

Amirkabir Journal of Mechanical Engineering

Amirkabir J. Mech. Eng., 52(4) (2020) 259-262 DOI: 10.22060/mej.2018.14551.5883

Computational Investigation of the Effects of Heat Source Position on the Performance of a Mixed Compression Supersonic Intake

S. Esmaeili, J. Sepahi-Younsi*

Department of Mechanical Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran

ABSTRACT: Investigation of the intake performance is one of the most important topics in the aerodynamic design of the aerial vehicles. In this study, the performance of a supersonic axisymmetric mixed compression intake, which was designed for the free stream Mach number of 2, has been investigated at zero degrees angle of attack. Then by applying a heat source and changing its position, the effects of this source on the intake performance have been studied. The flow has been simulated by a computational fluid dynamics code. The experimental results which were achieved in the wind tunnel at Imam Hossein University have been used to validate the numerical simulation. Results show that a heat source located at the proper location could have desirable effects on the total pressure recovery, mass flow ratio and drag coefficient of the intake. The critical back pressure ratio also increases, which widens the intake operating region. However, the flow distortion will increase a bit. At the design Mach number and critical condition, 9.68% increase in total pressure recovery, 26.6% decrease in drag coefficient, 16.16% increase in mass flow ratio, 8.7% increase in critical back pressure ratio and 17.13% increase in flow distortion have been observed.

Review History:

Received: 3 Jun. 2018 Revised: 28 Oct. 2018 Accepted: 3 Dec. 2018 Available Online: 8 Dec. 2018

Keywords:

Supersonic Intake Heat Source Total Pressure Recovery Mass Flow Ratio Drag Coefficient

1-Introduction

The first part of an air-breathing engine is the air intake, which transfers the air from free stream to the next part of the engine with minimum total pressure loss.

Different methods have been introduced to improve the intake performance, such as bleeding and blowing of the boundary layer [1, 2], using vortex generators [3], etc. Another method is applying a heat source to the intake [4]. A heat source is an area in front of the intake, which is heated in different ways, such as using laser energy, hot air jet, etc. In this paper, the method of applying the heat source is not discussed. The main purpose of this research is to investigate the location of a heat source to enhance the performance of a mixed compression supersonic air intake. Performance parameters considered in this paper are Total Pressure Recovery (TPR), Mass Flow Ratio (MFR), drag coefficient and flow distortion. Additionally, the critical Back Pressure Ratio (BPR) is further investigated.

Oswatitsch [5] studied adding energy to the flow upstream of an intake to reduce the drag for the first time. In 2003, Macheret et al. [6] presented a heat source called "virtual cowl", which guides the streamlines into the intake. After that, Kremeyer [4] researched adding energy to reduce the drag in supersonic and hypersonic flows. In 2011, Soltani et al. [7] investigated the effects of applying a heat source to a supersonic external compression intake and found that applying a heat source reduces the drag in all cases. In 2014, Li et al. [8] studied the effects of adding energy to the captured mass flow

*Corresponding author's email: jsepahi@um.ac.ir

ratio in hypersonic intakes using laser energy. Their results showed that it could increase the mass flow ratio by about 7.64 %.

Many studies have been performed on adding energy to the upstream flow of the hypersonic and external compression supersonic intakes to improve different performance parameters, as mentioned. However, there is no research in this field on the mixed compression supersonic intakes. In this paper, the effects of applying a heat source to this kind of intake have been investigated. Also, a location at which performance parameters improve has been suggested.

2- Methodology

The intake used in this research is supersonic and mixed compression, which is designed for the free stream Mach number of 2. The flow is steady, viscose and compressible. A previously developed Computational Fluid Dynamic (CFD) code has been used to simulate the flow in which the RANS equations are solved. The turbulence model used in this code is SST k-w.

The grid is structured and refined near the walls. The mesh independency studies showed that a grid with about 97000 cells would be suitable for this case.

Numerical results have been compared with the experimental data to ensure the accuracy of the numerical methods. Fig. 1 shows the static pressure on the spike for both experimental and numerical simulations. It is observed that the numerical results are in accordance with the experimental ones.

3- Results and Discussion

Before applying the heat source, the performance parameters should be obtained. Therefore, the back pressure



Copyrights for this article are retained by the author(s) with publishing rights granted to Amirkabir University Press. The content of this article is subject to the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC-BY-NC 4.0) License. For more information, please visit https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode.



Fig. 1. Static pressure on the spike surface using experimental and numerical simulations



Fig. 3. Variations of the mass flow ratio in the presence and absence of the heat source

is increased step by step and the performance parameters are assessed for each back pressure.

The annular heat source has a circular cross-section with a non-dimensional radius of r/D=0.047 which is dimensionless with the maximum diameter of the intake. The heat flux value is selected to be 2×10^{10} W/m³. Studies on the location of the heat source showed that at x/d=-0.2 and y/d=0.8 the total pressure recovery, mass flow ratio, drag coefficient, and critical back pressure ratio are improved considerably. However, the flow distortion worsens a bit. Fig. 2 and Fig. 3 show TPR and MFR for different back pressures in the presence and absence of the heat source.

It can be observed that the total pressure recovery and mass flow ratio increase by about 9.68% and 16.16% respectively at critical condition. On the other hand, the drag coefficient decreases by 26.6%, which is shown in Fig. 4. Furthermore, the critical back pressure ratio increases by 8.7% and the flow



Fig. 2. Variations of the total pressure recovery in the presence and absence of the heat source



Fig. 4. Variations of the drag coefficient in the presence and absence of the heat source

distortion increases by about 17.13%. However, if the intake is used in a ramjet engine, the increase in the flow distortion would not have destructive effects on the engine.

4- Conclusions

In this research, a previously developed CFD code was used to simulate the flow field in a mixed compression supersonic air intake. Then, by applying a heat source and investigating the performance parameters, a location was suggested at which most of the performance parameters improve. If the main goal of applying the heat source is to improve a specific parameter, the location should be selected in such a way that the heat source affects that special parameter directly. It is worth mentioning that this research is done to investigate the effect of the heat source on all of the parameters. Therefore, the suggested location is not the optimum location of the heat source.

References

- M. Soltani, J.S. Younsi, M. Farahani, Effects of Boundary-Layer Bleed Parameters on Supersonic Intake Performance, Journal of Propulsion and Power,
- [2] R.H. Tindell, Blown boundary layer control system for a jet aircraft, United States, Grumman Aerospace Corporation, (1995) 5447283.
- [3] B.A. Reichert, B.J. Wendt, Improving Curved Subsonic Diffuser Performance with Vortex Generator, AIAA Journal, 34(1) (1996) 65-72.
- [4] K. Kremeyer, Lines of Pulsed Energy for Supersonic/ Hypersonic Drag Reduction: Generation and Implementation, in: 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 2004.

- [5] K. Oswatitsch, Propulsion with Heating at Supersonic Speed, Deutsche Versuchsanstalt für Luft und Raumfahrt, Rept. 90, (1959) Berlin.
- [6] S. Macheret, M. Shneider, R. Miles, Scramjet Inlet Control by Off-Body Energy Addition: A Virtual Cowl, AIAA Journal, 42(11) (2004) 2294-2302.
- [7] M. Soltani, M. Farahani, J.S. Younsi, Performance Study of a Supersonic Inlet in the Presence of a Heat Source, Scientia Iranica, 18(3) (2011) 375-382.
- [8] Q. Li, Y. Hong, W. Zhao, D. Wang, Numerical Simulation on Air Mass Capture Control of Hypersonic Inlet by Laser Energy, Applied Mechanics and Materials, 644 (2014) 1470-1473.

This page intentionally left blank

نشريه مهندسي مكانيك اميركبير



نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر، دوره ۵۲، شماره ۴، سال ۱۳۹۹، صفحات ۱۰۲۳ تا ۱۰۳۶ DOI: 10.22060/mej.2018.14551.5883

بررسی عددی تأثیرات موقعیت چشمهٔ حرارتی بر روی عملکرد یک ورودی هوای فراصوتی از نوع تراكم تركيبي

صفا اسماعیلی، جواد سپاهی یونسی*

دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران

خلاصه: بررسی عملکرد ورودی یکی از حوزههای بسیار مهم در طراحی آیرودینامیکی وسایل پرنده است. در این پژوهش عملکرد یک ورودی فراصوتی تقارن محوری با تراکم ترکیبی که برای عدد ماخ ۲ طراحی شده است، در زاویه حملهٔ صفر درجه بررسی شده و سپس با اعمال یک چشمهٔ حرارتی و تغییر موقعیت آن، تأثیر چشمه بر عملکرد ورودی مورد مطالعه قرار گرفته است. شبیه سازی عددی جریان توسط یک کد دینامیک سیالات محاسباتی انجام شده که در آن معادلات با استفاده از روش صریح، گسسته شدهاند. برای اعتبار سنجی شبیه سازی عددی، از نتایج تجربی بدست آمده در آزمایشهای تونل باد انجام شده در دانشگاه امام حسین (ع) سرای اعتبار سنجی شبیه سازی عددی، از نتایج تجربی بدست آمده در آزمایشهای تونل باد انجام شده در دانشگاه امام حسین (ع) فشار کل، نسبت دبی جرمی و ضریب پسای ورودی دارد. همچنین همچنین نسبت پس فشار بحرانی افزایش یافته که باعث می شود محدودهٔ کار کردی ورودی گسترش یابد. اما اعوجاج جریان نیز به مقدار جزئی زیاد می شود. در عدد ماخ طراحی و در شرایط بحرانی، حدود ۸۹/۹ درصد افزایش بازیافت فشار کل، ۲۶/۶ درصد کاهش ضریب پسا، ۱۶/۱۶ درصد افزایش نسبت دبی جرمی، ۸۷ درصد افزایش نسبت پس فشار بحرانی و ۱۷/۱۳ درصد افزایش اعوجاج جریان ورودی مقدار مشاهده شده است.

تاریخچه داوری: دریافت: ۱۳۹۷/۰۳/۱۳ بازنگری: ۱۳۹۷/۰۹/۱۶ پذیرش: ۱۳۹۷/۰۹/۱۲ ارائه آنلاین: ۱۳۹۷/۰۹/۱۷

> **کلمات کلیدی:** ورودی فراصوتی چشمهٔ حرارتی بازیافت فشار کل نسبت دبی جرمی ضریب پسا

۱ – مقدمه

اولین جزء یک موتور هواتنفسی ورودی هوا بوده که وظیفهٔ اصلی آن دریافت هوای مورد نیاز موتور و رساندن آن به فن، کمپرسور و یا محفظهٔ احتراق با کمترین افت فشار کل است. کیفیت جریان هوایی که ورودی برای موتور ایجاد می کند، تأثیر مستقیمی در احتراق، عملکرد موتور و میزان نیروی جلوبرندگی دارد. در پرواز فراصوتی لازم است جریانی که سیستم ورودی را ترک می کند، دست کم برای طرحهای حاضر فروصوتی باشد.

ورودیهای فراصوتی در هر وسیله پرندهای که موتور هواتنفسی داشته و قسمتی از مسیرش در جریان فراصوتی باشد، از جمله در هواپیماهای جنگنده، موشکهای کروز رمجت و اسکرمجت، هواپیماهای مسافربری فراصوتی مانند کنکورد و هواپیماهای شناسایی مانند SR – ۷۱ کاربرد دارند.

ورودی فراصوتی از نظر محل قرارگیری امواج ضربهای در آن، به سه دستهٔ ورودی فراصوتی با تراکم داخلی، تراکم بیرونی و تراکم ترکیبی تقسیم می شود. از میان انواع ورودی های فراصوتی، ورودی فراصوتی با تراکم

* نویسنده عهدهدار مکاتبات: jsepahi@um.ac.ir

ترکیبی به خاطر مزایای خاص آن مانند پسای خارجی کم و دبی جرمی بیشینه کاربرد بیشتری دارد.

تا کنون روشهای مختلفی جهت بهبود عملکرد ورودی مانند مکش و دمش لایهمرزی [۱ و ۲]، استفاده از مولد گردابه^۱ [۳]، پلاسما [۴] و ورودیهای بدون دایورتر^۳[۵ و ۶] پیشنهاد شده است که هریک مزایا و معایب خاص خود را دارند.

یکی از روشهای پیشنهادی برای افزایش عملکرد ورودی فراصوتی، افزودن چشمهٔ حرارتی به آن است [۷]. به علت افزایش فشار در این ناحیه، جریان فراصوتی در برخورد با آن باعث ایجاد موج ضربهای می گردد. موج ضربهای ناشی از چشمه با موجهای ضربهای ناشی از هندسه ورودی برخورد کرده و مجدداً باعث تشکیل موجهای ضربهای دیگری می شوند (شکل ۱). با تغییر پارامترهای چشمه و کنترل این موجهای ضربهای می توان پارامترهای عملکردی ورودی را بهبود بخشید. هدف از انجام این پژوهش بررسی تأثیر موقعیت چشمه در عملکرد ورودی است. لازم به ذکر

¹ Vortex generator

² Diverterless



شکل ۱: شکل شماتیک ورودی و جریان واردشده به آن

Fig. 1. Schematic view of the intake and the incoming flow

است استفاده از چشمهٔ حرارتی روشی نسبتاً جدید برای افزایش عملکرد ورودی بوده و تا کنون عملیاتی نشده است ولی در مقیاس آزمایشگاهی با موفقیت اعمال شده است [Y]. برای عملیاتی کردن چشمهٔ حرارتی میتوان از روشهایی مانند تزریق جت هوای داغ یا تاباندن امواج لیزر به ناحیهای که قبلاً یونیزه شده است، بدون اینکه مانعی برای عبور جریان ایجاد کند، استفاده کرد [Y].

افزودن انرژی در بالادست جریان ورودی به منظور کاهش پسا در ورودیهای فراصوتی برای اولین بار بیش از نیم قرن پیش توسط اسواتیش ٔ [۸] مورد مطالعه قرارگرفته است. پس از آن، این موضوع چندان مورد توجه قرار نگرفت تا در سال ۲۰۰۳ ماکرت^۲ و همکاران [۹] بر روی ورودی ابرصوتی^۳ تحقیقاتی را انجام داده و طرحی را ارائه دادند که ناحیهٔ گرم شده باعث هدایت خطوط جریان به درون ورودی گردد. در سال ۲۰۰۴، کرمیر^۴ [۷] بر روی افزودن انرژی با هدف کاهش پسا در جریانهای فراصوتی و ابرصوتی مطالعاتی انجام داد. پس از آن سلطانی و همکاران [۱۰] تأثیر اعمال چشمهٔ حرارتی را بر روی عملکرد ورودی فراصوتی با تراکم خارجی بررسی كردند. نتايج آنها نشان داد استفاده از چشمه همواره موجب كاهش ضريب پسا می گردد. در سال ۲۰۱۴، لی^۵و همکاران [۱۱] تأثیر افزودن انرژی را به کمک لیزر بر دبی جرمی دریافت شده در ورودی ابرصوتی بررسی کردند. آنها نشان دادند که افزودن انرژی به هوای جلوی ورودی تأثیر مطلوبی در میزان هوای دریافتشده داشته و میتواند ۷٬۶۴ درصد نسبت دبی جرمی^۶ را افزایش دهد. محققان دیگری نیز در این حوزه مطالعاتی انجام داده و با افزودن انرژی به جریان فراصوتی سعی در بهبود عملکرد ورودی داشتهاند



شکل ۲: شبکهبندی و شرایط مرزی اعمال شده در حل عددی

Fig. 2. Mesh and boundary conditions applied to the intake

[۱۲ و ۱۳].

همان طور که بررسی مراجع ذکرشده نشان میدهد روش بهبود عملکرد ورودی فراصوتی با اعمال چشمه حرارتی نسبت به روشهایی مانند دمش و مکش لایه مرزی و مولد گردابه، روش جدیدتری است که در مرحله تحقیقات است و بسیاری از مشخصات آن هنوز ناشناخته است. یکی از مهمترین مشخصات این روش محل اعمال چشمه حرارتی است که در محدوده اطلاع نویسندگان، مطالعات قابل توجهی در مورد آن انجام نشده است. بنابراین هدف اصلی پژوهش حاضر بررسی اثر موقعیت چشمه حرارتی بر عملکرد ورودی است. همانطور که ذکر شد قبلاً اثر چشمهٔ حرارتی بر روی ورودی فراصوتی با تراکم بیرونی بررسی شده است [۱۰ و ۱۴]. در این پژوهش تأثیر آن روی عملکرد ورودی فراصوتی با تراکم ترکیبی مورد مطالعه قرار خواهد گرفت. ورودیهای با تراکم بیرونی و ترکیبی از لحاظ آرایش امواج ضربهای بیرونی کاملاً متفاوت هستند. در ورودی با تراکم بیرونی در دهانه ورودی یک یا چند موج ضربهای مایل به همراه یک موج ضربهای عمودی وجود دارد، در حالی که در ورودی با تراکم ترکیبی تنها یک یا چند موج ضربه ای مایل در دهانه ورودی وجود دارد. بنابراین اعمال چشمه و اثرات آن در این دو نوع ورودی کاملاً متفاوت است که در این یژوهش مورد بررسی قرار خواهد گرفت.

۲- روش عددی و اعتبارسنجی آن

ورودی استفاده در این پژوهش از نوع فراصوتی تقارن محوری با تراکم ترکیبی بوده که عدد ماخ طراحی آن برابر ۲ و نسبت طول به بیشینهٔ قطر آن برابر $L/d = \pi/4$ است. جریان ورودی از نوع پایا، لزج و تراکمپذیر است که برای شبیه سازی آن از یک حلگر دینامیک سیالات

l Oswatitsch

² Macheret

³ Hypersonic

⁴ Kremeyer 5 Li

Mass Flow Ratio (MFR)



Fig. 3. Static pressure distribution on the spike (left) and radial total pressure distribution at the exit surface of the intake (right) for three different grid sizes

محاسباتی^۱ توسعه یافته توسط نویسندگان استفاده شده است [۱۰ و ۱۸–۱۵]. شکل ۲ مش و شرایط مرزی اعمال شده در حل عددی را نشان میدهد. این مش از نوع باسازمان^۲ بوده که لبهٔ پوسته^۳ و دیوارههای داخلی آن ریز شده است. با بررسی توزیع فشار استاتیک روی سطح اسپایک و توزیع شعاعی فشار کل در انتهای ورودی به ازای سه شبکه با اندازههای مختلف، شکل ۳٬ استقلال حل عددی از مش بررسی شده است. همان طور که این شکل نشان میدهد به ازای شبکهای با تعداد تقریبی سلول بیش تر از ۲۰۰۰۰ حل مستقل از شبکه می شود. بنابراین با توجه به اعتبارسنجی انجام شده به کمک نتایج آزمایش های تونل باد در نهایت شبکهای با تعداد تقریبی سلول ۲۰۰۰۰ انتخاب شده است.

معادلات گسسته شده در این کد، معادلات ^{*}RANS هستند که در آنها از نیروهای حجمی صرفنظر شده است. این معادلات در حالت دوبعدی و بهفرم بقایی^ه بهصورت زیر هستند:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iint_{A} \vec{W} dA + \int_{S} \vec{F_{c}} ds + \alpha \iint_{A} \vec{V}_{c} dA =$$

$$\int_{S} \vec{F_{v}} ds + \alpha \iint_{A} \vec{V}_{v} dA + \beta \alpha \iint_{A} \vec{Q} dA \qquad (1)$$

2 Structured

- 3 Cowl Lip
- 4 Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS)

$$\vec{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho E \end{bmatrix}, \vec{F_c} = \begin{bmatrix} \rho V_n \\ \rho u V_n + n_x P \\ \rho v V_n + n_r P \\ \rho V V_n + n_r P \\ \rho H V_n \end{bmatrix}, \vec{V_c} = \frac{1}{r} \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho u v \\ \rho v^2 \\ \rho v^2 \\ \rho v H \end{bmatrix}, (Y)$$

$$\vec{V_v} = \frac{1}{r} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xr} \\ \tau_{rr} - \tau_{\theta\theta} \\ u \tau_{xr} + v \tau_{rr} + k \left(\frac{\partial T}{\partial r}\right) \end{bmatrix}, \vec{Q} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \dot{q} \end{bmatrix}$$

$$V_n = \vec{V} \cdot \vec{n} = n_x u + n_r v \quad \nabla_n = \vec{V} \cdot \vec{n} = n_x u + n_r v \quad (\tilde{v})$$

و H بهترتیب، انرژی داخلی کل و انتالپی کل هوا هستند. α در جریان E متارنمحوری برابر با ۱ و در جریان دوبعدی صفحهای برابر صفر است. A مساحت سلول دوبعدی، \square طول وجه سلول و N مولفهٔ سرعت، عمود بر

و

⁵ Conservative Form





رسیدن به یک معیار همگرایی مشخص استفاده شدهاند. بهمنظور افزایش سرعت همگرایی حل، گام زمانی در رابطه (۵)، Δt_{ij} بهروش گام زمانی محلی^۳ محاسبه شده است.

شارهای جابجایی[†] به روش رو^ه و با دقت مرتبه دو محاسبه شدهاند. همچنین یک روش حجم محدود برای محاسبهٔ شارهای لزج مطابق با روش گسستهسازی استفاده شده است.

ضریب لزجت آرام، همان لزجت مولکولی بوده که از معادلهٔ ساترلند^۶ و ضریب لزجت آشفته با استفاده از مدل آشفتگی ۵۵– گونه SST محاسبه شده است. این مدل بر اساس دو معادلهٔ انتقال، یکی برای انرژی جنبشی آشفتگی k و دیگری برای نرخ اتلاف مخصوص آن ۵۵ تعریف شده است. معادلات انتقال کلی k و ۵۵ در جریان تقارن محوری به صورت زیر هستند:

$$\frac{\frac{\partial(\rho r\phi)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho ru\phi)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho rv\phi)}{\partial r} = \frac{\partial}{\partial x} \left(r\Gamma_{\phi} \frac{\partial\phi}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial r} \left(r\Gamma_{\phi} \frac{\partial\phi}{\partial r} \right) + rS_{\phi}$$
(8)



شکل ۴: مقایسهٔ حل عددی توزیع فشار استاتیک روی سطح اسپایک با نتایج تجربی

Fig. 4. Comparison of static pressure distribution for numerical and experimental results

وجه سلول است. همچنین هوا گاز کامل درنظر گرفته شده است:

$$P = \rho R T \tag{(f)}$$

β در حضور چشمهٔ حرارتی دارای مقداری برابر با ۱ و در جریان بدون چشمهٔ حرارتی دارای مقدار صفر است.

با استفاده از گسسته سازی صریح^۱ به روش حجم محدود^۲، رابطه (۱) به صورت زیر در می آید:

$$\begin{split} W_{i,j}^{n+1} = & W_{i,j}^{n} - \frac{\Delta t_{i,j}}{A_{i,j}} \left[\sum_{k=1}^{4} (F_c)_k \Delta s_k \right]_{i,j} - \\ & \alpha \Delta t_{i,j} \left(V_c \right)_{i,j} + \frac{\Delta t_{i,j}}{A_{i,j}} \left[\sum_{k=1}^{4} (F_v)_k \Delta s_k \right]_{i,j} + \overset{(\Delta)}{\alpha \Delta t_{i,j}} \left(V_v \right)_{i,j} + \beta \Delta t_{i,j} Q_{i,j} \end{split}$$

رابطهٔ (۵) باید در هر سلول اعمال شود تا متغیرهای جریان در هر گام زمانی محاسبه شوند. همان طور که ذکر شد جریان سیال به صورت پایا در نظر گرفته شده اما جملات دارای مشتق زمانی، برای پیشروی در زمان و

³ Local time stepping method

⁴ Convective fluxes

⁵ Roe

⁶ Sutherland

¹ Explicit discretization

² Finite volume method

که در آن پارامتر φ میتواند با k و یا ۰ جایگزین شود. بنابراین معادلات بدست آمده برای آنها بهشکل زیر در میآیند:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u k)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v k)}{\partial r} + \frac{1}{r}(\rho v k) = \frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial r} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial r} \right) + \frac{1}{r} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial r} \right) + S_k$$
(Y)

$$\frac{\partial(\rho\omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u\omega)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v\omega)}{\partial r} + \frac{1}{r}(\rho v\omega) = \frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma_{\omega}\frac{\partial\omega}{\partial x}\right) + \frac{\partial}{\partial r} \left(\Gamma_{\omega}\frac{\partial\omega}{\partial r}\right) + \frac{1}{r} \left(\Gamma_{\omega}\frac{\partial\omega}{\partial r}\right) + S_{\omega}$$
(A)

و \mathbf{S}_{w} و در روابط (۲) و (۸) جملات تولید' هستند. \mathbf{S}_{w}

جهت اطمینان از صحت شبیه سازی انجام شده، لازم است نتایج حاصل از حل عددی با نتایج آزمایشگاهی اعتبار سنجی شوند. برای این منظور از تستهای انجام شده بر روی این ورودی در تونل باد فراصوتی دانشگاه امام حسین (ع) استفاده شده است [۱]. شکل ۴ توزیع فشار استاتیک را روی سطح اسپایک^۲، برای دو شبیه سازی عددی و تجربی در زاویه حملهٔ صفر درجه و عدد ماخ ۲ مقایسه میکند. همان طور که مشاهده می شود پیش بینی های حل عددی با نتایج حاصل از تستهای تونل باد مطابقت دارد. شکل ۵ نشان دهندهی توزیع شعاعی فشار کل در 4/7 = b/x است. مجدداً تطابق خوبی میان داده های تجربی و عددی مشاهده می شود. یکی از دلایل اختلاف بین نتایج تجربی و عددی وجود پایه های نگهدارنده بین جسم مرکزی و پوسته ورودی در مدل تجربی است که در مدل تقارن محوری عددی لحاظ نشده اند.

۳- پارامترهای عملکردی، شرایط کارکردی ورودی فراصوتی و منحنی عملکردی آن

در این پژوهش، جریان در عدد ماخ طراحی ۲ و زاویه حملهٔ صفر درجه شبیهسازی شده است. برای بررسی شرایط مختلف کارکردی ورودی، پسفشار بهتدریج افزایش یافته تا موج ضربهای عمودی در گلوگاه ورودی



Fig. 6. Nomenclature of sections related to the intake [19]

قرار گیرد. در هریک از پس فشارها پارامترهای عملکردی محاسبه شده تا پس از اعمال چشمه تغییرات آنها بررسی شود. این پارامترها عبارتند از: بازیافت فشار کل^۳، اعوجاج جریان^۴، ضریب پسا^ه و نسبت دبی جرمی که در ادامه معرفی میشوند. شکل ۶ نمایانگر مقاطع مهم مرتبط با ورودی بوده که از آنها در تعریف پارامترهای عملکردی استفاده می گردد.

بازیافت فشار کل بهصورت نسبت فشار کل در انتهای ورودی به فشار کل جریان آزاد تعریف می شود:

$$TPR = \frac{P_{t,f}}{P_{t,\infty}} \tag{9}$$

این پارامتر، مشخصهٔ مهمی در عملکرد ورودی بوده زیرا مستقیماً با نیروی پیشران وسیلهٔ پرنده در ارتباط است.

جدایش جریان باعث بهوجود آمدن نواحی بزرگی می شود که در آنها فشار کل افت پیدا می کند. میزان این افت فشار از جریان یکنواخت مطلوب را اعوجاج جریان می نامند که با استفاده از رابطهٔ زیر محاسبه می شود:

$$FD = \frac{P_{t,\max} - P_{t,\min}}{P_{t,avg}} \tag{(1)}$$

که در آن $P_{t,\max}$ بیشترین فشار کل، $P_{t,\min}$ کمترین فشار کل و $P_{t,\min}$ میانگین فشار کل در صفحهٔ انتهایی ورودی (موقعیت f) است. در یک نگاه سیستمی به موتور، پسای ورودی تنها شامل پسای خارجی است. بنابراین ضریب پسای ورودی فقط بر روی قسمت بالایی پوسته محاسبه می شود.

¹ Generation

² Spike

³ Total Pressure Recovery

⁴ Flow Distortion

⁵ Drag Coefficient



Fig. 7. Operating conditions of a supersonic intake [20]

چنانچه لولهٔ جریان آزاد بدون تغییر مساحت به ورودی برسد و هیچگونه سرریزی در جریان وجود نداشته باشد، این جریان را جریان کامل می گویند. نسبت دبی جرمی به صورت زیر تعریف می شود:

$$MFR = \frac{\dot{m}_{\infty}}{\dot{m}_{c}} \tag{11}$$

در این رابطه، \dot{m}_{∞} دبی جرمی لولهٔ جریان در بالادست و \dot{m}_{c} دبی جرمی جریان کامل است. نسبت دبی جرمی در ورودیهای فراصوتی حداکثر برابر ۱ است. به بیان دیگر دبی جرمی هوای وارد شده به ورودی فراصوتی همواره کمتر و یا مساوی دبی جرمی جریان کامل خواهد بود.

ورودی های فراصوتی دارای سه ناحیه ی کار کردی بوده که با تغییر فشار جریان پایین دست ورودی حاصل می شوند. چنانچه مقدار پس فشار کم باشد، ورودی در شرایط فرابحرانی[،] قرار می گیرد و موج ضربه ای عمودی در قسمت واگرای ورودی (پایین دست گلوگاه) قرار می گیرد (شکل ۲–الف). محل قرار گیری موج ضربه ای عمودی را پس فشار تعیین می کند (در واقعیت اعمال پس فشار، توسط محفظهٔ احتراق یا کمپرسور انجام می شود). با افزایش پس فشار موج ضربه ای به سمت بالادست حرکت کرده تا در گلوگاه ورودی قرار گیرد. در این حالت ورودی در شرایط بحرانی^۲ کار می کند (شکل ۲–ب). اعمال بیشتر پس فشار باعث بیرون افتادن موج ضربه ای عمودی از ورودی شده چراکه این موج ضربه ای در مجرای همگرا پایدار نمی ماند و لذا ورودی





Fig. 8. Performance curve of a supersonic intake [20]

را در حالت فروبحرانی^۳ قرار میدهد (شکل ۷-ج). افزایش بیشتر پسفشار موجب میشود تا موج ضربهای عمودی در جلوی ورودی شروع به نوسان کرده و پدیدهٔ باز^۴ اتفاق افتد. شرایط کارکردی ورودی در این پژوهش تنها شرایط فرابحرانی و بحرانی بوده و شرایط فروبحرانی به دلیل پایدار نبودن موج ضربهای و پایا نبودن جریان مورد بحث و بررسی قرار نمی گیرد.

منحنی عملکردی ورودی فراصوتی بهصورت تغییرات بازیافت فشار کل برحسب نسبت دبی جرمی آن نمایش داده میشود. همان طور که در شکل ۸ مشاهده میشود، در حالتهای فرابحرانی و بحرانی، دبی جرمی گذرنده از ورودی زیاد است. بنابراین مقدار هوای سرریز شده صفر و در نتیجه حالت SOL^ه حاصل میشود. در حالت فرابحرانی به خاطر کم بودن پسفشار، موج ضربهای عمودی پاییندست گلوگاه و در نزدیکی انتهای ورودی قرار میگیرد. از آنجا که بعد از گلوگاه در دیفیوزر فروصوتی² مساحت جریان مدام افزایش پیدا میکند، بنابراین موج ضربهای عمودی در یک مساحت زیاد تشکیل میشود. در نتیجه عدد ماخ قبل از این موج ضربهای با افزایش مساحت جریان به اندازهای بزرگ میشود که منجر به قوی شدن این موج ضربهای عمودی گردد. وجود این موج ضربهای عمودی قوی داخل مجرا و فربهای عمودی گردد. وجود این موج ضربهای عمودی قوی داخل مجرا و فربهای میشود.

همان طور که ذکر شد، با افزایش پسفشار موج ضربه ای عمودی به

¹ Supercritical

² Critical

³ Subcritical

⁴ Buzz

⁵ Shock On Lip (SOL)

⁶ Subsonic diffuser



شکل ۹: کانتور گرادیان چگالی و آرایش امواج ضربهای بدون حضور چشمهٔ حرارتی

Fig. 9. Contour of density gradient and shock waves configuration without heat source

سمت بالادست و گلوگاه حرکت میکند. این موج ضربهای در موقعیت جدید ضعیفتر است. زیرا در مساحت و در نتیجه عدد ماخ کمتری تشکیل میشود. بنابراین بازیافت فشار کل زیاد شده ولی چون هنوز آرایش موجهای ضربهای دهانهٔ ورودی و حالت SOL تغییری نکرده است، نسبت دبی جرمی همچنان بیشینه است. بهازای یک مقدار مشخص پسفشار، موج ضربهای عمودی در محل گلوگاه یا بسیار نزدیک به آن قرار میگیرد و حالت بحرانی حاصل میشود. بهخاطر قدرت کم موج ضربهای عمودی و برقراری SOL در این حالت، بازیافت فشار کل و نسبت دبی جرمی هردو مقداری بیشینه دارند. با اعمال پسفشار بیشتر، موج ضربهای عمودی از گلوگاه خارج شده و حالت فروبحرانی پدید میآید. در این حالت بهدلیل سرریز جریان از دهانهٔ ورودی و همچنین افزایش قدرت موج ضربهای عمودی، نسبت دبی جرمی و بازیافت فشار کل کم میشود.

۴- نتايج

با اطمینان از پیادهسازی صحیح مسئله، میتوان با اعمال چشمه اثر موقعیت آن را روی عملکرد ورودی بررسی نمود. برای این کار ابتدا حل عددی جریان بدون اعمال چشمه بررسی میشود و پارامترهای عملکردی بدست میآیند و سپس در حضور چشمه میدان جریان حل شده و مجدداً این پارامترها محاسبه و دو حالت با یکدیگر مقایسه میشوند.

جهت بی بعد کردن پس فشار پارامتری به نام نسبت پس فشار ٔ به صورت نسبت فشار استاتیک در خروجی به فشار استاتیک جریان آزاد تعریف می شود. پیش از اعمال چشمه برای ایجاد شرایط مختلف کارکردی، این پارامتر برابر



شکل ۱۰: پارامترهای عملکردی ورودی در پسفشارهای مختلف بدون حضور چشمهٔ حرارتی

Fig. 10. Intake performance parameters for different back pressures without heat source

۲، ۳، ۴، ۵، ۵/۵ و ۵/۷۵ قرار داده شده تا شرایط فرابحرانی و بحرانی حاصل گردند. پس از اعمال چشمه مجدداً نسبت پس فشار برابر مقادیر ۲، ۳، ۴، ۵، ۵/۵، ۵/۷۵، ۶ و ۶/۲۵ قرار گرفته تا موج ضربهای عمودی از انتها تا گلوگاه ورودی حرکت کند. بنابراین نسبت پس فشار ۵/۷۵ و ۶/۲۵ مقادیر بحرانی نسبت پس فشار در دو حالت قبل و بعد از اعمال چشمهٔ حرارتی بوده که در آن موج ضربهای عمودی در گلوگاه ورودی قرار می گیرد.

۴- ۱- بررسی جریان بدون حضور چشمهٔ حرارتی

پیش از اعمال چشمهٔ حرارتی لازم است جریان به صورت عددی حل شده و پارامترهای عملکردی ورودی محاسبه شوند. در شکل ۹ مشاهده می شود که جریان فراصوتی در برخورد با نوک مخروطی اسپایک، تشکیل یک موج ضربهای مخروطی می دهد که در حالت طراحی این موج ضربهای به لبهٔ ورودی برخورد کرده و حالت SOL پدید می آید. جریان هوا در پایین دست این موج ضربهای همچنان فراصوتی بوده بنابراین برخورد این جریان با لبهٔ ورودی باعث ایجاد موج ضربهای مایل می گردد. این موج ضربهای به سطح اسپایک برخورد کرده و انعکاس می یابد. در نتیجه قطار امواج ضربهای در سمت خارج چرخیده و باعث ایجاد فن انبساطی می شود، اما از آنجا که این فن عملکرد را کاهش می دهد، لذا طراحی ورودی به گونهای انجام می شود

¹ Back Pressure Ratio (BPR)



شکل ۱۲: کانتور گرادیان چگالی و خطوط جریان در حضور چشمهای نزدیک به محور x

Fig. 12. Contour of density gradient and streamlines with the heat source close to x axis

توسط اسپایک برخورد کرده و باعث تشکیل دو موج ضربهای مایل دیگر میشود که یکی چپرو و دیگری راسترو است. در برخی مواقع برخورد موج ضربهای راسترو با اسپایک باعث ایجاد انعکاس ماخ^۱ شده که در ادامه به آن اشاره خواهد شد. چنانچه فاصلهٔ عمودی محل قرارگیری چشمه تا نوک اسپایک کم باشد (موقعیت ۱ در شکل ۱۱)، موج ضربهای چپرو حاصل با فاصلهٔ زیادی از لبهٔ ورودی عبور میکند و مقدار سرریز هوا زیاد میشود (شکل ۱۲). در این حالت بهدلیل فاصلهٔ زیاد این موج ضربهای با لبهٔ ورودی، موج ضربهای بر فن انبساطی تشکیل شده بر روی لبه، تأثیر چندانی نداشته و فشار بر روی لبهٔ بالایی ورودی کم است.

اگر چشمه در فاصلهٔ عمودی بیشتری قرار بگیرد (موقعیت ۲ در شکل (۱۱)، موج ضربهای با فاصلهٔ کمتری از لبهٔ ورودی عبور کرده، بنابراین مستقیماً بر فن اثرگذار بوده و باعث افزایش فشار و پسای فشاری در این ناحیه می گردد (شکل ۱۳). لذا موقعیت چشمه در جهت y نباید خیلی زیاد یا خیلی کم باشد. در این پژوهش فاصلهٔ عمودی چشمه از نوک اسپایک برابر /۸-با/2 در نظر گرفته شده است.

جهت یافتن موقعیت محوری مناسب چشمه (x/d)، چشمه در جهت y ثابت نگه داشته شده و در جهت x جابجا شده است. همان طور که در شکل ۱۴ مشاهده می شود، چنانچه چشمه در فاصلهٔ زیادی نسبت به دهانهٔ ورودی قرار بگیرد (موقعیت ۳ در شکل ۱۱)، مقدار سرریز جریان زیاد شده و نسبت دبی جرمی ورودی کاهش می یابد. اما اگر این فاصله کم باشد (موقعیت ۴ در



شکل ۱۱: موقعیتهای قرارگیری چشمه در دو جهت x و Y

Fig. 11. Positions of the heat source in x and y-directions

که موج ضربه ای مایل ناشی از لبهٔ پوسته، به این ناحیه برخورد کرده و تا حدودی اثر فن انبساطی را تضعیف کند. پس از آن جریان وارد دیفیوزر فروصوتی شده و در نهایت با تشکیل یک موج ضربه ای عمودی فروصوتی می شود. در قسمت بالایی لبهٔ پوسته نیز جریان به سمت خارج چرخیده و یک فن انبساطی در این قسمت تشکیل می شود. بنابراین فشار در این ناحیه کاهش می یابد.

شکل ۱۰ تغییرات پارامترهای عملکردی را بدون حضور چشمه نشان میدهد. همان طور که ذکر شد در حالتهای فرابحرانی و بحرانی مقدار سرریز جریان و آرایش امواج ضربهای جلوی ورودی ثابت بوده و بنابراین نسبت دبی جرمی و ضریب پسا بدون تغییر باقی میمانند. با افزایش نسبت پسفشار، موج ضربهای عمودی به سمت بالادست حرکت کرده و با کاهش قدرت آن، جدایش جریان پشت آن و درنتیجه اتلاف فشار کل کم میشود. بنابراین بازیافت فشار کل افزایش و اعوجاج جریان کاهش مییابند [۲۰].

۴- ۲- بررسی جریان در حضور چشمهٔ حرارتی

شکل ۱۱ نشاندهندهی موقعیتهای منتخب قرارگیری چشمه در دو جهت x و y است که در ادامه به تفصیل توضیح داده خواهند شد. چشمهٔ افزوده شده به جریان، دارای سطح مقطع دایروی بوده که نسبت شعاع آن به قطر انتهای ورودی برابر r/d = 0.047 و شار حرارتی آن شعاع آن به قطر انتخاب شده است.

برای بررسی اثر چشمه بر عملکرد ورودی، ابتدا با تغییر موقعیت محوری و عمودی چشمه محل مناسب آن پیدا می شود. سپس با بررسی اثر چشمه در موقعیت منتخب و محاسبه کمیتهای عملکردی در این حالت، با مقایسه نتایج با نتایج بدون چشمه اثر چشمه بر عملکرد ورودی بررسی می شود.

همان طور که ذکر شد به دلیل افزایش فشار در محل چشمهٔ حرارتی، موج ضربهای مایلی ایجاد شده که این موج ضربهای با موج ضربهای ایجاد شده

¹ Mach reflection



شکل ۱۴: کانتور گرادیان چگالی و خطوط جریان در حضور چشمهای دور از محور y

Fig. 14. Contour of density gradient and streamlines with the heat source far from y axis



شکل ۲۳: کانتور گرادیان چگالی و خطوط جریان در حضور چشمهای دور از محور X

Fig. 13. Contour of density gradient and streamlines with the heat source far from x axis



شکل ۱۶: کانتور گرادیان چگالی و آرایش امواج ضربه ای در حضور چشمهٔ حرارتی

Fig. 16. Contour of density gradient and shock waves configuration with heat source

بوده و پارامترهای عملکردی نیز در همان راستا تقویت و یا تضعیف میشوند. پس از بدست آوردن موقعیتی مناسب برای چشمه (دایرهٔ توپر در شکل ۱۱)، حل عددی جریان در حضور چشمهٔ حرارتی انجام میشود. چنانچه در شکل ۱۶ مشاهده میشود، موج ضربهای چپرو حاصل از برخورد دو موج ضربهای مایل تقریباً به لبهٔ ورودی برخورد کرده و دبی جرمی نسبتاً زیادی وارد ورودی میشود. هنگامی که جریان هوا به دهانهٔ ورودی میرسد، بهدلیل گذر از چندین موج ضربهای مایل فروصوتی شده و درنتیجه موجهای ضربهای انعکاسی درون گلوگاه تشکیل نمیشوند. این جریان بعد از گلوگاه شتاب گرفته و در دیفیوزر مجدداً فراصوتی میشود. بانابراین جریان فراصوتی وارد دیفیوزر فروصوتی شده و با افزایش سطح مقطع بر سرعتش افزوده و



شکل ۱۵: کانتور گرادیان چگالی و خطوط جریان در حضور چشمهای نزدیک به محور y

Fig. 15. Contour of density gradient and streamlines with the heat source close to y axis

شکل ۱۱)، مقدار جریان وارد شده افزایش یافته ولی بنا به دلایل ذکر شده، فشار روی سطح بالایی پوسته و به تبع آن پسای فشاری افزایش مییابد (شکل ۱۵). بنابراین چشمه در موقعیت d = -0.2 در نظر گرفته شده است.

لازم به ذکر است که موقعیتهای مشخص شده در شکل ۱۱ تنها بهعنوان نمونه آورده شده و شبیهسازیهای بسیار بیشتری برای برای بررسی اثر موقعیت چشمه انجام شده است. بهطور مثال اگر چشمه در فاصلهای کمتر از موقعیت ۴ نسبت به ورودی قرار بگیرد، تحلیل میدان حل مشابه مورد فوق



Fig. 17. Comparison of total pressure recovery (left) and mass flow ratio (right) before and after adding the heat source



شکل ۱۸: مقایسهٔ ضریب پسا (سمت چپ) و اعوجاج جریان (سمت راست) در دو حالت قبل و بعد از اعمال چشمهٔ حرارتی



عدد ماخ آن بیشتر میشود تا در نهایت با تشکیل یک موج ضربهای عمودی، جریان فروصوتی شده و ورودی را ترک کند.

پس از اعمال چشمهٔ حرارتی، تعداد موجهای ضربهای در جلوی ورودی افزایش یافته و قدرت امواج ضربهای داخلی که بهدلیل تداخلشان با لایهمرزی دیوارههای بالایی و پایینی بیشترین سهم را در افت فشار کل دارند، کاهش مییابد. در نتیجه افت فشار کل نهایی کمتر میشود. همچنین نواحی جدایش بر روی سطح اسپایک کمتر شده و تنها ناحیهای کوچک در پاییندست انعکاس ماخ وجود دارد که جریان از سطح جدا شده و باعث افت فشار کل

می گردد. بنابراین بازیافت فشار کل در حضور چشمه افزایش می یابد (شکل ۱۷، سمت چپ). موج ضربهای ناشی از چشمه راسترو بوده و جریان را به سمت ورودی هدایت می کند. از طرفی موج ضربهای چپرو ناشی از تداخل دو موج ضربهای مایل، به لبهٔ ورودی برخورد کرده و چندان باعث سرریز جریان نمی شود. در نتیجه نسبت دبی جرمی افزایش یافته و با وجود اینکه ورودی فراصوتی بوده اما این نسبت در حضور چشمه دارای مقداری بزرگتر از یک است (شکل ۱۷، سمت راست).

با کاهش سرریز هوا بر روی قسمت بالایی پوسته، پسای سرریز و در



و x/d = -i/1 کانتور گرادیان چگالی در حضور چشمه ای در موقعیت x/d = -i/1 و $y/d = -i/\lambda$

Fig. 19. Contour of density gradient in the presence of the heat source at x/d=-0.2 and y/d=0.8

نتیجه پسای کلی ورودی نیز کمتر میشود (شکل ۱۸، سمت چپ). همچنین به علت افزایش تعداد موجهای ضربهای در جلوی ورودی، فشار جریان در دهانهٔ ورودی بیشتر شده و بنابراین پسفشار بیشتری لازم است تا موج ضربهای عمودی در گلوگاه قرار گیرد. لذا نسبت پسفشار بحرانی نیز افزایش مییابد که مطلوب بوده زیرا دامنهٔ کاری ورودی را بزرگتر میکند. با اعمال چشمه یحرارتی، قطار موج ضربهای سریعتر شکل گرفته و درنتیجه در پسفشارهای کم، اعوجاج جریان کاهش مییابد. اما با تشکیل کامل قطار موج ضربهای همان طور که ذکر شد، پسفشار بیشتری لازم است تا موج ضربهای داخلی به سمت بالادست حرکت کند. لذا در پسفشارهای بزرگ، قطار موج ضربهای پس از اعمال چشمه در پاییندست گلوگاه و در فاصلهای بیشتر از آن قرار میگیرد. بنابراین اعوجاج جریان در پسفشارهای بالا افزایش مییابد (شکل ۱۸، سمت راست).

همان طور که ذکر شد بر اثر اعمال چشمه موج ضربه ای مایلی ایجاد شده که با موج ضربه ای ناشی از اسپایک تداخل می کند. حاصل این برخورد ایجاد یک موج ضربه ای چپرو و یک انعکاس ماخ در نزدیکی اسپایک است (شکل ۱۹). موج ضربه ای چپرو حاصل، جریان را به سمت بالا هدایت می کند. بنابراین در حضور چشمهٔ حرارتی هرچه این موج ضربه ای به لبهٔ ورودی نزدیک تر باشد مقدار سرریز جریان کمتر شده و جریان بیشتری وارد ورودی می شود. در نتیجه پسای آن کاهش می یابد. از طرفی این موج ضربه ای بر فن انبساطی ایجاد شده روی لبهٔ بالایی ورودی اثر گذاشته و باعث افزایش فشار

در این ناحیه می گردد که تأثیر این عامل بیشتر از تأثیر مقدار سرریز جریان بر پسای ورودی است. لذا هرچه موج ضربهای چپرو از لبهٔ ورودی فاصله داشته باشد، پسای فشاری و در نتیجه پسای کل ورودی افزایش می یابد.

نتایج نشان میدهند که افزودن چشمهٔ حرارتی به جریان بالادست ورودی، باعث بهبود پارامترهای عملکردی شده بهطوری که در عدد ماخ طراحی و شرایط بحرانی، بازیافت فشار کل را حدود ۹/۶۸ درصد، نسبت دبی جرمی را ۱۶/۱۶ درصد، نسبت پسفشار بحرانی را ۸/۷ درصد افزایش و ضریب پسا را ۲۶/۶۶ درصد کاهش میدهد. اما اعوجاج جریان خروجی نیز ۱۷/۱۳ درصد افزایش یافته که اگر ورودی استفاده شده برای یک موتور رمجت باشد، این افزایش اعوجاج تأثیر مخربی بر عملکرد موتور نخواهد داشت.

۵- نتیجه گیری

در این تحقیق با استفاده از حل عددی، یک ورودی فراصوتی تقارن محوری با تراکم ترکیبی شبیه سازی شده است. برای اطمینان از صحت مدلسازی، حل عددی با دادههای تجربی تونل باد برای همان ورودی مقایسه و همخوانی آنها بررسی شد. سپس با اعمال یک چشمهی حرارتی و تغییر موقعیت آن، پارامترهای عملکردی ورودی در عدد ماخ طراحي ۲ محاسبه گردید. نتایج نشان میدهند که اعمال چشمه موجب بهبود پارامترهای عملکردی میشوند. اما چنانچه هدف از افزودن چشمه، بهبود چشمگیر یک پارامتر عملکردی خاص باشد، لازم است چشمه در موقعیتی قرار گیرد که بهطور مستقیم بر همان پارامتر تأثیر گذارد. مثلاً برای کاهش ضریب پسا در این نوع ورودی لازم است چشمه در موقعیتی قرار گیرد که موج ضربهای حاصل از برخورد دو موج ضربهای ناشی از اسپایک و چشمه، با فاصله از لبهٔ ورودی عبور کرده و تأثیر چندانی بر فن انبساطی موجود در این ناحیه نگذارد. چنانچه هدف از اعمال چشمه افزایش دبی جرمی ورودی و بازیافت فشار کل باشد بهتر است چشمه در مکانی قرار بگیرد که موج ضربهای حاصل از برخورد دو موج ضربهای ناشی از اسپایک و چشمه دقیقا به لبهی ورودی و یا حتی به داخل آن برخورد کند. این پژوهش صرفاً جهت بررسی تأثیر چشمهٔ حرارتی بر هر چهار پارامتر بازیافت فشار کل، اعوجاج جریان، نسبت دبی جرمی و ضریب پسای ورودی انجام شده، بنابراین چشمه در مکانی قرار گرفته است که تا حد ممکن پارامترها بهبود یافته و لذا موقعیت پیشنهادی، موقعیت بهینه نیست. a Parametric Bump, Journal of Aircraft, 46(1) (2009) 198-202.

- [6] J. Masud, Flow Field and Performance Analysis of an Integrated Diverterless Supersonic Inlet, The Aeronautical Journal, 115(1170) (2011) 471-480.
- [7] K. Kremeyer, Lines of Pulsed Energy for Supersonic/ Hypersonic Drag Reduction: Generation and Implementation, in: 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 2004.
- [8] K. Oswatitsch, Propulsion with Heating at Supersonic Speed, Deutsche Versuchsanstalt fur Luft und Raumfahrt, Rept. 90, (1959) Berlin.
- [9] S. Macheret, M. Shneider, R. Miles, Scramjet Inlet Control By Off-Body Energy Addition: A Virtual Cowl, AIAA Journal, 42(11) (2004) 2294-2302.
- [10] M. Soltani, M. Farahani, J.S. Younsi, Performance Study of a Supersonic Inlet in the Presence of a Heat Source, Scientia Iranica, 18(3) (2011) 375-382.
- [11] Q. Li, Y. Hong, W. Zhao, D. Wang, Numerical Simulation on Air Mass Capture Control of Hypersonic Inlet by Laser Energy, Applied Mechanics and Materials, 644 (2014) 1470-1473.
- [12] J.T. Chang, W. Bao, D. Yu, Y. Fan, Y. Shen, W. Zhou, Hypersonic Inlet Control with Pulse Periodic Energy Addition Aerospace Engineering 223(2) (2008) 85-94.
- [13] M. Shneider, S. Macheret, S. Zaidi, I. Girgis, R. Miles, Virtual Shapes in Supersonic Flow Control with Energy Addition, Journal of Propulsion and Power, 24(5) (2008) 900-915.
- [14] M. Soltani, M. Farahani, J.S. Younsi, Performance Improvement of a Supersonic External Compression Inlet by Heat Source Addition, World Academy of Sciences, Engineering and Technology Journal, 40 (2008) 267-274.

8- فهرست علائم

	علائم انگلیسی
ضريب پسا	C_D
قطر انتهای ورودی، mm	d
اعوجاج جريان	FD
طول ورودی، mm	L
دبی جرمی، kg/s	ṁ
نسبت دبی جرمی	MFR
فشار، Pa	P
شعاع چشمهٔ حرارتی، mm	r
موج ضربهای در لبه	SOL
دما، K	Т
بازیافت فشار کل	TPR
	علائم يونانى
چگالی، kg/m ³	ρ
	زيرنويس
مقدار متوسط	Avg
ابتداى ورودى	c
انتهاى ورودى	f
مقدار بيشينه	max
مقدار كمينه	min
کمیت کل	t
دوردست	00

منابع

- M. Soltani, J.S. Younsi, M. Farahani, Effects of Boundary-Layer Bleed Parameters on Supersonic Intake Performance, Propulsion and Power, 31(3) (2015) 826-836.
- [2] R.H. Tindell, Blown boundary layer control system for a jet aircraft, United States, Grumman Aerospace Corporation, (1995) 5447283.
- [3] B.A. Reichert, B.J. Wendt, Improving Curved Subsonic Diffuser Performance with Vortex Generator, AIAA Journal, 34(1) (1996) 65-72.
- [4] F. Falempin, A.A. Firsov, D.A. Yarantsev, M.A. Goldfeld,
 K. Timofeev, S.B. Leonov, Plasma Control of Shock Wave Configuration in Off-Design Mode of M=2 Inlet, Experiments in Fluids, 56(3) (2015) 1-10.
- [5] S.D. Kim, Aerodynamic Design of a Supersonic Inlet with

- [18] M. Soltani, A. Daliri, J.S. Younsi, Effects of Shock Wave/ Boundary-Layer Interaction on Performance and Stability of a Mixed-Compression Inlet, Scientia Iranica B, 23(4) (2016) 1811-1825.
- [19] J. Seddon, E. Goldsmith, Intake Aerodynamics, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999.
- [20] M. Soltani, J.S. Younsi, A. Daliri, Performance Investigation of a Supersonic Air Intake in the Presence of the Boundary Layer Suction, Proc. IMechE Part G- J. Aerospace Engineering, 229(8) (2014) 1495-1509.
- [15] M. Soltani, J.S. Younsi, M. Farahani, Investigation of a New Flux Scheme for the Numerical Simulation of the Supersonic Intake Flow, Proc. IMechE Part G- J. Aerospace Engineering, 226(11) (2012) 1445-1454.
- [16] M. Soltani, J.S. Younsi, M. Farahani, Numerical Simulation and Parametric Study of a Supersonic Intake, Proc. IMechE Part G- J. Aerospace Engineering, 227(3) (2013) 467-479.
- [17] M. Soltani, J.S. Younsi, V. Farajpour Khanaposhtani, Numerical Investigation of the Unstart Suppression in a Supersonic Air Intake, Iranian Journal of Science and Technology, 39(M2) (2015) 413-426.

بی موجعه محمد ا