



طراحی بهینه چندهدفه کانتور کامل نازل ماوراء صوت یک تونل شوک

شاهد ملکی پور¹، محمد ابراهیمی^{2*}

1- دانشجوی دکتری، مهندسی هوافضا، پژوهشگاه هوافضا، تهران

2- استادیار، مهندسی مکانیک، پژوهشگاه هوافضا، تهران

* تهران، صندوق پستی 1465774111، mebrahimi@ari.ac.ir

چکیده

در این مقاله با یک رویکرد سیستمی- سیالاتی به طراحی بهینه نازل ماوراء صوت برای استفاده در یک تونل شوک پرداخته شده است. پس از تعیین الزامات و مراحل طراحی مفهومی و طراحی اولیه با استفاده از یک روش مدرن از الگوریتم ژنتیک و دینامیک سیالات محاسباتی جهت بهینه‌سازی کانتور نازل ماوراء صوت بهره گرفته شده است. در روش بهینه‌سازی که در این مقاله در پیش گرفته شده است کل منحنی نازل به صورت یکپارچه با تعدادی نقطه کنترلی به صورت پارامتریک بیان می‌شود و تحت استراتژی بهینه‌سازی ژنتیک تا رسیدن به منحنی بهینه نهایی با حلگر لاج ناویر استوکس و یک مدل آشفته‌گی دو معادله‌ای مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. در این رویکرد از آنجایی که ارزیابی توابع هدف با شبیه‌سازی عددی انجام می‌شود برای کاهش زمان فرایند بهینه‌سازی، هم در روش عددی و هم در الگوریتم ژنتیک، از پردازش موازی استفاده شده است. همچنین در این فرایند، از اسکالری‌سازی سه تابع هدف یعنی کمترین افت فشار کل، یکنواختی عدد ماخ و کمترین انحراف جریان محوری در خروجی نازل بهره گرفته شده است. در نهایت کانتور نازل بهینه، بهبود عملکرد قابل توجهی نسبت به نازل اولیه حاصل می‌کند و کارآمدی این روش را به خوبی نشان می‌دهد.

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 02 بهمن 1396

پذیرش: 15 اردیبهشت 1397

ارائه در سایت: 10 خرداد 1397

کلید واژگان:

طراحی بهینه

تونل شوک

نازل ماوراء صوت

زمان آغاز به کار نازل

Multi-objective Design Optimization of a Mach 6 Hypersonic Nozzle of a Shock Tunnel

Shahed Malekipour, Mohammad Ebrahimi*

Department of Aeronautical Science and Technology, Aerospace Research Institute, Tehran, Iran

* P.O.B. 1465774111, Tehran, Iran, mebrahimi@ari.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper

Received 22 January 2018

Accepted 05 May 2018

Available Online 31 May 2018

Keywords:

Design Optimization

Shock Tunnel

Hypersonic Nozzle

Nozzle starting time

ABSTRACT

In this paper, a systematic approach is considered to Design an optimal hypersonic Nozzle of a shock tunnel. After assigning the requirements and accomplishment of conceptual and preliminary design phases, a modern optimization strategy based on genetic algorithm and a CFD solver has been used to fine tune the nozzle convergent divergent contour. In this way, parameterization of the overall nozzle contour was done with a few control points and a Bezier curve. This arrangement showed a good flexibility to generate appropriate curves for nozzle shape. Design objectives were evaluated with a N-S viscous solver with a two equation turbulence model. Three objective functions were scalarized in a term with summation of weighted parameters: minimum total pressure loss, Mach number uniform distribution along test section and minimum axial flow deviation. A number of geometrical and physical constraints such as nozzle length, throat area, inlet and outlet diameters and inlet boundary conditions were also considered and finally, an optimized nozzle contour showed a significant improvement of about 3% in quality of the Mach 6 flow in the test section.

1- مقدمه

معروف طراحی نازل سرعت بالا است که با معرفی تعداد کمی پارامتر و روش مشخصه‌ها و نیز فرضیات بسیار به طراحی نازل می‌پردازد. در سال 1984، بکوید و همکاران [3] با بررسی ناپایداری‌های توملن-شلیختینگ و گورتلر، امکان بهینه‌سازی نازل برای آرام نگه داشتن جریان در طول نازل را بررسی کردند. بعدها در سال 1990 افرادی مانند بنتون و همکاران [4] ضغف‌های روش مشخصه‌ها را مورد بررسی قرار دادند. در این بررسی‌ها نشان داده شد که به خاطر کوپلینگ شدید لایه مرزی با جریان غیرلج، فرضیات این روش در مآخ‌های بالاتر از 6 مناسب نیستند و در مآخ‌های بالاتر از 8 این روش به کلی مردود است. کورت [5] برای اولین بار در سال 1992 با در نظر گرفتن

بیشترین کاربرد نازل‌های ماوراء صوت را می‌توان در تجهیزات تست زمینی برای ایجاد شرایط ماوراء صوت دانست. در زمینه طراحی نازل ماوراء صوت از گذشته تا امروز، بیشتر رویکردهای کلاسیک در پیش گرفته شده است که مبتنی بر فرایندهای تکرار و استفاده از مدل‌های محاسباتی غیرلج و دوبعدی مانند روش مشخصه‌ها بوده‌اند. بکوید و همکاران [1] در یکی از اولین تحقیقات منتشر شده در سال 1952، از فرضیه جریان متقارن محوری و غیر لج برای طراحی یک نازل سرعت بالا با سطح مقطع مربعی استفاده کرده‌اند. روش نیمه‌تجربی سیولز [2] که در سال 1970 منتشر شد، از روش‌های

رویکرد استفاده شده است. از اهداف طراحی این تونل شوک، می‌توان به تست آیرودینامیک ماوراء صوت فضاپیماها در هنگام باز ورود به جو اشاره نمود.

2- طراحی مفهومی و اولیه نازل

ایده تونل شوک در دهه 1950 برای مطالعه دینامیک گاز ماوراء صوت توسعه پیدا کرد. یک تونل شوک مطابق "شکل 1" از پنج قسمت اصلی تشکیل شده است: بخش محرک¹، بخش متحرک²، نازل، اتاقک تست و مخزن تخلیه³. یک دیافراگم اولیه که بین بخش محرک و بخش متحرک قرار گرفته است بر اثر اختلاف فشار گاز در دو بخش مذکور، پاره می‌شود. ناپیوستگی فشاری که پس از فروپاشی دیافراگم ایجاد می‌شود به صورت یک موج ضربه‌ای قائم در بخش متحرک و به صورت یک دسته موج انبساطی در بخش محرک منتشر می‌گردد. همان‌طور که موج قائم در بخش متحرک با سرعت W حرکت می‌کند، فشار پشت خود را بالا می‌برد و یک سرعت جریان U را القا می‌کند. سطح تماس بین گاز محرک و گاز متحرک نیز با سرعت U به سمت پایین دست حرکت می‌کند [15].

در تونل‌های انعکاسی از یک دیافراگم ثانویه در ورودی نازل استفاده می‌شود که موج ضربه‌ای اولیه را منعکس می‌کند. فشار بالای پشت موج ضربه‌ای منعکس شده باعث پاره شدن دیافراگم شده و جریان وارد نازل و مقطع تست می‌شود. در تونل‌های انعکاسی نسبت به تونل‌های غیرانعکاسی (که موج ضربه‌ای اولیه مستقیماً وارد نازل می‌شود)، آنتالپی و زمان تست بیشتری فراهم می‌گردد.

یکی از بزرگ‌ترین ضعف‌های تونل‌های بادها و تونل شوک‌های ماوراء صوت متداول، وجود سطحی از غیریکنواختی جریان و نویز ناشی از نوسانات جریان بالادست است که معمولاً یک یا دو مرتبه بالاتر از شرایط پروازی هستند [13]. در "شکل 2" اغتشاشات موجود در یک تونل باد سرعت بالا نشان داده شده است [16]. طبق نتایج محققین [1718]، منبع اصلی نوسانات، نوسانات آکوستیک هستند که به دو طریق ایجاد می‌شوند:

- 1- از طریق تابش چهارقطبی⁴ و دوقطبی⁵ از لایه مرزی آشفته؛
- 2- از لرزش امواج ماخ که از درزهای دیواره نازل ایجاد می‌شوند و با عبور جریان آشفته نوسان می‌کنند.

با توجه به پیشرفت‌هایی که در سال‌های اخیر در جهت طراحی بهینه صورت گرفته است، در این پژوهش برای طراحی نازل ماوراء صوت که بی‌شک یکی از مهمترین اجزای یک تونل ماوراء صوت است، از این رویکرد بهره گرفته خواهد شد. انتظار می‌رود که با در نظر گرفتن اثرات افت لایه مرزی و شوک، به‌طور غیرمستقیم سطح نویز متصاعد شده از نازل نیز کاهش بیابد.

2-1- شرایط عملکردی تونل شوک مورد نظر

برای طراحی نازل ماوراء صوت ابتدا پنجره‌ی عملکردی تونل شوک مورد نظر

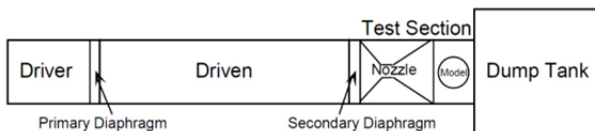


Fig.1 major parts of a shock tunnel

شکل 1 اجزای اصلی یک تونل شوک

¹ Driver section

² Driven section

³ Dump tank

⁴ Quadropole

⁵ Dipole

توزیع عدد ماخ محوری و پروفیل عدد ماخ در عرض نازل و زاویه جریان در خروجی با به‌کارگیری یک روش بهینه‌سازی گرادیانی ساده با تحلیل معادلات سه‌موی ناویراستوکس اقدام به طراحی نازل متقارن محوری ماخ 15 کرده است. هندسه این نازل با استفاده از روش اسپیلاین به‌صورت پارامتریک درآمده بود. چادویک و همکاران [6] در سال 1996 با وارد کردن اثرات گاز واقعی اصلاحاتی بر روی روش مشخصه‌ها اعمال نمودند. تول [7] در سال 1997 با دو متغیر طراحی شیب قسمت واگرا و زاویه جریان خروجی با استفاده از یک روش گرادیانی به طراحی بهینه نازل با تحلیل جریان دوبعدی ناویراستوکس پرداخته است. در ادامه این فعالیت‌ها و لزوم اعمال نگاه بهینه‌سازی به تمام قسمت‌های نازل، کراداک [8] در سال 1999 با تقسیم کل نازل به سه ناحیه همگرا، انبساط اولیه و انبساط نهایی، به بهینه‌سازی گرادیانی نازل به صورت مجزا با تحلیل حجم کنترلی سه بعدی اقدام نموده است. در بین سال‌های 2000 تا 2012 طراحی با استفاده از روش مشخصه‌ها و الگوریتم‌های گرادیانی یا غیرگرادیانی ساده ادامه داشت (رائو، کورت، چو و آلچنکو در مراجع [9-11]). نیمن و نایت [12] در سال 2010 برای طراحی نازل ماوراء صوت با جریان آرام در ماخ 6، از معادلات ناویراستوکس متقارن محوری و مدل پاسخ صفحه و الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک استفاده کردند. این نازل‌ها و تونل‌های باد برای شبیه‌سازی شرایط پرواز که سطح نویز بسیار پایین است توسعه یافتند. در این نازل‌ها سعی شده است لایه مرزی را در طول بیشتری از نازل به نحوی آرام نگه دارند. گانک و همکاران [13] در سال 2014 تنها بخش انبساطی نازل ماوراء صوت را بر اساس توزیع فشار مطلوب با بررسی پارامتری تعداد کمی متغیر هندسی بهینه کرده‌اند. در سال‌های اخیر استفاده از تونل‌های شوک و تست جریان‌های ماوراء صوت سرعت یافته است [14].

تکامل روند روش‌های شبیه‌سازی جریان در تحلیل جریان ماوراء صوت نازل از معادلات جریان غیرلزج و یا انتشار مشخصه‌ها به روش‌های عددی کامل‌تر بر مبنای معادلات لزج ناویراستوکس به خوبی قابل مشاهده است اما نکته‌ای که کمتر به آن پرداخته شده ارائه یک روش طراحی بهینه جامع با در نظر گرفتن تمام قسمت‌های نازل اعم از قسمت همگرا، بخش گلوگاه و قسمت واگرا می‌باشد. در تمام روش‌های مذکور، بخشی از نازل مورد توجه قرار گرفته و ورودی این بخش با استفاده از محاسبه پارامترهای جریان در خروجی قسمت‌های دیگر و با اعمال فرضیات محاسبه شده است. با توجه به ضخامت لایه مرزی در جریان ماوراء صوت داخل نازل، انتشار اطلاعات جریان از پایین دست به بالادست جریان اجتناب‌ناپذیر است، بنابراین باید در طراحی یک نازل ماوراء صوت بهینه به ارتباط متقابل قسمت‌های مختلف توجه شود. در سال‌های اخیر با توجه به پیشرفت توان محاسباتی پردازنده‌ها و پیشرفت استراتژی‌های بهینه‌سازی و گسترش ساز و کارهای طراحی بهینه، تلاش‌های محدودی برای استفاده از این رویکردها به عنوان رویکردهای مدرن صورت پذیرفته است.

در این مقاله با معرفی و به‌کارگیری روشی جامع برای طراحی بهینه نازل‌های سرعت بالا، کل کانتور نازل، به‌صورت یک منحنی پیوسته، در نظر گرفته شده و از تحلیل عددی لزج به همراه یک استراتژی بهینه‌سازی کامل استفاده شده است. به این منظور، ابتدا به تعیین الزامات و طراحی مفهومی و اولیه نازل برای تونل شوک ماوراء صوت ARIST پرداخته شده و سپس با توجه به شکافی که در زمینه طراحی نازل ماوراء صوت با استفاده از رویکرد طراحی بهینه و به حداقل رساندن فرضیات ساده‌سازی وجود دارد، از این

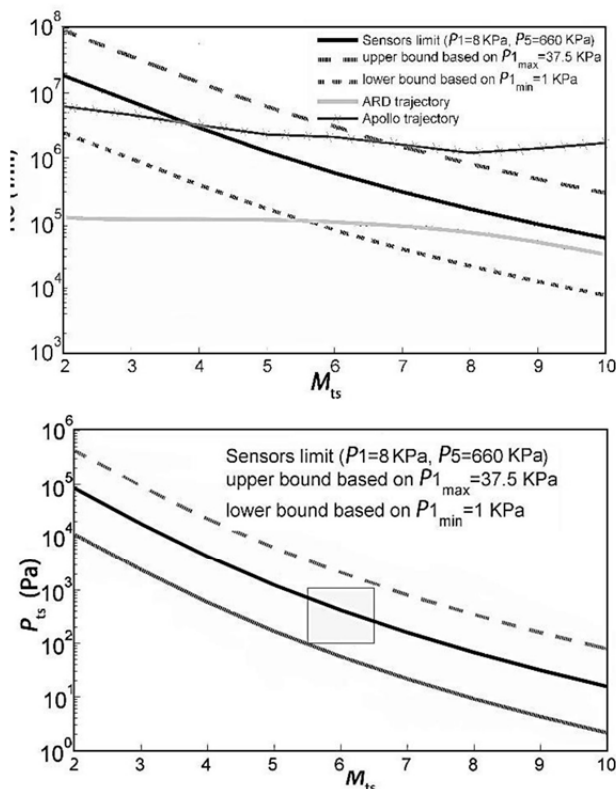


Fig. 3 performance window of the shock tunnel with comparison of two typical trajectories

شکل 3 پنجره عملکردی تونل شوک و مقایسه با مسیر دو فضایی نمونه

اما یکی از مشکلات نازل متقارن محوری این است که اغتشاشات متصاعد شده از دیواره بر روی محور مرکزی همگرا می‌شوند در حالی که در نازل‌های دو بعدی این اغتشاشات به‌صورت صفحه‌ای متصاعد می‌شوند و اثر مخرب کمتری دارند. این اثر تمرکزی که در نازل متقارن محوری وجود دارد باعث تقویت اغتشاشات می‌شود و بنابراین باید تلورانس‌ها بسیار دقیق در نظر گرفته شوند [4]. با رویکرد طراحی بهینه می‌توان این کاستی را برطرف نمود. با استفاده از روابط آیزنروویک و رابطه نسبت مساحت نازل برحسب عدد ماخ خروجی، می‌توان قطر مقطع تست را در اعداد ماخ مختلف برای قطر گلوله‌های مختلف محاسبه نمود (شکل 4). با توجه به قید هزینه و حداقل قطر مورد نیاز براساس انسداد جریان، قطر مقطع تست حدود 20 سانتی‌متر در نظر گرفته شده است. با توجه به الزام قطر مقطع تست، اندازه قطر گلوله حدود 28 میلی‌متر به‌دست می‌آید.

3-2 محاسبه مشخصه‌های زمانی لوله شوک

با توجه به این که زمان برقراری جریان پایا در مقطع تست تونل شوک بسیار کوتاه است، یکی از مهمترین پارامترها در طراحی نازل ماوراء صوت، بررسی مدت زمان تست است. تعریف مشخصه‌های زمانی لوله شوک در "شکل 5" نشان داده شده است. در قسمت بالایی این شکل، نمای شماتیک لوله شوک و نازل دیده می‌شود و در قسمت پایینی نمودار زمان-مکان پدیده‌ها مشاهده می‌شود. از لحظه فروپاشی دیافراگم، شوک اولیه (خط پررنگ) و سطح تماس (خط چین) به سمت پایین دست حرکت می‌کنند. t_c زمان عبور سطح تماس از درون نازل و t_{st} زمان عبور سیستم امواج اولیه از درون نازل می‌باشد. T_{RT} هم به مدت زمانی گفته می‌شود که ناحیه سکون (مخزن) برای تست در

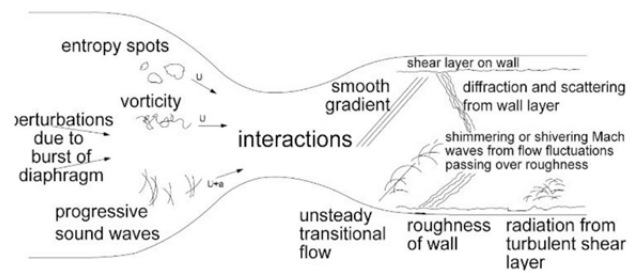


Fig.2 distortions in a high velocity shock tunnel

شکل 2 اغتشاشات موجود در یک تونل باد سرعت بالا

بررسی می‌شود و پتانسیل آن در ایجاد جریان ماوراء صوت ارزیابی می‌گردد. برای این کار محدوده فشار لوله متحرک از 500 پاسکال (با توجه به توانایی ایجاد خلاء) تا 17500 پاسکال (با توجه به حداکثر فشار تحمل سنسورهای فشار) و فراتر از آن تا 37500 پاسکال (با توجه به سازه لوله شوک) در نظر گرفته شده است. لازم به توضیح است که با توجه به روابط دینامیک گاز و مشخصات هندسی لوله شوک، در شرایط طراحی¹، نسبت فشار دو طرف دیافراگم برابر 70.5 می‌باشد. همان‌طور که در "شکل 3" مشاهده می‌شود، با استفاده از این تونل شوک می‌توان محدوده وسیعی از فاز بازورود به جو فضاپیماها را مورد بررسی قرار داد. نتایج این تحلیل‌ها از روابط ساده دینامیک گاز، مشابه محاسبات مرجع [19] انجام شده است. در این شکل‌ها ارتباط عدد رینولدز (Re) و فشار محفظه تست (P_{ts}) برحسب عدد ماخ (M_{ts}) در محفظه تست ارائه شده است. ناحیه رنگی، ناحیه هدف برای طراحی نازل می‌باشد. با توجه به این نتایج و قیده‌های دیگر از جمله محدودیت‌های هندسی و هزینه، شرایط عملکردی نازل موردنظر مطابق جدول 1 تعیین شده است.

2-2 محاسبه پارامترهای کلیدی

برای طراحی مفهومی نازل، اولین قدم می‌تواند انتخاب شکل سطح مقطع (دو بعدی یا متقارن محوری) باشد [20]. از جمله مزایای سطح مقطع دو بعدی (مستطیلی) می‌توان به سهولت طراحی و ساخت و امکان تغییر کانتور نازل با استفاده از جک‌های متغیر و اتصال راحت به اتاقک تست مکعبی شکل اشاره نمود. اما از مشکلات آن می‌توان این موارد را برشمرد: غیریکنواخت بودن لایه مرزی، ایجاد نویز زیاد در جریان، مشکل آب‌بندی آن مخصوصاً در جریان ماوراء صوت؛ و حساسیت زیاد به تغییرات ناخواسته هندسه در مقطع گلوله در ماخ‌های بسیار بالا [4].

یکنواختی لایه مرزی در نازل با سطح مقطع دایروی از مزیت‌های بارز آن می‌باشد [20]. از دیگر مزایای سطح مقطع دایروی نسبت به مستطیلی، امکان استفاده از دهانه گلوله بزرگتر برای رسیدن به عدد ماخ و مساحت خروجی معین در مقطع تست است. بنابراین گلوله تحمل دمای بالاتری خواهد داشت و انبساط حرارتی نیز یکنواخت خواهد بود. رشد لایه مرزی نیز ملایم‌تر می‌باشد که باعث رسیدن به جریان یکنواخت‌تری در مقطع تست می‌گردد [4]. با توجه به تحقیقات صورت گرفته، برای سرعت‌های بالاتر از ماخ 5، نازل‌های سه بعدی نسبت به نازل‌های دو بعدی ترجیح داده می‌شوند [5].

جدول 1 شرایط عملکردی نازل مورد نظر

Table 1 operational conditions of the nozzle					
M	P_{ts} (Pa)	P_{driven} (Pa)	P_{driver} (Pa)	$P_{reservoir}$ (Pa)	$T_{reservoir}$ (K)
6	362	6396	511680	8.7140×10^5	1961

¹ tailored

$$\frac{t_{RT}}{t_s} = 1 + \frac{1}{|U/W_f| + 1} \left[\frac{U}{a_5} \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\alpha/2} \frac{A_T}{A_D} - 1 \right] \alpha = \frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} \quad (3)$$

پایان مدت زمان جریان یکنواخت در مقطع تست، زمانی است که سطح تماس که از فروپاشی دیافراگم اصلی حاصل شده است، به انتهای نازل برسد. مدت زمانی که طول می کشد تا سطح تماس از گلوگاه نازل به خروجی آن برسد، از رابطه (4) محاسبه می شود [21].

$$t_c = \int_0^x \frac{dx}{U_{c.s.}} \quad (4)$$

اما یکی از مشخصه های زمانی مهم، مدت زمان گذرای سیستم امواج آغازین در لحظه شروع به کار نازل است. در این مرحله از مدل اسمیت که با فرضیات کامل تری نسبت به مدل های حالت پایا توسعه یافته است، استفاده می شود [19]:

$$t_{st} = \frac{0.76}{\beta a_5} r_t \left[M_z^2 \left(1 - \frac{1}{M} \right) + \frac{1}{15} (M_z^3 - 1) + \frac{1}{25} (M_z^5 - 1) \right] \quad (5)$$

در این رابطه، β ، تانژانت نیم زاویه قسمت واگرای نازل مخروطی و r_t شعاع گلوگاه نازل است.

با استفاده از این روابط می توان شعاع گلوگاه و نیم زاویه قسمت واگرای نازل مخروطی را در اعداد ماخ مختلف مقطع تست بررسی نمود. البته در شعاع های گلوگاه کوچک، زمانی که از این طریق به دست می آید، از زمان رسیدن امواج انبساطی حاصل شده از فروپاشی دیافراگم اصلی به ورودی نازل بیشتر می شود. بنابراین باید همواره این محدودیت را در نظر گرفت.

در این مرحله برای تخمین زمان آغاز به کار نازل، از یک شیب ثابت استفاده شده است. بیشترین زاویه انبساط نازل بر روی مشخصه های آغاز به کار نازل و کیفیت جریان موثر است. فرایند آغاز به کار یکی از موضوعات مهم در نازل تجهیزات زمینی ضربه ای است. زمان آغاز به کار نازل در مواردی می تواند در حد کل زمان تست باشد. با افزایش زاویه انبساط، طول نازل و زمان آغاز به کار کاهش می یابد [19]. حد زاویه انبساط از لحاظ نظری با استفاده از تابع پرنتل-مایر به دست می آید که به لحاظ نظری، خنثی کردن اثر امواج، برای این زاویه امکان پذیر است. مثلاً برای ماخ هفت (با توجه به پنجره عملکرد شکل 3)، تقریباً برابر 45 درجه است. البته در عمل، یک نازل با زاویه انبساط 45 درجه، به خاطر وجود اغتشاشات ناشی از تداخلات شدید اثرات لزج و غیرلزج، جریانی با کیفیت پایین تولید می کند. از طرف دیگر اگر زاویه انبساط کم باشد، با افزایش طول نازل، رشد لایه مرزی بیشتر شده و همچنین زمان آغاز به کار نازل افزایش می یابد. در مرجع [8] آمده است که نازل های تونل های شوک با زاویه انبساط بالاتر از 17 درجه به خاطر مشکلات جدایش لایه مرزی، عملکرد ضعیفی دارند. بیشتر نازل های تونل های ماوراء صوت، با بیشترین زاویه انبساط 10 تا 15 درجه طراحی شده اند.

با استفاده از روش بالا، مشاهده شد که تغییر زاویه انبساط در حد 3 تا 4 درجه اثر چندانی بر روی زمان آغاز به کار ندارد. در طرح حاضر مقدار زاویه انبساط 11 درجه انتخاب شده است. همان طور که در "شکل 6" مشاهده می شود، برای نازلی با قطر گلوگاه 28 میلی متر، زمان آغاز به کار نازل درصد کمی از کل زمان را شامل می شود. این نتیجه با نتیجه مرجع [22] که بیان می کند زمان آغاز به کار نازل حدود 0.6 تا 1 میلی ثانیه است مطابقت دارد. طول نازل نیز حدود 0.5 متر می شود. نتایج تحلیل فوق در مقایسه با نتایج شبیه سازی های عددی نیز از دقت قابل قبولی برخوردار هستند.

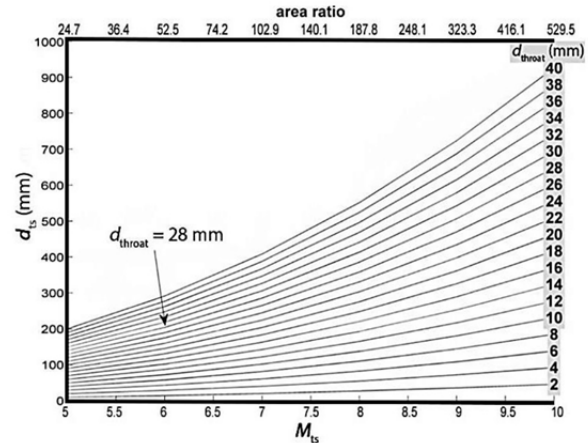


Fig. 4 effect of throat diameter on the test section diameter in terms of Mach number

شکل 4 اثر قطر گلوگاه نازل بر قطر مقطع تست برحسب عدد ماخ

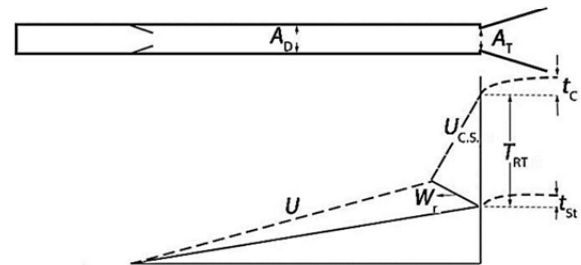


Fig. 5 space-time characteristics of a reflected shock tube

شکل 5 تعریف مشخصه های زمانی لوله شوک

اختیار قرار می دهد. با کم کردن زمان عبور امواج ناپایای اولیه از t_{RT} ، زمان یکنواخت و پایا به دست می آید.

با فرض گاز کامل برای گاز بخش محرک و بخش متحرک، مدت زمان برقراری جریان یکنواخت در ورودی نازل یا همان تونل غیرانعکاسی، t_s ، از رابطه (1) محاسبه می شود:

$$t_s = \frac{l}{U} \quad (1)$$

که

$$l = L \left(1 - \frac{U}{W} \right)$$

و L طول کانال بین دیافراگم و ورودی نازل است. اگر حالت لوله شوک انعکاسی در نظر گرفته شود، و فرض شود که هیچ اغتشاشی از برخورد شوک انعکاسی و سطح تماس به وجود نمی آید، مدت زمان برقراری جریان یکنواخت مطابق "شکل 5"، t_{RT} خواهد بود. درصدی از این زمان از سرعت U سطح تماس قبل از برخورد با موج ضربه ای انعکاسی به دست می آید و درصد دیگر سرعت $U_{c.s.}$ بعد از برخورد با موج انعکاسی. سرعت $U_{c.s.}$ از نرخ جریان جرمی در گلوگاه نازل به دست می آید. با مساوی قرار دادن نرخ تغییرات جرم در ناحیه بین سطح تماس و انتهای لوله با نرخ جریان جرمی وارد شده در نازل به دست می آید. با استفاده از تئوری گاز کامل رابطه (2) استخراج می شود.

$$U_{c.s.} = \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\alpha/2} a_5 \frac{A_T}{A_D} \quad (2)$$

که A_T مساحت گلوگاه و A_D مساحت سطح مقطع لوله است. با استفاده

از هندسه "شکل 2" و رابطه (1)، رابطه (3) به دست می آید [10].

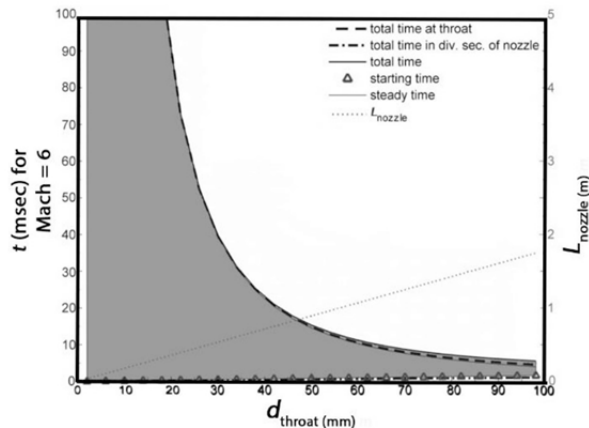


Fig.6 calculations of starting time for a Mach 6 nozzle

شکل 6 محاسبات زمان آغاز به کار نازل در ماخ 6

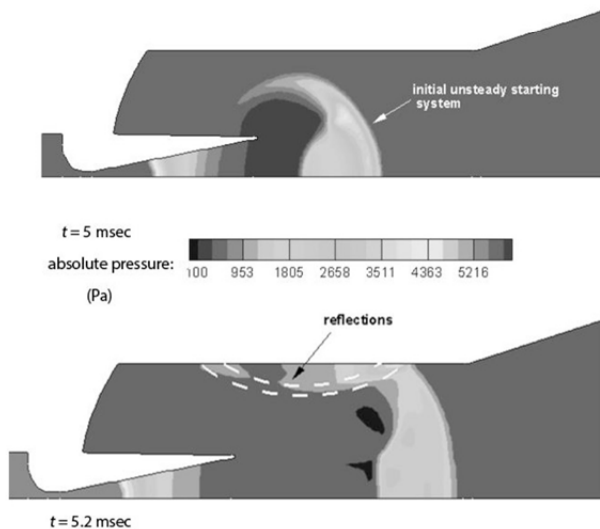


Fig. 7 reflection of starting wave system in test section, pressure contours (Pa)

شکل 7 انعکاس سیستم امواج اولیه از دیواره عرضی در مقطع تست، کانتور فشار (پاسکال)

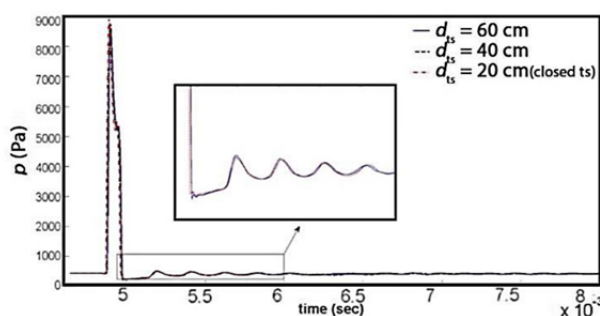


Fig. 8 pressure fluctuations for various test section diameters

شکل 8 نوسانات فشار در محل قرارگیری مدل برای مقاطع تست با قطر مختلف

به هیچ اطلاعات اضافی مانند مشتقات احتیاج ندارد.

در این مرحله، هدف، دستیابی به یک کانتور بهینه برای نازل موردنظر است که با استفاده از روش‌های بهینه‌سازی به‌دست می‌آید. طول این نازل حدوداً به اندازه طول نازلی است که با استفاده از روش مشخصه‌ها به‌دست می‌آید. طول بخش واگرایی نازل از این روش حدود 50 سانتی‌متر خواهد بود.

با توجه به مرجع [23]، اگر نسبت همگرایی قسمت همگرایی نازل کمتر از 0.1 رعایت شود، شدت آشفتگی جریان کاهش می‌یابد. در طرح حاضر نیز با توجه به قطر گلوگاه این نسبت حدود 0.02 است که مقدار مناسبی است. همچنین قطر گلوگاه آنقدر بزرگ هست که ذرات ناشی از فروپاشی دیافراگم در آن ایجاد انسداد نکند.

4-2 بررسی اثر دیواره‌های مقطع تست

اولین الزام طراحی مقطع تست این است که باید بتوان طول مدل را به اندازه‌ای در نظر گرفت که با ناحیه جریان یکنواخت خروجی نازل تداخل نداشته باشد. قسمت انتهایی مدل نیز باید حدود 4 یا 5 برابر قطر مدل در جریان یکنواخت باشد تا اثرات اغتشاشی خروجی نازل بر روی دنباله مدل و احتمالاً جریان حول آن کاهش بیابد. یکی دیگر از محدودیت‌های ابعاد مقطع تست و مدل این است که انعکاس امواج اطراف مدل از دیواره‌ها بر روی مدل بازنگردد. اگر انعکاس‌های امواج از حدود 1.5 برابر قطر مدل از پشت آن عبور کنند، تنها تاثیر کمی بر روی دنباله جریان خواهند داشت که این تاثیر نسبت به وجود نگهدارنده مدل در پشت آن قابل صرف‌نظر می‌باشد [21].

نکته قابل توجه دیگر این است که در اثر عبور سیستم امواج ضربه‌ای اولیه از مقطع تست و برخورد و انعکاس آن از دیواره‌های عرضی، نوسانات فشاری در محل قرارگیری مدل ایجاد می‌شود. برای بررسی تاثیر این پدیده، از شبیه‌سازی عددی جریان استفاده شده است (شکل 7). در این تحلیل‌ها از شرایط مرزی مطابق با جدول 1 استفاده شده است. با توجه به انطباق نتایج عددی با نتایج حل تحلیلی لوله شوک، از معادلات ناپایایی غیرلرزش و روش حل طرح بالادست¹ به همراه فرمولاسیون صریح در مکان بهره گرفته شده است. در پیشروی زمانی هم فرمولاسیون ضمنی مرتبه اول به‌کار رفته است. همچنین با توجه به مراجعی چون [24] در محاسبات عددی از مدل AUSM استفاده شده است. با تغییر قطر محفظه تست، اثر این پارامتر بر روی نوسانات فشاری مورد مطالعه قرار گرفته و روند تغییرات فشار در محل قرارگیری مدل در "شکل 8" نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، تغییر قطر مقطع تست تاثیری بر قدرت نوسانات فشار در محل قرارگیری مدل ندارد. با توجه به این نتایج و نتایج طراحی مفهومی، قطر مقطع تست به اندازه خروجی نازل در نظر گرفته می‌شود.

3- طراحی بهینه نازل

در روش‌های کلاسیک خصوصیات از فیزیک جریان و هندسه نازل قابل کنترل است که می‌تواند عملکرد نازل را بهبود ببخشد. این روش‌ها عموماً براساس روش مشخصه‌ها بنا شده‌اند و یکی از معایب آن‌ها این است که طراح باید قسمتی از فیزیک جریان یا هندسه نازل را به عنوان ورودی فرض کند. با توجه به معایب روش‌های کلاسیک می‌توان از روش‌های مدرن استفاده کرد. در این روش‌ها، فرضیات ساده کننده کمتر استفاده می‌شود و از الگوریتم‌های غیرگرادیانی طراحی بهینه مانند الگوریتم ژنتیک بهره گرفته می‌شود. الگوریتم ژنتیک در اوایل دهه 1970 توسط جان هلند در دانشگاه میشیگان و براساس الگوی تکامل ژنتیکی در طبیعت (نظریه داروین) پایه گذار شد و شاگردش، دیوید گلدبرگ²، کارهای وی را گسترش داد. در الگوریتم ژنتیک در هر مرحله یک جمعیت از جواب‌های مسئله تولید می‌شوند و طبق مکانیزم‌های خاصی با هم ترکیب شده تا نسل بعدی را تولید کنند که به جواب بهینه مسئله نزدیک‌تر است. این روش فقط از مقادیر تابع هدف استفاده می‌کند و

¹ upwind

² David Goldberg

Baseline Geometry Based on Characteristic Method

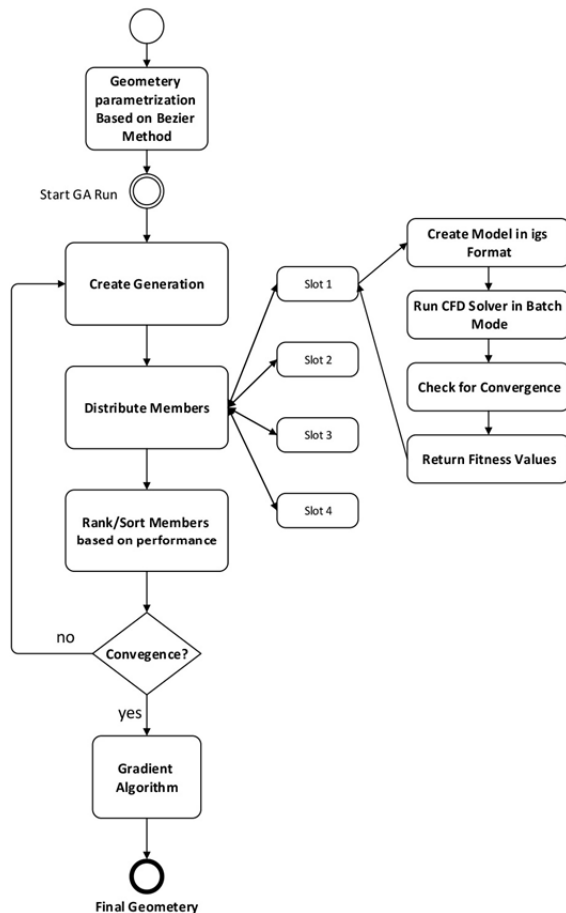


Fig. 9 optimum design flowchart of a Mach 6 nozzle

شکل 9 فلوجارت طراحی بهینه نازل ماخ 6 ARIST

$$f = \frac{\phi_{Pt}^2}{N} \sum_{j=1}^N (Pt_{x,j} - Pt_{design})^2 + \frac{\phi_M^2}{N} \sum_{j=1}^N (M_{x,j} - M_{design})^2 + \frac{\phi_{Vr}^2}{N} \sum_{j=1}^N (Vr_{x,j} - Vr_{design})^2 \quad (6)$$

در این رابطه N تعداد مش در صفحه مورد نظر خروجی است. مقادیر Pt و M و Vr به ترتیب فشار کل، عدد ماخ و مولفه شعاعی سرعت هستند و ϕ یک ضریب وزنی است که به هر پارامتر اختصاص می‌یابد. برای محاسبه ϕ از معکوس تلورانس هدف برای هر پارامتر استفاده شده است. به عنوان مثال اگر حداکثر تغییرات عدد ماخ در صفحه خروجی، 0.01 در نظر گرفته شده باشد، مقدار ϕ_M برابر با 100 خواهد بود. به همین ترتیب مقادیر ϕ_{Pt} و ϕ_{Vr} به ترتیب 1 و 100 تعیین شده است. نکته جالب توجه این که با صرف نظر از الزام محوری بودن جریان و اجرای فرایند بهینه‌سازی، هندسه بهینه برای نازل یک مخروط با نیم زاویه حاصل شده است. این نتیجه اهمیت در نظر گرفتن الزام محوری بودن جریان در چنین مسئله‌ای را نشان می‌دهد. در گذشته به دلایل تجربی، برای ماخ‌های پایین از هندسه مخروطی استفاده می‌شده است. با اجرای فرایند بهینه‌سازی پس از 20 نسل، هندسه بهینه حاصل شده است. در "شکل 10" هندسه اولیه و هندسه بهینه با هم مقایسه شده‌اند.

استراتژی در پیش گرفته شده برای طراحی بهینه این نازل در فلوجارت "شکل 9" نشان داده شده است. در این رویکرد، هندسه اولیه که خروجی فاز طراحی اولیه می‌باشد به عنوان ورودی در نظر گرفته می‌شود. در طراحی بهینه شکل، لازم است که شکل مورد نظر به صورت پارامتریک بیان شود تا بتوان با تعیین متغیرهای طراحی به عنوان پارامترهایی از هندسه، فرایند بهینه‌سازی را آغاز نمود. در رویکرد حاضر، از روش بیزیر با 7 نقطه کنترلی استفاده شده است که مختصات x و y این نقاط به عنوان متغیرهای طراحی در نظر گرفته شده‌اند، "شکل 10". با توجه به هندسه همگرا-واگرای نازل، تغییرات مختصات هر نقطه کنترلی نسبت به نقاط همسایه مقید شده است. با توجه به اجزاهای مختلف و منابعی همچون مرجع [6] این تعداد نقطه کنترلی مناسب به نظر می‌رسد. یکی دیگر از مشکلات روش‌های کلاسیک در طراحی بخش همگرای نازل است که روش مدونی برای طراحی آن وجود ندارد و معمولاً از برخی منحنی‌های استاندارد برای این قسمت استفاده می‌شود. اما در رویکرد حاضر، منحنی قسمت همگرا نیز با توجه به توابع هدف نهایی به خوبی استخراج می‌شود. در مرحله بعد، منحنی نازل با یک فرمت قابل فهم برای نرم‌افزارهای ایجاد شبکه فرستاده می‌شود. پس از تولید شبکه، مدل محاسباتی وارد یک حلگر جریان مانند نرم‌افزار فلوئنت می‌شود و توابع هدف در این حلگر مورد ارزیابی قرار می‌گیرند. الگوریتم ژنتیک این توابع هدف را بازیابی کرده و پس از ارزیابی آن‌ها و تولید افراد و نسل‌های بعد، این فرایند تکرار می‌شود. شرط تکامل نسل‌ها (همگرایی ژنتیک) به این صورت تعریف شده است که با تغییر نسل‌ها مقدار بهترین تابع هدف، تغییر نکند. در رویکرد حاضر، کد بهینه‌سازی به گونه‌ای توسعه یافته است که ارزیابی توابع هدف به صورت موازی و در چهار اجرای موازی برای چهار هندسه مختلف صورت می‌گیرد. با پایان یافتن هر اجرا اجرای بعدی آغاز می‌شود و این فرایند تا پایان یافتن جمعیت نسل ادامه می‌یابد. پس از ایجاد نسل جدید، دوباره چهار هندسه وارد مرحله ارزیابی تابع هدف می‌شود و به این ترتیب تحلیل‌های عددی ادامه می‌یابند.

شبکه محاسباتی تحلیل‌های عددی از یک قسمت بی‌سازمان برای ناحیه سکون (مخزن) و بخش همگرای نازل و یک قسمت با سازمان مربعی در قسمت واگرا و پایین‌دست نازل تشکیل شده است. در فرایند بهینه‌سازی تنها لازم است که طرح‌های گوناگون از لحاظ همگرایی و دقت در یک سطح قرار داشته باشند و نیازی نیست تمام جزئیات غیرضروری جریان محاسبه شود. برای ارزیابی توابع هدف از تحلیل متقارن محوری و لزج استفاده شده است. در مدل‌سازی لایه مرزی آشفته نیز مدل دو معادله‌ای $k-\omega$ به کار رفته است. یکی از مشکلاتی که در چنین مسائلی وجود دارد زمان بالای تحلیل جریان است که معمولاً موجب می‌شود از مدل‌های جایگزین مانند صفحه پاسخ یا شبکه‌های عصبی بهره‌گیری شود. با افزایش تعداد متغیرهای طراحی و پیچیدگی مسئله، دقت این مدل‌ها کم می‌شود. در روش حاضر برای افزایش سرعت مرحله ارزیابی تابع هدف به این صورت عمل شده که در مقداردهی اولیه هر تحلیل جدید از مقادیر همگرا شده هندسه قبل و میان‌یابی آن مقادیر در شبکه محاسباتی جدید استفاده شده است. همچنین با موازی کردن محاسبات الگوریتم ژنتیک و اجرای تحلیل‌های مختلف به صورت هم‌زمان، سرعت همگرایی به‌طور موثری افزایش یافته است. توابع هدف در بهینه‌سازی نازل موردنظر عبارتند: از کمترین افت فشار کل، توزیع یکنواخت عدد ماخ و کمترین مولفه شعاعی سرعت در خروجی نازل این تابع هدف مطابق رابطه (6) محاسبه شده است. در این رابطه سه تابع هدف با ضرایب وزنی مختلف، هم مرتبه شده و به صورت یک تابع هدف اسکالر بیان می‌شوند.

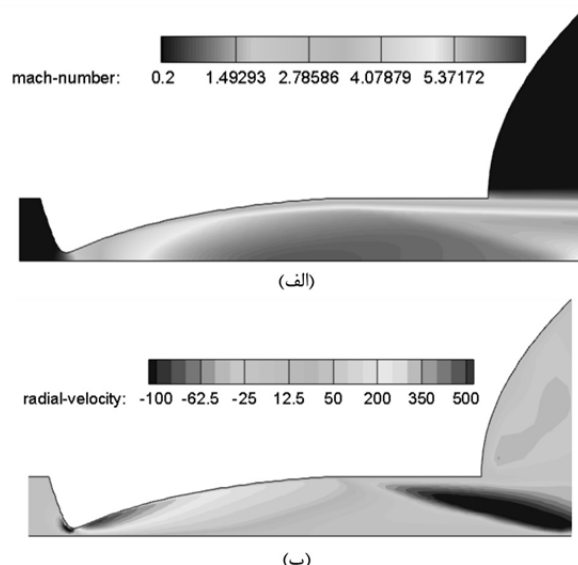


Fig. 12 contours of a) Mach number and b) radial component of velocity in the optimized nozzle

شکل 12 کانتور عدد ماخ و مولفه شعاعی سرعت در نازل بهینه

نوسانات ناشی از انعکاس امواج ضربه‌ای در مقطع تست با فاصله دیواره ارتباطی ندارد. در مرحله بعد فرایند طراحی بهینه نازل با استفاده از الگوریتم ژنتیک و تحلیل گر جریان لزج متقارن محوری انجام شده است. با به کارگیری موفق این روش، هندسه بهینه با 3 درصد بهبود عملکرد برای نازل موردنظر حاصل شده است.

5- فهرست علائم

مساحت (m^2)	A
تونل شوک پژوهشگاه هوافضا	ARIST
طول کانال بین دیافراگم و ورودی نازل (m)	L
عدد ماخ	M
تعداد مش	N
فشار کل	P_t
سرعت جریان القایی پشت موج ضربه‌ای قائم اولیه در لوله شوک و سرعت سطح تماس بین گاز محرک و گاز متحرک (m/s)	U
سرعت جریان (m/s)	V
سرعت موج قائم اولیه در لوله شوک (m/s)	W
سرعت صوت (m/s)	a
قطر (mm)	d
شعاع (m)	r
زمان (s)	t
علائم یونانی	
تانژانت نیم‌زاویه قسمت واگرای نازل مخروطی	β
ضریب وزنی	ϕ
نسبت ثابت گازها	γ
زیرنویس‌ها	
سطح تماس	C. S
لوله	D

تغییرات عدد ماخ در صفحه خروجی نازل، برای دو هندسه اولیه و بهینه نیز در "شکل 11" قابل مشاهده است. پارامتر یکنواختی تعریف شده، تنها معیاری اسکالر و نماینده‌ای از توزیع عدد ماخ می‌باشد که حدود 3 درصد بهبود یافته است اما همان‌طور که در "شکل 11" مشاهده می‌شود اثرات تجمعی در محور نازل نیز کاهش یافته و به وضوح می‌توان اختلاف زیادی که بین توزیع عدد ماخ در طرح اولیه و نهایی وجود دارد را مشاهده کرد.

کانتور عدد ماخ و مولفه شعاعی سرعت برای نازل بهینه در "شکل 12" نشان داده شده است. در این تحلیل‌ها مدت زمان پایای تست حدود 9.8 میلی ثانیه است که با 1.01 میلی ثانیه که از نتایج تحلیلی به دست آمد اختلاف کمی دارد. این اختلاف می‌تواند به علت اثرات لزجت و تراکنش لایه مرزی با موج ضربه‌ای باشد.

4- نتیجه گیری

در این مقاله به طراحی بهینه یک نازل ماوراء صوت ماخ 6 برای تونل شوک ARIST پژوهشگاه هوافضا ایران پرداخته شده است. در ابتدا با توجه به لوله شوک و مشخصه‌های تونل شوک موردنظر، طراحی مفهومی و اولیه نازل صورت پذیرفت. در این مراحل شرایط عملکردی نازل تعیین شد و مقادیر پارامترهای اصلی نازل محاسبه گردید. با توجه به تونل شوک که زمان اجرای تست بسیار کمی در اختیار می‌گذارد، محاسبات مربوط به زمان آغاز به کار نازل نیز با استفاده از مدل‌های موجود صورت پذیرفت و ملاحظه شد که مقدار این زمان در مقایسه با کل زمان در دسترس بسیار کم است. یکی از مواردی که برای اولین بار در این مقاله بررسی شده، اثرات دیواره‌های مقطع تست و انعکاس امواج آغازین نازل بر روی کیفیت جریان در خروجی نازل ماوراء صوت است. در بررسی‌های انجام شده مشخص شد که دامنه و فرکانس

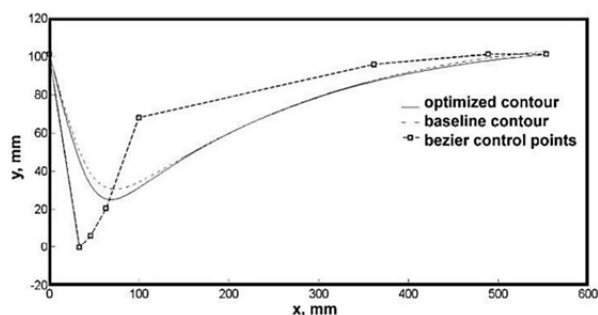


Fig. 10 comparison of baseline geometry with the optimized contour nozzle for Mach 6

شکل 10 مقایسه هندسه اولیه و بهینه نازل ماخ 6 ARIST

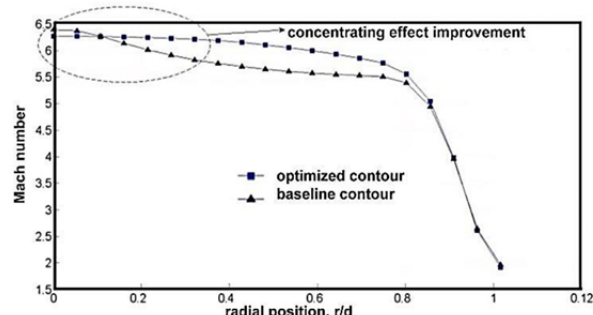


Fig. 11 Mach number distribution in the exit plane of nozzle (for both baseline and optimized nozzles)

شکل 11 توزیع عدد ماخ در صفحه خروجی نازل، برای دو هندسه اولیه و بهینه

- Angeles, CA, June 20-24, 1999.
- [10] R. S. M. Chue, R. J. Bakos, C. Y. Tsai, A. Betti, Design of a shock-free expansion tunnel nozzle in HYPULSE, *Shock Waves*, Vol. 13, No. 4, pp. 261-270, 2003.
- [11] S. M. Aulchenko, V. M. Galkin, V. I. Zvegintzev, A. N. Shiplyk, Design of a multimode axisymmetric nozzle for a hypersonic wind tunnel by methods of numerical optimization, *14th International Conference on Methods of Aerophysical Research*, Novosibirsk, Russia, June 30– July 6, 2008.
- [12] H. Naiman, *Analysis and Design of Quiet Hypersonic Wind Tunnels*, PhD Thesis, New Brunswick: Graduate School, The State University of New Jersey, USA, 2010.
- [13] J. Gong, D. Yao, X. Liu, Aerodynamic optimization of the expansion section in a hypersonic quiet nozzle based on favorable pressure effect, *Journal of Applied Mathematics and Physics*, Vol. 2, No. 6, pp. 443, 2014.
- [14] 2016 Year in Review, Aerospace America, December Issue, AIAA, Accessed on 09 December 2017; <http://archive.aerospaceamerica.org>.
- [15] H. Olivier, The Aachen shock tunnel TH2 with dual driver mode operation, *Experimental Methods of Shock Wave Research*, Springer International Publishing, Vol. 9, pp. 111-129, 2016.
- [16] S. P. Schneider, Development of hypersonic quiet tunnels, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 45, No. 4, pp. 641–664, 2008.
- [17] M. V. Morkovin, On supersonic wind tunnels with low free-stream disturbances, *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 26, No. 3, pp. 319-323, 1959.
- [18] J. Huang, L. Duan, M. M. Choudhari, Direct numerical simulation of acoustic noise generation from the nozzle wall of a hypersonic wind tunnel, *47th AIAA Fluid Dynamics Conference*, Denver, Colorado, June 5-9, 2017.
- [19] C. E. Smith, The starting process in a hypersonic nozzle, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 24, No. 4, pp. 625-640, 1966.
- [20] A. Pope, K. L. Goin, *High-Speed Wind Tunnel Testing*, pp. 39-53, New York: Wiley, 1978.
- [21] D. W. Holder, D. L. Schultz, *On the Flow in a Reflected-Shock Tunnel*, Aeronautical Research Council Reports and Memoranda No. 3265, 1962.
- [22] F. K. Lu, Initial operation of the UTA shock tunnel, Paper 92-0331, *30th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, AIAA, Reno, Nevada, Jan. 6-9, 1992.
- [23] Y. N. Yu, *A Summary of Design Techniques for Axisymmetric Hypersonic Wind Tunnels*, Report No.: AGARDograph-35, Paris: Advisory Group for Aeronautical Research and Development, 1958.
- [24] R. Li, J. Shen, J. Feng, aerodynamic design of the bleed slot in a hypersonic quiet nozzle, *Journal of Applied Mathematics and Physics*, Vol. 2, No. 6, pp. 437-442, 2014.

انعکاسی، شعاعی	RT, r
تونل شوک غیرانعکاسی	S
گلوگاه نازل	T, t
سطح تماس در نازل	C
آغاز به کار نازل	stz
محفظه تست	ts
ناحیه پشت موج ضربه‌ای انعکاسی، ناحیه مخزن	5

6- مراجع

- [1] I. E. Beckwith, H. W. Ridyard, N. Cromer, *The Aerodynamic Design of High Mach Number Nozzles Utilizing Axisymmetric Flow with Application to a Nozzle of Square Test Section*, National Advisory Committee for Aeronautics, 1952.
- [2] J. C. Sivells, Aerodynamic design of axisymmetric hypersonic wind-tunnel nozzles, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 7, No. 11, pp. 1292-1299, 1970.
- [3] I. Beckwith, M. Malik, F. J. Chen, Nozzle optimization study for quiet supersonic wind tunnels, *17th Fluid Dynamics, Plasma Dynamics, and Lasers Conference*, June 25-27, 1984.
- [4] J. R. Benton, A. C. Edwards, J. N. Perkins, Limitations of the methods of characteristics when applied to axisymmetric hypersonic nozzle design, *28th Aerospace Sciences Meeting*, AIAA, Reno, Nevada, Jan. 1990.
- [5] J. J. Korte, Aerodynamic design of axisymmetric hypersonic wind-tunnel nozzles using a least-squares/parabolized Navier-Stokes procedure, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 29, No. 5, pp. 685-691, 1992.
- [6] K. M. Chadwick, M. S. Holden, J. J. Korte, E. C. Anderson, Design and fabrication of a Mach 8 contoured nozzle for the LENS facility, *34th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, AIAA, Reno, Nevada, Jan. 15-18, 1996.
- [7] R. Tolle, A new optimum design code for hypersonic nozzles- utilizing response surface methodology, *35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, AIAA, Reno, Nevada, Jan. 6-9, 1997.
- [8] C. S. Craddock, *Computational Optimization of Scramjets and Shock Tunnel Nozzles*, PhD Thesis, The University of Queensland, Brisbane, Australia, 1999.
- [9] G. V. R. Rao, J. E. Beck, T. E. Booth, Nozzle optimization for space-based vehicles, *35th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, AIAA, Los