شده‌اند و اثرات ویسکوزیته مورد مدل‌سازی قرار نگرفته است. نتایج مدل‌سازی‌های مشابه در مراجع 14 و 15 نیز صحت طراحی و محاسبات کنونی را نشان می‌دهد.

6- نتیجه‌گیری

در این مقاله دهانه ورودی برای عملکرد در ماخ 5.0 طراحی و مورد شبیه‌سازی عددی قرار گرفته است. لایه مرزی و اثرات آن بر کیفیت جریان محور اصلی این مطالعه را تشکیل می‌دهد. شبیه‌سازی سه بعدی دهانه با مدل توربولانسی دو معادله‌ای منجر به تقریب دقیقی از کیفیت لایه مرزی شده است

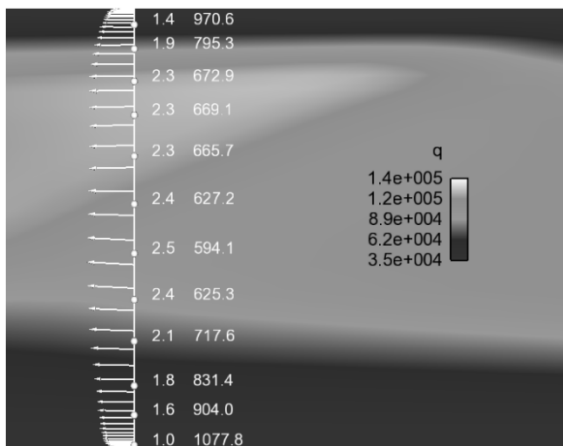


Fig. 19 Dynamic pressure contour and velocity profile before AIP
شکل 19 کانتور فشار دینامیکی و پروفیل سرعت پیش از سطح سنجش

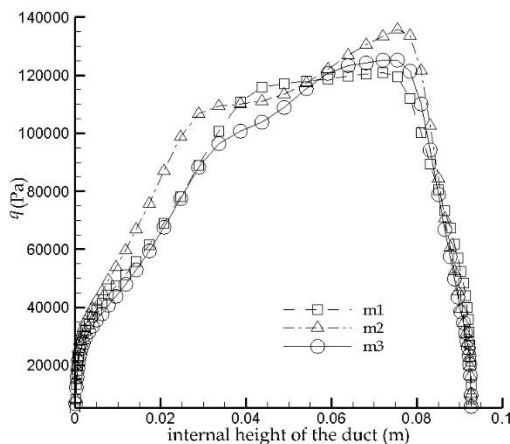


Fig. 20 Dynamic pressure distribution
شکل 20 توزیع فشار دینامیکی

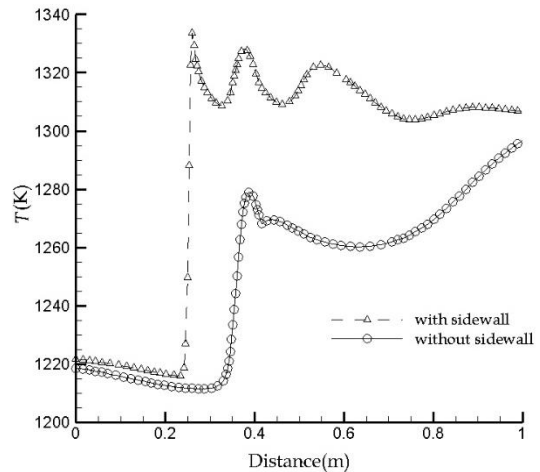


Fig. 18 longitudinal temperature variation at the intersection of lower surface of duct and the plane of symmetry

شکل 18 تغییرات محوری دمای استاتیک بر فصل مشترک صفحه پایینی داکت و صفحه تقارن

با یکپارچه شدن دیواره جانبی و دهانه علاوه بر لایه مرزی سطوح تراکمی، لایه مرزی بر دیواره جانبی نیز به درون دهانه وارد خواهد شد که نتیجه آن افزایش اثرات ویسکوزیته مانند کاهش ضریب بازیابی فشار سکون خواهد بود. جدول 4 ضریب بازیابی فشار سکون و مقادیر متوسط عدد ماخ و فشار استاتیک را در صفحه خروجی مشخص کرده است. در این جدول ضریب بازیابی فشار سکون (σ) به صورت رابطه (9) است.

$$\sigma = \frac{P_{t,AIP}}{P_{t,\infty}} \times 100 \quad (9)$$

در این رابطه، میانگین فشار سکون کل در AIP بوده و $P_{t,\infty}$ فشار سکون اتمسفریک بوده است. مقادیر متوسط در این مطالعه با اعمال انتگرال وزنی بر صفحه AIP محاسبه شده‌اند.

همان گونه که نتایج نشان می‌دهد با وجود لایه مرزی ضخیم شده در بالادست سطوح تراکمی نسبت فشار کل به میزان 7% کاهش پیدا کرده است. این میزان افت با اضافه شدن دیواره جانبی به 20.3% خواهد رسید. این پرش ناگهانی را می‌توان با افزایش حجم لایه مرزی وارد شده، قدرتمند شدن شوک مورب ثانوی و اتلاف حرارتی ناشی از ایجاد گردابه در محل ریشه شوک انعکاسی توضیح داد. نتایج سنجشی دیگر در جدول 5 نشان می‌دهد که افزایش فشار استاتیک (در سطح سنجش) و میانگین انتالپی در مدل m3 بسیار چشمگیر است.

نمایی نزدیک از کانتور فشار دینامیکی بر صفحه تقارن در شکل 19 ارائه شده است. اولین ستون اعداد در سمت چپ پروفیل سرعت دمای استاتیک و

جدول 4 نتایج انتگرال گیری روی سطح سنجش پس از شوک

Table 4 Ramp and shock angles for three different turning angles

مدل	σ	T_{AIP} (K)	k (m^2/s^2)
m1	49.57	709.16	1533.3
m2	46.10	714.95	1900.6
m3	39.50	811.10	2307.6

جدول 5 نتایج انتگرال گیری از فشار و انتالپی روی سطح سنجش

Table 5 Results of pressure and enthalpy integrals over the AIP

مدل	$P_{AIP} (\times 10^3 \text{ Pa})$	$H_{AIP} (\times 10^3 \text{ J/kg})$
m1	27.406	714.093
m2	25.510	719.951
m3	34.609	816.746

فشار سکون اتمسفریک	$P_{t\infty}$
فشار دینامیکی	q
آنتروپی	s
دما	T
علائم یونانی	
زاویه حمله	α
لزجت دینامیکی	μ
چگالی	ρ
ضریب بازیابی فشار سکون در سنجش سطح آیرودینامیکی	σ_{AIP}

8- مراجع

- [1] C. Segal, *The Scramjet Engine: Processes and Characteristics*, 1st Edition, pp. 123-158, Cambridge University Press, 2009.
- [2] E. B. Saheby, G. Huang, W. Qiao, W. Tang, A novel compression surface for integration design of high speed aircraft forebody and inlet, *20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, July, 2015.
- [3] E. B. Saheby, G. Huang, A. Hays, Design of hypersonic forebody by the combination of bump and waverider surfaces, *21st AIAA International Space Planes and Hypersonic Technologies Conference*, Mar, 2017.
- [4] P. Balakumar, L. R. Owens, Stability of hypersonic boundary layers on a cone at an angle of attack, *40th AIAA Fluid Dynamics Conference*, Chicago, Illinois, Jun, 2010.
- [5] L. Zhang, K. Zhang, L. Wang, Application study of the curved surface compression system in three-dimensional sidewall compression inlet, *32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Atlanta, GA, June, 2014.
- [6] E. B. Saheby, G. Huang, A. Hays, Design of wave derived inlet for high curvature fuselage, *52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, July, 2016.
- [7] E. B. Saheby, Gh. Olyaei, A. Kebriaee, Design and numerical analysis of mach 3.0 inlet, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 4, pp. 199-208, 2017.
- [8] F. R. Menter, Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications, *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, pp. 1598-1605, August, 1994.
- [9] S. D. Kim, C. O. Kwon, D. J. Song, Comparison of turbulence models in shock-wave/boundary-layer interaction, *KSME International Journal*, Vol. 18, No. 1, pp. 153-166, January, 2004.
- [10] R. Sivakumar, V. Babu, Numerical simulations of flow in a 3d supersonic intake at high mach numbers, *Defence Science Journal*, Vol. 56, No. 4, pp. 465-476, October, 2006.
- [11] D. W. Mayer, G. C. Paynter, Boundary conditions for unsteady supersonic inlet analyses, *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 6, pp. 1200-1206, Jun, 1994.
- [12] S. Das, J. K. Prasad, Cowl deflection angle in a supersonic air intake, *Defence Science Journal*, Vol. 59, No. 2, pp. 99-105, March 2009.
- [13] H. Ran, D. Mavris, Preliminary design of a 2D supersonic inlet to maximize total pressure recovery, *AIAA 5th ATIO and 16th Lighter-Than-Air System Technology, and Balloon Systems Conferences*, Arlington, Virginia, September, 2005.
- [14] Y. Yao, D. Rincon, Y. Zheng, Shock induced separating flows in scramjet intakes, *Modern Physics, Conference Series*, Vol. 19, No. 2, pp. 73-82, January, 2012.
- [15] M. Krause, B. Reinartz, J. Ballmann, Numerical computations for designing a scramjet intake, *25th International Congress of The Aeronautical Sciences*, Hamburg, Germany, September, 2005.
- [16] M. K. Smart, Optimization of two-dimensional scramjet inlets, *Aircraft*, Vol. 36, No. 2, pp. 430-433, 1999.

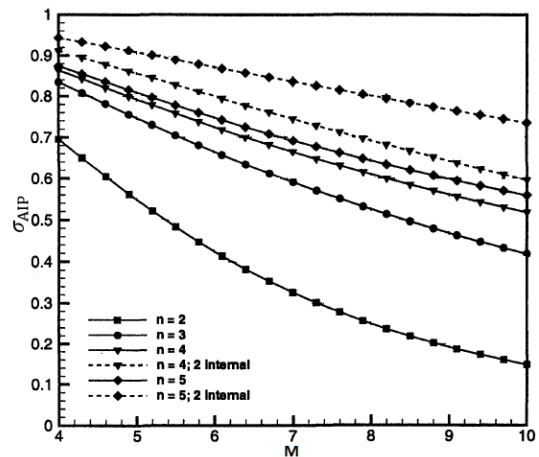


Fig. 21 Maximum total pressure recovery of two-dimensional multi ramp hypersonic inlets

شکل 21 تغییرات بیشینه ضریب بازیابی فشار در دهانه‌های ورودی پایه دوبعدی

و تأثیرات آن بر ساختار شوک‌های مورب، انعکاسی و کارایی دهانه ورودی در نمونه‌های جداگانه مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهد که لایه مرزی ضخیم شده علاوه بر کاستن از قدرت شوک‌های مورب، در نمونه‌ای که مجهز به دیواره جانبی است، باعث ایجاد جدایش جریان در محل ریشه شوک انعکاسی می‌گردد. فشار استاتیک نهایی با الحاق دیواره جانبی افزایش می‌یابد، اما افزایش تلفات حرارتی در این نمونه‌ها مشخص کرده که کسر زیادی از انرژی جریان ورودی در این گردابه به حرارت تبدیل شده است. می‌توان این گونه نتیجه گرفت که انحراف لایه مرزی از روی سطوح تراکمی می‌تواند نقش مؤثری در بازیابی فشار سکون ایفا کرده و تلفات حرارتی داخلی را بسیار کاهش دهد. از سوی دیگر افزایش فشار سکون نهایی مستلزم ایجاد شوک‌های نیرومندتری است و این مسأله مستلزم طراحی بهینه سطوح جانبی است.

7- فهرست علائم

AIP	سطح سنجش آیرودینامیکی
C_p	ضریب فشار
E	انرژی کل
H	آنتالپی
M	عدد ماخ جریان آزاد
M_{ave}	عدد ماخ متوسط
P	فشار استاتیک
P_t	فشار کل