



بررسی عددی تأثیرات موقعیت چشمه حرارتی بر روی عملکرد یک ورودی هوای فراصوتی از نوع تراکم ترکیبی

صفا اسماعیلی، جواد سپاهی یونسی*

دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران

تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۳۹۷/۰۳/۱۳
بازنگری: ۱۳۹۷/۰۸/۰۶
پذیرش: ۱۳۹۷/۰۹/۱۲
ارائه آنلاین: ۱۳۹۷/۰۹/۱۷

کلمات کلیدی:

ورودی فراصوتی
چشمه حرارتی
باز یافت فشار کل
نسبت دبی جرمی
ضریب پسا

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 حمله صفر درجه بررسی شده و سپس با اعمال یک چشمه حرارتی و تغییر موقعیت آن، تأثیر چشمه بر عملکرد ورودی مورد مطالعه قرار گرفته است. شبیه‌سازی عددی جریان توسط یک کد دینامیک سیالات محاسباتی انجام شده که در آن معادلات با استفاده از روش صریح، گسسته شده‌اند. برای اعتبارسنجی شبیه‌سازی عددی، از نتایج تجربی بدست آمده در آزمایش‌های تونل باد انجام شده در دانشگاه امام حسین (ع) استفاده شده است. نتایج نشان می‌دهند که چنانچه چشمه حرارتی در موقعیت مناسب قرار گیرد، تأثیر مطلوبی بر سه پارامتر باز یافت فشار کل، نسبت دبی جرمی و ضریب پسای ورودی دارد. همچنین همچنین نسبت پس فشار بحرانی افزایش یافته که باعث می‌شود محدوده کارکردی ورودی گسترش یابد. اما عوایج جریان نیز به مقدار جزئی زیاد می‌شود. در عدد ماخ طراحی و در شرایط بحرانی، حدود ۹/۶۸ درصد افزایش باز یافت فشار کل، ۲۶/۶ درصد کاهش ضریب پسا، ۱۶/۱۶ درصد افزایش نسبت دبی جرمی، ۸/۷ درصد افزایش نسبت پس فشار بحرانی و ۱۷/۱۳ درصد افزایش عوایج جریان ورودی مشاهده شده است.

۱- مقدمه

اولین جزء یک موتور هواتنفسی ورودی هوا بوده که وظیفه اصلی آن دریافت هوای مورد نیاز موتور و رساندن آن به فن، کمپرسور و یا محفظه احتراق با کمترین افت فشار کل است. کیفیت جریان هوایی که ورودی برای موتور ایجاد می‌کند، تأثیر مستقیمی در احتراق، عملکرد موتور و میزان نیروی جلوبرندگی دارد. در پرواز فراصوتی لازم است جریانی که سیستم ورودی را ترک می‌کند، 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 اسکرمت، 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 دسته ورودی فراصوتی با تراکم داخلی، تراکم بیرونی و تراکم ترکیبی تقسیم می‌شود. از میان انواع ورودی‌های فراصوتی، ورودی فراصوتی با تراکم

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

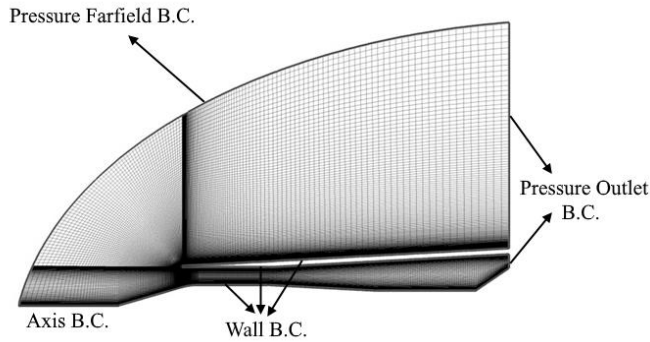
تا کنون روش‌های مختلفی جهت بهبود عملکرد ورودی مانند مکش و دمش لایه‌مرزی [۱ و ۲]، استفاده از مولد گردابه [۳]، پلاسما [۴] و ورودی‌های بدون دایورت [۵ و ۶] پیشنهاد شده است که هر یک مزایا و معایب خاص خود را دارند.

یکی از روش‌های پیشنهادی برای افزایش عملکرد ورودی فراصوتی، افزودن چشمه حرارتی به آن است [۷]. به علت افزایش فشار در این ناحیه، جریان فراصوتی در برخورد با آن باعث ایجاد موج ضربه‌ای می‌گردد. موج ضربه‌ای ناشی از چشمه با موج‌های ضربه‌ای ناشی از هندسه‌ی ورودی برخورد کرده و مجدداً باعث تشکیل موج‌های ضربه‌ای دیگری می‌شوند (شکل ۱). با تغییر پارامترهای چشمه و کنترل این موج‌های ضربه‌ای می‌توان 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

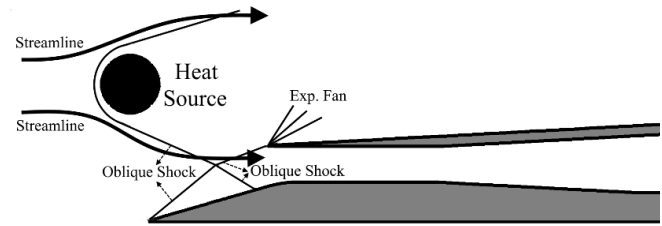
* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: jsepahi@um.ac.ir





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

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



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 [۷]. 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 [۷].

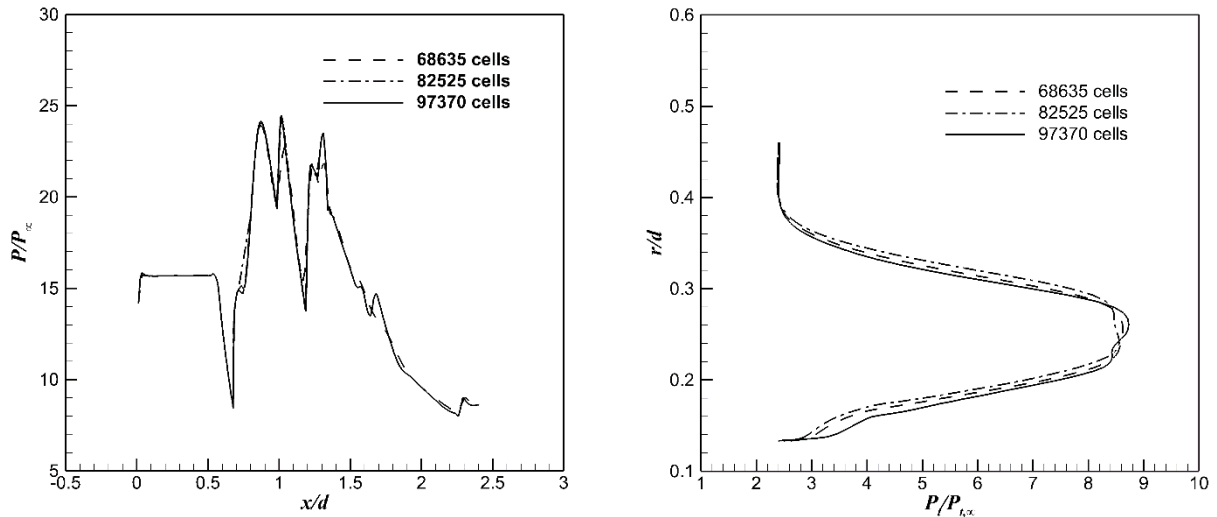
افزودن انرژی در بالادست جریان ورودی به منظور کاهش پسا در ورودی‌های فراصوتی برای اولین بار بیش از نیم قرن پیش توسط اسواتیش^۱ [۸] مورد مطالعه قرار گرفته است. پس از آن، این موضوع چندان مورد توجه قرار نگرفت تا در سال ۲۰۰۳ ماکرت^۲ و همکاران [۹] بر روی ورودی ابرصوتی^۳ تحقیقاتی را انجام داده و طرحی را ارائه 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 کردند. نتایج آنها نشان داد استفاده از چشمه همواره موجب کاهش ضریب پسا می‌گردد. در سال ۲۰۱۴، لی^۵ و 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 ۷۰۶۴ 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

- 1 Oswatitsch
- 2 Macheret
- 3 Hypersonic
- 4 Kremeyer
- 5 Li
- 6 Mass Flow Ratio (MFR)

همان‌طور که بررسی مراجع ذکر شده 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 ضربه‌ای مایل در دهانه ورودی وجود دارد. بنابراین اعمال چشمه و اثرات آن در این دو نوع ورودی کاملاً متفاوت است که در این پژوهش مورد بررسی قرار خواهد گرفت.

۲- روش عددی و اعتبارسنجی آن

ورودی استفاده‌شده در این پژوهش از نوع فراصوتی تقارن‌محوری با تراکم ترکیبی بوده که عدد ماخ طراحی آن برابر ۲ و نسبت طول به بیشینه قطر آن برابر $L/d = 3/4$ است. جریان ورودی از نوع پایا، لزج و تراکم‌پذیر است که برای شبیه‌سازی آن از یک حلگر دینامیک سیالات



شکل ۳: توزیع فشار استاتیکی روی سطح اسپایک (سمت چپ) و توزیع شعاعی فشار کل در انتهای ورودی (سمت راست) به ازای سه شبکه با اندازه‌های مختلف

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

که در آن:

$$\vec{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho E \end{bmatrix}, \vec{F}_c = \begin{bmatrix} \rho V_n \\ \rho u V_n + n_x P \\ \rho v V_n + n_r P \\ \rho H V_n \end{bmatrix},$$

$$\vec{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ n_x \tau_{xx} + n_r \tau_{xr} \\ n_x \tau_{xr} + n_r \tau_{rr} \\ n_x \Theta_x + n_r \Theta_r \end{bmatrix}, \vec{V}_c = \frac{1}{r} \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho v^2 \\ \rho v H \end{bmatrix}, \quad (2)$$

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

$$V_n = \vec{V} \cdot \vec{n} = n_x u + n_r v \quad V_n = \vec{V} \cdot \vec{n} = n_x u + n_r v \quad (3)$$

E و H به ترتیب، انرژی داخلی کل و انتالپی کل هوا هستند. α در جریان تقارن محوری برابر با ۱ و در جریان دوبعدی صفحه‌ای برابر صفر است. A مساحت سلول دوبعدی، $s \square$ طول وجه سلول و nV مولفه سرعت، عمود بر

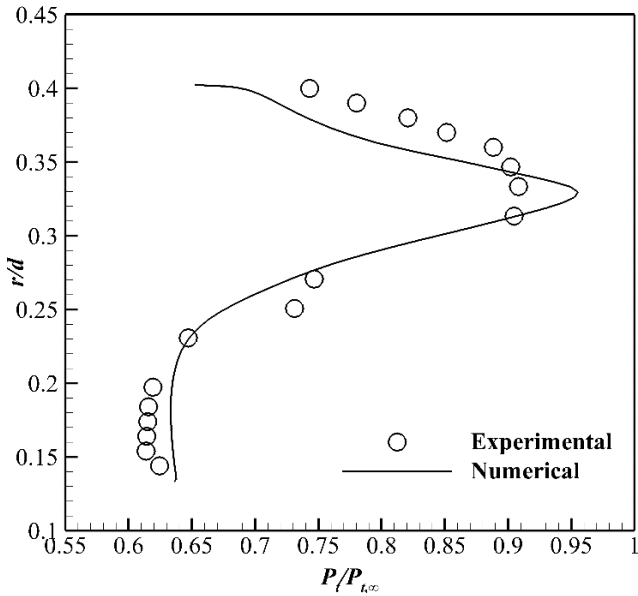
محاسباتی^۱ توسعه یافته توسط نویسندگان استفاده شده است [۱۰ و ۱۸-۱۵]. شکل ۲ مش و شرایط مرزی اعمال شده در حل عددی را نشان می‌دهد. این مش از نوع باسازمان^۲ بوده که لبه پوسته^۳ و دیواره‌های داخلی آن ریز شده است. با بررسی توزیع فشار استاتیکی روی سطح اسپایک و توزیع شعاعی فشار کل در انتهای ورودی به ازای سه شبکه با اندازه‌های مختلف، شکل ۳، استقلال حل عددی از مش بررسی شده است. همان‌طور که این شکل نشان می‌دهد به ازای شبکه‌ای با تعداد تقریبی سلول بیش‌تر از ۷۰۰۰۰ حل مستقل از شبکه می‌شود. بنابراین با توجه به اعتبارسنجی انجام شده به کمک نتایج آزمایش‌های تونل باد در نهایت شبکه‌ای با تعداد تقریبی سلول ۹۷۰۰۰ انتخاب شده است.

معادلات گسسته شده در این کد، معادلات RANS^۴ هستند که در آن‌ها از نیروهای حجمی صرف‌نظر شده است. این معادلات در حالت دوبعدی و به‌فرم بقایی^۵ به‌صورت زیر هستند:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iint_A \vec{W} dA + \int_S \vec{F}_c ds + \alpha \iint_A \vec{V}_c dA = \quad (1)$$

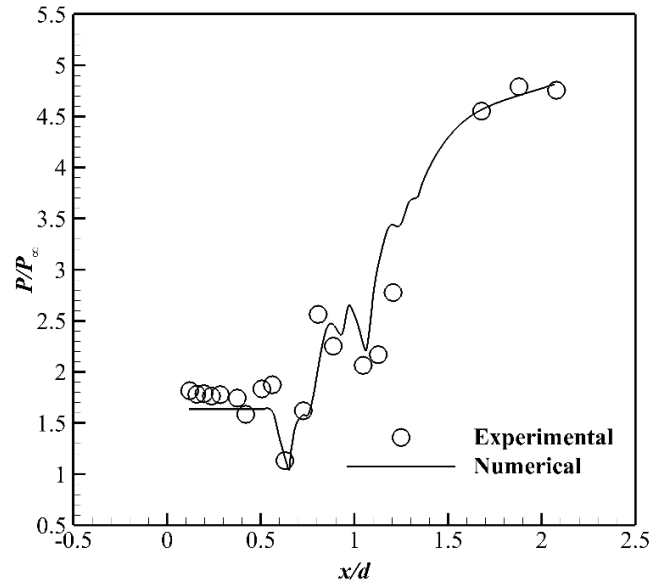
$$\int_S \vec{F}_v ds + \alpha \iint_A \vec{V}_v dA + \beta \alpha \iint_A \vec{Q} dA$$

- 1 Computational fluid dynamics
- 2 Structured
- 3 Cowl Lip
- 4 Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS)
- 5 Conservative Form



شکل ۵: مقایسه حل عددی توزیع شعاعی فشار کل در $x/d = 2.4$ با نتایج تجربی

Fig. 5. Comparison of radial total pressure distribution at $x/d=2.4$ for numerical and experimental results



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

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

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

شارهای جابجایی^۴ به روش^۵ و با دقت مرتبه دو محاسبه شده‌اند. همچنین یک روش حجم محدود برای محاسبه شارهای لزج مطابق با روش گسسته‌سازی استفاده شده است.

ضریب لزج آرام، همان لزج مولکولی بوده که از معادله ساترلند^۶ و ضریب لزج آشفته با استفاده از مدل آشفتگی $k-\omega$ گونه‌ی SST محاسبه شده است. این مدل بر اساس دو معادله انتقال، یکی برای انرژی جنبشی آشفتگی k و دیگری برای نرخ اتلاف مخصوص آن ω تعریف شده است. معادلات انتقال کلی k و ω در جریان تقارن محوری به صورت زیر هستند:

$$\frac{\partial(\rho r \phi)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho r u \phi)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho r v \phi)}{\partial r} = \frac{\partial}{\partial x} \left(r \Gamma_{\phi} \frac{\partial \phi}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial r} \left(r \Gamma_{\phi} \frac{\partial \phi}{\partial r} \right) + r S_{\phi} \quad (6)$$

3 Local time stepping method
4 Convective fluxes
5 Roe
6 Sutherland

وجه سلول است. همچنین هوا گاز کامل در نظر گرفته شده است:

$$P = \rho RT \quad (4)$$

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

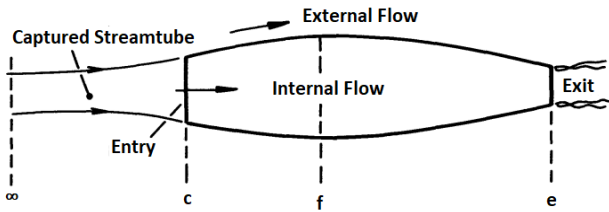
با استفاده از گسسته‌سازی صریح^۱ به روش حجم محدود^۲، رابطه (۱)

به صورت زیر در می‌آید:

$$W_{i,j}^{n+1} = W_{i,j}^n - \frac{\Delta t_{i,j}}{A_{i,j}} \left[\sum_{k=1}^4 (F_c)_k \Delta S_k \right]_{i,j} - \alpha \Delta t_{i,j} (V_c)_{i,j} + \frac{\Delta t_{i,j}}{A_{i,j}} \left[\sum_{k=1}^4 (F_v)_k \Delta S_k \right]_{i,j} + \alpha \Delta t_{i,j} (V_v)_{i,j} + \beta \Delta t_{i,j} Q_{i,j} \quad (5)$$

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

1 Explicit discretization
2 Finite volume method



شکل ۶: نام‌گذاری مقاطع مرتبط با ورودی [۱۹]

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^۵ 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 می‌گردد. بازیافت فشار کل به صورت نسبت فشار کل در انتهای ورودی به فشار کل جریان آزاد تعریف می‌شود:

$$TPR = \frac{P_{t,f}}{P_{t,\infty}} \quad (9)$$

این پارامتر، مشخصه مهمی در عملکرد ورودی بوده زیرا مستقیماً با نیروی پیشران وسیله پرنده در ارتباط است. جدایش جریان باعث به وجود آمدن نواحی بزرگی می‌شود که در آنها فشار کل افت پیدا می‌کند. میزان این افت فشار از جریان یکنواخت مطلوب را اعوجاج جریان می‌نامند که با استفاده از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$FD = \frac{P_{t,max} - P_{t,min}}{P_{t,avg}} \quad (10)$$

که در آن $P_{t,max}$ بیشترین فشار کل، $P_{t,min}$ کمترین فشار کل و $P_{t,ave}$ میانگین فشار کل در صفحه 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 می‌شود.

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

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u k)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v k)}{\partial r} + \frac{1}{r}(\rho v k) = \frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial r} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial r} \right) + \frac{1}{r} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial r} \right) + S_k \quad (7)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u \omega)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v \omega)}{\partial r} + \frac{1}{r}(\rho v \omega) = \frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial r} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial r} \right) + \frac{1}{r} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial r} \right) + S_\omega \quad (8)$$

S_ω و S_k در روابط (۷) و (۸) جملات تولید^۱ هستند.

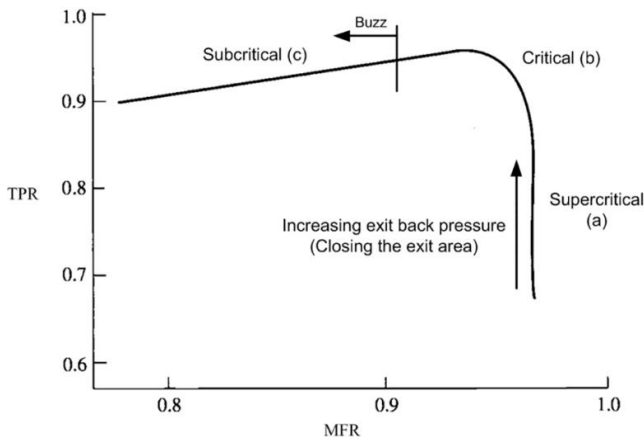
جهت اطمینان از صحت شبیه‌سازی انجام‌شده، لازم است نتایج حاصل از حل عددی با نتایج آزمایشگاهی اعتبارسنجی شوند. برای این منظور از تست‌های انجام شده بر روی این ورودی در تونل باد فراصوتی دانشگاه امام حسین (ع) استفاده شده است [۱]. شکل ۴ توزیع فشار استاتیک را روی سطح اسپایک^۲، برای دو شبیه‌سازی عددی و تجربی در زاویه حمله صفر درجه و عدد ماخ ۲ مقایسه می‌کند. همان‌طور که مشاهده می‌شود پیش‌بینی‌های حل عددی با نتایج حاصل از تست‌های تونل باد مطابقت دارد. شکل ۵ نشان‌دهنده توزیع شعاعی فشار کل در $x/d = 2/4$ است. مجدداً تطابق خوبی میان داده‌های تجربی و عددی مشاهده می‌شود. یکی از دلایل اختلاف بین نتایج تجربی و عددی وجود پایه‌های نگهدارنده بین جسم مرکزی و پوسته ورودی در مدل تجربی است که در مدل تقارن‌محوری عددی لحاظ نشده‌اند.

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

در این پژوهش، جریان در عدد ماخ طراحی ۲ و زاویه حمله صفر درجه شبیه‌سازی شده است. برای بررسی شرایط مختلف کارکردی ورودی، پس فشار به تدریج افزایش یافته تا موج ضربه‌ای عمودی در گلوگاه ورودی

- 1 Generation
- 2 Spike

- 3 Total Pressure Recovery
- 4 Flow Distortion
- 5 Drag Coefficient



شکل ۸: منحنی عملکردی ورودی فراصوتی [۲۰]

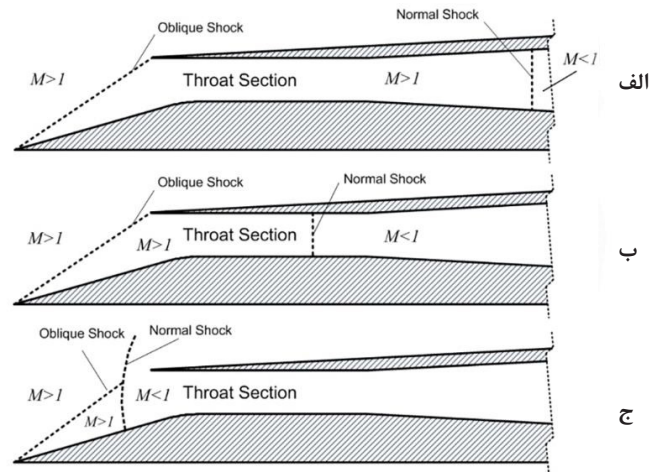
Fig. 8. Performance curve of a supersonic intake [20]

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 پدیده 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 نمی‌گیرد.

منحنی عملکردی ورودی فراصوتی به صورت تغییرات بازیافت فشار کل برحسب نسبت دبی جرمی آن نمایش داده می‌شود. همان‌طور 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^۵ 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 فروصوتی^۶ 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 تداخل آن با لایه مرزی باعث افت شدید فشار کل جریان و کاهش بازیافت فشار کل می‌شود.

همان‌طور که ذکر شد، با افزایش پس‌فشار موج ضربه‌ای عمودی به

3 Subcritical
4 Buzz
5 Shock On Lip (SOL)
6 Subsonic diffuser



شکل ۷: شرایط کارکردی ورودی فراصوتی [۲۰]

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

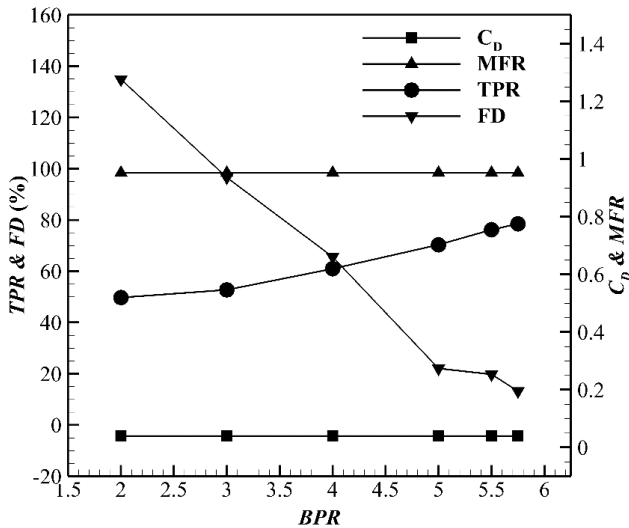
چنانچه لوله جریان آزاد بدون تغییر مساحت به ورودی برسد و هیچگونه سرریزی در جریان وجود نداشته باشد، این جریان را جریان کامل می‌گویند. نسبت دبی جرمی به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$MFR = \frac{\dot{m}_\infty}{\dot{m}_c} \quad (11)$$

در این رابطه، \dot{m}_∞ دبی جرمی لوله 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.

ورودی‌های فراصوتی دارای سه ناحیه‌ی کارکردی بوده که با تغییر فشار جریان پایین‌دست ورودی حاصل می‌شوند. چنانچه مقدار پس‌فشار کم باشد، ورودی در شرایط فرابحرانی^۱ قرار می‌گیرد و موج ضربه‌ای عمودی در قسمت واگرایی ورودی (پایین‌دست گلوگاه) قرار می‌گیرد (شکل ۷-الف). محل قرارگیری موج ضربه‌ای عمودی را پس‌فشار تعیین می‌کند (در واقعیت اعمال پس‌فشار، توسط محفظه احتراق یا کمپرسور انجام می‌شود). با افزایش پس‌فشار موج ضربه‌ای به سمت بالادست حرکت کرده تا در گلوگاه ورودی قرار گیرد. در این حالت ورودی در شرایط بحرانی^۲ کار می‌کند (شکل ۷-ب). اعمال بیشتر پس‌فشار باعث بیرون افتادن موج ضربه‌ای عمودی از ورودی شده چراکه این موج ضربه‌ای در مجرای همگرا پایدار نمی‌ماند و لذا ورودی

1 Supercritical
2 Critical



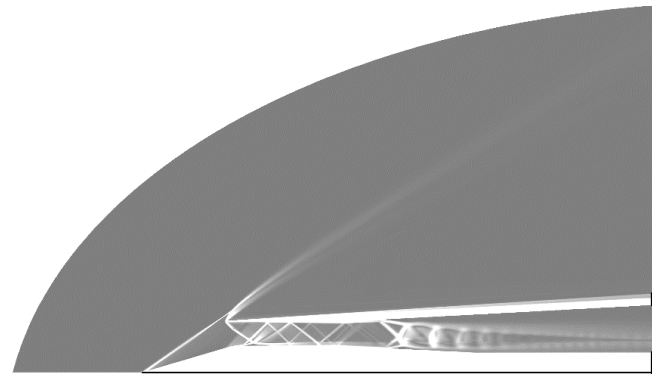
شکل ۱۰: پارامترهای عملکردی ورودی در پس فشارهای مختلف بدون حضور چشمه حرارتی

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

۳، ۴، ۵، ۵/۷۵ و ۵/۷۵ قرار داده شده تا شرایط فراهبرانی و بحرانی حاصل گردند. پس از اعمال چشمه مجدداً نسبت پس فشار برابر مقادیر ۲، ۳، ۴، ۵، ۵/۷۵، 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 چشمه حرارتی بوده که در آن موج ضربه‌ای عمودی در گلوگاه ورودی قرار می‌گیرد.

۴-۱- بررسی جریان بدون حضور چشمه حرارتی

پیش از اعمال چشمه حرارتی لازم است جریان به صورت عددی حل شده و پارامترهای عملکردی ورودی محاسبه شوند. در شکل ۹ مشاهده می‌شود که جریان فراصوتی در برخورد با نوک مخروطی اسپایک، تشکیل یک موج ضربه‌ای مخروطی می‌دهد که در حالت طراحی این موج ضربه‌ای به لبه ورودی برخورد کرده و حالت SOL پدید می‌آید. جریان هوا در پایین دست این موج ضربه‌ای همچنان فراصوتی بوده بنابراین برخورد این جریان با لبه ورودی باعث ایجاد موج ضربه‌ای مایل می‌گردد. این موج ضربه‌ای به سطح اسپایک برخورد کرده و انعکاس می‌یابد. در نتیجه قطار امواج ضربه‌ای در گلوگاه ورودی به وجود می‌آید. از طرفی جریان در عبور از دهانه ورودی به سمت خارج چرخیده و باعث ایجاد فن انبساطی می‌شود، اما از آنجا که این فن عملکرد را کاهش می‌دهد، لذا طراحی ورودی به گونه‌ای انجام می‌شود



شکل ۹: کانور گرادیان چگالی و آرایش امواج ضربه‌ای بدون حضور چشمه حرارتی

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

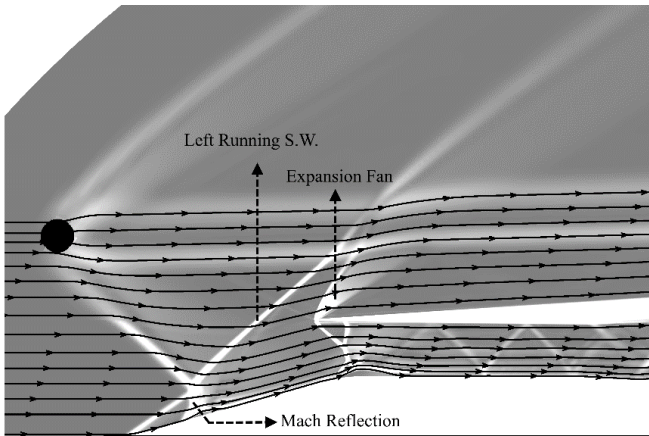
سمت بالادست و گلوگاه حرکت می‌کند. این موج ضربه‌ای در موقعیت جدید ضعیف تر است. زیرا در مساحت و در نتیجه عدد ماخ کمتری تشکیل می‌شود. بنابراین بازیافت فشار کل زیاد شده ولی چون هنوز آرایش موج‌های ضربه‌ای دهانه ورودی و حالت SOL تغییری نکرده است، نسبت دبی جرمی همچنان بیشینه است. به ازای یک مقدار مشخص پس فشار،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

۴- نتایج

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 بی‌بعد کردن پس فشار پارامتری به نام نسبت پس فشار^۱ به صورت نسبت فشار استاتیک در خروجی به فشار استاتیک جریان آزاد تعریف می‌شود. پیش از اعمال چشمه برای ایجاد شرایط مختلف کارکردی، این پارامتر برابر

1 Back Pressure Ratio (BPR)



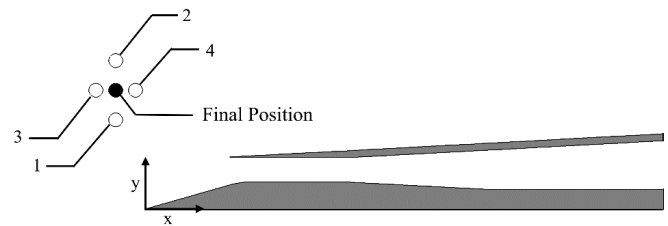
شکل ۱۲: کانتور گرادیان چگالی و خطوط جریان در حضور چشمه‌ای نزدیک به محور X

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 فاصله عمودی محل قرارگیری چشمه تا نوک اسپایک کم باشد (موقعیت ۱ در شکل ۱۱)، موج ضربه‌ای چپ‌رو حاصل با فاصله زیادی از لبه ورودی عبور می‌کند و مقدار سرریز هوا زیاد می‌شود (شکل ۱۲). در این حالت به دلیل فاصله زیاد این موج ضربه‌ای با لبه ورودی، موج ضربه‌ای بر فن انبساطی تشکیل شده بر روی لبه، تأثیر چندانی نداشته و فشار بر روی لبه بالایی ورودی کم است.

اگر چشمه در فاصله عمودی بیشتری قرار بگیرد (موقعیت ۲ در شکل ۱۱)، موج ضربه‌ای با فاصله کمتری از لبه ورودی عبور کرده، بنابراین مستقیماً بر فن اثرگذار بوده و باعث افزایش فشار و پسای فشاری در این ناحیه می‌گردد (شکل ۱۳). لذا موقعیت چشمه در جهت y نباید خیلی زیاد یا خیلی کم باشد. در این پژوهش فاصله عمودی چشمه از نوک اسپایک برابر $y/d=0.8$ 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. همان‌طور که در شکل ۱۴ مشاهده می‌شود، چنانچه چشمه در فاصله زیادی نسبت به دهانه ورودی قرار بگیرد (موقعیت ۳ در شکل ۱۱)، مقدار سرریز جریان زیاد شده و نسبت دبی جرمی ورودی کاهش می‌یابد. 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 ضربه‌ای مایل ناشی از لبه پوسته، به این ناحیه برخورد کرده و تا حدودی اثر فن انبساطی را تضعیف کند. پس از آن جریان وارد دیفیوزر فروسویتی شده و در نهایت با تشکیل یک موج ضربه‌ای عمودی فروسویتی می‌شود. در قسمت بالایی لبه پوسته نیز جریان به سمت خارج چرخیده و یک فن انبساطی در این قسمت تشکیل می‌شود. بنابراین فشار در این ناحیه کاهش می‌یابد.

شکل ۱۰ تغییرات پارامترهای عملکردی را بدون حضور چشمه نشان می‌دهد. همان‌طور 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 پس فشار، موج ضربه‌ای عمودی به سمت بالادست حرکت کرده و با کاهش قدرت آن، جدایش جریان پشت آن و در نتیجه اتلاف فشار کل کم می‌شود. بنابراین بازیافت فشار کل افزایش و اعوجاج جریان کاهش می‌یابد [۲۰].

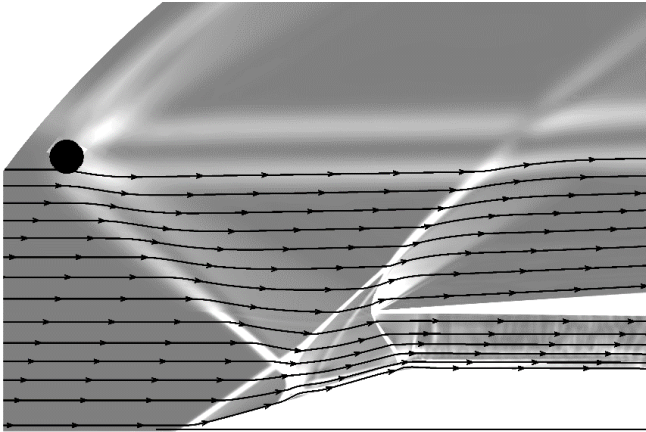
۴-۲- بررسی جریان در حضور چشمه حرارتی

شکل ۱۱ نشان‌دهنده موقعیت‌های منتخب قرارگیری چشمه در دو جهت x و y است که در ادامه به تفصیل توضیح داده خواهند شد. چشمه افزوده شده به جریان، دارای سطح مقطع دایروی بوده که نسبت شعاع آن به قطر انتهایی ورودی برابر $r/d = 0.047$ و شار حرارتی آن $2 \times 10^4 \text{ W/m}^3$ انتخاب شده است.

برای بررسی اثر چشمه بر عملکرد ورودی، ابتدا با تغییر موقعیت محوری و عمودی چشمه محل مناسب آن پیدا می‌شود. 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 می‌شود.

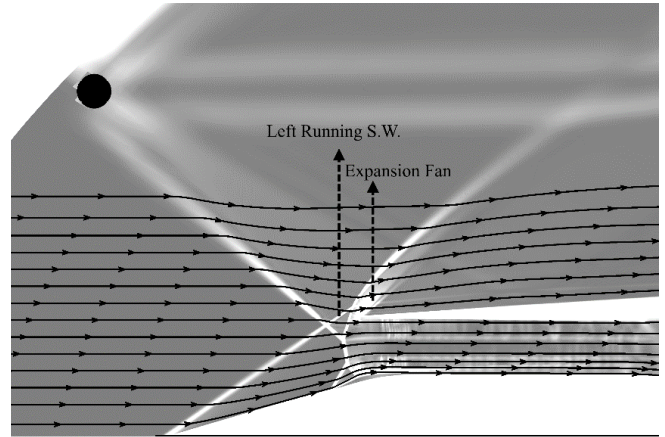
همان‌طور که ذکر شد به دلیل افزایش فشار در محل چشمه حرارتی، موج ضربه‌ای مایلی ایجاد شده که این موج ضربه‌ای با موج ضربه‌ای ایجاد شده

1 Mach reflection



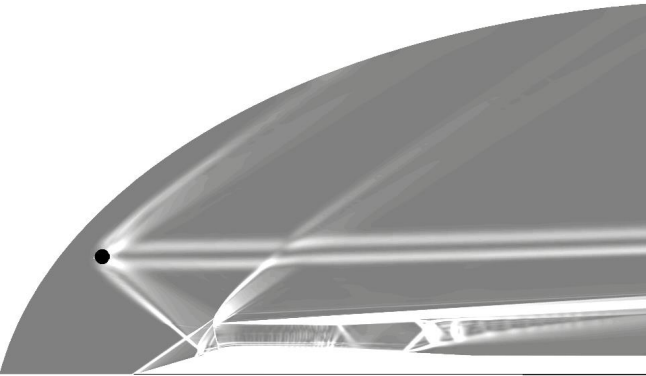
شکل ۱۴: کانتور گرادیان چگالی و خطوط جریان در حضور چشمه‌ای دور از محور Y

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



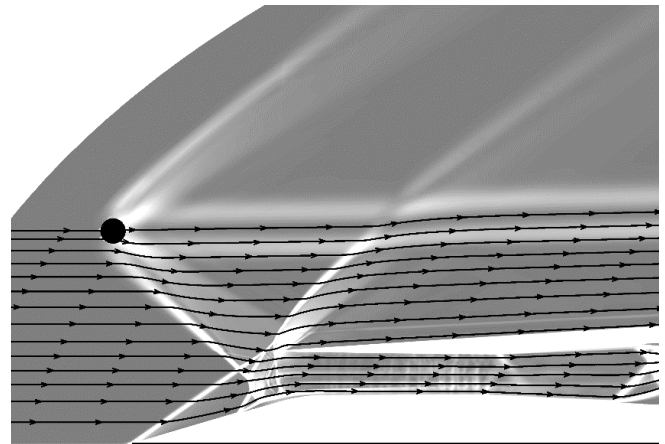
شکل ۱۳: کانتور گرادیان چگالی و خطوط جریان در حضور چشمه‌ای دور از محور X

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



شکل ۱۶: کانتور گرادیان چگالی و آرایش امواج ضربه‌ای در حضور چشمه حرارتی

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



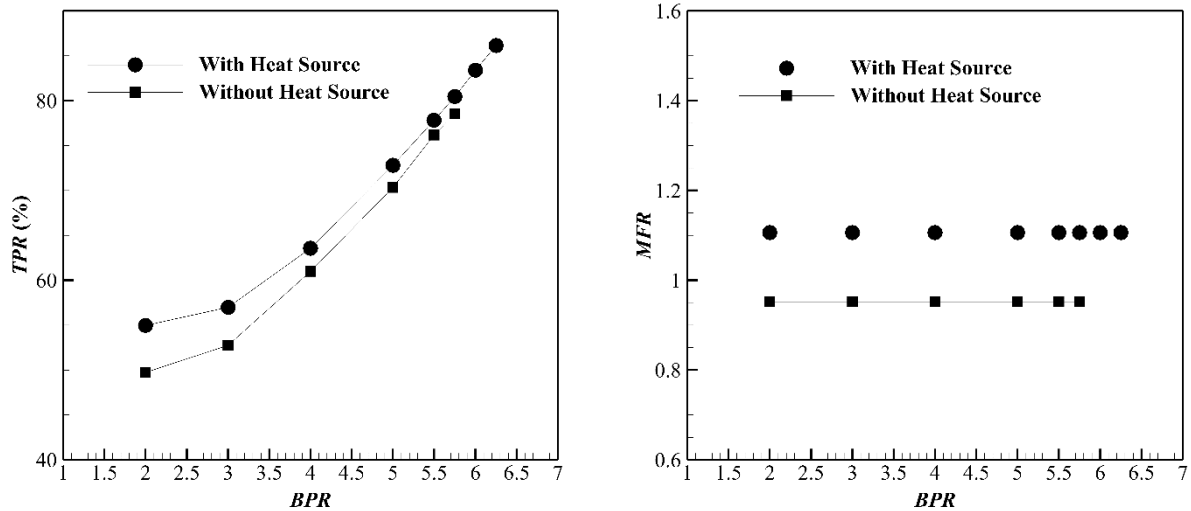
شکل ۱۵: کانتور گرادیان چگالی و خطوط جریان در حضور چشمه‌ای نزدیک به محور Y

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

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

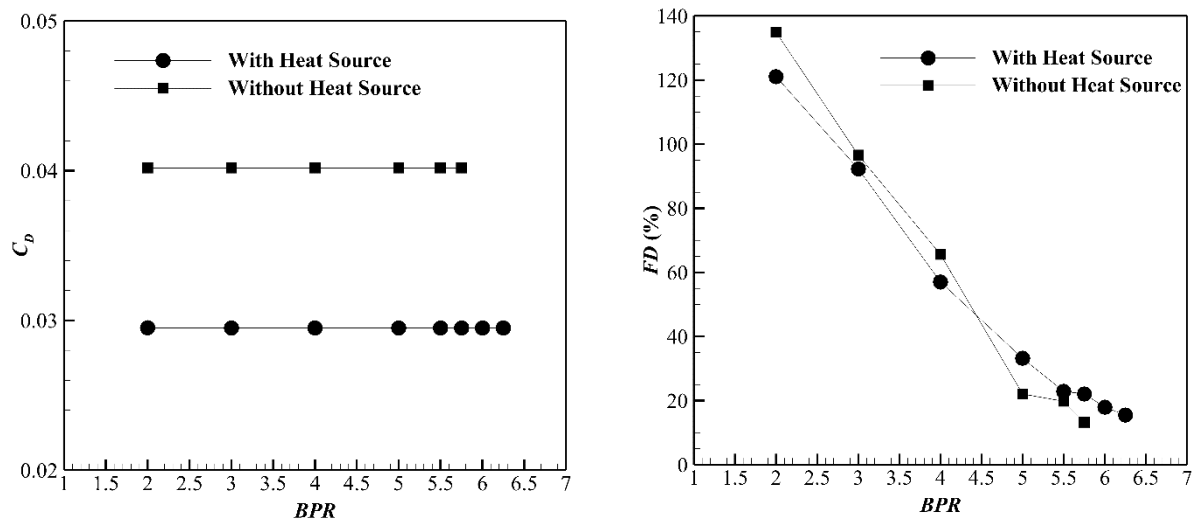
شکل ۱۱)، مقدار جریان وارد شده افزایش یافته ولی بنا به دلایل ذکر شده، فشار روی سطح بالایی پوسته و به تبع آن پسای فشاری افزایش می‌یابد (شکل ۱۵). بنابراین چشمه در موقعیت $x/d = -0.2$ در نظر گرفته شده است.

لازم به ذکر است که موقعیت‌های مشخص شده در شکل ۱۱ تنها به‌عنوان نمونه آورده شده و شبیه‌سازی‌های بسیار بیشتری برای 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



شکل ۱۷: مقایسه بازیافت فشار کل (سمت چپ) و نسبت دبی جرمی (سمت راست) در دو حالت قبل و بعد از اعمال چشمه حرارتی

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



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

Fig. 18. Comparison of drag coefficient (left) and flow distortion (right) before and after adding the heat source

می‌گردد. بنابراین بازیافت فشار کل در حضور چشمه افزایش می‌یابد (شکل ۱۷، سمت چپ). موج ضربه‌ای ناشی از چشمه راست‌رو بوده و جریان را به سمت ورودی هدایت می‌کند. از طرفی موج ضربه‌ای چپ‌رو ناشی از تداخل دو موج ضربه‌ای مایل، به لبه ورودی برخورد کرده و چندان باعث سرریز جریان نمی‌شود. 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

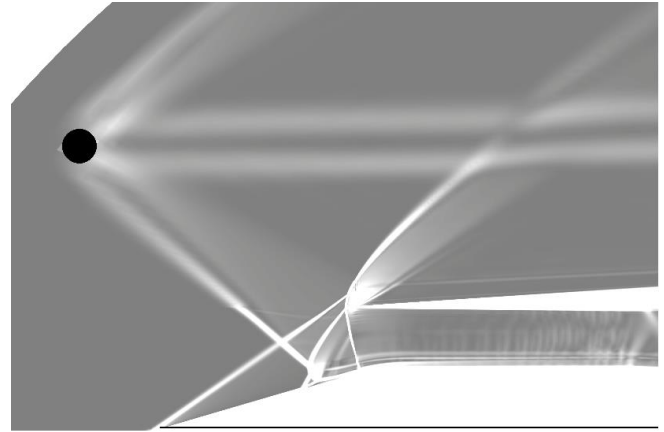
عدد ماخ آن بیشتر می‌شود تا در نهایت با تشکیل یک موج ضربه‌ای عمودی، جریان فروصوتی شده و ورودی را ترک کند.

پس از اعمال چشمه حرارتی، تعداد موج‌های ضربه‌ای در جلوی ورودی افزایش یافته و قدرت امواج ضربه‌ای داخلی که به دلیل تداخلشان با لایه مرزی 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 پایین دست انعکاس ماخ وجود دارد که جریان از سطح جدا شده و باعث افت فشار کل

در این ناحیه می‌گردد که تأثیر این عامل بیشتر از تأثیر مقدار سرریز جریان بر پسای ورودی است. لذا هرچه موج ضربه‌ای چپ‌رو از لبه ورودی فاصله داشته باشد، پسای فشاری و در نتیجه پسای کل ورودی افزایش می‌یابد. نتایج نشان می‌دهند که افزودن چشمه حرارتی به جریان بالادست ورودی، باعث بهبود پارامترهای عملکردی شده به طوری که در عدد ماخ طراحی و شرایط بحرانی، بازیافت فشار کل را حدود ۹/۶۸ درصد، نسبت دبی جرمی را ۱۶/۱۶ درصد، نسبت پس فشار بحرانی را ۸/۷ درصد افزایش و ضریب پسا را ۲۶/۶ 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- نتیجه‌گیری

در این تحقیق با استفاده از حل عددی، یک ورودی فراصوتی تقارن‌محوری با تراکم ترکیبی شبیه‌سازی 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 طراحی ۲ محاسبه گردید. نتایج نشان می‌دهند که اعمال چشمه موجب بهبود پارامترهای عملکردی می‌شوند. اما چنانچه هدف از افزودن چشمه، بهبود چشمگیری 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 لبه 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 دقیقاً به لبه‌ی ورودی و یا حتی به داخل آن برخورد کند. این پژوهش صرفاً جهت بررسی تأثیر چشمه 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.



شکل ۱۹: کانتور گرادیان چگالی در حضور چشمه‌ای در موقعیت $x/d = -0.2$ و $y/d = 0.8$

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 دهانه ورودی بیشتر شده و بنابراین پس فشار بیشتری لازم است تا موج ضربه‌ای عمودی در گلوگاه قرار گیرد. لذا نسبت پس فشار بحرانی نیز افزایش می‌یابد که مطلوب بوده زیرا دامنه کاری ورودی را بزرگ‌تر می‌کند. با اعمال چشمه‌ی حرارتی، قطار موج ضربه‌ای سریع‌تر شکل گرفته و در نتیجه در پس فشارهای کم، اعوجاج جریان کاهش می‌یابد. اما با تشکیل کامل قطار موج ضربه‌ای همان‌طور که ذکر شد، پس فشار بیشتری لازم است تا موج ضربه‌ای داخلی به سمت بالادست حرکت کند. لذا در پس فشارهای بزرگ، قطار موج ضربه‌ای پس از اعمال چشمه در پایین دست گلوگاه و در فاصله‌ای بیشتر از آن قرار می‌گیرد. بنابراین اعوجاج جریان در پس فشارهای بالا افزایش می‌یابد (شکل ۱۸، سمت راست).

همان‌طور که ذکر شد بر اثر اعمال چشمه موج ضربه‌ای مایلی ایجاد شده که با موج ضربه‌ای ناشی از اسپایک تداخل می‌کند. حاصل این برخورد ایجاد یک موج ضربه‌ای چپ‌رو و یک انعکاس ماخ در نزدیکی اسپایک است (شکل ۱۹). موج ضربه‌ای چپ‌رو حاصل، جریان را به سمت بالا هدایت می‌کند. بنابراین در حضور چشمه حرارتی هرچه این موج ضربه‌ای به لبه ورودی نزدیک‌تر باشد مقدار سرریز جریان کمتر شده و جریان بیشتری وارد ورودی می‌شود. در نتیجه پسای آن کاهش می‌یابد. از طرفی این موج ضربه‌ای بر فن انبساطی ایجاد شده روی لبه بالایی ورودی اثر گذاشته و باعث افزایش فشار

۶- فهرست علائم

- 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 für 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.

علائم انگلیسی

ضریب پسا	C_D
قطر انتهایی ورودی، mm	d
اعوجاج جریان	FD
طول ورودی، mm	L
دبی جرمی، kg/s	\dot{m}
نسبت دبی جرمی	MFR
فشار، Pa	P
شعاع چشمه حرارتی، mm	r
موج ضربه‌ای در لبه	SOL
دما، K	T
بازیافت فشار کل	TPR
علائم یونانی	
چگالی، kg/m ³	ρ
زیرنویس	
مقدار متوسط	Avg
ابتدای ورودی	c
انتهای ورودی	f
مقدار بیشینه	max
مقدار کمینه	min
کمیت کل	t
دوردست	∞

منابع

- [1] 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.

