

## بررسی عددی سه بعدی میدان جریان در مرحله راه اندازی تونل های باد سرعت بالا

مهدی جهانگیری<sup>۱\*</sup>

تاریخ دریافت: ۲۶ اردیبهشت ۹۲ تاریخ پذیرش: ۱۱ مرداد ۹۲

### چکیده

تونل های باد مافوق صوت بصورت گسترده ای برای مطالعه میدان جریان اطراف اجسام مختلف مورد استفاده قرار می گیرند. جریان هوا در مرحله راه اندازی تونل های باد مافوق صوت بصورت گذرا بوده و شامل امواج شاک قدرتمندی است که ناشی از اثر متقابل جریان اصلی تونل باد و لایه مرزی روی دیواره های تونل باد می باشد. برای رسیدن به مرحله اجرای تونل باد، بایستی تونل های باد طوری طراحی شوند که این امواج به سرعت مقطع آزمون را ترک نمایند. در غیر این صورت، مانع از برقراری جریان درون تونل باد می گردند. بنابراین، واضح است تونل بادی که نتواند مرحله راه اندازی را پشت سر بگذارد، غیر قابل استفاده تلقی می گردد. در این مقاله، مرحله راه اندازی یک تونل باد مافوق صوت با ماخ هدف ۳ بصورت سه بعدی بررسی شد. نتایج حاصل از این پژوهش مطابقت مناسبی با رفتار فیزیکی مورد انتظار برای میدان جریان تونل باد داشت و می توان این نتایج را به عنوان معیاری برای طراحی تونل های باد سرعت بالا به کار برد.

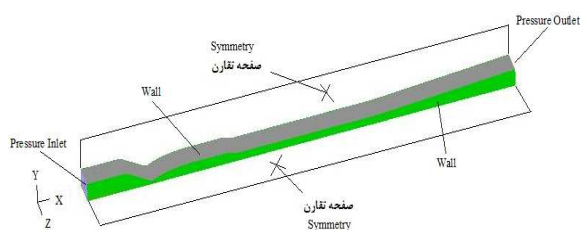
**کلمات کلیدی:** تونل های باد سرعت بالا؛ امواج شاک؛ مرحله راه اندازی.

### ۱. مقدمه

بررسی قرار گرفته اند. مروری بر داده های موجود برای امواج شاک و اثرات متقابل لایه مرزی در ورودی های مافوق صوت توسط حامد و شانگ ارائه گردید [۴]. پولسکی و کامبیر با استفاده از معادلات اوپلر به مطالعه جریان گذرا درون تونل شاک پرداختند [۵]. چن و چاکراواری از معادلات RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) جهت مطالعه جدایش جریان درون نازل های همگرا - واگرا استفاده نمودند. آرگو و امانوئل میدان جریان گذر صوتی در نازل دو بعدی با طول می نیم را بررسی نمودند [۷]. کاسون و همکاران روش (High resolution shock-capturing method) را همراه با معادلات اوپلر برای مطالعه سرج در ورودی موتورهای و سائل هوایی بکار گرفتند [۸]. ردی و ویر جریان سه بعدی با ماخ ۵ ورودی را شبیه سازی و با نتایج آزمایشگاهی مقایسه نمودند [۹]. کارهای زیادی توسط چندین

تونل های باد مافوق صوت از تجهیزات آزمایشگاهی کاربردی جهت رسیدن به فیزیک واقعی جریان سیال در اطراف اجسام مختلف می باشند. تونل باد ابزاری است که در یک ناحیه موسوم به مقطع آزمون، سرعت هوا در اطراف مدل را در شرایط کنترل شده به میزان معین و مشخصی می رساند. در حقیقت با استفاده از تونل باد می توان شرایط کنترل شده ای از فشار و سرعت را در مقطع آزمون ایجاد نمود. تونل باد مافوق صوت شامل اجزای مختلف اعم از نازل، مقطع آزمون و دیفیوزر است. تونل باد مافوق صوت و اجزای آن را از جهات مختلف می توان در مراجع [۱-۳] یافت. جریانهای داخلی سرعت بالا پیچیده هستند و اغلب با امواج شاک و اثرات متقابل لایه مرزی همراه هستند. جریانهای داخلی توسط محققان بسیاری در گذشته مورد

<sup>۱</sup> کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر اصفهان، ایران: mehdi.jahangiri@gmail.com



شکل (۲): شرایط مرزی تونل باد

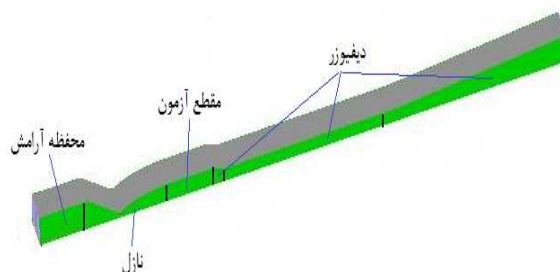
برای مرز ورودی تونل از شرط مرزی **Pressure Inlet** و برای مرز خروجی تونل از شرط مرزی **Pressure Outlet** استفاده شد [۲، ۱۴ و ۱۵]. شرط مرزی **Pressure Inlet** زمانی که فشار ورودی معلوم باشد اما سرعت یا میزان دبی جرمی مشخص نیست، به کار برده می شود. در جریانات قابل تراکم، روابط آیزنتراپیک برای گاز ایده آل جهت نسبت دادن فشار سکون، فشار استاتیک و سرعت در مرز فشار ورودی استفاده می گردد لذا وارد نمودن فشار استاتیک علاوه بر فشار سکون در این بخش ضروری است. شرط مرزی **Pressure Outlet** نیاز به تعریف فشار استاتیک در مرز خروجی دارد. اگر جریان به صورت محلی فرا صوت شود، فشار از مقادیر درونی جریان برونیابی می گردد. شرط مرزی برای جداره بالایی نواحی محفظه آرامش، نازل، مقطع آزمون و دیفیوزر بصورت **Wall** می باشد [۱۴ و ۱۵]. شرط مرزی دیوار برای محدود کردن نواحی سیال با جامد استفاده می گردد. در نرم افزار فلونت برای سیال های لزج، شرط عدم لغزش در دیواره ها به صورت پیش فرض فعال است. برای مرز تقارن تونل از شرط مرزی **Symmetry** استفاده شده است [۱۴ و ۱۵]. شرط مرزی متقارن هنگامی که هندسه فیزیکی و الگوی مورد نظر از تحلیل در مورد جریان سیال و دما دارای تقارن آینه ای باشد، به کار می رود. انتخاب شرط مرزی **Symmetry** برای تونل باد و مدل نمودن یک چهارم از هندسه تونل باد کمک چشم گیری به کاهش زمان اجرای برنامه می نماید.

### ۳. تولید شبکه و بررسی استقلال حل از شبکه بندی

محقق برای ورودی هوا در کاربردهای اسکرمجت بوسیله معادله اوپلر [۱۰] و معادلات ناویر-استوکس [۱۱-۱۳] انجام شده است. میتال و یاداو در تحقیقی با استفاده از روش اجزای محدود به تحلیل جریان در تونل های مافوق صوت پرداختند. آنها بر روی تونل هایی با ابعاد مختلف، آنالیز اجزای محدود را برای بررسی جریان بکار بردند و نتایج خود را با نتایج محققان دیگر، صحت سنجی نمودند [۱۴]. به هر حال به نظر می رسد که در خصوص تفسیر فیزیک جریان و تحلیل جزئیات پیچیده اثر متقابل امواج شاک و لایه مرزی در جریانهای داخلی تحقیقات گسترده ای صورت پذیرفته است. هدف این مقاله، بیان فیزیک جریان و مدل سازی سه بعدی مرحله راه اندازی یک تونل باد مافوق صوت دمشی می باشد.

### ۲. هندسه و شرایط مرزی تونل

در این بخش یک مدل تونل باد مافوق صوت از نوع دمشی 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. شماتیک هندسه تونل که در این مقاله مورد بررسی قرار می گیرد بصورت شکل ۱ است.



شکل (۱): شماتیک هندسه تونل باد

به دلیل استفاده از دو صفحه تقارن تنها یک ربع از هندسه تونل باد مورد نظر نشان داده شده است. شرایط مرزی تونل به صورت شکل ۲ می باشد.

از آنجا که جریان درون تونل باد جریانی آشفته است لذا مدل آشفتگی اسپالارت- آماراس به کار گرفته شد. یکی از مدل‌های بسیار قوی جهت مدلسازی آشفتگی، مدل اسپالارت- آماراس است. اسپالارت و آماراس در سال ۱۹۹۲ مدل یک معادله ای برای آشفتگی در جریان های هوافضایی ارائه نمودند [۱۶]. این مدل یک مدل تک معادله ای است که برای محاسبه لزجت اغتشاشی از یک معادله انتقال استفاده می کند. مدل اسپالارت - آماراس برای کاربردهای توربو ماشین و هوا فضا بسیار مناسب می باشد. معادلات انتقال برای مدل اسپالارت - آماراس به شرح ذیل می باشد.

(۱)

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \tilde{v}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \tilde{v} u_i) = G_v + \dots$$

$$\frac{1}{\sigma_{\tilde{v}}} \left[ \frac{\partial}{\partial x_i} \left\{ (\mu + \rho \tilde{v}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_i} \right\} + \dots \right]$$

$$C_{b_2} \rho \left( \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_i} \right)^2 - Y_v + S_{\tilde{v}}$$

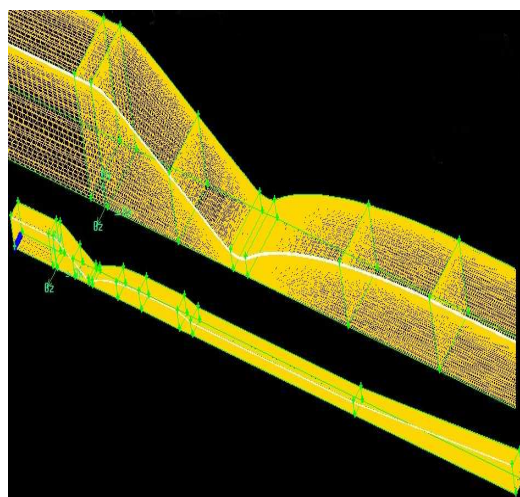
$G_v$  ترم تولید لزجت اغتشاشی و  $Y_v$  ترم استهلاک لزجت اغتشاشی که در کنار دیواره اتفاق می افتد و  $\tilde{v}$  ضریب لزجت سینماتیکی آشفتگی (بجز در نزدیک دیواره) و  $V$  لزجت سینماتیکی مولکولی می باشند.  $C_{b_2}$  و  $\sigma_{\tilde{v}}$  ثابت هستند.  $S_{\tilde{v}}$  به عنوان ترم چشمه تعریف می گردد.

#### ۵. معادلات حاکم

معادله پیوستگی بیانی از قانون بقای جرم می باشد. بر اساس این قانون، مجموع جرم ورودی یا خروجی در واحد حجم و زمان می بایست با تغییرات جرم حاصل از تغییرات چگالی برابر باشد. معادله ۲ قانون پیوستگی را نشان می دهد که در آن  $\rho$  چگالی،  $V$  سرعت و  $t$  زمان می باشد.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \bar{V} \cdot (\rho \bar{V}) = 0 \quad (۲)$$

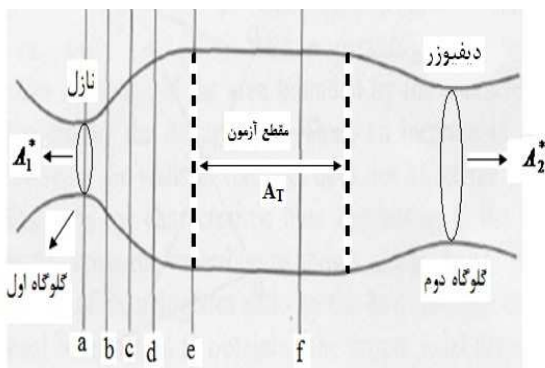
شبکه بندی تونل در نرم افزار گمبیت انجام شد و خروجی مناسب برای تحلیل در نرم افزار فلونت آماده و مهیا گشت. برای مش بندی تونل از یک شبکه منظم استفاده شد. مش بندی تونل به این صورت انجام گرفت که قسمتهای مختلف تونل مجزا شده و هر کدام جداگانه مش بندی شده و سپس مرز بین آنها با شرط مرزی Interior تعریف شده است. برای آنکه بتوان نازل را بصورت منظم مش بندی نمود، هندسه نازل به چندین بخش تقسیم شده و هر کدام جداگانه مش بندی شده و سپس مجدداً با استفاده از شرط مرزی Interior به یکدیگر متصل شده اند. برای در نظر گرفتن تاثیر دیواره های تونل روی پروفیل سرعت از شبکه بندی لایه مرزی استفاده شد. شبکه بندی لایه مرزی به بهتر مدل شدن توربولانس و آشفتگی و عملکرد مطلوب توابع دیواره کمک شایانی می نماید. با استفاده از روش سعی و خطا برای سه شبکه بندی مختلف با تعداد سلول های ۳۵۰۶۲۱، ۷۱۶۲۵۰ و ۱۳۷۰۵۲۶ مشخص گردید که فیزیک جریان سیال برای شبکه بندی با تعداد ۷۱۶۲۵۰ سلول مستقل از شبکه مهیا شده می باشد. اندازه انتخاب شده برای شبکه بندی تونل باد با معیارهای مورد نظر که در اینجا ایجاد ماخ هدف در مقطع آزمون و زیر صوتی شدن رژیم جریان در خروجی تونل باد می باشد به نحو مطلوبی هم خوانی و هماهنگی دارد.



شکل (۳): مش بندی تونل

#### ۴. مدلسازی آشفتگی

تونل‌های با دیفیوزر (شامل یک قسمت همگرا، یک ناحیه با سطح مقطع می نیمم بعنوان گلوگاه و سپس یک بخش واگرا) منجر گردید. هدف از این طراحی این است که جریانی که مقطع کاری را ترک می کند 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 شاک عمودی در قسمت واگرای دیفیوزر در یک عدد ماخ که به مراتب کمتر از عدد ماخ بخش آزمایش است می شود که همراه با افت کمتری است. داشتن عدد ماخ یک در گلوگاه دوم مطلوب می باشد زیرا ما را برای ایجاد شاک در یک عدد ماخ که به مقدار کمی بالاتر از یک می باشد امیدوار می سازد و باعث می گردد که تلفات شاک عمودی ناچیز شود. به نظر می رسد ایجاد جریانی با سرعت صوت در گلوگاه دوم دیفیوزر پاسخی برای مشکل توان مورد نیاز در تونل‌های باد مافوق صوت می باشد. همانطور که ما تونل مافوق صوت را استارت می‌نماییم در ابتدا سرعت زیر صوتی پایینی در مدار تونل برقرار می‌شود و نیروی مورد نیاز برابر درگ 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 می‌یابد تا هنگامی که عدد ماخ در گلوگاه اول به یک برسد (شکل (۴) مقطع (a) و شاک عمودی در فاصله کوچکی در پایین دست گلوگاه تشکیل شود [۳].



شکل (۴): محل شاک عمودی در تونل باد هنگام عملیات راه اندازی

معادله مومنتم از قانون دوم نیوتن، ناشی می‌شود. بر مبنای این قانون، مجموع نیروهای وارد بر المان با تغییرات اندازه حرکت در واحد زمان برابر است.  $m$  جرم و  $F$  نیرو می‌باشد.

$$\vec{F} = \vec{F}_{Body} + \vec{F}_{Surface} = \frac{D}{Dt}(m\vec{V}) \quad (3)$$

به طریق دیگر با جایگزینی چگالی به جای جرم و با فرض عدم حضور نیروهای حجمی، می توان معادلات زیر را نوشت.

$$\vec{F}_{Surface} = (\vec{\nabla} \cdot \tau_{ij}) dV = \left( \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \right) dV \quad (4)$$

$$\tau_{ij} = -P \delta_{ij} + \lambda (\vec{\nabla} \cdot \vec{V}) \delta_{ij} + \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (5)$$

$$\lambda = -\frac{2}{3} \mu \quad (6)$$

$\delta_{ij}$  عملگر دلتای کرونکر،  $\mu$  لزجت سیال،  $\tau$  تنش برشی،  $u$  سرعت و  $x$  مکان می باشند. معادله مومنتوم را در فرم تانسوری می‌توان به صورت زیر بازنویسی نمود.

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} [\rho u_i u_j - \tau_{ij}] = 0 \quad (7)$$

معادله انرژی را در نمایش تانسوری می توان اینگونه نوشت که در آن  $Q'''$  منبع حرارتی در واحد حجم،  $h$  آنتالپی،  $k$  ضریب هدایت حرارتی،  $e$  انرژی و  $T$  دما است.

$$\frac{\partial(\rho e)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} [\rho u_i h - q_i - \tau_{ij} u_j] = Q''' \quad (8)$$

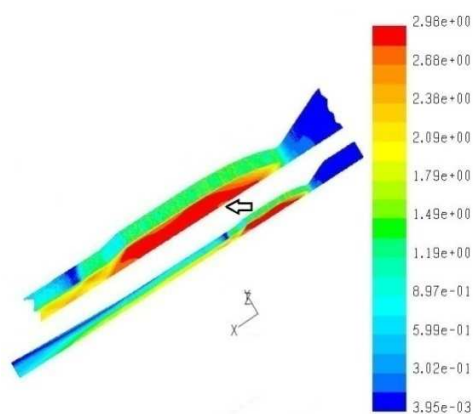
$$q_i = -k \frac{\partial T}{\partial x_i} \quad (9)$$

## ۶. بحث و بررسی

موج شاک، مکانیزمی است که جریان مافوق صوت درون تونل باد را به یک جریان کم سرعت تبدیل می‌کند. هنگامی که جریان مافوق صوت از موج شاک عبور می‌کند باعث ایجاد افت در فشار سکون می‌شود. افت‌هایی که توسط موج شاک ایجاد می‌شود سهم بزرگی از توان مورد نیاز برای عمل نمودن تونل باد مافوق صوت در اعداد ماخ بالا را در بر دارد. واضح است که تلفات توان زیادی توسط شاک ایجاد می گردد خصوصاً هنگامیکه عدد ماخ عملکردی بیشتر از ۱/۵ یا ۲ باشد [۳]. مشاهدات فوق به طراحی بسیاری از

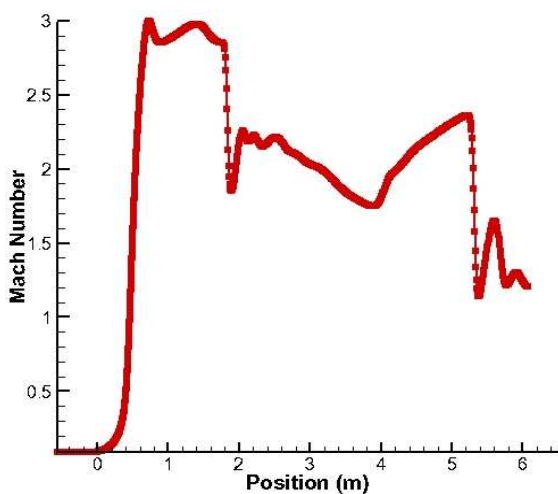
ماخ بزرگتر از یک نشود. اندازه گلوگاه دوم اجازه می دهد تا شاک عمودی در حین فرایند راه اندازی (استارت) از گلوگاه عبور کند. شرایط مرزی فشار خروجی تونل برابر با فشار محیط  $84300 \text{ Pa}$  و نسبت تراکم تونل در شرایط استارت برابر با  $7/2$  در نظر گرفته شده است. در نرم افزار فلونت برای بررسی نحوه انتشار امواج شاک در هنگام استارت تونل از حل ناپایا استفاده شد. در این تحلیل ۲۵ تکرار برای بازه زمانی  $0/001$  ثانیه لحاظ شده است. از آنجا که آخرین تکرار  $4750$  در نظر گرفته شده است، مدت زمان فرایند راه اندازی تونل باد  $0/19$  ثانیه می باشد. با افزایش تکرارها که با  $i$  نمایش داده شده است نحوه انتشار و حرکت امواج شاک قابل تشخیص می باشد. فشار مورد نیاز برای شروع به کار تونل  $606960 \text{ Pa}$  لحاظ شد. برای مدلسازی آشفستگی در تونل از مدل اسپالارت-آلماراس استفاده شد. برای جریان داخل تونل از فرض گاز ایده آل استفاده شد. برای کوپل نمودن معادلات فشار و سرعت از الگوریتم سیمپل استفاده گردید. برای مقدار دهی اولیه فرض شد که فشار در تمامی قسمت های تونل برابر با فشار خروجی تونل می باشد. در نهایت، تحلیل مرحله استارت تونل برای شبکه بندی با تعداد  $716250$  سلول و  $780096$  نود انجام شد. با افزایش تعداد تکرارها، در تکرار  $4750$  حالتی که شاک از مقطع کاری عبور نموده ایجاد گردید. در این مرحله سرعت در مقطع آزمون به ماخ هدف رسیده است. این مطلب طراحی صحیح سطح مقطع گلوگاه دوم که باعث عبور شاک عمودی از مقطع آزمون گردید را تایید می نماید. روند عبور امواج شاک در جریان تونل باد در هنگام راه اندازی در قالب کانتورهای عدد ماخ در تکرارهای مختلف و در صفحه  $(Z=0)$  در شکل ۵ نمایش داده شده است.

در این مرحله قدرت مورد نیاز هنوز برابر با نیروی درگ زیر صوتی برای کل مدار است. افزایش اندک قدرت در حال حاضر منجر به تغییر عدد ماخ در گلوگاه نازل (گلوگاه اول) نخواهد شد اما شاک عمودی را به پایین دست گلوگاه حرکت می دهد (شکل (۴) مقطع b) جایی که عدد ماخ مافوق صوت است و افت ها در شاک عمودی محدود هستند [۳]. افت های شاک عمودی در این نقطه برای افزایش مقدار کمی در توان محاسبه می گردد. با افزایش قدرت، شاک عمودی به پایین دست جریان حرکت می کند (شکل (۴) مقاطع c, d و e) و به تدریج اعداد ماخ بالاتر اتفاق می افتد [۳]. در نتیجه افزایش افتهای شاک به علاوه درگ زیر صوتی مدار با افزایش توان مورد نیاز تونل باد برابر می شود. در نهایت شاک 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 شاک عمودی در ماخ طراحی می باشد [۳]. در این نقطه در هنگام عملیات استارت توان مورد نیاز بر طراحی دیفیوزر تاثیری ندارد زیرا جریان درون دیفیوزر هنوز زیر صوتی است. از اینرو با وجود دیفیوزر، توان مورد نیاز برای راه اندازی تونل های باد مافوق صوت مطابق با افت های شاک عمودی در عدد ماخ طراحی و افت های بیشتر در اعداد ماخ بالاتر است [۳]. در مباحث طراحی تونل- های باد بجای استفاده از توان از نسبت فشار سکون لازم به فشار خروجی دیفیوزر استفاده می شود. با شاک عمودی در قسمت آزمون تنها افزایش کمی در توان برای حرکت دادن شاک از گلوگاه دوم دیفیوزر بایستی نیاز باشد زیرا عدد ماخ شاک عمودی و در نتیجه افت های شاک عمودی باید از طریق حرکت موج های شاک در درون بخش همگرای دیفیوزر کاهش یابد. وجود شاک عمودی در مقطع آزمون در حین فرایند استارت تونل به عنوان محدودیت دیگری برای اثر گلوگاه دوم دیفیوزر به نظر می رسد. در پایین دست شاک عمودی، جریان زیر صوتی است. بنابراین سرعت جریان در قسمت همگرای دیفیوزر بایستی افزایش یابد تا زمانیکه سرعت ماکزیمم 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 شاک عمودی از خود عبور دهد تا عدد



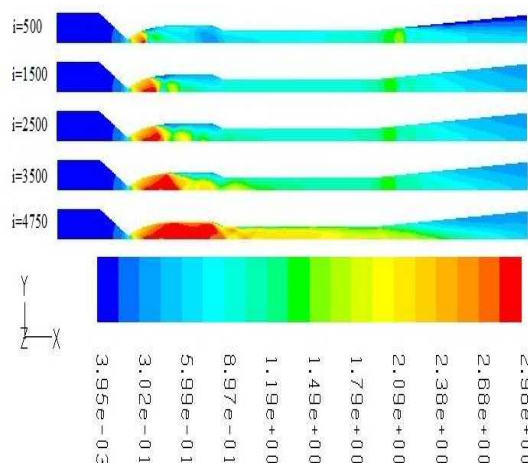
شکل (۸): نمایی سه بعدی از یک چهارم مدل به همراه بزرگنمایی آن

نمودار عدد ماخ در راستای محور تونل به صورت شکل ۹ می باشد. همانطور که در شکل ۹ مشخص است سرعت در مقطع آزمون به ماخ ۳ رسیده است و همچنین یک موج شاک در دیفیوزر تونل ایجاد شده است.



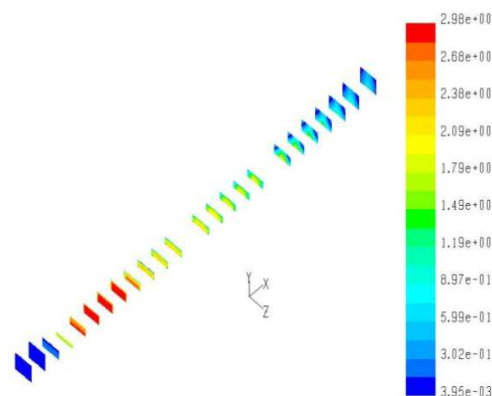
شکل (۹): نمودار عدد ماخ در راستای محور تونل باد

شکل ۱۰ کانتور فشار استاتیک در تکرارهای مختلف مرحله راه اندازی و در صفحه  $(Z=0)$  را نمایش می دهد. همانطور که مشاهده می گردد فشار در محفظه آرامش بیشترین مقدار را دارد. همچنین ملاحظه می شود فشار استاتیک پس از شاک عمودی ایجاد شده در بخش واگرای دیفیوزر افزایش یافته است. این امر موجب تغییر رژیم جریان از مافوق صوت به مادون صوت گشته و باعث جبران



شکل (۶): کانتور عدد ماخ ثابت در تکرارهای مختلف طی فرایند استارت تونل باد در صفحه  $(y=0)$

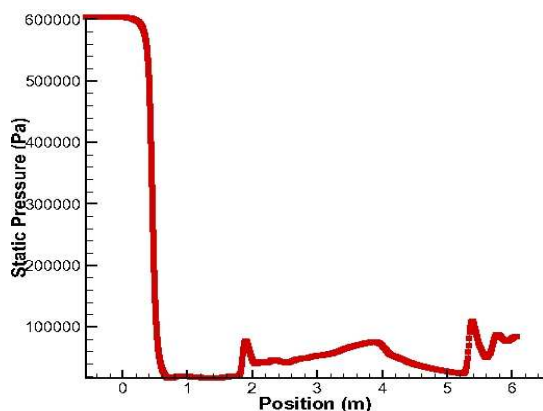
شکل ۷ کانتور عدد ماخ در تونل باد را در آخرین تکرار  $(i=4750)$  و در صفحات مختلف عمود به محور  $X$  و در نمای ایزومتریک نمایش می دهد. صفحات مزبور به موازات صفحه  $Y-Z$  می باشند.



شکل (۷): نمای ایزومتریک کانتور عدد ماخ در تونل باد در صفحات مختلف عمود به محور  $X$

شکل ۸ نمایی سه بعدی از یک چهارم مدل به همراه بزرگنمایی آن را در آخرین مرحله تکرار نمایش می دهد. در این شکل خروج شاک از مقطع آزمون نشان داده شده است.

در حقیقت بین کانتورهای سرعت و فشار تطابق فیزیکی مناسبی وجود دارد که منجر به برقراری یک جریان کنترل شده در مقطع آزمون می گردد. شکل ۱۲ نمودار فشار استاتیک در راستای محور تونل را نمایش می دهد. از شکل ۱۲ میزان فشار جریان هوای ورودی به تونل باد و خروجی از تونل باد و تغییرات آن در راستای محور تونل باد قابل مشاهده است.

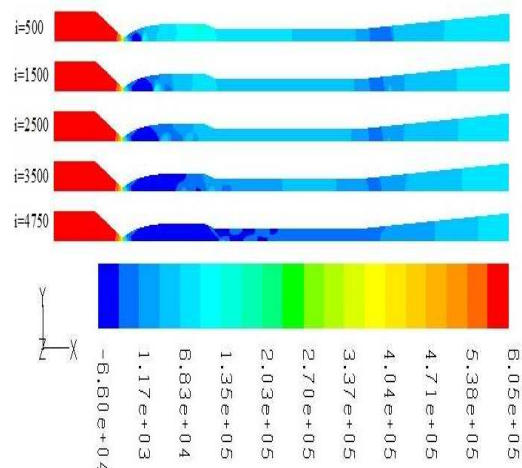


شکل (۱۲): نمودار فشار استاتیک در راستای محور تونل باد

#### ۷. نتیجه گیری

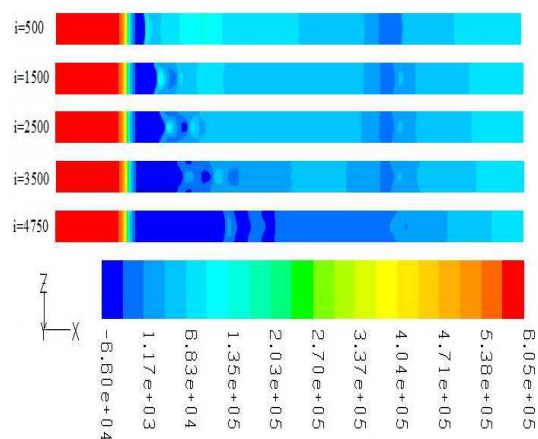
جریانات داخلی تراکم پذیر سرعت بالا، پیچیده بوده و عمدتاً با حضور امواج شک همراه هستند. ایجاد مدل هایی در این زمینه باعث شکل گیری درک فیزیکی از رفتار جریان هایی از این قبیل می گردد. یکی از مهم ترین این نوع جریانات، جریان در تونل های باد سرعت بالاست. در این مقاله عملیات راه اندازی و استارت یک تونل باد مافوق صوت دمشی، بررسی شد. همچنین سعی شد فیزیک حاکم در فرایند استارت تونل تشریح و به صورت سه بعدی مدل سازی شود. با استفاده از حل عددی جریان در تونل باد در مرحله استارت و افزایش تعداد تکرارها به وسیله نرم افزار فلوئنت، انتشار امواج شک عمودی در تونل باد نشان داده شد. کانتور عدد ماخ در تونل باد، در نماهای مختلف رسم شد. همچنین از کانتور عدد ماخ نیز موقعیت شک های تشکیل شده و نحوه گسترش آنها قابل تشخیص بود. نازل مافوق صوت به نحو مطلوب باعث افزایش سرعت گردید. همانطور که انتظار می رفت شک عمودی ایجاد شده در بخش واگرای دیفیوزر موجب افزایش فشار استاتیک جریان و تبدیل آن به جریان مادون صوت گردید.

اتلاف توان و کاهش صدای تونل باد می گردد. این مطلب گواه عملکرد صحیح دیفیوزر مافوق صوت است.



شکل (۱۰): کانتور فشار استاتیک برای تکرارهای مختلف در فرایند استارت تونل باد در صفحه (Z=0)

کانتور فشار استاتیک مربوط به تکرارهای مختلف مرحله راه اندازی در صفحه (Y=0) توسط شکل ۱۱ به نمایش درآمده است. این نمودار به صورت برشی کامل در صفحه X-Z تغییرات فشار استاتیک را نمایش می دهد.



شکل (۱۱): کانتور فشار استاتیک در فرایند استارت تونل باد در صفحه (Y=0)

تونل باد مافوق صوت بایستی سرعتی بالاتر از سرعت صوت را در مقطع آزمون مهیا نماید. برای رسیدن به شرایط یک جریان کنترل شده در مقطع آزمون، ناگزیر است که شک ایجاد شده در مرحله راه اندازی را سریعاً عبور داده و یک موج شک در دیفیوزر ایجاد نماید.

- [1] Wind Tunnels and Experimental Fluid Dynamics Research, Edited by Jorge Colman Lerner and Ulfilas Boldes, Intech publisher, 2011.
- [2] Cancel, B.D., Earley, B., Morin, S., Morrison, E. "Design and construction of a supersonic wind tunnel", A Major Qualifying Project Submitted to the Faculty of Worcester Polytechnic Institute in partial fulfillment of the requirements for the Degrees of Bachelor of Science, 2010.
- [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): 617-625, 1991.
- [5] Polsky, S.T., Cambier, J.L. "Numerical study of transient flow phenomena in shock tunnels", AIAA J 32(5): 971-978., 1994.
- [6] Chen, C.L., Chakravarthy, S.R. "Numerical investigation of separated nozzle flows", AIAA J. 32 (9): 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: 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, 47: 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): 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): 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): 1071-1078, 1992.
- [12] Hsia, Y.C. "Full Navier-Stokes analysis of an axisymmetric scramjet inlet", J. Propulsion power. 9(6): 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): 841-847, 1994.
- [14] Mittal, S., Yadav, S. "Computation of flows in supersonic wind-tunnels", Comput. Methods Appl. Mech. Engrg 191: 611-634, 2001.
- [15] Jahangiri, M., "CFD simulation of shock waves propagation in starting stage of blow-down supersonic wind tunnels", majlesi journal of energy management, Vol. 3, No. 2: 1-9, 2014.
- [16] Spalart, P.R., Allmaras, S.R. "A one-equation turbulent model for aerodynamic flows". AIAA Paper. 92-0439, 1992.