

بررسی عددی و رفتار شناسی جریان درون تونل های باد فرا صوت دمشی در مرحله راه اندازی

مهدی جهانگیری*
 مجتبی دهقان منشادی
 مهرداد بزاز زاده

دانشجوی کارشناسی ارشد مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر اصفهان، اصفهان
 استادیار گروه مکانیک و هوا فضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر اصفهان، اصفهان
 دانشیار گروه مکانیک و هوا فضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر اصفهان، اصفهان

چکیده

از آنجا که جهت انجام آزمایش در تونل های باد فرا صوت بایستی به مرحله اجرای تونل باد برسیم و رسیدن به مرحله اجرای تونل مستلزم گذر از مرحله راه اندازی تونل می باشد لذا تحلیل و بررسی جریان تونل در مرحله راه اندازی ضروری است. در مرحله راه اندازی که در یک بازه زمانی بسیار کوتاه و به صورت ناپایا و گذرا می باشد، امواج ضربه ای قدرتمندی ایجاد می گردد که بایستی به سرعت از مقطع آزمون عبور نمایند و توسط گلوگاه دوم متعلق به دیفیوزر فرا صوت، بلعیده شوند. در غیر این صورت، امواج ضربه ای عمودی تولید شده در مقطع آزمون باقی مانده و علاوه بر ایجاد افت فشار شدید، مانع از برقراری جریان در تونل باد می گردند. چنین رویدادی عملاً تونل را به یک تونل باد غیر قابل استفاده مبدل می سازد. در این مقاله فرایند راه اندازی در یک تونل باد فرا صوت دمشی (Blow-down)، با ماخ هدف ۲٫۸ که هندسه نازل آن با استفاده از روش مشخصه ها طراحی شده است، بصورت ناپایا و گذرا مورد تحلیل قرار گرفته است. کانتورهای عدد ماخ و نمودارهای آن جهت بررسی انتشار امواج ضربه ای و دستیابی به ماخ هدف ترسیم شد. نمودار y^+ جهت صحت سنجی مدل سازی آشفتگی جریان که با استفاده از روش اسپالارت-آلماراس انجام شده بود، استفاده شد. نتایج بدست آمده، صحت مدل سازی مرحله راه اندازی تونل باد را تایید نمود.

واژه های کلیدی: تونل باد فرا صوت، امواج ضربه ای، مرحله راه اندازی، آنالیز ناپایا

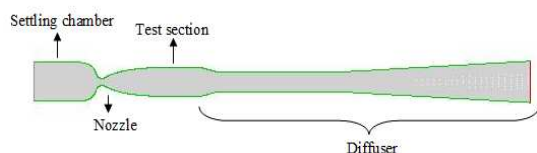
Numerical Assessment and Flow Behavior in Blow-down Supersonic Wind Tunnels in Starting Stage

M. Jahangiri M.Sc. Student, Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Malek-ashtar University of Technology, Isfahan
M. Dehghan Manshadi Assistant Professor, Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Malek-ashtar University of Technology, Isfahan
M. Bazaz zadeh Associate Professor, Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Malek-ashtar University of Technology, Isfahan

Abstract

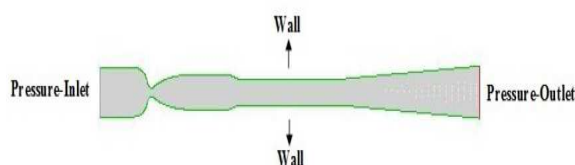
In order to perform experiments in wind tunnels it is needed to arrive in the “run” stage, and knowing that the “run” stage is arrived after passing the triggering and “start” stage, it is necessary to study the tunnel flow in the start stage. In the start stage, which is occurring in a very short time interval in an unsteady and transient mode, some strong shock waves are formed who should rapidly pass the test section to be swallowed by the second throat of the supersonic diffuser. Otherwise, the normal shock waves formed in the test section will remain and in addition to causing severe pressure drop, will hinder the flow in the tunnel. Such a phenomenon will practically make the tunnel unusable. In this paper, the “start” stage of a blow-down supersonic wind tunnel with a Mach number of 2.8 and a nuzzle geometry designed with “method of characteristics”, has been studied under unsteady and transient conditions. Mach counters and their diagrams were plotted to assess the propagation of shock waves and achieve goal Mach number. y^+ diagram was used to cross examine the modeling of the flow turbulence done in Spalart – Allmaras method. The results confirmed the accuracy of the model.

Keywords: Supersonic wind tunnel, Shock wave, Start stage, Unsteady analysis



شکل ۱- طرحواره هندسه تونل باد

پس از طراحی نازل و حل عددی جریان در آن، مقطع کاری را به نازل اضافه نموده و برای این مجموعه حل عددی انجام شد. در ادامه هندسه دیفیوزر با استفاده از روش سعی و خطا، طراحی و متغیرهای مختلف آن نظیر (طول، ارتفاع گلوگاه، زاویه بخش های همگرا و واگرا، نسبت مساحت خروجی به مساحت گلوگاه) تعیین گردید. هر قدر نسبت فشار سکون خروجی از دیفیوزر به فشار سکون ورودی به تونل باد بیشتر باشد، میزان افت انرژی جریان کمتر بوده و آن هندسه برای تونل باد مناسب تر است. هندسه دیفیوزر بایستی طوری طراحی شود که در حالت عملکرد پایا، موج ضربه عمودی در قسمت واگرای دیفیوزر و نزدیک گلوگاه تشکیل شود تا بتواند جریان خروجی از تونل باد را به حالت فروصوت تبدیل نموده و فشار استاتیک جریان را افزایش دهد. این دو عامل در طراحی دیفیوزر لحاظ گردیده است. برای این تونل سطح مقطع گلوگاه اول (نازل) برابر با 0.213 متر مربع می باشد. محفظه آرامش دارای طول 0.508 متر و ارتفاع 0.412568 متر می باشد. مقطع آزمون دارای طول 0.4318 متر و ارتفاع 0.30076 متر می باشد. بخش همگرای دیفیوزر دارای طول 0.174298 متر با زاویه 13.9873 درجه می باشد. بخش میانی دیفیوزر دارای طول 0.215818 متر و ارتفاع 1.49986 متر می باشد و در نهایت بخش واگرای دیفیوزر دارای طول 2.13403 متر با زاویه 3 درجه گسترش یافته است. شرایط مرزی در ورودی تونل به صورت Pressure-Inlet و در خروجی تونل باد به صورت Pressure-Outlet و در دیواره های تونل به صورت Wall در نظر گرفته شده است. شرایط مرزی در نظر گرفته شده برای تونل در شکل ۲ نشان داده شده است.



شکل ۲- شرایط مرزی تونل

۳- مدل سازی و تولید شبکه

شبکه بندی تونل در نرم افزار گمبیت^۳ انجام شد. برای شبکه بندی تونل از یک شبکه منظم استفاده شد. برای در نظر

۱- مقدمه

تونل باد فرا صوت شامل اجزای (نازل، مقطع آزمون و دیفیوزر) است. تونل باد فرا صوت و اجزای آن را از جهات مختلف می توان در مراجع [۱-۳] یافت. جریان های داخلی سرعت بالا پیچیده هستند و اغلب با امواج ضربه ای و اثرات متقابل لایه مرزی همراه هستند. جریانهای داخلی توسط محققان بسیاری در گذشته مورد بررسی قرار گرفته اند. مروری بر داده های موجود برای امواج ضربه و اثرات متقابل لایه مرزی در ورودی های فرا صوت توسط حامد و شانگ ارائه گردید [۴]. پولسکی و کامبیر [۵] با استفاده از معادلات اوپلر به مطالعه جریان گذرا درون تونل موج ضربه ای پرداختند. چن و چاکراواری [۶] از معادلات Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) جهت مطالعه جدایش جریان درون نازل های همگرا - واگرا استفاده نمودند. آرگو و امانوئل [۷] میدان جریان گذر صوتی در نازل دو بعدی با طول کمینه را بررسی نمودند. کاسون و همکاران [۸] روش HRSCM (High resolution shock-capturing method) که در واقع مخفف (High resolution shock-capturing method) می باشد به همراه معادلات اوپلر برای مطالعه سرج^۱ در ورودی موتورهای وسائل هوایی بکار گرفتند. ردی و ویر [۹] جریان سه بعدی با ماخ ۵ ورودی را شبیه سازی و با نتایج آزمایشگاهی مقایسه نمودند. کارهای زیادی توسط چندین محقق برای ورودی هوا در کاربردهای اسکرمجت^۲ بوسیله معادله اوپلر [۱۰] و معادلات ناویر-استوکس [۱۱-۱۳] انجام شده است. به هر حال به نظر می رسد که نسبتاً تلاش های کمتری در خصوص شفاف سازی و تحلیل جزئیات پیچیده امواج ضربه ای و اثر متقابل لایه مرزی در جریان های داخلی انجام شده است. هدف این مقاله، تشریح فیزیک جریان و شبیه سازی مرحله راه اندازی یک تونل باد فرا صوت دمشی می باشد.

۲- هندسه و شرایط مرزی تونل

در این بخش مدل کاملی از تونل باد مورد بررسی قرار می گیرد. قسمت های مختلف تونل باد بررسی شده و با توجه به اهداف مورد نظر بهینه ترین حالت انتخاب شده است. طرحواره هندسه تونل که در این پژوهش مورد بررسی قرار گرفته است، به صورت شکل ۱ می باشد.

برای طراحی قسمت های مختلف تونل باد (نازل، مقطع آزمون و دیفیوزر)، ابتدا با استفاده از روش مشخصه ها یک هندسه مناسب برای نازل که قابلیت ایجاد عدد ماخ خروجی 2.8 را داشته باشد ایجاد شد.

¹ Surge

² Scramjet

³ GAMBIT

۵- معادلات حاکم

معادلات پیوستگی، مومنتم و انرژی به شکل تانسوری به ترتیب در معادلات (۲) تا (۴) بازنویسی شده‌اند. که e, T, p, u, ρ, μ و q به ترتیب لزجت، چگالی، سرعت، فشار، تانسور تنش، انرژی کل بر واحد جرم و انتقال گرما می باشند.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u) = 0 \quad (2)$$

$$\frac{\partial (\rho u)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u u) + \nabla p - \nabla T = 0 \quad (3)$$

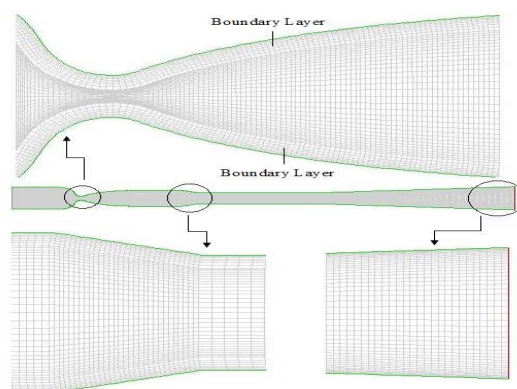
$$\frac{\partial (\rho e)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho e u) + \nabla \cdot (\rho u) - \nabla \cdot (T u) + \nabla q = 0 \quad (4)$$

$$T = \mu((\nabla u) + (\nabla u)^T) + (-\frac{2}{3}\mu)(\nabla \cdot u)I \quad (5)$$

۶- تشریح فیزیک جریان

موج ضربه‌ای، ساز و کاری است که جریان فرا صوت درون تونل باد را به یک جریان کم سرعت تبدیل می‌کند. هنگامی که جریان فرا صوت از موج ضربه‌ای عبور می‌کند باعث ایجاد افت در فشار کلی (سکون) می‌شود. افت هایی که توسط موج ضربه‌ای ایجاد می‌شود سهم بزرگی از توان (انرژی) مورد نیاز برای عمل نمودن تونل باد فرا صوت در اعداد ماخ بالا را در بر دارد. واضح است که تلفات توان زیادی توسط موج ضربه ایجاد می‌گردد خصوصاً هنگامی که عدد ماخ عملکردی بیشتر از ۱٫۵ یا ۲ باشد [۳]. مشاهدات فوق به طراحی بسیاری از تونل‌های با دیفیوزر (شامل یک قسمت همگرا، یک ناحیه با سطح مقطع کمینه به عنوان گلوگاه و سپس یک بخش واگرا) منجر گردید. هدف از این طراحی این است که جریانی که مقطع کاری را ترک می‌کند و فشرده و کم سرعت شده است در قسمت همگرای دیفیوزر از گلوگاه دوم در سرعتی که به میزان قابل توجهی، کمتر از سرعت در قسمت آزمایش بوده عبور نموده و میزان سرعت در قسمت واگرای دیفیوزر افزایش خواهد یافت و باعث ایجاد یک موج ضربه‌ای عمودی در قسمت واگرای دیفیوزر در یک عدد ماخ که به مراتب کمتر از عدد ماخ بخش آزمایش است می‌شود که همراه با افت کمتری است. داشتن عدد ماخ یک در گلوگاه دوم مطلوب می‌باشد زیرا ما را برای ایجاد موج ضربه در یک عدد ماخ که به مقدار کمی بالاتر از یک می‌باشد امیدوار می‌سازد و باعث می‌گردد که تلفات موج ضربه عمودی ناچیز شود. به نظر می‌رسد ایجاد جریانی با سرعت صوت در گلوگاه دوم دیفیوزر پاسخی برای مشکل توان مورد نیاز در تونل‌های باد فرا صوت می‌باشد. همانطور که تونل باد فرا صوت راه‌اندازی می‌گردد در ابتدا سرعت زیر صوتی پایینی در مدار

گرفتن تأثیر دیواره‌های تونل روی پروفیل سرعت از شبکه‌بندی لایه مرزی استفاده شد. شبکه بندی لایه مرزی به بهتر مدل شدن آشفتگی و عملکرد مطلوب تر توابع دیواره کمک شایانی می‌نماید. با استفاده از روش سعی و خطا، این نتیجه گرفته شد که فیزیک جریان سیال مستقل از شبکه مهیا شده می‌باشد. این مطلب گواه آن است که اندازه انتخاب شده برای شبکه‌بندی تونل مطلوب می‌باشد و تمامی پدیده‌های فیزیکی جریان درون تونل را پوشش می‌دهد. این شبکه‌بندی در شکل ۳ همراه با بزرگنمایی آن در قسمت‌های مختلف تونل باد قابل مشاهده است.



شکل ۳- شبکه بندی تونل باد

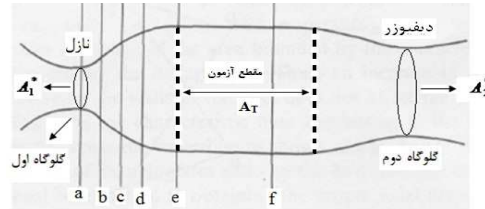
۴- مدل‌سازی آشفتگی

از آنجا که جریان درون تونل جریانی آشفتته است لذا مدل آشفتگی اسپالارت-آلماراس به کار گرفته شد که یکی از مدل‌های بسیار قوی جهت مدل‌سازی آشفتگی است. اسپالارت و آلماراس در سال ۱۹۹۲ مدل یک معادله‌ای برای آشفتگی در جریان‌های هوافضایی ارائه نمودند [۱۴]. این مدل یک مدل تک معادله‌ای است که برای محاسبه لزجت اغتشاشی از یک معادله انتقال استفاده می‌کند. مدل اسپالارت - آلماراس برای کاربردهای توربو ماشین و هوا فضا بسیار مناسب می‌باشد. همچنین برای جریان در اعداد ماخ بالا پیشنهاد شده است. معادلات انتقال برای مدل اسپالارت - آلماراس به شرح ذیل می‌باشد.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{v}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \bar{u}_i \bar{v}) = G_v + \frac{1}{\sigma \bar{v}} \left[\frac{\partial}{\partial x_i} \left\{ (\mu + \rho \bar{v}) \frac{\partial \bar{v}}{\partial x_i} \right\} + C_{b_2} \rho \left(\frac{\partial \bar{v}}{\partial x_i} \right)^2 \right] - Y_v + S_{\bar{v}} \quad (1)$$

G_v جمله تولید لزجت اغتشاشی و Y_v جمله استهلاك لزجت اغتشاشی که در کنار دیواره اتفاق می‌افتد و \bar{v} ضریب لزجت سینماتیکی آشفتگی (بجز در نزدیک دیواره) و ν لزجت سینماتیکی مولکولی می‌باشند. C_{b_2} و $\sigma_{\bar{v}}$ اعداد ثابت هستند. $S_{\bar{v}}$ به عنوان جمله چشمه تعریف می‌گردد.

تونل برقرار می شود و نیروی مورد نیاز برابر پسای زیر صوتی کل مدار می باشد. در این زمان عدد ماخ نسبتاً بزرگی در مدار در گلوگاه نازل (گلوگاه اول) اتفاق می افتد. همانطور که توان افزایش می یابد سرعت در مدار افزایش می یابد تا هنگامی که عدد ماخ در گلوگاه اول به یک برسد (شکل ۴) مقطع (a) و موج ضربه عمودی در فاصله کوچکی در پایین دست گلوگاه تشکیل شود.



شکل ۴- محل موج ضربه ای عمودی در نازل هنگام عملیات راه اندازی

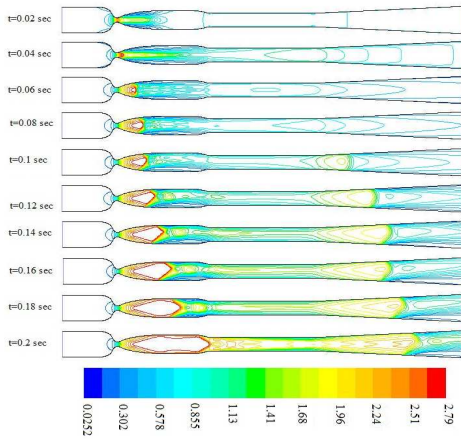
در این مرحله قدرت مورد نیاز هنوز برابر با نیروی پسای فرو صوتی برای کل مدار است. افزایش اندک قدرت در حال حاضر منجر به تغییر عدد ماخ در گلوگاه نازل (گلوگاه اول) نخواهد شد اما موج ضربه عمودی را به پایین دست گلوگاه حرکت می دهد (شکل ۴ مقطع (b)) جایی که عدد ماخ فرا صوت است و افت ها در موج ضربه عمودی محدود هستند. افت های موج ضربه عمودی در این نقطه برای افزایش مقدار کمی در توان محاسبه می گردد. با افزایش قدرت، موج ضربه عمودی به پایین دست جریان حرکت می کند (شکل ۴ مقاطع (c, d, e)) و به تدریج اعداد ماخ بالاتر اتفاق می افتد. در نتیجه افزایش افت های موج ضربه به علاوه پسای زیر صوتی مدار با افزایش توان مورد نیاز تونل باد برابر می شود. در نهایت موج ضربه عمودی به درون مقطع کاری حرکت می کند (شکل ۴ مقطع (f)) جاییکه عدد ماخ مقطع کاری و توان مورد نیاز تونل منطبق با افت های موج ضربه ای عمودی در ماخ طراحی می باشد. در این نقطه در هنگام عملیات راه اندازی توان مورد نیاز بر طراحی دیفیوزر تأثیری ندارد زیرا جریان درون دیفیوزر هنوز فرو صوتی است. از این رو با وجود دیفیوزر، توان مورد نیاز برای راه اندازی تونل های فرا صوت مطابق با افت های موج ضربه ای عمودی در عدد ماخ طراحی و افت های بیشتر در اعداد ماخ بالاتر است [۳]. در مباحث طراحی تونل های باد به جای استفاده از توان از نسبت فشار سکون لازم به فشار خروجی دیفیوزر استفاده می شود. با موج ضربه عمودی در قسمت آزمایش تنها افزایش کمی در توان برای حرکت دادن موج ضربه از گلوگاه دوم دیفیوزر بایستی نیاز باشد زیرا عدد ماخ موج ضربه ای عمودی و در نتیجه افت های موج ضربه عمودی باید از طریق حرکت موج های ضربه ای در درون بخش همگرای دیفیوزر کاهش یابد.

وجود موج ضربه عمودی در مقطع آزمون در حین فرایند راه اندازی تونل به عنوان محدودیت دیگری برای اثر گلوگاه دوم دیفیوزر به نظر می رسد. در پایین دست موج ضربه عمودی، جریان فرو صوتی است. بنابراین سرعت جریان در قسمت همگرای دیفیوزر بایستی افزایش یابد تا زمانی که سرعت بیشینه در گلوگاه ایجاد شود. از آنجا که عدد ماخ در گلوگاه دیفیوزر (گلوگاه دوم) نمی تواند از عدد یک تجاوز نماید لذا گلوگاه دوم بایستی به اندازه ای باشد که جریان جرمی نازل را با انبساط هوای پایین دست موج ضربه ای عمودی از خود عبور دهد تا عدد ماخ بزرگتر از یک نشود. اندازه گلوگاه دوم اجازه می دهد تا موج ضربه عمودی در حین فرایند راه اندازی از گلوگاه عبور کند.

۷- بحث و بررسی

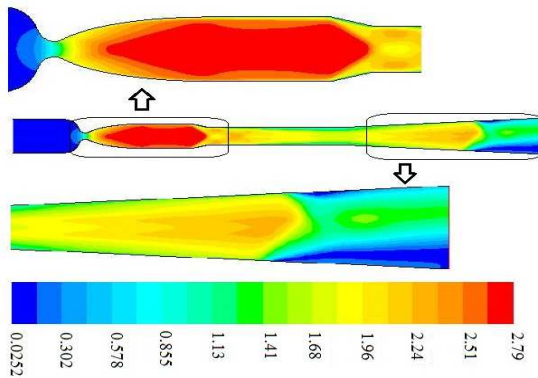
شرایط مرزی فشار خروجی تونل برابر با فشار محیط 84300 pa و نسبت تراکم تونل در شرایط راه اندازی برابر با $7/2$ در نظر گرفته شده است. در نرم افزار فلونت^۱ برای بررسی نحوه انتشار موج ضربه ای عمودی در هنگام راه اندازی تونل از حل ناپایا استفاده شد. فشار مورد نیاز برای شروع به کار تونل 606960 pa منظور شد. نحوه رسیدن به این فشار بر حسب زمان، تأثیر بسزایی در توزیع عدد ماخ در داخل تونل باد دارد. از طرفی برای ممانعت از اتلاف هوای پر فشار مخزن بایستی سریعتر به این فشار برسیم هر چند که فشار بالا در شرایطی که تونل هنوز شرایط اولیه را دارد منجر به ایجاد موج ضربه ای قدرتمندی در ابتدای مقطع آزمایش می گردد. از طرفی اگر مدل درون مقطع آزمون تونل قرار داشته باشد بایستی هرچه سریعتر موج ضربه عمودی مرحله راه اندازی از روی مدل عبور نماید تا منجر به صدمه دیدن مدل نگردد. برای مدلسازی آشفتنگی در تونل از مدل اسپالارت-آلماراس استفاده شد [۱۴-۱۶]. برای جریان داخل تونل از فرض گاز ایده آل استفاده شد. برای کوپل نمودن معادلات فشار و سرعت از الگوریتم سیمپل^۲ استفاده گردید. برای مقدار دهی اولیه فرض شد که فشار در تمامی قسمت های تونل برابر با فشار خروجی تونل (در اینجا فشار محیط) می باشد. با توجه به نکاتی که در مورد حرکت موج ضربه ای در تونل با افزایش فشار ورودی مطرح شد، جهت آنالیز ناپایای جریان تونل از کد نویسی زبان برنامه نویسی فلونت (UDF) برای تعریف شرایط فشار ورودی تونل بصورت تابعی خطی از زمان، استفاده شد. به این صورت که در آغاز فشار ورودی برابر فشار خروجی یعنی 84300 pa و در 0.2 ثانیه فشار در ورودی برابر فشار طراحی شروع به کار تونل یعنی

¹ FLUENT
² SIMPLE



شکل ۶- خطوط عدد ماخ ثابت در زمانهای مختلف طی فرایند راه اندازی تونل باد

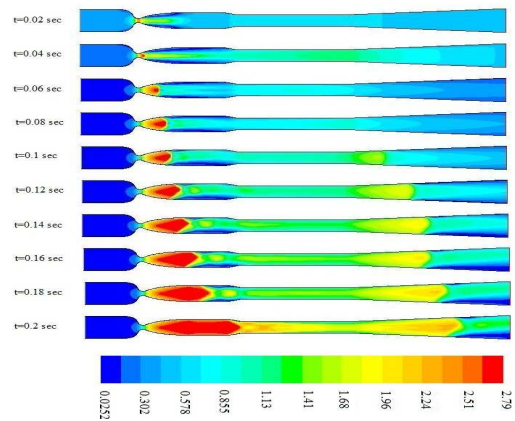
در شکل ۷ کانتور عدد ماخ را همراه با بزرگنمایی آن در قسمت های مختلف تونل در زمان ۰٫۲ ثانیه نشان داده شده است.



شکل ۷- کانتور عدد ماخ در فرایند راه اندازی تونل باد

از شکل های ۶ و ۷ می توان استنباط نمود که در زمان ۰٫۲ ثانیه موج ضربه عمودی از مقطع آزمون خارج شده و مقطع آزمون در شرایط طراحی شده برای ماخ هدف قرار دارد و همانطور که ملاحظه می شود موج ضربه عمودی در قسمت واگرای دیفیوزر واقع می شود. موج ضربه مذکور جریان خروجی از تونل باد را به حالت مادون صوت می رساند و فشار استاتیک جریان را افزایش می دهد. در نمودار شکل ۸ عدد ماخ در راستای محور تونل در زمانهای ۰٫۰۲، ۰٫۰۸، ۰٫۱۴، ۰٫۲ و ۰٫۲ ثانیه رسم شده است. اگر نسبت فشار ورودی به خروجی تونل را بصورت (P_i/P_o) تعریف نماییم که P_i معرف فشار ورودی تونل و P_o معرف فشار خروجی تونل می باشد. زمانهای ۰٫۰۲، ۰٫۰۸، ۰٫۱۴ و ۰٫۲ ثانیه به ترتیب متناظر با نسبتهای (P_i/P_o) برابر با ۱٫۶۲، ۳٫۴۸، ۵٫۳۴ و ۷٫۲ می باشند.

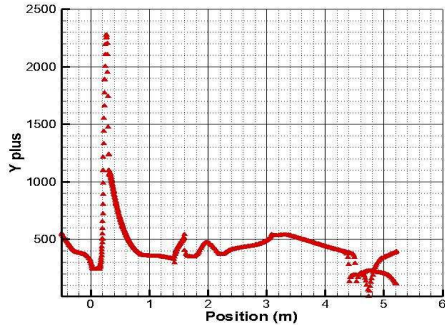
۶۰۶۹۶۰ pa شود. در نهایت، تحلیل ناپایای فرایند راه اندازی تونل باد با ۲۰۰۰۰ تکرار، یعنی به ازای ۵۰ تکرار برای هر بازه زمانی ۰٫۰۰۵ ثانیه برای شبکه بندی با تعداد ۲۶۶۸۰ المان و ۲۷۳۰۷ گره، انجام شد به نحوی که در ۰٫۲ ثانیه، حالتی که موج ضربه ای از مقطع کاری عبور نموده و به بخش واگرای دیفیوزر منتقل شده و سرعت در مقطع آزمون به ماخ هدف رسیده، مشاهده شد. این مطلب طراحی صحیح سطح مقطع گلوگاه دوم که باعث بلعیدن موج ضربه ای عمودی شده را تأیید می نماید. روند عبور موج ضربه ای در حل ناپایای جریان تونل در هنگام راه اندازی در غالب کانتورهای عدد ماخ در زمان های مختلف در شکل ۵ نمایش داده شده است. همانطور که در شکل ۵ دیده می شود ابتدا موج ضربه عمودی در گلوگاه نازل تشکیل می شود (تقریباً در ۰٫۲ ثانیه) سپس این موج به سمت مقطع کاری حرکت می نماید. تقریباً در زمان ۰٫۱ ثانیه موج ضربه دیگری در گلوگاه دیفیوزر شکل می گیرد. از آن پس به تدریج موج ضربه عمودی تشکیل شده در مقطع آزمون بیرون می رود و موج ضربه ای دوم در قسمت واگرای دیفیوزر تقویت می شود.



شکل ۵- کانتورهای عدد ماخ در زمانهای مختلف طی فرایند راه اندازی تونل باد

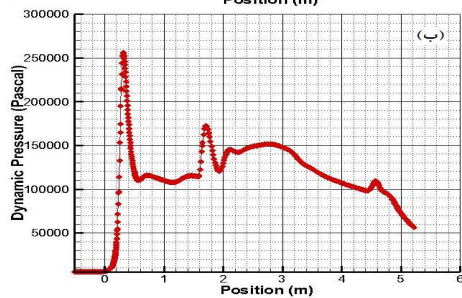
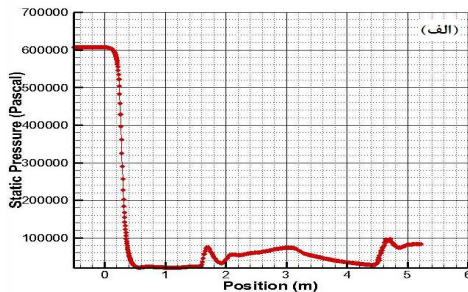
شکل ۶ کانتور عدد ماخ در تونل باد را در زمان های مختلف بصورت تو خالی و خطوط عدد ماخ ثابت نشان می دهد. در شکل ۶ از نمایی دیگر محل امواج ضربه ها در زمانهای مختلف و نحوه تغییر خطوط عدد ماخ ثابت در قالب کانتورهای تو خالی قابل مشاهده است.

بررسی صحت مدلسازی آشفته‌گی نمودار Y^+ را برای دیواره تونل در شکل ۱۱ رسم نمودیم. از آنجا که مقادیر Y^+ برای اکثر نقاط دیواره تونل بزرگتر از ۳۰۰ می باشد، لذا آشفته‌گی بخوبی مدلسازی شده است [۱۵].



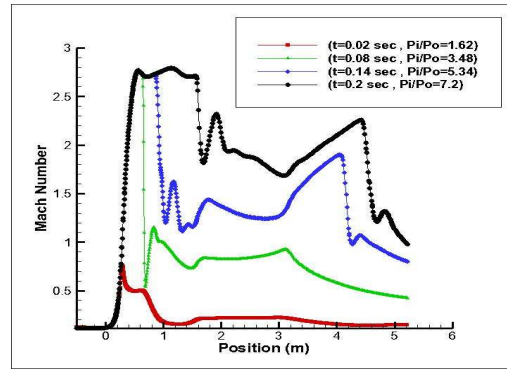
شکل ۱۱- نمودار Y^+ در دیواره تونل باد

نمودار فشار استاتیک و فشار دینامیک به ترتیب در شکل ۱۲ (الف و ب) ترسیم شده اند. مطابق انتظار نمودار فشار استاتیک نحوه تغییرات فشار در ورودی تونل تا فشار در خروجی تونل را به درستی نشان می دهد. همانطور که ملاحظه می شود فشار استاتیک پس از موج ضربه‌ای عمودی ایجاد شده در بخش واگرای دیفیوزر افزایش یافته است. این امر موجب تغییر رژیم جریان از فرا صوت به فرو صوت گشته و باعث جبران اتلاف توان تونل باد و کاهش صدای تونل باد می‌گردد.



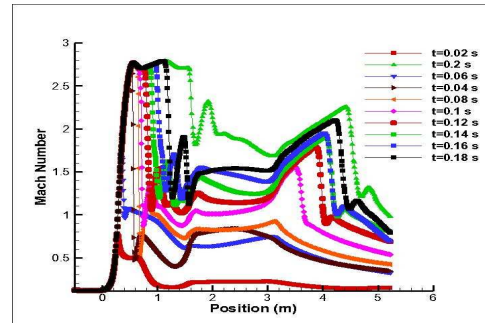
شکل ۱۲- نمودار فشار استاتیک (الف)، فشار دینامیک (ب)

نمودار ضریب فشار و ضریب اصطکاک پوسته‌ای به ترتیب در شکل ۱۳ (الف و ب) رسم شده اند. نمودار ضریب فشار رفتار بسیار مشابهی با نمودار فشار استاتیک دارد که به وضوح از روی نمودارها قابل تشخیص می باشد. ضریب فشار پس از موج



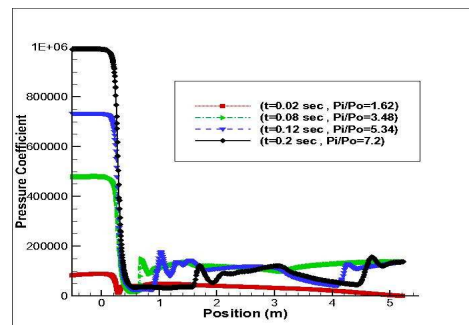
شکل ۸- نمودار عدد ماخ در زمانهای مختلف در راستای محور تونل در حین فرایند راه اندازی

در شکل ۹ نمودار عدد ماخ در راستای محور تونل باد در زمان های مختلف در عملیات راه اندازی رسم شده است که نشان دهنده روند مشابهی در تغییرات عدد ماخ می باشد.



شکل ۹- نمودار عدد ماخ در زمانهای مختلف در راستای محور تونل

از نمودار ۹ به راحتی مکان روی دادن امواج ضربه‌ها قابل تشخیص می باشد. در شکل ۱۰ نحوه تغییرات ضریب فشار در راستای محور تونل در زمانهای ۰٫۰۲، ۰٫۰۸، ۰٫۱۴ و ۰٫۲ ثانیه ترسیم شده است.



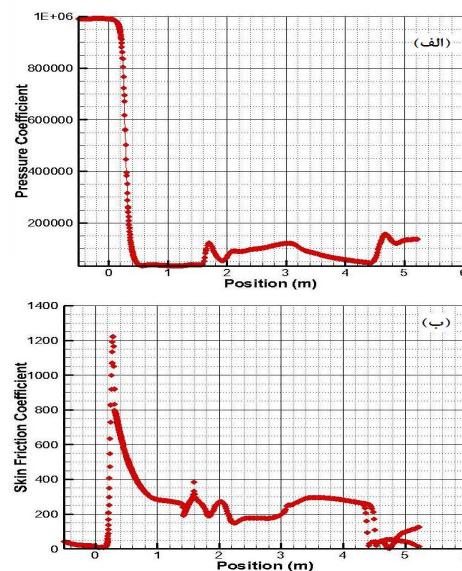
شکل ۱۰- نمودار ضریب فشار در راستای محور تونل باد ($y=0$)

یکی از پارامترهای مهم در جریانات آشفته، Y^+ است. از نقطه نظر فیزیکی نمایانگر یک عدد رینولدز بر مبنای ضخامت زیر لایه است. از آنجا که Y^+ پارامتر مهمی در صحت سنجی، مدلسازی آشفته‌گی در مسایل عددی می باشد جهت

مراجع

- [1] Anderson, J.D. "Gas dynamic Lasers: An Introduction", Academic, New York, 1976.
- [2] Anderson, J.D. "Modern Compressible Flow: with Historical Perspective", second ed., McGraw-Hill, New York, 1990.
- [3] Pope, A., Goin, K.L. "High-Speed Wind Tunnel Testing", Wiley, New York, 1965.
- [4] Hamed, A., Shang, J.S. "Survey of validation data base for shockwave boundary-layer interactions in supersonic inlets", J. Propulsion Power 7 (4) pp. 617-625, 1991.
- [5] Polsky, S.T., Cambier, J.L. "Numerical study of transient flow phenomena in shock tunnels", AIAA J. 32 (5) pp. 971-978, 1994.
- [6] Chen, C.L., Chakravarthy, S.R. "Numerical investigation of separated nozzle flows", AIAA J. 32 (9) pp. 1836-1843, 1994.
- [7] Argrow, B.M., Emanuel, G. "Computational analysis of the transonic flow field of two-dimensional minimum length nozzle", J. Fluid Eng., Trans. ASME 113 pp. 479-488, 1991.
- [8] Causon, D.M., Ingram, D.M., Yang, G. "On applications of high resolution shock capturing methods to unsteady flows", in: E.F. Toro, J. F. Clarke (Eds.), Numerical Methods for Wave Propagation, Fluid Mechanics and its Applications, vol. 47, Kluwer Academic Publishers. Dordrecht. Pp. 145-171, 1995.
- [9] Reddy, D.R., Weir, L.J. "Three-dimensional viscous analysis of a much 5 inlet and comparison with experimental data", J. Propulsion Power 8 (2) pp. 432-440, 1992.
- [10] Hsia, Y.C., Gross, B.J., Ortwerth, J.P. "Inviscid analysis of a dual mode scramjet inlet", J. Propulsion Power 7 (6) pp. 1030-1035, 1991.
- [11] Hsia, Y.C., Daso, E.w., Padhye, V.A. "Full Navier-Stokes analysis of a three-dimensional scramjet inlet", J. Propulsion Power 8 (5) pp. 1071-1078, 1992.
- [12] Hsia, Y.C. "Full Navier-Stokes analysis of an axisymmetric scramjet inlet", J. Propulsion power 9 (6) pp. 827-833, 1993.
- [13] Korte, J.J., Singh, D.J., Auslender, A.A. "Numerical study of the performance of swept, curved, compression surface scramjet inlets", J. Propulsion power 10 (6) pp. 841-847, 1994.
- [14] Spalart, P.R., Allmaras, S.R. "A one-equation turbulent model for aerodynamic flows". AIAA Paper 92-0439, 1992.
- [15] Joaõ B.P. Falcaõ Filho, Marcos A. Ortega. "Numerical study of the injection process in a transonic wind tunnel: The numerical details", Computers & Fluids 37 pp. 1276-1308, 2008.
- [16] Joaõ B.P. Falcaõ Filho, Marcos A. Ortega, Numerical study of the injection process in a transonic wind tunnel. Part II: The off-design points, Computers & Fluids 38 pp. 888-898, 2009.

ضربه‌ای عمودی ایجاد شده در بخش واگرای دیفیوزر افزایش یافته است. در نمودار ضریب اصطکاک پوسته‌ای نیز دو جهش مشاهده می‌شود. این جهش‌ها در گلوگاه نازل و بخش واگرای دیفیوزر رخ داده است. از آنجا که ضریب اصطکاک پوسته‌ای معیاری از تنش‌های برشی سیال می‌باشد، می‌توان انتظار داشت که تنش برشی سیال نیز در این نقاط رفتار مشابهی دارد.



شکل ۱۳- نمودار ضریب فشار (الف) و ضریب اصطکاک پوسته‌ای (ب)

۸- نتیجه گیری

در این مقاله عملیات راه اندازی یک تونل باد فرا صوت دمشی بررسی شد. همچنین فیزیک حاکم بر فرایند راه اندازی تونل باد مافوق صوت تشریح و شبیه سازی شد. در مدلسازی آشفتگی از مدل آشفتگی اسپالارت-آلماراس استفاده شد. با استفاده از حل ناپایای جریان در مرحله راه اندازی تونل باد و تعریف فشار ورودی تونل بصورت تابعی خطی با زمان، حرکت امواج ضربه‌ای عمودی در تونل باد شبیه سازی شد. کانتور عدد ماخ در تونل، نمودار عدد ماخ در راستای محور تونل، نمودار Y^+ دیواره، نمودار فشار استاتیک، نمودار فشار دینامیک، نمودار ضریب فشار و نمودار ضریب اصطکاک پوسته‌ای تونل باد ترسیم و تحلیل شد. نمودار Y^+ موید صحت مدلسازی آشفتگی بود. همچنین از طریق نمودار و کانتور عدد ماخ، موقعیت امواج ضربه‌ای تشکیل شده و نحوه انتشار آنها نشان داده شد. نازل فراسوت به نحو مطلوب باعث افزایش سرعت گردید و ماخ هدف در مقطع آزمون ایجاد شد. همانطور که انتظار می‌رفت موج ضربه عمودی ایجاد شده در بخش واگرای دیفیوزر موجب افزایش فشار سکون جریان و تغییر رژیم جریان به مادون صوت گردید.