

## تحلیل دوبعدی قطار امواج ضربه‌ای در مجرا با مقطع ثابت و بررسی اثر فشار خروجی

### و دمای دیواره

محمد رضا فتحی کلیسانی

دانشجوی کارشناسی ارشد دانشگاه فردوسی مشهد، دانشکده مهندسی،  
گروه مکانیک  
mr.fathi@mail.um.ac.ir

مهدی نادری نژاد

دانشجوی کارشناسی ارشد دانشگاه فردوسی مشهد، دانشکده  
مهندسی، گروه مکانیک  
mahdi.naderinezhad@mail.um.ac.ir

احسان روحی گل خطمی

دانشیار دانشگاه فردوسی مشهد، دانشکده مهندسی، گروه مکانیک  
e.roohi@um.ac.ir

### چکیده

در مقاله حاضر به بررسی عددی تاثیر فشار خروجی و دمای دیواره بر روی ساختار و قدرت پدیده قطار امواج ضربه‌ای در امتداد یک مجرا با مساحت ثابت دو بعدی پرداخته شده است. عدد ماخ جریان ورودی برابر با ۱٫۶ در نظر گرفته شده است. برای شبیه سازی عددی این پدیده از نرم افزار فلوئنت همراه با مدل آشفتگی  $k-\omega$  SST استفاده شده است. نتایج بدست آمده نشان می دهد که با افزایش فشار خروجی، امواج ضربه‌ای به سمت بالادست جریان حرکت می کنند و موجب تغییر ساختار امواج ضربه‌ای از حالت  $\lambda$  شکل به حالت  $\lambda$  شکل می گردد. که این تغییر شکل موجب افزایش قدرت امواج ضربه‌ای و نوسانات جریان می شود. همچنین با بررسی تغییر دمای دیواره مجرا مشاهده گردید که افزایش نسبت دمای دیواره به ورودی مجرا، موجب افزایش قدرت موج ضربه‌ای اول، جابجایی بیشتر این موج به سمت ورودی مجرا و تشکیل تعداد بیشتری از امواج ضربه‌ای می شود.

کلمات کلیدی: لایه مرزی، برهمکنش امواج، قطار امواج

## ۱- مقدمه

هدف از انجام این پروژه تحلیل دوبعدی پدیده قطار موج‌های ضربه‌ای در یک کانال با سطح مقطع ثابت است. این پدیده از برهمکنش موج ضربه‌ای و لایه‌مرزی ایجاد می‌شود و با افزایش قدرت موج ضربه‌ای لایه‌مرزی رشد بیشتری کرده که موجب جدایش جریان و افزایش قدرت موجب ضربه‌ای می‌شود و در انتهای مجرا با به هم رسیدن ناحیه لایه‌مرزی بالا و پایین مجرا، جریان به‌طور کلی مادون صوت می‌شود. لازم به ذکر است که این روند به‌طور مرحله‌به‌مرحله انجام می‌گیرد که به معنای تبدیل موج ضربه‌ای اول در هر مرحله به موج ضربه‌ای ضعیف‌تر است. در بررسی اخیر به بررسی اثرات نسبت فشار ورودی به خروجی کانال و همچنین تأثیر نسبت دمای دیواره به دمای جریان ورودی به مجرا بر موقعیت امواج ضربه‌ای پرداخته شده است. تحلیل این جریان بر اساس مشخصات مرجع [۱] در نرم‌افزار انسیس فلونت انجام شده است.

سلطانی و همکارانش [۲] نشان دادند بحث تداخل موج ضربه‌ای و لایه‌مرزی در ورودی‌های فراصوتی می‌تواند منجر به جدایش جریان و در ادامه شروع پدیده موج-نوسان شود. این پدیده یکی از دلایل ناپایدار کننده در این نوع تجهیزات است. در بررسی روی یک ورودی هوای مافوق صوت فیچر و اولیویر [۳] اثر دما را بر جریان بررسی و بیان کردند که افزایش دما موجب افزایش طول قطار امواج ضربه‌ای می‌شود. اکاتسوکا و ناگائی [۴] نشان دادند که بهینه‌سازی هندسه دیفیوزر در تونل بادهای فراصوت باهدف کنترل امواج ضربه‌ای می‌تواند سهم بسزایی بر نسبت فشار موردنیاز جهت راه‌اندازی تونل باد داشته باشد. ساختار امواج ضربه تشکیل‌شده توسط کیم [۵] نشان‌دهنده آن است که به ازای اعداد ماخ بزرگ‌تر از ۱/۵ امکان جدایش جریان بیشتر است. به‌منظور طراحی پخش‌کن‌های تونل باد، نتایج حاصل از آزمون‌های تجربی انجام‌شده توسط تاماکی و همکارانش [۶] در یک مجرا با سطح مقطع ثابت نشان می‌دهد که افزایش فشار از پایه اولین موج ضربه‌ای شروع می‌شود و به‌صورت پیوسته در دیواره و به شکل نوسانی در امتداد خط مرکزی به دلیل امواج ضربه‌ای قائم متوالی افزایش می‌یابد تا نهایتاً به نقطه انتها برسد و شتاب گیری مجدد جریان بعد از هر موج ضربه‌ای به علت تنظیمات لایه‌مرزی دیوار است. اکیو و ماتسو [۷] نمونه‌ای از تصاویر شیلرین از قطار موج ضربه‌ای در گزارش آورده شده است. محدوده قطار امواج ضربه‌ای حدوداً شامل ده موج ضربه‌ای قائم است. لوکاسویچ [۸] تراکم امواج ضربه‌ای در مجراها را موردبررسی قرارداد. نتایج حاصله بیانگر این موضوع بود که ناحیه تراکم موج ضربه‌ای ممکن است شامل چندین منحنی یا موج ضربه‌ای مایل باشد که به‌صورت منظم و یا انعکاس امواج ماخ شکل می‌گیرد. شاپیرو [۹] نیز با توجه به اطلاعات تجربی نیومن به موج ضربه‌ای قائم در مجراها اشاره کرده و بیان نموده است که مجموعه‌ای از امواج ضربه‌ای قائم  $\lambda$  شکل در اثر تداخل موج ضربه‌ای در یک مجرا تشکیل می‌شود. نیومن و همکارانش [۱۰] آزمایش‌های تجربی در یک مجرا با سطح مقطع ثابت تحت شرایطی که موج ضربه قائم در مجرا تشکیل می‌شود را بررسی کردند. نتایج بررسی بیانگر این بود که موج ضربه‌ای ایده آلی که در غیاب لایه‌مرزی فرض می‌شود، هرگز حاصل نمی‌شود و به‌جای آن به علت حضور لایه‌مرزی، افزایش فشار ناشی از موج ضربه‌ای در طول مجرا اتفاق خواهد افتاد.

## ۲- توصیف مسئله

### ۲-۱ معادلات حاکم

جهت شبیه‌سازی عددی از معادلات ناویر استوکس (پیوستگی، ممنتوم و انرژی) در فرم دیفرانسیلی و از معادله حالت استفاده و برای محاسبه مقدار تنش رینولدز از روابط مدل آشفتگی دو معادله‌ای  $k - \omega SST$  استفاده شده است. در این معادلات،  $\mu$  لزجت مولکولی ثابت سیال  $\mu_{turb}$  نیز لزجت گردابه ای است. همچنین عبارت  $T_{ij}^R \frac{\partial u_i}{\partial x_j}$  بیانگر میزان تولید انرژی جنبشی آشفتگی ناشی از اندرکنش میان جریان متوسط و میدان جریان آشفته است و عبارت  $\beta^* \rho \omega k$  در معادله (۴)، میزان استهلاک جنبشی آشفتگی را نشان می‌دهد.

$$\frac{\partial \bar{p}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} u_j) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho}u_i) + \frac{\partial}{\partial x_i}[\bar{\rho}u_i u_j + \bar{\rho}\delta_{ij} - (\tau_{ij}^l + \tau_{ij}^t)] = 0 \quad (۲)$$

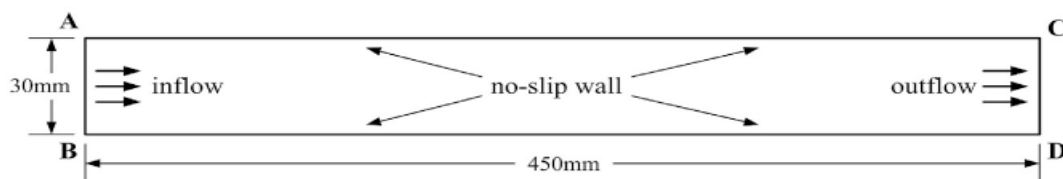
$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho}e_0) + \frac{\partial}{\partial x_i}[\bar{\rho}u_j e_0 + u_j \bar{\rho} + (q_{ij}^l + q_{ij}^t) - u_j(\tau_{ij}^l + \tau_{ij}^t)] = 0 \quad (۳)$$

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i k) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left\{ \left( \mu + \frac{\mu_{turb}}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right\} + \tau_{ij}^R \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho \omega k \quad (۴)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i \omega) \\ = \frac{\partial}{\partial x_i} \left\{ \left( \mu + \frac{\mu_{turb}}{\sigma_k} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right\} + \frac{\gamma}{\mu_{turb}} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \rho \beta \omega^2 + 2\rho(1 - F_1)\sigma_{\omega_2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \end{aligned} \quad (۵)$$

## ۲-۲- هندسه و شرایط مرزی

هندسه مورد تحلیل در این پژوهش یک مجرای دوبعدی با سطح مقطع ثابت است که شرایط مرزی لحاظ شده جهت حل عددی به صورت زیر است:



شکل ۱: طرح‌واره‌ای از هندسه جریان

جدول ۱: شرایط مرزی به کاررفته

نوع شرط مرزی	ضلع
Pressure inlet	AB
Pressure outlet	CD
Wall	AC,BD

## ۳-۲- حل عددی

### ۳-۲-۱ مشخصات جریان و شرایط مرزی

جدول ۲: مشخصات جریان ورودی

دما (K)	فشار کل (kpa)	سرعت (متر بر ثانیه)	ورودی
۴۰۱٫۱۹	۴۵۶٫۵۹	۵۲۲٫۶	ورودی
۳۰۰	-	-	خروجی

جدول ۳: نسبت فشارهای بررسی شده

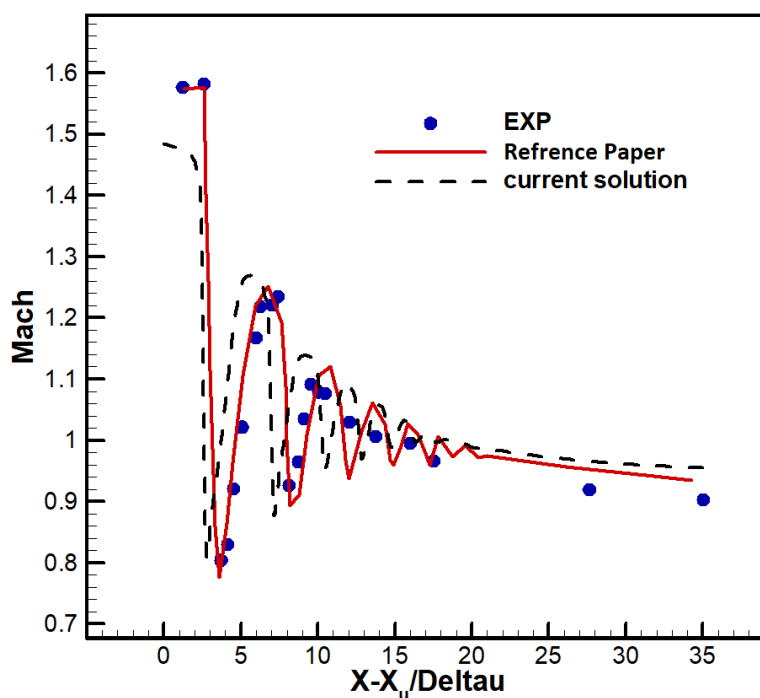
شماره آزمون	۱	۲	۳	۴	۵	۶	۷	۸
$P_b / P_i$	۱٫۸	۱٫۹	۲	۲٫۱	۲٫۲	۲٫۳	۲٫۴	۲٫۵

جدول ۴: نسبت دماهای بررسی شده

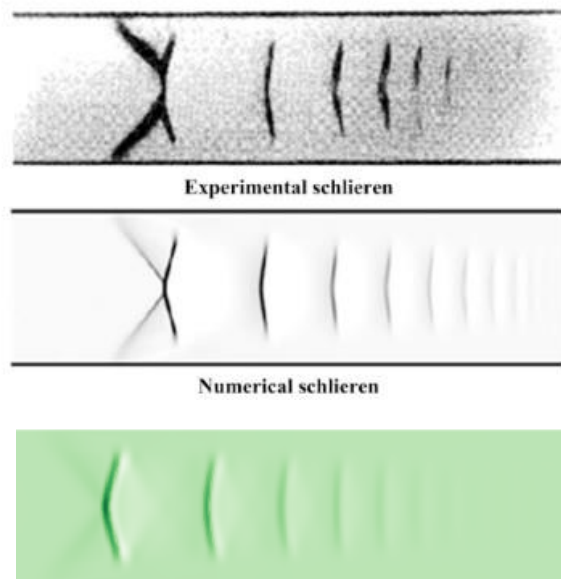
شماره آزمون	۱	۲	۳	۴	۵
$T_{wall} / T_{inlet}$	۰٫۳	۰٫۵	۰٫۷۵	۱٫۵	۲٫۶

### ۳-۲-۲ اعتبار سنجی

نتایج به دست آمده اخیر با داده‌های تجربی و عددی [۱] مورد مقایسه قرار گرفته است. شکل‌های ۲ و ۳ نشان دهنده‌ی مطابقت بین نتایج، در تعداد و محل تشکیل امواج ضربه‌ای است.



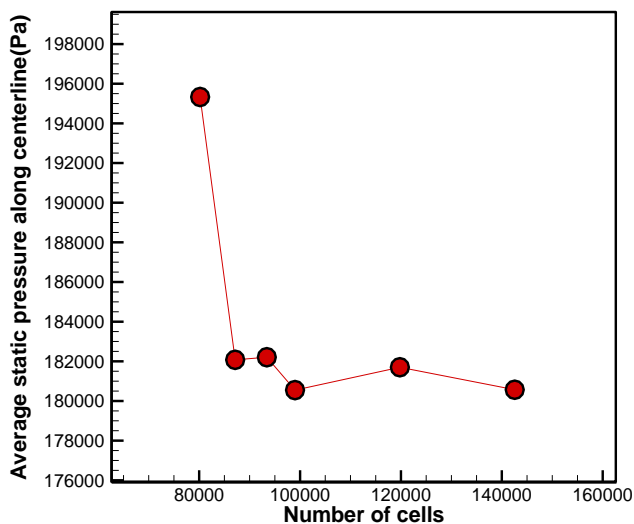
شکل ۲: نمودار اعتبارسنجی توزیع عدد ماخ در امتداد خط مرکزی



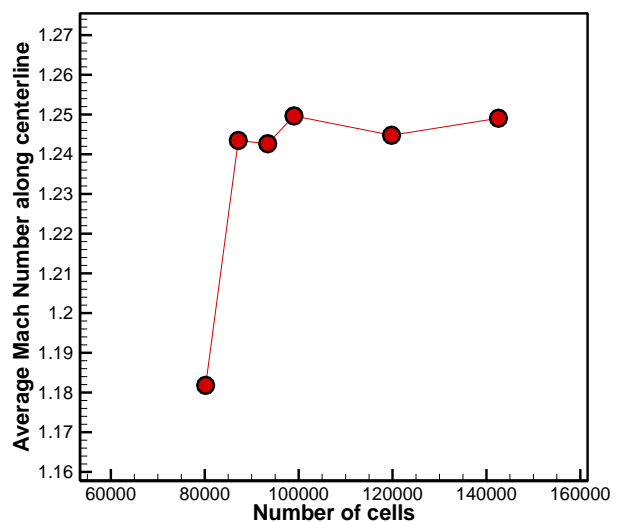
شکل ۳: اعتبار سنجی محل تشکیل و تعداد امواج ضربه‌ای

### ۳-۲-۳ استقلال نتایج از شبکه

در هندسه مورد بررسی این پروژه از یک شبکه سازمان‌یافته همراه لایه مرزی به فاصله ۰/۰۰۰۱ از دیواره استفاده شد که در انتهای مجرا شبکه ریزتری مورد استفاده قرار گرفت. در این پژوهش شبکه با تعداد ۹۹۰۰۰ سلول به‌عنوان استقلال نتایج از شبکه انتخاب شد.



ب



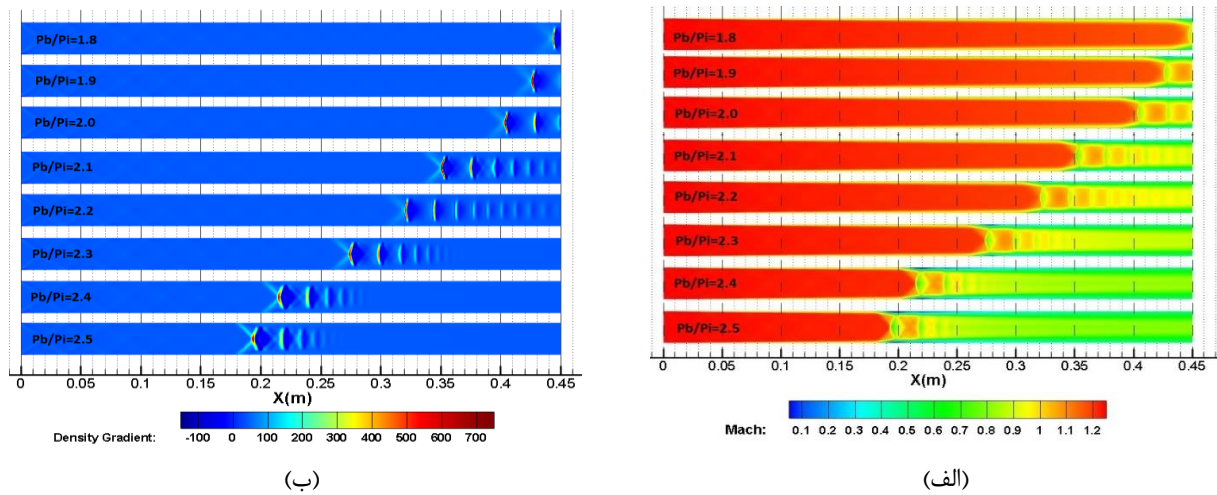
الف

شکل ۴: نمودار بررسی استقلال نتایج از شبکه (الف) توزیع ماخ (ب) فشار استاتیک

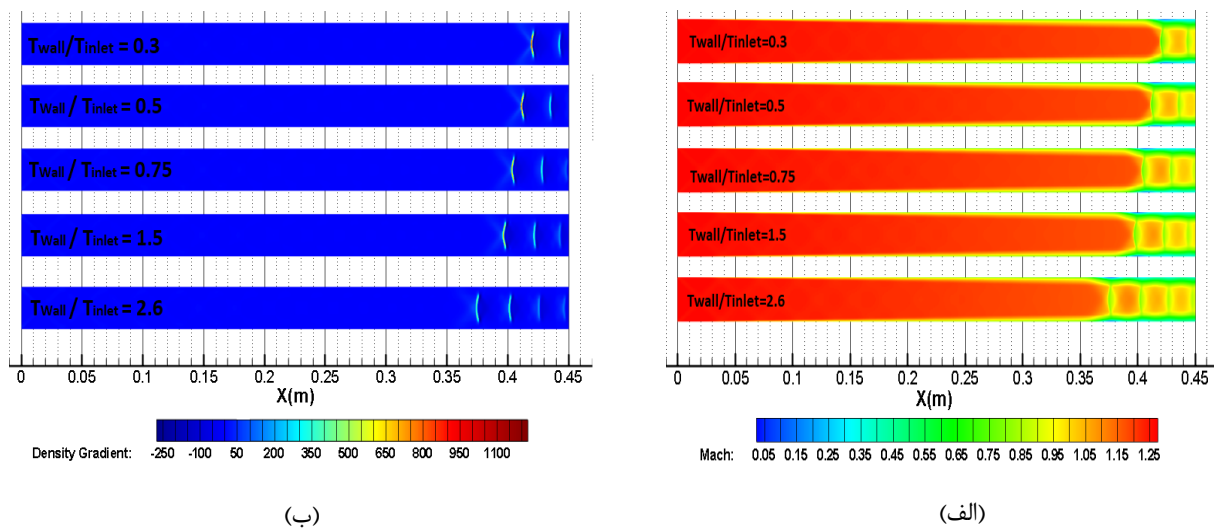
### ۳-۳ نتایج و بحث روی نتایج

از بررسی نتایج به دست آمده پژوهش اخیر با کارهای انجام گرفته در گذشته، مشاهده شد که با افزایش نسبت فشار و نسبت دما به صورت جداگانه با ثابت نگه داشتن دیگر پارامترهای تأثیرگذار مانند لزجت سیال و شدت آشفتگی جریان در ورودی بر پدیده قطار امواج، محل شروع این امواج به سمت ورودی مجرا نزدیک تر و همچنین موجب افزایش قدرت موج ضربه‌ای شروع کننده (اولین موج) و شکل گیری تعدادی بیشتری از امواج در طول مجرا خواهد شد. این افزایش نسبت فشار علاوه بر تأثیرات فوق باعث تغییر شکل امواج ضربه‌ای از  $\lambda$  به X شکل شد و گرادیان فشار مثبت ناشی از افزایش این نسبت در محل برخورد موج ضربه‌ای و لایه مرزی، رشد سریع این لایه را موجب شد.

همان طور که در شکل ۵ مشاهده می شود افزایش نسبت فشار، کلیه نتایج ذکر شده در بالا را به دنبال خواهد داشت و از نسبت فشار  $2/2$  به بعد تعداد امواج ضربه‌ای تشکیل شده برخلاف افزایش قدرت موج ضربه‌ای شروع کننده، کاهش می یابد که علت آن رشد زیاد لایه مرزی در قسمت های انتهایی مجرا و تغییر دادن رژیم جریان از مافوق صوت به مادون صوت است. این نتایج برای شکل ۶ که نشان دهنده تغییرات نسبت دمای دیواره به ورودی است نیز صادق است؛ اما شدت تغییرات امواج ضربه‌ای در مقایسه با اثرات فشار کمتر است.



شکل ۵: کانتورهای مربوط مقایسه تغییرات نسبت فشار (الف) عدد ماخ (ب) گرادیان چگالی



شکل ۶: کانتورهای مربوط به مقایسه نسبت دما (الف) عدد ماخ (ب) گرادیان چگالی

### ۳- نتیجه‌گیری

با توجه به بررسی‌های انجام‌گرفته در پژوهش اخیر نتایج زیر حاصل گردید:

- با افزایش نسبت فشار نقطه شروع قطار امواج ضربه‌ای به سمت ورودی کانال نزدیک‌تر شد.
- با افزایش نسبت فشار تا ۲/۲ مشاهده شد که تعداد امواج ضربه‌ای افزایش پیدا کرد، اما پس‌از آن به علت رشد زیاد لایه‌مرزی امواج ضربه‌ای ضعیف پایانی از بین رفت و تعداد این امواج کاهش پیدا کرد.
- افزایش نسبت فشار موجب تغییر شکل موج ضربه‌ای شروع‌کننده از  $\lambda$  به  $\lambda'$  شکل شد که به معنای رشد زیاد لایه‌مرزی و جدایش در محل این موج ضربه‌ای است.
- همانند اثر افزایش نسبت فشار، افزایش دمای دیواره موجب حرکت نقطه شروع قطار امواج ضربه‌ای به سمت ورودی کانال شد اما با سرعت کمتری (با تأثیرپذیری کمتر) این پدیده رخ داد.
- ایجاد سرمایش روی دیواره باعث کاهش لزجت و رشد لایه‌مرزی شد که علت کاهش سرعت بعد از موج ضربه‌ای و افزایش اختلاف فشار بین بالادست و پایین‌دست موج ضربه‌ای است و گرمایش نیز تأثیر بالعکس به همراه دارد.

- [1] Jianhua Cai, Jin Zhou, Shijie Liu, Zhiyong Lin, "Effects of dynamic backpressure on Volume 141, December 2017, shock train motions in straight isolator," *Acta Astronautica*, Pages 237-247
- [2] Soltani M.R, Abedi M, Sepahi Younsi J, Experimental Investigation of Instability of a Supersonic Mixed Compression Air Intake, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No.4, pp. 93-100, 2015
- [3] C. Fischer, H. Olivier, "Experimental Investigation of Wall and Total Temperature Influence on a Shock Train," *AIAA JOURNAL* Vol. 52, No. 4, April 2014
- [4] Akatsuka J., Nagai S., The Effect of Diffuser Geometry on the Starting Pressure Ratio of a Supersonic Wind Tunnel, 27th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, Chicago, Illinois, 28 June - 1 July 2010.
- [5] Kim H., Shock Induced Boundary Layer Separation, 8th International Symposium on Experimental and Computational Aerothermodynamics of Internal Flows, Lyon, France, 2007.
- [6] Om D., Childs M.E., Multiple Transonic Shock Wave/Turbulent Boundary-Layer Interaction in a Circular Duct, *AIAA Journal*, Vol. 23, No. 10, pp.1506-1511, 1985.
- [7] Ikui T., Matsuo K., Researches of Supersonic Flow with the Shock Wave as Main Subject, *JSME Journal* (in Japanese), Vol. 72, No. 609, pp.1306-1312, 1969.
- [8] Lukasiewicz J., Diffusers for Supersonic Wind Tunnels, *Journal of the Aeronautical Sciences*, Vol. 20, No. 9, pp. 617-626, 1953.
- [9] Shapiro A.H., *The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow*, New York: Ronald res, Vols.1 & 2, pp. 135-139 & 1153-1156, 1953.
- [10] Neumann E.P., Lustwerk F., Supersonic Diffusers for Wind Tunnels, *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 16, No.2, pp.195-202, 1949.