



طراحی دیفیوزر تونل باد ابرصوت بر اساس تحلیل عددی میدان جریان

مصطفی هادی دولابی*، ابولفضل یوسفی، مهدی هاشم‌آبادی

مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

تاریخچه داوری:

دریافت: ۲۱ بهمن ۱۳۹۴

بازنگری: ۸ اردیبهشت ۱۳۹۵

پذیرش: ۱۵ شهریور ۱۳۹۵

ارائه آنلاین: ۱۸ آبان ۱۳۹۵

کلمات کلیدی:

دیفیوزر

تونل باد ابرصوت

تحلیل عددی

بازده آیزنتروپیک

حل عددی

چکیده: در این پژوهش فرآیند طراحی دیفیوزری با هندسه ثابت ارایه شده است که علاوه بر کمترین هزینه ساخت، بتواند با کمترین نسبت فشار برای تونل، جریان با ماخ ۵، ۶ و ۷ را در داخل محفظه آزمون پایدار نگه دارد. در این کار پس از جمع آوری اطلاعات آماری دیفیوزرهای مختلف و بی‌بعدسازی آن‌ها بر اساس قطر ورودی دیفیوزر که از الزامات درخواستی برای تونل باد در دست طراحی است، ابعاد اولیه دیفیوزر به دست آمده است. سپس میدان جریان به وسیله حل معادلات ناویر استوکس (معادلات متقارن محوری) مورد تحلیل دینامیک سیالات عددی قرار گرفته است. از بازدهی آیزنتروپیک دیفیوزر به عنوان معیار بررسی عملکرد دیفیوزر استفاده شد. با تغییر ابعاد اجزای دیفیوزر و مقایسه بازدهی در هر مرحله با دیفیوزر با ابعاد اولیه، بهترین هندسه با بالاترین بازدهی ممکن و دستیابی تونل به بالاترین زمان اجرا به دست آمده است. در انتها نیز اثر کاهش نسبت فشار کاری تونل، بر راندمان دیفیوزر مورد بررسی قرار گرفته است.

۱- مقدمه

نقش دیفیوزر در تونل باد، کاهش سرعت جریان سیال عبوری از بخش آزمون می‌باشد به طوری که سرعت در خروجی آن به حدود صفر برسد. این کاهش سرعت در دیفیوزر باید به گونه‌ای انجام شود که حداقل افت فشار سکون در سیال اتفاق بیافتد. به عبارتی، دیفیوزر وظیفه بازیابی فشار استاتیکی سیال از انرژی جنبشی جریان را به عهده دارد که دستیابی به این هدف برای تونل باد ابرصوت با استفاده از یک مجرای همگرا، یک گلوگاه ثابت و پس از آن مجرای واگرا امکان پذیر است. در واقع هندسه بخش همگرا با ایجاد شوک‌های مایل که نسبت به شوک عمودی دارای افت فشار کمتری هستند و پس از آن تداوم شوک‌های مایل در طول گلوگاه دیفیوزر تا حدی از سرعت جریان می‌کاهد. سپس در دهانه بخش واگرا با ایجاد شوک عمودی، سرعت جریان به زیر سرعت صوت رسیده و در بخش واگرا کاهش سرعت ادامه پیدا می‌کند به طوری که فشار سکون در خروجی دیفیوزر تقریباً برابر فشار محیط می‌شود. با توجه به پدیده‌های استهلاکی که در دیفیوزر اتفاق می‌افتد از جمله امواج شوک و تداخل شوک با لایه مرزی، افت فشار سکون ناشی از آن‌ها از جمله مهمترین معیارهای ارزیابی دیفیوزر بوده و در تعریف بازده دیفیوزر مورد استفاده قرار می‌گیرد [۱-۳].

با توجه به پیچیدگی‌های میدان جریان داخل تونل باد و به خصوص دیفیوزرهای ابرصوت و نیز راهبردی بودن این سامانه‌ها، اطلاعات بسیار کمی

در خصوص طراحی و تحلیل آن‌ها در دسترس می‌باشد. از جمله پژوهش‌های انجام شده در این زمینه می‌توان به مقاله مطالعه خانواده دیفیوزرهای ابرصوت در اعداد رینولدز پایین اشاره کرد که در این کار پیکربندی‌های مختلف تونل باد اونرا^۱ و تونل باد مجموعه توسعه مهندسی آرنولد^۲ مورد بررسی قرار گرفته است [۳]. جانسون و ویتکوفسکی نیز دیفیوزرهای مافوق صوت هندسه متغیر را در عدد ماخ ۲۰ برای عملکرد تونل باد هلیوم مورد بررسی قرار داده‌اند [۴]. ماکوفسکی و ری، تاثیر لوله شوک دیفیوزر در اعداد ماخ بالا را با استفاده از داده‌های به دست آمده در طی ساخت تونل باد ابرصوت هلیومی مورد بررسی قرار دادند [۵]. حمیدی و همکاران با بررسی پارامترهای موثر در طراحی دیفیوزر با توجه به داده‌های مربوط به برخی تونل‌های باد ابرصوت و ترسیم نمودار پراکندگی، اندازه هر یک از اجزای دیفیوزر را تخمین زده‌اند [۶]. ایوانی و همکاران برای طراحی دیفیوزر تونل باد دمشی متناوب از یک کد مهندسی بهره بردند [۷]. در این کار از روابط مربوط به شوک‌ها برای تحلیل جریان استفاده شده است. اعتمادی و همکاران از یک کد نوشته شده به زبان فرترن برای تعیین بهترین زاویه صفحات دیفیوزر تونل باد مافوق صوت دانشگاه امام حسین به منظور تشکیل بهترین زوایای شوک استفاده کرده‌اند [۸]. محاسبات در این کار بر اساس معادلات غیرلزج انجام شده است، این در حالی است که اثرات لزجت در داخل تونل باد همواره بر روی جریان واقعی

1 ONERA

2 Arnold Engineering Development Complex (AEDC)

نویسنده عهده‌دار مکاتبات: mhadidoolabi@mut.ac.ir

جمع آوری شده از مراجع [۲۱-۱۱] و مطالعه حمیدی و همکاران [۶] در روند تعیین ابعاد اولیه دیفیوزر استفاده شده است.

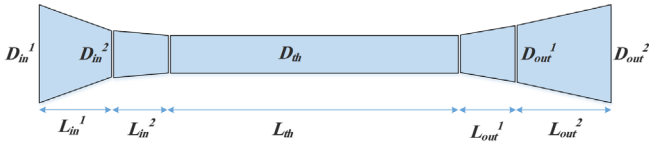


Fig. 2. Introducing diffuser components collected from statistical data

شکل ۲: معرفی اجزای دیفیوزرهای جمع آوری شده از اطلاعات آماری

با توجه به الزامات طراحی و تعیین قطر ورودی دیفیوزر مطابق مرجع [۱۰]، قطر ورودی دیفیوزر برابر ۷۲۵ میلیمتر در نظر گرفته شد و بنابراین تمامی پارامترها برحسب قطر ورودی دیفیوزر بی‌بعد شده است. شکل ۳ تا شکل ۷ نمودار پراکنندگی بی‌بعد شده اجزا برحسب قطر ورودی دیفیوزر را نشان می‌دهد. علیرغم پراکنندگی موجود در داده‌ها که به دلیل تنوع تونل‌های باد ابرصوت مورد بررسی می‌باشد، سعی شده است از بین داده‌های موجود در هر نمودار یک منحنی خطی عبور داده شود. لازم به ذکر است که با توجه به تحلیل عددی که در فاز طراحی انجام شد، مشخص گردید که این منحنی‌ها از دقت مناسبی برای تخمین اولیه ابعاد دیفیوزر برخوردار هستند. بدین ترتیب با توجه به مشخص بودن قطر ورودی دیفیوزر در دست طراحی، می‌توان طول بخش همگرا را از شکل ۳، قطر گلوگاه دیفیوزر را از شکل ۴ و سایر پارامترها را از شکل‌های ۵ تا ۷ به‌دست آورد. ابعاد دیفیوزرهای اولیه، مطابق داده‌های آماری در جدول ۱ ارائه شده است. پارامترهای موجود در این جدول در شکل ۸ تعریف شده‌اند.

جدول ۱: ابعاد دیفیوزر اولیه طراحی شده (ابعاد به میلیمتر)

Table 1. Initial designed diffuser dimensions (in mm)

l_3	d_3	l_2	d_2	l_1	d_1	Mach
۱۲۴۳/۶	۶۸۳/۱۷	۴۸۲۳/۴	۵۰۰/۴۶۸	۶۹۰/۷۸	۷۲۵	۵
۱۳۶۵/۷۵	۶۷۱/۲	۵۰۷۴/۲	۴۹۵/۴۶۵	۸۲۳/۶	۷۲۵	۶
۱۴۸۷/۹۲	۶۵۹/۲۴	۵۳۲۴/۹۸	۴۹۰/۴۶	۹۵۶/۴۲	۷۲۵	۷

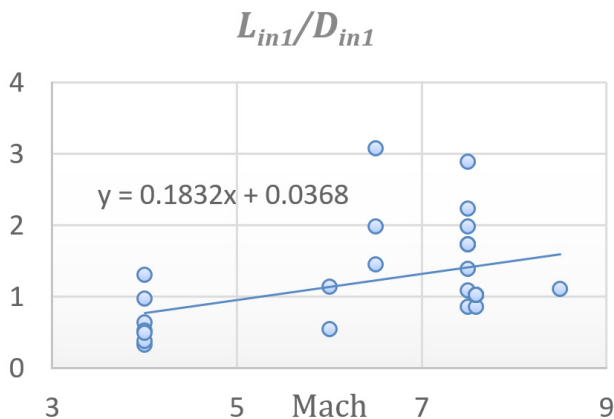


Fig. 3. Changes in convergent part length to diffuser inlet diameter with Mach number

شکل ۳: تغییرات طول بخش همگرا به قطر ورودی دیفیوزر با عدد ماخ

تاثیرگذار است.

متأسفانه بر خلاف نازل فراصوت که روش‌های تحلیل و کلاسیکی برای طراحی آن‌ها وجود دارد، با توجه به پیچیدگی‌های الگوی جریان در دیفیوزر هیچ روش نظام‌مندی برای طراحی آن ارائه نشده است و عمدتاً طراحی دیفیوزرها بر اساس اطلاعات تجربی انجام می‌شود [۹]. در این مقاله یک روش نظام‌مند برای طراحی دیفیوزر ابرصوت متقارن محوری ارائه شده است. در این روش ابتدا ابعاد اولیه دیفیوزر بر اساس داده‌های تونل‌های موجود استخراج شده و با استفاده از تحلیل عددی میدان جریان داخل دیفیوزر و براساس محاسبه راندمان دیفیوزر، طرح آن نهایی می‌شود. از آنجایی که تحلیل دیفیوزر مجزا، برای جریان ابرصوت به دلیل در دسترس نبودن شرایط دقیق در مرزها و شرایط خاص دیفیوزر به واگرایی محاسبات جریان یا وابستگی شدید به شرایط مرزی می‌انجامد، دیفیوزر در دست طراحی (مطابق شکل ۱) در داخل تونل بادی با ابعاد محفظه آزمونی که بر اساس داده‌های آماری برای این ماخ طراحی شده [۱۰]، قرار داده شده است. اجزای دیفیوزر به صورت درصدی تغییر و با تحلیل دینامیک سیالات عددی جریان داخل تونل با استفاده از نرم افزار فلوئنت در شرایط تراکم‌پذیر و لزج (مدل آشفتگی $k-\omega$ SST)، بازه آیزنتروپیک دیفیوزر در هر مرحله تعیین و دیفیوزر با بالاترین بازه انتخاب شده است. در کار انجام شده با توجه به تغییر جداگانه اجزا در بررسی روند تحلیل، تاثیر تغییر ابعاد هر بخش از دیفیوزر بر روی کارایی دیفیوزر به خوبی مشخص شده است.

اکثر پژوهش‌های انجام شده در خصوص تحلیل دیفیوزرهای دوبعدی و در اعداد ماخ مافوق‌صوت بوده و آنچه این پژوهش را نسبت به سایر پژوهش‌ها متمایز می‌کند، ارائه یک روش نظام‌مند برای طراحی مفهومی دیفیوزرهای متقارن محوری و سپس انجام طراحی دقیق‌تر براساس حل میدان جریان در این دیفیوزر متقارن محوری و استخراج ابعاد بهینه آن برای چند عدد ماخ ابرصوت است. از دیگر ویژگی‌های بارز این مقاله می‌توان به بررسی اثرات کاهش نسبت فشار کاری تونل بر راندمان دیفیوزر اشاره کرد.

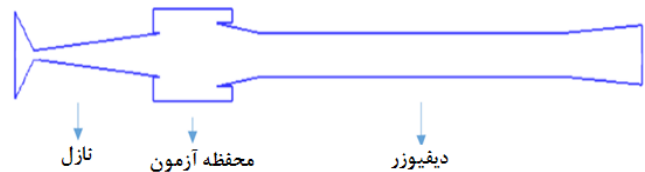


Fig. 1. The wind tunnel components modelled in the present research

شکل ۱: معرفی اجزای تونل باد در دست بررسی

۲- طراحی مفهومی دیفیوزرهای ابرصوت براساس مطالعات آماری

دیفیوزر در دست طراحی در این کار شامل بخش همگرا، گلوگاه ثابت و بخش واگراست. در برخی دیفیوزرها بخش همگرا و بخش واگرا، هر یک خود شامل دو بخش هستند. تمامی این اجزا در شکل ۲ معرفی شده‌اند. در این کار از اطلاعات ابعادی تعدادی از دیفیوزرهای تونل‌های باد ابرصوت

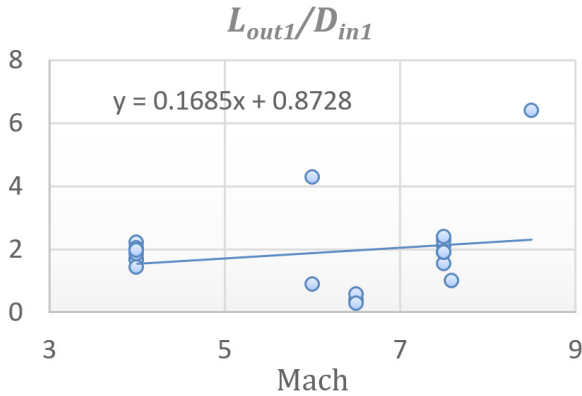


Fig. 7. Changes in divergent part length to diffuser inlet diameter with Mach number

شکل ۷: تغییرات طول قسمت واگرای دیفیوزر به قطر ورودی دیفیوزر با عدد ماخ

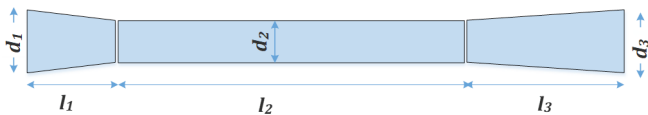


Fig. 8. The introduction of the components being designed diffuser

شکل ۸: معرفی اجزای دیفیوزر در دست طراحی

ویرجینیا با استفاده از نرم‌افزار گپس^۱، کانتور و شرایط جریان را برای این تونل باد ارایه کرده است [۲۲]. تحلیل انجام شده توسط چن به صورت آشفته و پایا انجام شده است. اجزای تونل باد ویرجینیا در شکل ۹ نشان داده شده است. کانتور ماخ به دست آمده از تحلیل حال حاضر در درون محفظه آزمون و ابتدای دیفیوزر (شکل ۱۰) با کانتور ارایه شده در مرجع [۲۲]، (شکل ۱۱) مقایسه شده است. همانطور که از مقایسه این دو شکل مشخص است نتایج بسیار شبیه هستند. می‌توان شوک قوی ایجاد شده در خط مرکزی دیفیوزر را که از برخورد امواج شوک مایل در میدان متقارن محوری ایجاد می‌شود را در هر دو شکل مشاهده کرد.

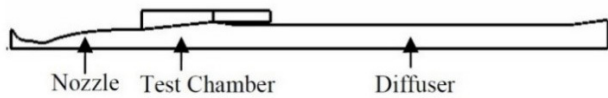


Fig. 9. Overview and Virginia wind tunnel components

شکل ۹: نمای کلی و اجزای اصلی تونل باد ویرجینیا

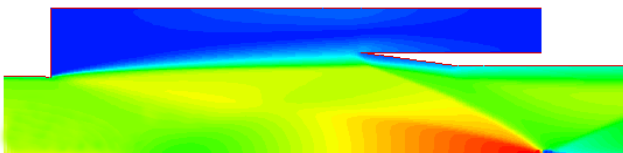


Fig. 10. Mach contour in test section and diffuser inlet of Virginia wind tunnel using present computation

شکل ۱۰: کانتور ماخ به دست آمده در محفظه آزمون و ورودی دیفیوزر تونل باد ویرجینیا با استفاده از تحلیل حال حاضر

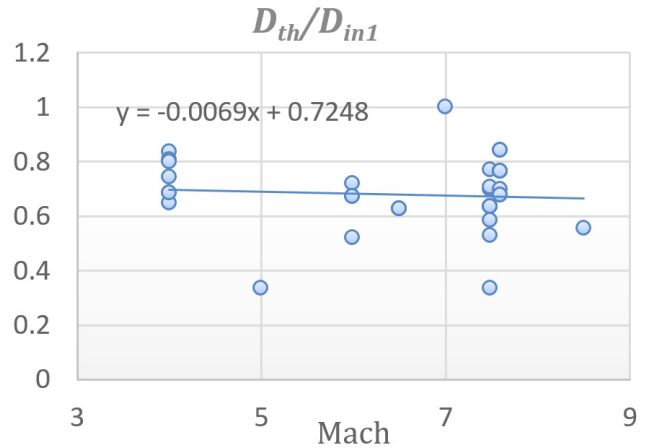


Fig. 4. Changes in throat diameter to diffuser inlet diameter with Mach number

شکل ۴: تغییرات قطر گلوگاه به قطر ورودی دیفیوزر با عدد ماخ

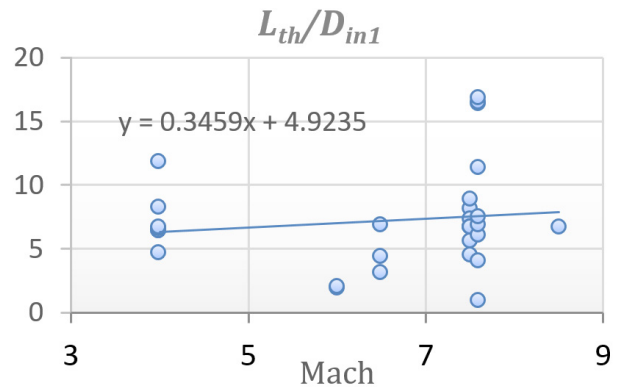


Fig. 5. Changes in throat length to diffuser inlet diameter with Mach number

شکل ۵: تغییرات طول گلوگاه به قطر ورودی دیفیوزر با عدد ماخ

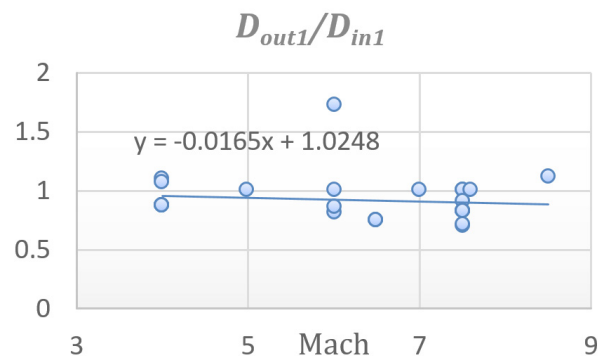


Fig. 6. Changes in outlet diameter to diffuser inlet diameter with Mach number

شکل ۶: تغییرات قطر خروجی به قطر ورودی دیفیوزر با عدد ماخ

۳- اعتبارسنجی

قبل از انجام تحلیل عددی دیفیوزر برای روند طراحی، ابتدا لازم است فرآیند حلی که قرار است مورد استفاده قرار گیرد به نحو مناسبی اعتبارسنجی شود. برای اعتبارسنجی روش و روند تحلیل عددی، از تحلیل تونل باد ابرصوت ویرجینیا با ماخ ۴ استفاده شده است. چن با تحلیل تونل باد ابرصوت

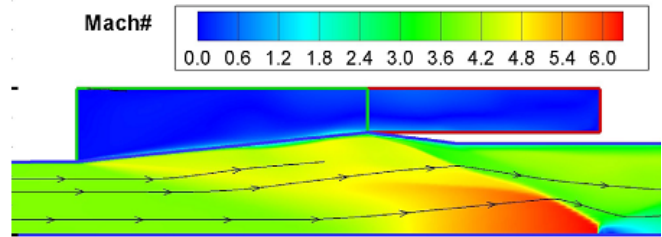


Fig. 11. Mach contour in test section and diffuser inlet of Virginia wind tunnel using Gaps software

شکل ۱۱: کانور ماخ به دست آمده در محفظه آزمون و ورودی دیفیوزر تونل باد ویرجینیا با استفاده از نرم افزار گپس [۲۲]

۴- طراحی دقیق دیفیوزر ابرصوت براساس تحلیل عددی

در این بخش، برای طراحی نهایی دیفیوزر در سه ماخ ۵، ۶ و ۷ در ابتدا با استفاده از اطلاعات آماری تخمین اولیه‌ای از مشخصات هندسی دیفیوزر در این سه ماخ به دست آمده است. سپس مقدار بهینه هر یک مشخصات هندسی دیفیوزر تعیین شده است. این مشخصات در شکل ۸ نشان داده شده‌اند. در این مشخصات، قطر ورودی دیفیوزر جزو الزامات طراحی است و در بخش قبلی بدان اشاره شد. سپس در هر ماخ، با تغییر گام به گام هر یک مشخصات هندسی دیفیوزر، جریان داخل تونل باد در حالت متقارن محوری مورد تحلیل عددی قرار گرفته است تا با بررسی بازدهی دیفیوزر، مقدار بهینه هر یک از این مشخصات هندسی تعیین شود. برای این کار ابتدا با تغییر طول قسمت همگرای دیفیوزر و تحلیل عددی آن و بررسی بازدهی دیفیوزر، طول بهینه قسمت همگرا تعیین شده است. سپس از دیفیوزر بهینه شده برای بهینه کردن پارامتر هندسی بعدی استفاده شده است و این روند تا نهای شدن تک تک پارامترها هندسی دیفیوزر انجام شده است. در نهایت مقادیر نهایی به عنوان دیفیوزر طراحی شده برای آن ماخ در نظر گرفته شده است. پس از نهای شدن دیفیوزر طراحی شده، اثر کاهش نسبت فشار، در بازدهی دیفیوزر نیز تعیین شده است تا حداقل نسبت فشاری که دیفیوزر قادر به برقراری جریان در تونل است نیز تعیین شود.

۴-۱- معادلات حاکم

معادلات اصلی برای حل جریان معادلات ناویر استوکس و انرژی هستند. شکل کلی معادلات اساسی برای جریان تراکم‌پذیر و لزج به صورت روابط (۴-۱) می‌باشند [۲۳].

$$\frac{D\rho}{Dt} + \rho \nabla V = 0 \quad (1)$$

$$\rho \frac{DV}{Dt} = \rho g + \nabla \cdot \tau'_{ij} - \nabla P \quad (2)$$

$$\rho \frac{Dh}{Dt} = \frac{DP}{Dt} + \text{div}(K \nabla T) + \tau'_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \quad (3)$$

$$\tau'_{ij} = \mu \left[\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right] + \delta_{ij} - \lambda \text{div} V \quad (4)$$

در روابط بالا V بردار سرعت، P فشار، ρ چگالی و T دما هستند. μ ضریب لزجت، λ ثابت لامه یا ضریب لزجت حجمی، κ ضریب انتقال حرارت و δ_{ij} تابع دلتای کرونر و τ'_{ij} تانسور تنش هستند. با توجه به استفاده از مجرای همگرا-واگرا برای کاهش سرعت جریان ابرصوت در واقع از فرآیند ایجاد شوک برای کاهش سرعت و افزایش فشار استاتیک استفاده می‌شود. از آنجایی که استفاده از شوک عمودی به تنهایی سبب کاهش افت شدید فشار سکون و در نهایت کاهش شدید بازده تونل باد می‌شود، با به‌کارگیری مجرای با قطر ثابت پس از بخش همگرا و تشکیل چند شوک مایل و یک شوک عمودی در انتها که سرعت کاهش یافته است به جای یک شوک عمودی قوی از افت زیاد فشار سکون کاسته می‌شود. رابطه (۵) رابطه بازده آیزنتروپیک را نشان می‌دهد. در این پژوهش از این بازده برای بررسی عملکرد دیفیوزر استفاده شده است [۲].

$$\eta_i = \frac{2}{\gamma - 1} \cdot \frac{1}{M_1^2} \cdot \left[\left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (5)$$

در این رابطه زیروند ۱ مربوط به شرایط ورودی دیفیوزر و زیروند ۲ مربوط به شرایط خروجی دیفیوزر است.

مدل آشفتگی به کار رفته مدل $k-\omega$ SST می‌باشد و هندسه جریان به صورت متقارن محوری در نظر گرفته شده است. دلیل به‌کارگیری این مدل توانایی آن در ترکیب استفاده از معادلات رینولدز بالای $k-\epsilon$ در نواحی دور از دیواره و استفاده از معادلات رینولدز پایین $k-\omega$ در نواحی نزدیک دیواره است. لازم به ذکر است شبکه بندی هندسه به گونه ای انجام شده است که در دیواره‌های دیفیوزر همواره مقدار y^+ کمتر از ۱/۵ است.

۴-۲- استقلال از شبکه

در اینجا برای تعیین تعداد سلول مناسب، افزایش تعداد شبکه مخصوصاً در بخش دیفیوزر تونل باد انجام شده است. بدین منظور سه شبکه با ۷۱۱۷۵، ۸۴۳۵۰ و ۹۱۵۷۵ سلول انتخاب شده‌اند. لازم به ذکر است که این تعداد سلول مربوط به کل تونل باد است و ریزشدهی شبکه بیشتر در بخش دیفیوزر انجام شده است. همان‌گونه که از شکل ۱۲ مشخص است، تغییرات فشار استاتیک با افزایش تعداد شبکه از ۸۴۳۵۰ به ۹۱۵۷۵ بر روی محور وسط دیفیوزر بسیار نامحسوس است و شبکه با ۸۴۳۵۰ سلول شبکه مناسبی است. بنابراین در بررسی و روند طراحی دیفیوزر مربوطه از تعداد شبکه ۸۴۳۵۰ استفاده شده است.

۴-۳- طراحی دیفیوزر ماخ ۵

۴-۳-۱- تغییر طول بخش همگرا برای دیفیوزر ماخ ۵

با کاهش ۱۰ و ۲۰ درصدی طول بخش همگرا و افزایش ۱۰، ۳۰ و ۶۰ درصدی طول این بخش، نتایج مطابق شکل ۱۳ و جدول ۲ به دست آمده است. همانطور که مشخص است با افزایش طول بخش همگرا تا ۳۰ درصد

جدول ۲: تغییر طول بخش همگرا و تغییر بازده

Table 2. Changes in convergent part length and wind tunnel efficiency

درصد تغییرات بازده	بازده دیفیوزر	l_1 , mm
-۱/۳۳	۰/۲۷۴۶۴	۳۸۳/۵۴۶
-۰/۳۶	۰/۲۷۷۳۵	۴۸۳/۵۴۶
۰	۰/۲۷۸۳۶	۶۹۰/۷۸
۰/۵۷	۰/۲۷۹۹۶	۷۵۹/۸۵۸
۲/۰۷	۰/۲۸۴۱۲	۸۹۸/۰۱۴
۵/۰۸	۰/۲۹۲۵۱	۱۰۹۸/۰۱

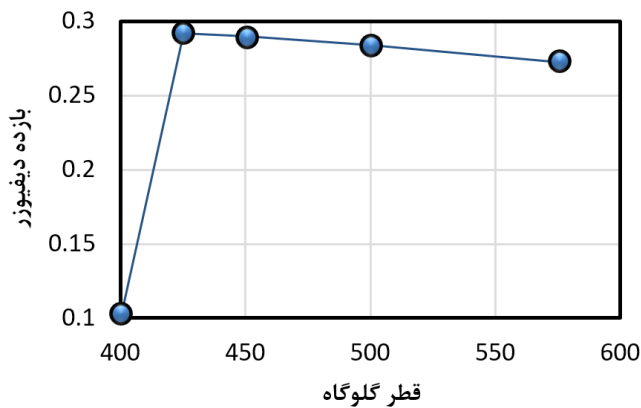


Fig. 14. Changes in diffuser efficiency with throat diameter at Mach 5

شکل ۱۴: تغییر بازده دیفیوزر ماخ ۵ با تغییر قطر گلوگاه

جدول ۳: تغییر قطر گلوگاه و تغییر بازده

Table 3. Changes in throat diameter and wind tunnel efficiency

درصد تغییرات بازده	بازده دیفیوزر	d_2 , mm
-۶۴/۰۵	۰/۱۰۲۱۳	۴۰۰/۳۷۴۰
۲/۶۹	۰/۲۹۱۷۸	۴۲۵/۳۹۷۳
۱/۹۷	۰/۲۸۹۷۲	۴۵۰/۴۲۰۷
۰	۰/۲۸۴۱۲	۵۰۰/۴۶۷۵
-۴/۱۰	۰/۲۷۲۴۷	۵۷۵/۵۳۷۶

۴-۳-۳ طول گلوگاه دیفیوزر برای دیفیوزر ماخ

با توجه به تحقیقات پیشین، نسبت طول به قطر مناسب برای گلوگاه دیفیوزر ابرصوت از ۱۱ تا ۱۶ است [۳]. برای تعیین دقیق طول گلوگاه دیفیوزر ابرصوت، طول گلوگاه در ۶ مرحله کاهش و تا ۵ مرحله افزایش یافته است. بازدهی دیفیوزر در طول گلوگاه مختلف در جدول ۴ ارائه شده است. شکل ۱۵ بازدهی دیفیوزر در نسبت‌های مختلف طول به قطر گلوگاه دیفیوزر نشان می‌دهد. همانطور که از جدول ۴ هم پیداست، نسبت طول به قطر ۱۱/۷۸، بالاترین بازدهی دیفیوزر را نشان می‌دهد و بنابراین برای ادامه روند طراحی از این نسبت استفاده شده است. بنابراین طول گلوگاه ۵۳۰۵/۷۷

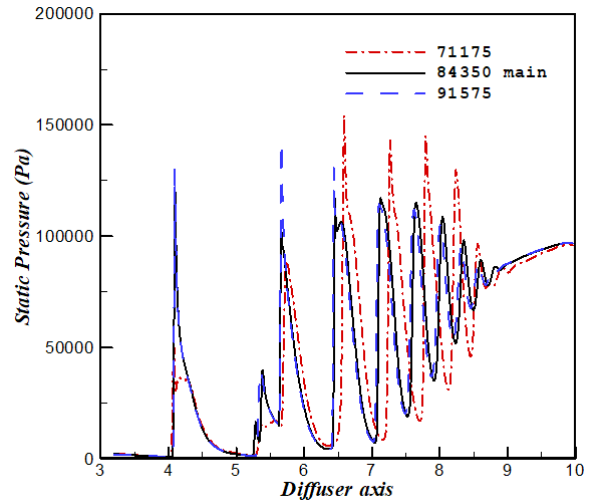


Fig. 12. Comparing of static pressure on diffuser axis for three different grids

شکل ۱۲: مقایسه مقادیر فشار استاتیک روی محور دیفیوزر برای سه شبکه مورد بررسی

طول اولیه، بازده در حدود ۲ درصد افزایش یافته است اما با افزایش طول تا نزدیک ۶۰ درصد تنها بازده ۲/۵ درصد دیگر افزایش یافته که نسبت به تغییر طول مقدار کمی است. با توجه به ملاحظات ساخت و فضای مورد نیاز برای تونل باد، از طول ۸۹۸/۰۱۴ میلی‌متر برای بخش همگرا برای ادامه روند طراحی استفاده شده است. مقدار متوسط γ^+ برای دیواره‌های دیفیوزر در این مرحله برابر ۰/۷۳ است که بیانگر دقت کافی شبکه در نزدیکی دیواره است.

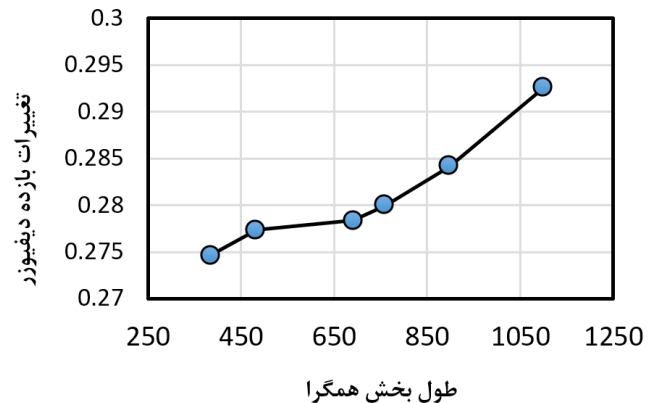


Fig. 13. Changes in diffuser efficiency with length of convergent part at Mach 5

شکل ۱۳: تغییر بازده دیفیوزر ماخ ۵ با تغییر طول بخش همگرا

۴-۳-۲ تغییر قطر گلوگاه دیفیوزر برای دیفیوزر ماخ ۵

با توجه به تحلیل‌های پیشین و ساختار دیفیوزر، انتظار می‌رود با کاهش قطر گلوگاه بازده افزایش یابد [۳]. نتایج بازده دیفیوزر برای قطرهای مختلف دیفیوزر در جدول ۳ و شکل ۱۴ آورده شده است. از نتایج مشخص است که با کاهش قطر گلوگاه تا ۱۵ درصد قطر اولیه، بازده تا ۲/۷ درصد افزایش یافته است، اما از آن به بعد با کاهش ۵ درصد بیشتر دیگر جریانی در تونل برقرار نشده است و بازده به‌طور شدید افت کرده است.

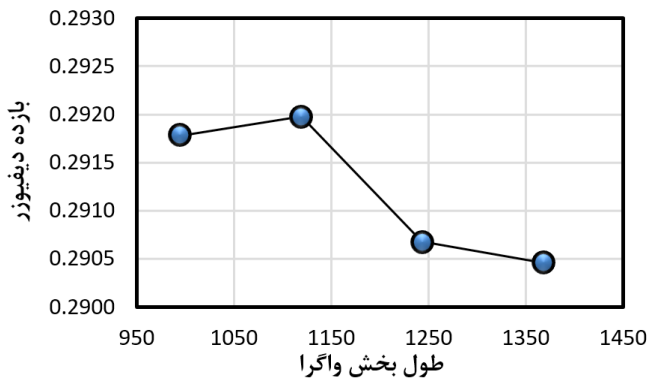


Fig. 16. Changes in diffuser efficiency with length of divergent part at Mach 5

شکل ۱۶: تغییر بازده آیزنتروپیک دیفیوزر ماخ ۵ با تغییر طول بخش واگرا

جدول ۵: تغییر بازده آیزنتروپیک با تغییر طول بخش واگرا

Table 5. Changes in divergent part length and wind tunnel efficiency

درصد تغییرات بازده	بازده دیفیوزر	l_3 , mm
۰/۳۷۹۱۷	۰/۲۹۱۷۸	۹۹۴/۸۷۴۴
۰/۴۴۶۸۶	۰/۲۹۱۹۷	۱,۱۱۹/۲۳
.	۰/۲۹۰۶۷	۱۲۴۳/۵۹۳
-۰/۰۷۳۹۹	۰/۲۹۰۴۶	۱۳۶۷/۹۵۰

۴-۳-۵- تغییر قطر خروجی دیفیوزر برای دیفیوزر ماخ

در این مرحله مطابق شکل ۱۷ و جدول ۶ قطر بخش واگرا در سه مرحله تا ۳۰ درصد کاهش و یک بار تا ۱۰ درصد قطر اولیه افزایش یافته است همانطور که مشخص است گزینه مناسب برای قطر بخش واگرا ۵۴۶/۵۳۴ میلیمتر است. مقدار متوسط γ^+ برای دیواره‌های دیفیوزر در این مرحله برابر ۱/۲۳ است.

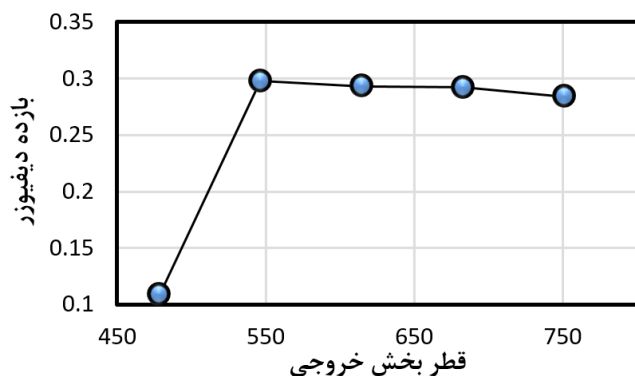


Fig. 17. Changes in diffuser efficiency with diameter of divergent part outlet at Mach 5

شکل ۱۷: مقادیر بازده آیزنتروپیک دیفیوزر ماخ ۵ در اثر تغییر قطر بخش واگرا

درصد تغییر بازده و مقدار γ^+ در دیفیوزر بهینه طراحی شده در هر مرحله به صورت جدول ۷ است.

میلیمتر به دست می‌آید که متناسب با بازده‌ای است که در دیگر مراجع ارایه شده است. مقدار متوسط γ^+ برای دیواره‌های دیفیوزر در این مرحله برابر ۱/۲۲ است.

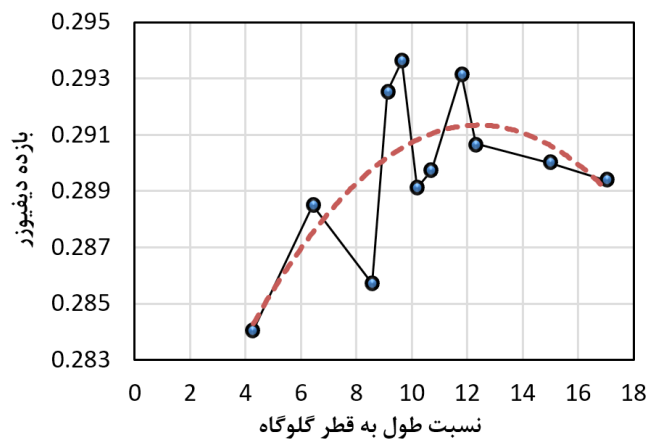


Fig. 15. Changes in diffuser efficiency with throat length to diameter ratio at Mach 5

شکل ۱۵: تغییرات بازده دیفیوزر ماخ ۵ با تغییر نسبت طول به قطر گلوگاه

جدول ۴: تغییرات بازده با تغییر طول گلوگاه

Table 4. Changes in throat length and wind tunnel efficiency

درصد تغییرات بازده	بازده دیفیوزر	طول به قطر گلوگاه	طول گلوگاه (میلی‌متر)
-۱/۹۵۴۸	۰/۲۸۴۰۶	۴/۲۸۳۴۸	۱۹۲۹/۳۷
-۰/۴۲۳۰	۰/۲۸۸۵۰	۶/۴۲۵۲۲	۲۸۹۴/۰۶
-۱/۳۸۷۰	۰/۲۸۵۷۰	۸/۵۶۶۹۶	۳۸۵۸/۷۴
۰/۹۷۰۵	۰/۲۹۲۵۳	۹/۱۰۳۳۳	۴۱۰۰/۲۹
۱/۳۴۹۹	۰/۲۹۳۶۳	۹/۶۳۷۸۳	۴۳۴۱/۰۸
-۰/۲۰۷۷	۰/۲۸۹۱۲	۱۰/۱۷۳۲۷	۴۵۸۲/۲۵
.	۰/۲۸۹۷۲	۱۰/۷۰۸۷۰	۴۸۲۳/۴۲۵
۱/۱۹۰۶	۰/۲۹۳۱۷	۱۱/۷۷۹۵۸	۵۳۰۵/۷۷
۰/۳۲۸۱	۰/۲۹۰۶۷	۱۲/۳۱۵۰۱	۵۵۴۶/۹۴
۰/۰۹۲۷	۰/۲۸۹۹۹	۱۴/۹۹۲۱۹	۶۷۵۲/۸۰
-۰/۱۲۲۲	۰/۲۸۹۳۷	۱۷	۷۶۵۷/۱۵۲

۴-۳-۴- تغییر طول بخش واگرا برای دیفیوزر ماخ ۵

با توجه به جدول ۵ و شکل ۱۶ در این مرحله طول بخش واگرا ۱۰ و ۲۰ درصد کاهش و یک بار ۱۰ درصد افزایش یافته است. با توجه به ناچیز بودن تغییر بازده، از طول ۱۱۱۹/۲۳ میلیمتر برای طول بخش واگرا در مرحله بعدی استفاده شده است. مقدار متوسط γ^+ برای دیواره‌های دیفیوزر در این مرحله برابر ۱/۱۹ است.

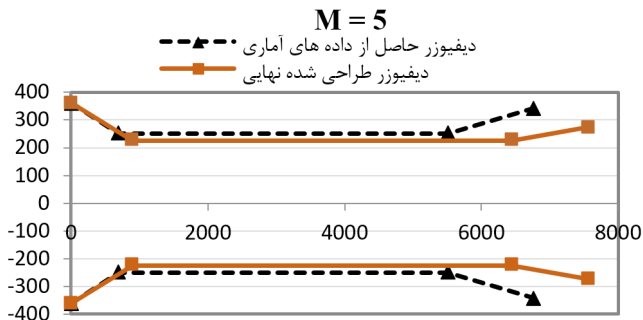


Fig. 18. Comparing of initial diffuser dimensions using statistical data with final designed diffuser at Mach 5

شکل ۱۸: مقایسه ابعاد دیفیوزر اولیه حاصل از اطلاعات آماری با دیفیوزر نهایی ماخ ۵

جدول ۹: تغییر طول بخش همگرا و تغییر بازده دیفیوزر ماخ ۶

Table 9. Changes in convergent part length and wind tunnel efficiency at Mach number 6

درصد تغییرات بازده	بازده دیفیوزر	طول بخش همگرا (میلی متر)
-۰/۵۹۴۶	۰/۲۲۱۰۸	۷۴۱/۲۴
.	۰/۲۲۲۴۰	۸۲۳/۶
۰/۲۷۲۰	۰/۲۲۳۰۱	۹۰۵/۹۶
۰/۷۹۸۷	۰/۲۲۴۱۸	۹۸۸/۳۲
۷/۰۱۶۴	۰/۲۳۸۰۱	۱۱۵۳/۰۴
۷/۰۷۴۷	۰/۲۳۸۱۴	۱۳۱۷/۷۶

۴-۲- تغییر قطر گلوگاه دیفیوزر ماخ ۶

در این بخش با تغییر قطر گلوگاه دیفیوزر تغییرات در بازده آیزنتروپیک مورد بررسی قرار گرفته است. در اینجا قطر گلوگاه در سه مرحله تا ۳۰ درصد کاسته شده و در یک مرحله ۱۰ درصد افزایش یافته است. همانطور که از تغییرات قطر گلوگاه دیفیوزر در جدول ۱۰ مشخص است، با کاهش قطر گلوگاه بازده افزایش می‌یابد، اما با کاهش قطر گلوگاه بیشتر از ۲۰ درصد با نسبت فشار معین دیگر جریانی برقرار نمی‌شود و شوک همچنان در محفظه آزمون باقی مانده و به داخل ورودی دیفیوزر وارد نمی‌شود و بازده نیز به شدت کاهش می‌یابد. اما همانطور که مشخص است بیشترین بازده در قطر گلوگاه ۴۴۵/۹۱۸۵ به دست می‌آید، بنابراین در ادامه روند طراحی از این قطر برای گلوگاه استفاده می‌شود.

۴-۳- تغییر طول گلوگاه دیفیوزر ماخ ۶

در این مرحله طول گلوگاه در ۴ مرحله افزایش و در ۲ مرحله کاهش پیدا کرده است. با توجه به جدول ۱۱، با افزایش یا کاهش طول گلوگاه بازده کمتری حاصل شده است بنابراین از همان طول اولیه برای طول گلوگاه در ادامه کار استفاده می‌شود.

جدول ۶: تغییر قطر گلوگاه و تغییر بازده

Table 6. Changes in divergent part diameter and wind tunnel efficiency

درصد تغییرات بازده	بازده دیفیوزر	d_3 , mm
-۶۳/۲۴۳۱	۰/۱۰۷۳۲	۴۷۸/۲۱۷۲
۲/۱۱۳۷۹	۰/۲۹۸۱۴	۵۴۶/۵۳۴
۰/۴۷۲۷۵	۰/۲۹۳۳۵	۶۱۴/۸۶
.	۰/۲۹۱۹۷	۶۸۳/۱۶۷۵
-۲/۸۵۶۷۳	۰/۲۸۳۶۳	۷۵۱/۴۸

جدول ۷: درصد تغییرات بازده و مقدار y^+ در دیفیوزر بهینه ماخ ۵ در هر مرحله از طراحی

Table 7. Changes in percentage of efficiency for optimum diffuser for each stage of designing and y^+ at Mach 5

درصد افزایش بازده	y^+	بخش‌های دیفیوزر ماخ ۵
۲/۰۷	۰/۷۳	دیفیوزر با طول بخش همگرای بهینه
۱/۹۷	۱/۳۸	دیفیوزر با قطر گلوگاه بهینه
-۰/۳۳	۱/۲۲	دیفیوزر با طول گلوگاه بهینه
-۰/۴۴	۱/۱۹	دیفیوزر با طول بخش واگرایی بهینه
۲/۱۱	۱/۲۳	دیفیوزر با قطر بخش واگرایی بهینه

در روند بهینه‌سازی دیفیوزر طراحی شده بازده از ۲۷/۸ به ۳۰ درصد رسیده یعنی بازده در حدود ۷ درصد افزایش یافته است. در نهایت دیفیوزر طراحی شده برای ماخ ۵ در نسبت فشار حالت استارت دارای بازده ۳۰ درصد است. جدول ۸ ابعاد نهایی دیفیوزر ماخ ۵ در دست طراحی را نشان می‌دهد. در شکل ۱۸ ابعاد دیفیوزر طراحی شده با دیفیوزر آماری اولیه مقایسه شده است.

جدول ۸: ابعاد دیفیوزر نهایی طراحی شده (ابعاد به میلی متر)

Table 8. Final designed diffuser dimensions (in mm)

l_3	d_3	l_2	d_2	l_1	d_1
۱۱۱۹/۲	۵۴۶/۵	۵۵۴۷	۴۵۰/۴	۸۹۸	۷۲۵

۴-۴- طراحی دیفیوزر ماخ ۶

۴-۴-۱- تغییر طول بخش همگرا برای دیفیوزر ماخ ۶

در این بخش با تغییر طول بخش همگرا تغییرات ایجاد شده در بازده آیزنتروپیک مورد بررسی قرار گرفته شده است. با کاهش و افزایش ۵ تا ۱۰ درصدی طول بخش همگرا تغییرات در بازده آیزنتروپیک در جدول ۹ نشان داده شده است.

همانطور که مشاهده می‌شود با افزایش طول بخش همگرا بازده افزایش می‌یابد اما با تغییر طول ۱۱۵۳/۰۴ به ۱۳۱۷/۷۶ میلی متر، بازده تنها ۰/۰۶ افزایش یافته است که مقدار ناچیزی است، بنابراین در ادامه روند طراحی از طول ۱۱۵۳/۰۴ برای طول بخش همگرا استفاده می‌کنیم.

۴-۴-۵- تغییر قطر بخش خروجی دیفیوزر ماخ ۶

در این بخش اثر تغییر قطر خروجی دیفیوزر برای دستیابی به دیفیوزری با کمترین افت فشار سکون مورد بررسی قرار گرفته است. با توجه به جدول ۱۳، از آنجا که با تغییر در قطر بخش واگرا نسبت به قطری که در اطلاعات آماری به دست آمده بود بازدهی به نسبت کمتر حاصل شد، از همان قطر اولیه برای ادامه روند طراحی استفاده شده است.

جدول ۱۳: مقادیر بازده آیزنتروپیک به دست آمده در اثر تغییر قطر بخش واگرای دیفیوزر ماخ ۶

Table 13. Changes in divergent part diameter and wind tunnel efficiency at Mach number 6

درصد تغییرات بازده	بازده	قطر گلوگاه (میلی متر)
-۳۲۸/۸۱۰	-۰/۵۴۴۵۹	۳۷۱/۵۹۸۷
-۱/۲۴۵	۰/۲۳۵۰۴	۳۹۶/۳۷۲۰
۳/۲۸۹	۰/۲۴۵۸۳	۴۴۵/۹۱۸۵
.	۰/۲۳۸۰۱	۴۹۵/۴۶۵۰
-۷/۶۳۳	۰/۲۱۹۸۴	۵۴۵/۰۱۱۵

جدول ۱۴ ابعاد نهایی دیفیوزر در دست طراحی را نشان می‌دهد. درصد تغییر بازده و مقدار y^+ در دیفیوزر بهینه طراحی شده در هر مرحله به صورت جدول ۱۵ است. همچنین در شکل ۱۹ ابعاد دیفیوزر طراحی شده با دیفیوزر آماری اولیه مقایسه شده است.

جدول ۱۴: ابعاد نهایی دیفیوزر ماخ ۶ (ابعاد برحسب میلی‌متر)

Table 14. Final designed diffuser dimensions at Mach number 6 (in mm)

l_3	d_3	l_2	d_2	l_1	d_1
۱۰۹۲/۶	۶۷۱/۲۰۵	۵۰۷۴/۲۰۳	۴۴۵/۹۱۸۵	۱۱۵۳/۰۴	۷۲۵

جدول ۱۵: درصد تغییر بازده و مقدار y^+ در دیفیوزر بهینه ماخ ۶ در هر مرحله از طراحی

Table 15. Changes in percentage of efficiency for optimum diffuser for each stage of designing and y^+ at Mach 6

درصد افزایش بازده	y^+	بخش‌های دیفیوزر ماخ ۶
۷/۰۱	۱/۰۴۴	دیفیوزر با طول بخش همگرای بهینه
۳/۲۸	۱/۳۱	دیفیوزر با قطر گلوگاه بهینه
.	۱/۳۱	دیفیوزر با طول گلوگاه بهینه
۰/۳۹	۱/۳	دیفیوزر با طول بخش واگرای بهینه
.	۱/۳	دیفیوزر با قطر بخش واگرای بهینه

در روند بهینه سازی دیفیوزر طراحی شده بازده از ۲۲/۲ به ۲۴/۷ درصد رسیده یعنی بازده در حدود ۱۰/۶۸ درصد افزایش یافته است. در نهایت

جدول ۱۰: تغییر قطر گلوگاه و تغییر بازده دیفیوزر ماخ ۶

Table 10. Changes in throat diameters and wind tunnel efficiency at Mach number 6

درصد تغییرات بازده	بازده	قطر گلوگاه (میلی متر)
-۳۲۸/۸۱۰	-۰/۵۴۴۵۹	۳۷۱/۵۹۸۷
-۱/۲۴۵	۰/۲۳۵۰۴	۳۹۶/۳۷۲۰
۳/۲۸۹	۰/۲۴۵۸۳	۴۴۵/۹۱۸۵
.	۰/۲۳۸۰۱	۴۹۵/۴۶۵۰
-۷/۶۳۳	۰/۲۱۹۸۴	۵۴۵/۰۱۱۵

جدول ۱۱: تغییرات بازده دیفیوزر ماخ ۶ با تغییر طول گلوگاه

Table 11. Changes in throat length and wind tunnel efficiency at Mach number 6

درصد تغییرات بازده	بازده	نسبت طول به قطر گلوگاه	طول گلوگاه (میلی متر)
-۱/۴۳۲۹	۰/۲۴۲۳۱	۷/۹۶۵۴	۳۵۵۱/۹۴
-۰/۷۰۸۰	۰/۲۴۴۰۹	۱۰/۲۴۱۲	۴۰۵۶۶/۷۸
.	۰/۲۴۵۸۳	۱۱/۳۷۹۲	۵۰۷۴/۲۰۳
-۲/۱۳۹۰	۰/۲۴۰۵۸	۱۲/۵۱۷۱	۵۵۸۱/۶۲
-۱/۴۶۵۵	۰/۲۴۲۲۳	۱۳/۶۵۵۰	۶۰۸۹/۰۴
-۴/۵۱۰۱	۰/۲۳۴۷۵	۱۴/۷۹۲۹	۶۵۹۶/۴۶
-۱/۷۳۸۹	۰/۲۴۱۵۶	۱۵/۹۳۰۹	۷۱۰۳/۸۸

۴-۴-۴- تغییر طول بخش واگرای دیفیوزر ماخ ۶

در این بخش با تغییر طول بخش واگرا مقادیر تغییر بازده محاسبه شده است. با توجه به مقادیر بازده به دست آمده از جدول ۱۲ از طول ۱۰۹۲/۶ برای طول بخش واگرا در ادامه بررسی استفاده شده است.

جدول ۱۲: تغییر بازده دیفیوزر ماخ ۶ با تغییر طول بخش واگرا

Table 12. Changes in divergent part length and wind tunnel efficiency at Mach number 6

درصد تغییرات بازده	بازده	طول بخش واگرا (میلی متر)
-۰/۹۲۷۳	۰/۲۴۳۵۵	۹۵۶/۰۲۸۵
۰/۳۸۸۰	۰/۲۴۶۷۹	۱۰۹۲/۶۰
-۰/۹۸۲۱	۰/۲۴۳۴۲	۱۲۲۹/۱۸
.	۰/۲۴۵۸۳	۱۳۶۵/۷۵۵
-۱/۲۹۷۴	۰/۲۴۲۶۴	۱۵۰۲/۳۳
-۳/۷۲۰۷	۰/۲۳۶۶۹	۱۶۰۲/۹۱
-۳/۹۸۰۷	۰/۲۳۶۰۵	۱۷۷۵/۴۸

جدول ۱۷: تغییر قطر گلوگاه و تغییر بازده

Table 17. Changes in throat diameters and wind tunnel efficiency at Mach number 7

درصد تغییرات بازده	بازده	قطر گلوگاه (میلی متر)
-۲۱۱/۷۲۳۰۷	-۰/۲۲۲۷	۳۶۷/۸۴۶۳۷۵
۵/۱۴۹۶۶	۰/۲۰۹۶	۳۹۲/۳۶۹۵
۰/۲۸۹۷۴	۰/۱۹۹۹	۴۴۱/۴۱۵۷۵
.	۰/۱۹۹۴	۴۹۰/۴۶۲
-۴/۲۸۱۶۹	۰/۱۹۰۸	۵۳۹/۵۰۸۲۵

همانطور که از داده‌های جدول ۱۷ مشخص است، بیش‌ترین بازده در قطر گلوگاه ۳۹۲/۳۶۹۵ میلیمتر به دست آمد، بنابراین در ادامه روند طراحی از این قطر برای گلوگاه استفاده می‌شود.

۴-۵-۳- تغییر طول گلوگاه دیفیوزر ماخ ۷

در این مرحله طول گلوگاه در سه مرحله تا ۳۰ درصد کاهش و در سه مرحله تا ۳۰ درصد افزایش یافته است. جدول ۱۸ روند تغییرات بازده آیزنتروپیک دیفیوزر را در حین تغییر طول گلوگاه نشان می‌دهد. با توجه به داده‌های این جدول از آنجایی که بیش‌ترین مقدار بازده در طول ۴۲۶۱/۵۸ میلیمتر برای طول گلوگاه اتفاق افتاده از این طول برای ادامه روند طراحی استفاده می‌کنیم.

جدول ۱۸: تغییرات بازده با تغییر طول گلوگاه دیفیوزر ماخ ۷

Table 18. Changes in throat length and wind tunnel efficiency at Mach number 7

درصد تغییرات بازده	بازده	نسبت طول به قطر گلوگاه	طول گلوگاه (میلی متر)
۱/۸۵۸۲	-۰/۲۱۳۵۶	۹/۵۰۳۵	۳۷۲۸/۸۹
۲/۴۴۹۷	-۰/۲۱۴۸۰	۱۰/۸۶۱۱	۴۲۶۱/۵۸
-۰/۹۵۳۱	-۰/۲۰۷۶۷	۱۲/۲۱۸۷	۴۷۹۴/۲۸
.	-۰/۲۰۹۶۷	۱۳/۵۷۶۴	۵۳۲۶/۹۸
-۲/۲۶۱۴	-۰/۲۰۴۹۲	۱۴/۹۳۴۰	۵۸۵۹/۶۸
۰/۰۸۷۱	-۰/۲۰۹۸۵	۱۶/۲۹۱۷	۶۳۹۲/۳۸
-۳/۰۱۶۶	-۰/۲۰۳۳۴	۱۷/۶۴۹۳	۶۹۲۵/۰۷

۴-۵-۴- تغییر طول بخش واگرای دیفیوزر ماخ ۷

در این مرحله تغییر طول بخش واگرا مورد بررسی قرار گرفته است. با توجه به بازدهی دیفیوزر ارایه شده در جدول ۱۹، از طول ۱۱۹۰/۳۳ میلیمتر برای طول بخش واگرا برای ادامه کار استفاده شده است.

M=6

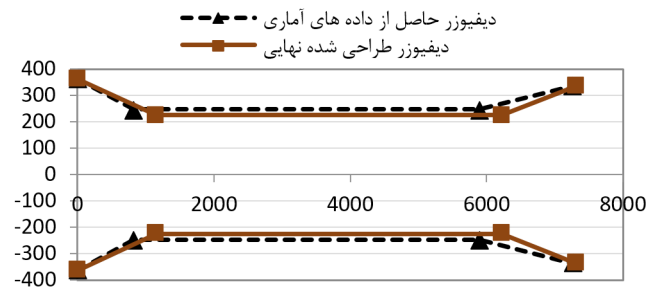


Fig. 19. Comparing of initial diffuser dimensions using statistical data with final designed diffuser at Mach 6

شکل ۱۹: مقایسه ابعاد دیفیوزر اولیه حاصل از اطلاعات آماری با دیفیوزر نهایی ماخ

دیفیوزر طراحی شده برای ماخ ۶ در نسبت فشار حالت استارت دارای بازده ۲۴/۷ با نازل مخروطی توانایی برقراری جریان در تونل باد در دست بررسی را دارد.

۴-۵-۴- طراحی دیفیوزر ماخ ۷

۴-۵-۱- تغییر طول بخش همگرا برای دیفیوزر ماخ ۷

در اینجا با تغییر طول بخش همگرا، درصد تغییرات ایجاد شده در بازده آیزنتروپیک مورد بررسی قرار گرفته است. جدول ۱۶ تغییر بازده آیزنتروپیک با تغییر بخش همگرا را نشان می‌دهد.

جدول ۱۶: تغییر طول بخش همگرا و تغییر بازده دیفیوزر ماخ ۷

Table 16. Changes in convergent part length and wind tunnel efficiency at Mach number 7

درصد تغییرات بازده	بازده	طول بخش همگرا (میلی متر)
-۲/۲۸۱۷	-۰/۱۹۳۲۵	۸۵۸/۹۷۸
.	-۰/۱۹۷۷۷	۹۵۴/۴۲
-۰/۷۸۱۸	-۰/۱۹۹۳۱	۱۰۴۹/۸۶
-۰/۸۲۴۸	-۰/۱۹۹۴۰	۱۱۴۵/۳۰
۱/۱۳۲۳	-۰/۲۰۰۰۰	۱۲۴۰/۷۵

همانطور که از داده‌های جدول ۱۶ مشخص است، با افزایش طول بخش همگرا بازده افزایش می‌یابد اما با تغییر طول از ۱۱۴۵/۳ به ۱۲۴۰/۷۵ بازده تنها ۰/۳ درصد افزایش یافته است که مقدار ناچیزی است، بنابراین در ادامه روند طراحی از طول ۱۱۴۵/۳ برای طول بخش همگرا استفاده می‌گردد.

۴-۵-۲- تغییر قطر گلوگاه دیفیوزر ماخ ۷

در این بخش در سه مرحله تا ۳۰ درصد قطر گلوگاه دیفیوزر کاهش و در یک مرحله قطر گلوگاه افزایش یافته و روند تغییرات بازده آیزنتروپیک مورد بررسی قرار گرفته است. جدول ۱۷ روند تغییرات بازده را با تغییر قطر گلوگاه نشان می‌دهد.

جدول ۲۲: درصد تغییر بازده و مقدار y^+ در دیفیوزر بهینه ماخ ۷ در هر مرحله از طراحی

Table 22. Changes in percentage of efficiency for optimum diffuser for each stage of designing and y^+ at Mach 7

درصد افزایش بازده	y^+	دیفیوزر ماخ ۷
۰/۸۲	۰/۹۵	دیفیوزر با طول بخش همگرای بهینه
۵/۱۴	۱/۵۱	دیفیوزر با قطر گلوگاه بهینه
۲/۴۴	۱/۴۵	دیفیوزر با طول گلوگاه بهینه
۱/۱۴	۱/۴۴	دیفیوزر با طول بخش واگرای بهینه
۰/۵۲	۱/۴۶	دیفیوزر با قطر بخش واگرای بهینه

جدول ۱۹: مقادیر بازده آیزنتروپیک به دست آمده در اثر تغییر طول بخش واگرای دیفیوزر ماخ ۷

Table 19. Changes in divergent part length and wind tunnel efficiency at Mach number 7

طول بخش واگرا (میلی متر)	بازده	درصد تغییرات بازده
۱,۰۴۱/۵۴	۰/۲۱۵۵۰	-۰/۳۲۳۹
۱,۱۹۰/۳۳	۰/۲۱۷۲۷	۱/۱۴۸۹
۱,۳۳۹/۱۳	۰/۲۱۵۴۹	-۰/۳۲۱۷
۱۴۸۷/۹۱۸	۰/۲۱۴۸۰	۰
۱,۶۳۶/۷۱	۰/۲۱۳۲۸	-۰/۷۰۷۸

۴-۵- تغییر قطر بخش خروجی دیفیوزر ماخ ۷

در اینجا با تغییر قطر خروجی دیفیوزر سعی شده تا بالاترین بازده برای دیفیوزر حاصل شود. با توجه به بازده دیفیوزر ارایه شده در جدول ۲۰، از قطر ۵۹۳/۳۲ میلی‌متر برای قطر بخش واگرا استفاده شده است. جدول ۲۱ ابعاد نهایی دیفیوزر در دست طراحی را نشان می‌دهد. درصد تغییر بازده و مقدار y^+ در دیفیوزر بهینه طراحی شده در هر مرحله به صورت جدول ۲۲ است. همچنین در شکل ۲۰ ابعاد دیفیوزر طراحی شده با دیفیوزر آماری اولیه مقایسه شده است.

جدول ۲۰: مقادیر بازده آیزنتروپیک به دست آمده در اثر تغییر قطر بخش واگرای دیفیوزر ماخ ۷

Table 20. Changes in divergent part diameter and wind tunnel efficiency at Mach number 7

قطر خروجی دیفیوزر (میلی متر)	بازده	درصد تغییرات بازده
۵۲۷/۳۹۴	۰/۰۴۸۸۳	-۰/۷۷/۵۲۳۶
۵۶۰/۳۵۶۱	۰/۲۱۷۶۵	۰/۱۷۳۸
۵۹۳/۳۲	۰/۲۱۸۴۰	۰/۵۱۸۳
۶۵۹/۲۴۲۵	۰/۲۱۷۲۷	۰
۷۲۵/۱۷	۰/۲۱۴۵۱	-۱/۲۶۹۴

جدول ۲۱: ابعاد نهایی دیفیوزر ماخ ۷ (ابعاد برحسب میلی‌متر)

Table 21. Final designed diffuser dimensions at Mach number 7 (in mm)

l_3	d_3	l_2	d_2	l_1	d_1
۱۱۹۰/۳۳	۵۹۳/۳۲	۴۲۶۱/۵۸	۴۹۰/۴۶۲	۱۱۴۵/۳	۷۲۵

در روند بهینه‌سازی طراحی دیفیوزر، بازده از ۱۹/۸ به ۲۱/۸۴ درصد رسیده یعنی بازده در حدود ۱۰ درصد افزایش یافته است. در نهایت دیفیوزر طراحی شده برای ماخ ۷ در نسبت فشار حالت استارت دارای بازده ۲۱/۸۴ درصد است.

M=7

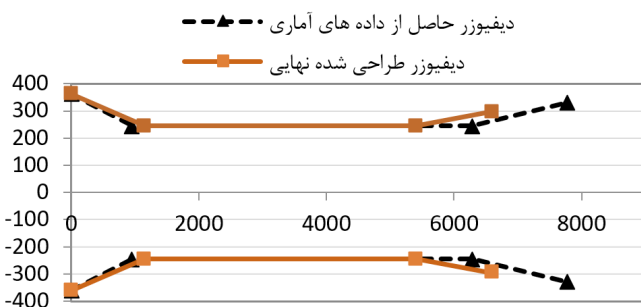


Fig. 20. Comparing of initial diffuser dimensions using statistical data with final designed diffuser at Mach 7

شکل ۲۰: مقایسه ابعاد دیفیوزر اولیه حاصل از اطلاعات آماری با دیفیوزر نهایی ماخ ۷

۵- تحلیل عملکرد دیفیوزر نهایی

از آنجایی که بازده دیفیوزر را با حالت کاهش نسبت فشار نیز محاسبه می‌کنند [۱]. در این مرحله کاهش نسبت فشار تا جایی که شوک در دهانه ورودی دیفیوزر باقی بماند ادامه یافته است و مقادیر بازده دیفیوزر در شرایط کاهش نسبت فشار با یکدیگر مقایسه شده است.

۵-۱- کاهش نسبت فشار برای تغییر بازده دیفیوزر ماخ ۵

جدول ۲۳ رابطه تغییر نسبت فشار با بازده دیفیوزر را در صورت به‌کارگیری نازل مخروطی نشان می‌دهد. همان‌طور که داده‌های جدول ۲۳ برای بازدهی دیفیوزر مشخص است، دیفیوزر طراحی شده برای ماخ ۵ در نسبت فشار حالت استارت دارای بازده ۳۰ درصد و تا محدوده نسبت فشار ۱۷/۵ با بازده ۳۵/۴۳۶۸۱ درصد، توانایی برقراری جریان در تونل باد در دست بررسی را دارد.

۵-۲- کاهش نسبت فشار برای تغییر بازده دیفیوزر ماخ ۶

جدول ۲۴ رابطه تغییر نسبت فشار با بازده دیفیوزر را در به‌کارگیری نازل مخروطی ارایه می‌کند. مطابق جدول ۲۴، دیفیوزر طراحی شده برای ماخ ۶ در نسبت فشار حالت استارت دارای بازده ۲۴/۷ درصد و تا محدوده نسبت

جدول ۲۵: رابطه تغییر نسبت فشار با تغییر بازده دیفیوزر ماخ ۷ با استفاده از نازل مخروطی

Table 25. Effect of pressure ratio on efficiency at Mach number 7

درصد تغییرات بازده	بازده	نسبت فشار
۰	۰/۲۱۸۴۰۰۹۷۷	۲۹۰
-۲/۶۴۲۳۰۴۷۴۵	۰/۲۱۲۶۳۰۱۵۸	۱۴۰
۱۵/۳۳۶۵۶۰۸۹	۰/۲۵۱۸۹۶۱۷۶	۷۰/۰۰
۱۸/۷۰۷۰۳۴۴۴	۰/۲۵۹۲۵۷۳۲۳	۶۵
-	شوک در محفظه آزمون	۶۰/۰۰

بخش‌های قبل، با تغییر نسبت فشار شرایط کاری تونل باد در ماخ‌های ۵، ۶ و ۷ به دست آمده است، بنابراین می‌توان مقایسه‌ای برای نسبت فشاری که از تحلیل عددی به دست می‌آید تا شوک در محفظه آزمون قرار می‌گیرد با نتایج شکل ۳۵ داشت تا تحلیل حال حاضر مورد اعتبارسنجی مجدد قرار بگیرد. در جدول ۲۶ این مقایسه انجام شده است. همانطور که از داده‌های این جدول مشخص است نتایج تحلیل عددی با نتایج شکل ۳۵ تطابق خوبی دارد.

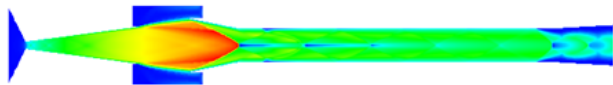


Fig. 21. Mach contour in designed wind tunnel for Mach number 5 in the pressure ratio of 40

شکل ۲۱: کانتور ماخ تونل باد طراحی شده برای عدد ماخ ۵ در نسبت فشار ۴۰

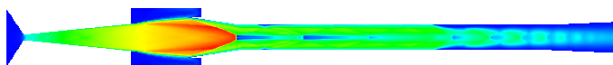


Fig. 22. Mach contour in designed wind tunnel for Mach number 5 in the pressure ratio of 22

شکل ۲۲: کانتور ماخ تونل باد طراحی شده برای عدد ماخ ۵ در نسبت فشار ۲۲

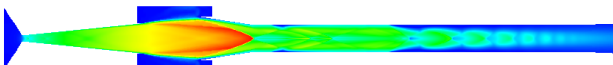


Fig. 23. Mach contour in designed wind tunnel for Mach number 5 in the pressure ratio of 18

شکل ۲۳: کانتور ماخ تونل باد طراحی شده برای عدد ماخ ۵ در نسبت فشار ۱۸

جدول ۲۳: رابطه تغییر نسبت فشار با تغییر بازده دیفیوزر ماخ ۵ با نازل مخروطی

Table 23. Effect of pressure ratio on efficiency at Mach number 5

درصد تغییرات بازده	بازده	نسبت فشار
۰	۰/۲۹۸۱۴۸۸	۴۰
۱۱/۷۶۹۹	۰/۳۳۳۲۴۰۹	۲۲
۱۷/۵۰۷۳	۰/۳۵۰۳۴۶۶	۱۸
۱۸/۸۵۶۱	۰/۳۵۴۳۶۸۱	۱۷.۵
-	شوک در محفظه آزمون	۱۷

فشار ۳۸ با بازده ۲۹ درصد، توانایی برقراری جریان در تونل باد در دست بررسی را دارد.

جدول ۲۴: رابطه تغییر نسبت فشار با تغییر بازده دیفیوزر ماخ ۶ با نازل مخروطی

Table 24. Effect of pressure ratio on efficiency at Mach number 6

درصد تغییرات بازده	بازده	نسبت فشار
۰	۰/۲۴۶۷۹	۱۳۰
-۳/۵۵۶۶۳	۰/۲۳۸۰۱	۸۰
۷/۳۴۶۴۸	۰/۲۶۴۹۲	۵۰/۰۰
۱۴/۹۱۴۱	۰/۲۸۳۶۰	۴۰
۱۷/۳۳۱۳	۰/۲۸۹۵۶	۳۸/۰۰
-	شوک در محفظه آزمون	۳۵/۰۰

۵-۳- کاهش نسبت فشار برای تغییر بازده دیفیوزر ماخ ۷

جدول ۲۵ تغییرات بازده دیفیوزر با تغییر نسبت فشار برای تونل باد ماخ ۷ را ارایه می‌کند. همانطور که مشاهده می‌شود برای نسبت فشار ۶۰ برای تونل باد با به کارگیری نازل مخروطی دیگر جریان در محفظه آزمون برقرار نخواهد ماند. بنابراین با دیفیوزر طراحی شده می‌توان تا نسبت فشار ۶۵ جریان برقرار می‌ماند. در نسبت فشار ۶۵، بازده دیفیوزر حدود ۲۶ درصد است. در نهایت دیفیوزر طراحی شده برای ماخ ۷ در نسبت فشار حالت استارت دارای بازده ۲۱/۸۴ درصد و تا محدوده نسبت فشار ۶۵ با بازده ۲۶ درصد، توانایی برقراری جریان در تونل باد را دارد.

کانتور ماخ تونل باد در دست طراحی برای ماخ ۵ و ۶ و ۷ در شرایط کاهش نسبت فشار، در شکل ۲۱ تا شکل ۳۴ نمایش داده شده است.

۵-۴- بررسی نسبت فشار در شرایط شوک در محفظه آزمون

نسبت فشار راه‌اندازی تونل باد و نسبت فشاری که شوک درون محفظه آزمون قرار می‌گیرد، برحسب عدد ماخ تونل باد در شکل ۳۵ نشان داده شده است. این شکل از مرجع [۲۴] استخراج شده است. با توجه به این که در

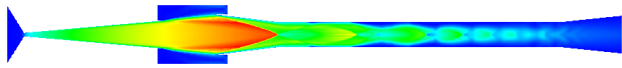
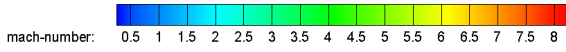


Fig. 29. Mach contour in designed wind tunnel for Mach number 6 in the pressure ratio of 38

شکل ۲۹: کانتور ماخ تونل باد طراحی شده برای عدد ماخ ۶ در نسبت فشار ۳۸

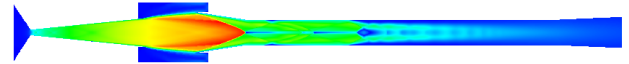
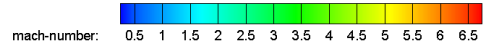


Fig. 24. Mach contour in designed wind tunnel for Mach number 5 in the pressure ratio of 17.5

شکل ۲۴: کانتور ماخ تونل باد طراحی شده برای عدد ماخ ۵ در نسبت فشار ۱۷/۵

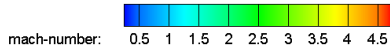


Fig. 30. Mach contour in designed wind tunnel for Mach number 6 in the pressure ratio of 35

شکل ۳۰: کانتور ماخ تونل باد طراحی شده برای عدد ماخ ۶ در نسبت فشار ۳۵

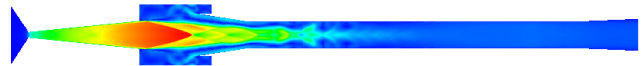
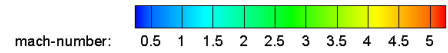


Fig. 25. Mach contour in designed wind tunnel for Mach number 5 in the pressure ratio of 17

شکل ۲۵: کانتور ماخ تونل باد طراحی شده برای عدد ماخ ۵ در نسبت فشار ۱۷

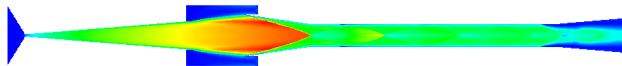
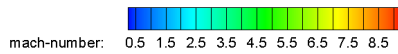


Fig. 31. Mach contour in designed wind tunnel for Mach number 7 in the pressure ratio of 290

شکل ۳۱: کانتور ماخ تونل باد طراحی شده برای عدد ماخ ۷ در نسبت فشار ۲۹۰

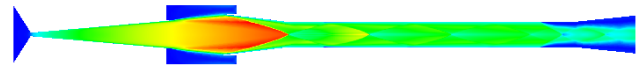
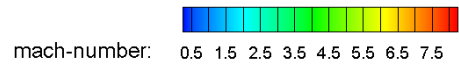


Fig. 26. Mach contour in designed wind tunnel for Mach number 6 in the pressure ratio of 130

شکل ۲۶: کانتور ماخ تونل باد طراحی شده برای عدد ماخ ۶ در نسبت فشار ۱۳۰

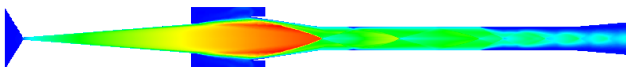
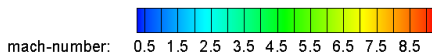


Fig. 32. Mach contour in designed wind tunnel for Mach number 7 in the pressure ratio of 140

شکل ۳۲: کانتور ماخ تونل باد طراحی شده برای عدد ماخ ۷ در نسبت فشار ۱۴۰

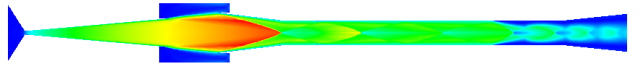
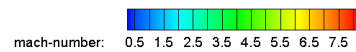


Fig. 27. Mach contour in designed wind tunnel for Mach number 6 in the pressure ratio of 80

شکل ۲۷: کانتور ماخ تونل باد طراحی شده برای عدد ماخ ۶ در نسبت فشار ۸۰

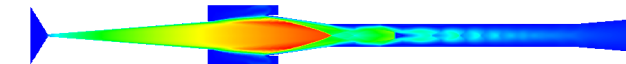
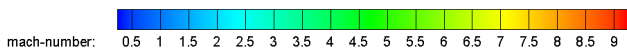


Fig. 33. Mach contour in designed wind tunnel for Mach number 7 in the pressure ratio of 65

شکل ۳۳: کانتور ماخ تونل باد طراحی شده برای عدد ماخ ۷ در نسبت فشار ۶۵

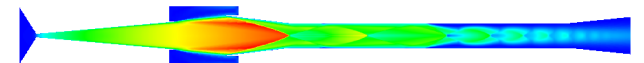
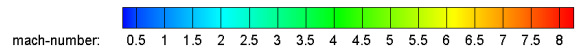


Fig. 28. Mach contour in designed wind tunnel for Mach number 6 in the pressure ratio of 50

شکل ۲۸: کانتور ماخ تونل باد طراحی شده برای عدد ماخ ۶ در نسبت فشار ۵۰

۶- نتیجه گیری

طراحی بهینه دیفیوزر تونل باد ابرصوت برای بیشینه کردن بازده آن نقش تعیین کننده‌ای در کاهش حداکثری نسبت فشار مورد نیاز در تونل باد دارد. این افزایش بازده تاثیر بالایی روی زمان اجرای تونل داشته و علاوه بر آن باعث کاهش هزینه راه‌اندازی تونل می‌گردد. بنابراین افزایش بازده هرچند کم باشد بسیار حائز اهمیت است. همانطور که در کار انجام شده مشخص گردید، استفاده هم‌زمان از اطلاعات آماری و بررسی و تحلیل جریان با استفاده از دینامیک سیالات عددی و تصحیح هندسه و تعیین بازده در هر مرحله راه کار بسیار مناسبی برای دستیابی به حداکثر بازده می‌باشد. در کار انجام شده نتایج به دست‌آمده برای تغییر هر یک از اجزای

دیفیوزر به صورت زیر است:

- افزایش طول بخش همگرا با ثابت بودن قطر ورودی دیفیوزر باعث کاهش زاویه همگرایی می‌شود که این امر باعث کاهش زاویه شوک مایل ایجاد شده می‌شود در نتیجه تلفات افت فشار سکون نیز کاهش یافته و در نهایت بازده افزایش می‌یابد.
- کاهش قطر گلوگاه تا حدی که مانع برقراری جریان نباشد باعث افزایش بازده دیفیوزر می‌شود.
- نسبت طول به قطر مناسب برای طول گلوگاه دیفیوزر ابرصوت از ۱۱ تا ۱۶ می‌باشد، که این طول برای دیفیوزر طراحی شده در حدود ۱۲ است که در محدوده مناسب قرار دارد.
- بخش انتهایی دیفیوزر در واقع دیفیوزر زیرصوت است که جریان پس از عبور از شوک عمودی ضعیف وارد این بخش واگرا می‌شود و به صورت زیرصوت در می‌آید و بازیافت فشار در این بخش ادامه می‌یابد. کارایی این بخش در هنگام کاهش نسبت فشار برای به دست آوردن بازده اصلی دیفیوزر همواره مشخص تر است.

منابع

- [1] J.J. White III, an experimental investigation of fixed-geometry diffusers in an open-jet wind tunnel at mach numbers between 14 and 18 and Reynolds numbers between 8,900 and 25,000, *DTIC Document*, 1967.
- [2] A. STAFF, Handbook of supersonic aerodynamics, section 17: Ducts, nozzles and diffusers, in, *NAVWEPS report*, 1964.
- [3] B. Monnerie, Study of a family of diffusers for a low-Reynolds-number hypersonic wind tunnel(Diffuser use in low density hypersonic wind tunnel and method of evaluating global performance for diffusers with conical inlet followed by cylindrical mixing section), *LA RECHERCHE AEROSPATIALE*, (1966) 9-16.
- [4] P.J. Johnston, R.D. Witcofski, Effect of a Variable-geometry Diffuser on the Operating Characteristics of a Helium Tunnel Designed for a Mach Number in Excess

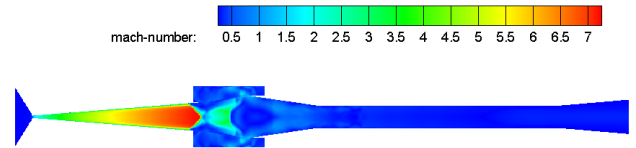


Fig. 34. Mach contour in designed wind tunnel for Mach number 7 in the pressure ratio of 60

شکل ۳۴: کانتر ماخ تونل باد طراحی شده برای عدد ماخ ۷ در نسبت فشار ۶۰

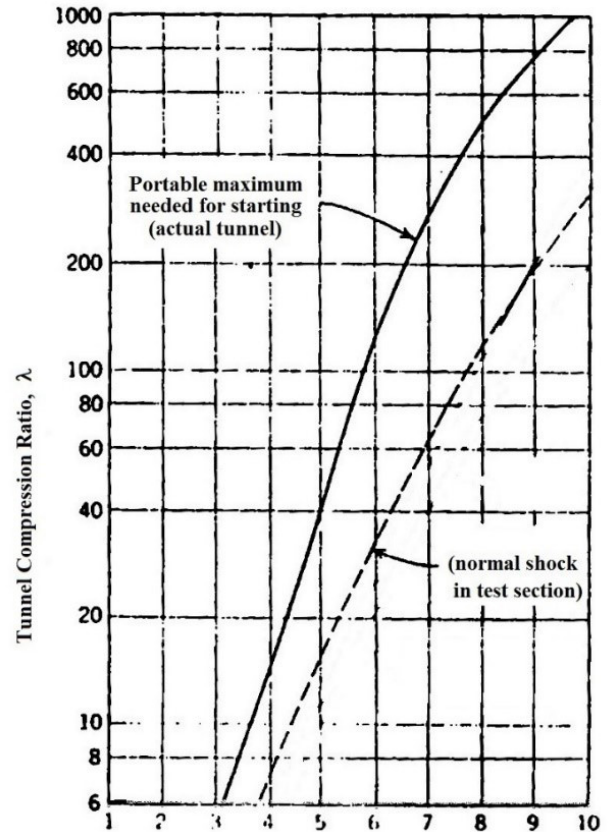


Fig. 35. The portable maximum pressure ratios needed for starting and the pressure ratios for sock in test section for different Mach number

شکل ۳۵: نسبت فشار برای راه‌اندازی تونل و نسبت فشار قرارگیری شوک در محفظه آزمون برحسب ماخ تونل باد [۲۴]

جدول ۲۶: مقایسه نسبت فشار تونل باد در ماخ‌های مختلف با حضور شوک در محفظه آزمون

Table 26. Comparison of pressure ratio for shock existence in test section at different Mach numbers

ماخ	نسبت فشاری وقوع شوک در محفظه آزمون	
	مرجع [۲۴]	تحلیل عددی حاضر
۵	۱۶	۱۷
۶	۳۳	۳۵
۷	۶۲	۶۰

- Gasdynamics Facility Estimated Mach Number 6 Through 14 Performance, *DTIC Document*, 1963.
- [15] Design fabrication installation of wind tunnel system and commissioning of hypersonic wind tunnel facility, in, <http://drdo.gov.in/drdo/drdojsp>.
- [16] G. Gregorek, J. Lee, Design Performance and Operational Characteristics of the ARL Twenty-Inch Hypersonic Wind Tunnel, *DTIC Document*, 1962.
- [17] A. Kharitonov, V. Zvegintsev, L. Vasenev, A. Kuraeva, D. Nalivaichenko, A. Novikov, M. Paikova, V. Chirkashenko, N. Shakhmatova, S. Shpak, Characteristics of the AT-303 hypersonic wind tunnel. Part 1. Velocity fields, *Thermophysics and Aeromechanics*, 13(1) (2006) 1-16.
- [18] J. Matsumoto, Design and testing of a subscale supersonic aeropropulsion wind tunnel, University of Texas at Arlington, 2000.
- [19] N.E. Scaggs, W. Burggraf, G. Gregorek, The ARL thirty-inch hypersonic wind tunnel initial calibration and performance, *DTIC Document*, 1963.
- [20] M. Semper, N. Tichenor, R. Bowersox, R. Srinivasan, S. North, On the design and calibration of an Actively Controlled Expansion Hypersonic Wind Tunnel, *AIAA Paper* 2009, 799 (2009).
- [21] B.U.H. Tunnel, in, <https://www.zarm.uni-bremen.de/main-menu/facilities/hypersonic-wind-tunnel.html>.
- [22] R. Chen, Computational studies of the Virginia Tech hypersonic wind tunnel, in: *Proceedings of the Virginia Tech Symposium for undergraduate research in engineering*, Virginia Polytechnic Institute and State University, USA, Oct, Citeseer, 2004.
- [23] H. Hirsch, Numerical computation of internal and external flows, *Computational methods for inviscid and viscous flows*, 2 (1990) 536-556.
- [24] A. Pope, K. Goin, High-speed wind tunnel testing, 1965, Chap, 10 365-369.
- of 20, *National Aeronautics and Space Administration*, 1960.
- [5] R. Makofski, S. Rea, A Preliminary Study of Shockduct Diffusers in a Hypersonic Helium Tunnel, *DTIC Document*, 1963.
- [6] H. Hamidi, A. Norollahi, M. Heidari, Review of hypersonic wind tunnel diffuser design parameters and its statistical analysis, in: *First Regional Mechanical Engineering Conference*, Islamic Azad University, East Tehran Branch, 2010.
- [7] S. Ivani, M. Soltani, Y. Ranjbar, Design of intermittent blown supersonic wind tunnel diffusers, in: *The 10th Conference of the Iranian Aerospace Society*, Tarbiat-Moddares University, 2010.
- [8] F. Etemadi, A. Haghiri, M. Mani, Design an ideal supersonic diffuser using variable pages, in: *10th Iranian Aerospace Society Conference*, Tarbiat Modares University, 2010.
- [9] J.D. Anderson, *Modern compressible flow: with historical perspective*, Third Edition ed., McGraw-Hill New York, 2003.
- [10] S. Ghaemi, Design and analysis of the test section of the hypersonic wind tunnel at Mach 5, 6, and 7, 2015.
- [11] G.T. Carson, R.E. Midden, Mach 4 Free-jet Tunnel-starting Experiments for a Hypersonic Research Engine Model Causing High Blockage, *National Aeronautics and Space Administration*, 1976.
- [12] L.E. Clark, Description and Initial Calibration of the Langley 12-Inch Hypersonic Ceramic-Heated Tunnel, *National Aeronautics and Space Administration*, 1965.
- [13] J. Crane, J. Woodley, The 7 in. X 7 in. Hypersonic Wind Tunnel at RAE Farnborough, Part IV—Measurements of Diffuser Performance, Blockage, Starting Loads and Humidity, *Aeronautical Research Council Current Papers*, (663) (1963).
- [14] P. Czysz, The High Temperature Hypersonic

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده کنید:

Please cite this article using:

M. Hadidoolabi, A. Yousefi, M. Hashemabadi, Hypersonic Wind Tunnel Diffuser Design Based on Numerical Analysis of Flow Field, *Amirkabir J. Mech. Eng.*, 49(3) (2017) 457-470.
DOI: 10.22060/mej.2016.761

