مکانیک سازهها و شارهها/ سال۱۴۰۴/ دوره ۱۵/ شماره ۱/ صفحه ۵۱–۶۴



نشربه مكانيك سازه ، وشاره ،



DOI: 10.22044/jsfm.2025.14463.3890

# مطالعه عددی نوسانات اجباری فرابحرانی در ورودی هوای تراکم ترکیبی در عدد ماخ ۲

محمد صالحیفر'، جواد سپاهی یونسی<sup>۲.\*</sup> مهدی آماده <sup>۳</sup>

<sup>۱</sup> داننشجوی دکتری، دانشکده مهندسی، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه فردوسی، مشهد، ایران <sup>۲</sup> دانشیار، دانشکده مهندسی، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه فردوسی، مشهد، ایران ۲ کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه فردوسی، مشهد، ایران

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۴۰۳/۰۷/۲۶؛ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۳/۱۰/۱۹؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۴/۱۱/۳۰

### چکیدہ

در این مقاله نوسانات اجباری در شرایط فرابحرانی در یک ورودی هوای فراصوتی که برای عدد ماخ ۲ طراحی شده، مورد بررسی قرارگرفته است. برای تولید هندسه، شبیهسازی عددی جریان و پردازش نهایی نتایج، مجموعه نرمافزارهای انسیس و برنامههای عددی در زبان فرترن و متلب مورد استفاده قرار گرفته است. جهت مدل سازی آشفتگی از مدل *SST – kw – SST ه* پیش تر برای حل این هندسه مورد تایید قرار گرفته، ا ستفاده شرها ست. در واقعیت نو سانات ف شار در انتهای ورودی هوا، نا شی از محفظه احتراق ا ست که در این تحقیق با اعمال یک تابع تحریک سینوسی شـبیهسازی شـدهاند. دامنه و فرکانس به عنوان دو پارامتر کلیدی در تابع تحریک مورد ارزیابی قرار گرفتهاند و یک سان بودن فرکانس تحریک با فرکانس نو سانات جریان داخل ورودی با وجود جریان ب سیار پیچیده حاکم بر میدان، یکی از دستاوردهای اصلی این مطالعه به شمار میآید؛ همچنین میزان تأثیر پارامترهای مختلف تحریک بر شدت نفوذ نوسانات به بالادست بررسی و از همه مهمتر، مطالعه فیزیکی پدیدههای حاکم بر میدان جریان فراصوتی انجام شدهاست.

# Computational study of Supercritical Forced Oscillations in a Mixed-Compression Air Inlet at Mach Number of 2

### M. Salehifar<sup>1</sup>, J. Sepahi-Younsi <sup>2,\*</sup>, M. Amadeh<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Ph.D. Student, Mechanical Engineering Department, Faculty of Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Iran.
 <sup>2</sup>Assoc. Prof., Mechanical Engineering Department, Faculty of Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Iran.
 <sup>3</sup> M.Sc., Mechanical Engineering Department, Faculty of Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Iran.

#### Abstract

This study examines forced oscillations under supercritical conditions in a supersonic air inlet designed for a Mach number of 2. The preparation of inlet geometry, fluid flow simulations, and result postprocessing are performed using Ansys software and some in-house Fortran and Matlab numerical codes. Turbulence modeling was performed using the  $k\omega$ -SST turbulent model which has been approved in the past. The disturbances at the inlet's exit are due to flow fluctuations in the combustion chamber. These are modeled by applying a sinusoidal excitation function in this study. The excitation function's key parameters are amplitude and frequency. Despite the complex flow in the field, one of the main findings of this study is the observation of a frequency similar to the excitation frequency. Furthermore, the study investigates the effects of different excitation parameters on the upstream movement of fluctuations, and as the most important achievement the physical phenomena of supersonic flow are fully described.

**Keywords:** Mixed-compression inlet; Axisymmetric inlet; Forced oscillation; Supercritical state; Excitation function.

#### ۱–مقدمه

پیشرفت هرچه بیش تر صنعت هوافضا، وابستگی بسیار زیادی به دانش پیشـرانش دارد. تحقیقات روی موتور های توربین گازی یا اصطلاحاً جت که به عنوان پیشـران یک پرنده عمل میکنند، تقریباً از سـال ۱۹۰۳ آغاز شـد [۱]. در موتورهای جت هواتنف سی<sup>۱</sup> فرو صوتی ف شرده سازی هوا غالبا بهو سیله کمپرسور انجام میشـود، اما در موتورهای رمجت<sup>۲</sup> و اسکرم جت<sup>۳</sup> که برای پروازهای فراصوتی<sup>4</sup> و ابرصوتی<sup>6</sup> طراحی می شوند، فشرده سازی هوا بر عهده ورودی هوا است. در شکل ۱ سهم اجزای مختلف موتور فرا صوتی و تاثیر چ شم گیر ورودی هوا در تولید نیروی پیشران نشان داده شدهاست [۲].



شکل ۱- سهم اجزای مختلف موتور در تولید نیروی پیشران در یک موتور در عدد ماخ ۲/۲ [۲]

طراحی ورودی هوا فرآیندی بسیار پیچیده است، چراکه جریان هوای ورودی، باید با کمترین افت فشارکل<sup>5</sup> و اعوجاج<sup>۷</sup> به محفظه احتراق برسد. از آنجا که حل تحلیلی جریانهای فراصوتی به دلیل پیچیدگیهای زیاد، امکانپذیر نیست، اکثر بررسیهای دقیق میدان جریان از طریق حل عددی حاصل می شود. مطابق با شکل ۲ انواع مختلف امواج ضربهای، برخورد امواج ضربهای با یکدیگر و با لایه مرزی و جدایش جریان، پیچیدگی میدان جریان را در یک ورودی هوا افزایش میدهد [۳].



ورودیهای فراصوتی را میتوان براساس محل شکل گیری سیستم امواج ضربهای، مطابق شکل ۳ در سه نوع تراکم داخلی، تراکم خارجی و تراکم ترکیبی دستهبندی کرد. چنانچه کل سیستم امواج ضربهای اعم از موج ضربهای مایل<sup>۸</sup> و عمودی در خارج از ورودی قرار گیرد، ورودی از نوع تراکم خارجی و اگر قسمتی از فرآیند تراکم جریان در خارج از ورودی انجام گیرد، ورودی تراکم ترکیبی نامیده می شود. در ایجاد می شوند؛ هم چنین موج ضربهای عمودی مرز بین جریان فرا صوتی و فرو صوتی است که موقعیت آن بر اساس پسفشار ورودی تعیین می شود.



محل ۲ مراجع محمد ورودی موری کر عو کی بر معنی محل قرار گیری امواج ضربهای، الف) تراکم داخلی، ب) تراکم خارجی، ج) تراکم ترکیبی [۵]

<sup>5</sup> Hypersonic

- <sup>3</sup> Scramjet
- <sup>4</sup> Supersonic

<sup>&</sup>lt;sup>6</sup> Total Pressure Drop

<sup>&</sup>lt;sup>7</sup> Distortion

<sup>8</sup> Oblique Shock Wave

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> Air Breathing

<sup>&</sup>lt;sup>2</sup> Ramjet

۱–۱– پارامترهای عملکردی ورودی فراصوتی تراکم در ورودیهای فراصوتی به وسیله امواج ضربهای رخ میدهد، اما این عمل اثرات مخربی از جمله افزایش نیروی پسا، سرریز شدن جریان از دهانه ورودی و افت فشار کل دارد. پارامترهای نشاندهنده عملکرد ورودی فراصوتی در ادامه معرفی می شوند. این پارامترها، بازیافت فشار کل<sup>۱</sup>، نسبت دبی جرمی<sup>۲</sup>، پسا<sup>۳</sup> و اعوجاج جریان هستند.

به نسبت فشار کل جریان در انتهای ورودی به فشار کل جریان آزاد بازیافت فشارکل گفته می شود که به صورت رابطه (۱) تعریف میشود:

$$TPR = \frac{P_{0e}}{P_{0\infty}} \tag{1}$$

نسبت دبی جرمی، نسبت دبی جرمی گذرنده از مقطع جریان آزاد بالاد ست به دبی جرمی جریان کامل ا ست که به صورت رابطه (۲) تعریف می شود. منظور از جریان کامل حالتی است که لوله جریان آزاد بالادست بدون انحراف به دهانه ورودی برسد.

$$MFR = \frac{\rho_{\infty}A_{\infty}V_{\infty}}{\rho_{\infty}A_{c}V_{\infty}} = \frac{A_{\infty}}{A_{c}}$$
(7)

پارامتر سوم اعوجاج جریان است که معرف یکنواختی جریان در انتهای ورودی است و به صورت رابطه (۳) تعریف می شود. در این رابطه Pt.min ، Pt.max و Pt.avg به ترتیب فشار کل بیشینه، فشار کل کمینه و فشار کل متو سط در صفحه انتهای ورودی هستند.

$$FD = \frac{P_{t.max} - P_{t.min}}{P_{t.avg}}$$
(7)

آخرین پارامتر عملکردی هوا پسا است که ضریب آن به صورت رابطه (۴) تعریف میشود:

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V_{\infty}{}^2 A} \tag{(f)}$$

### ۱-۲- شرایط کارکردی ورودی فراصوتی

در ورودیهای فراصوتی با توجه به موقعیت موج ضربهای عمودی نسببت به گلوگاه، سبه حالت کاری فروبحرانی<sup>۱</sup>، بحرانی<sup>۵</sup> و فرابحرانی<sup>۶</sup> وجود دارد. اگر موج ضربهای عمودی در بالاد ست گلوگاه باشد، حالت کاری ورودی، فروبحرانی نام دارد. اگر موج ضربهای عمودی در پاییند ست گلوگاه با شد، حالت کاری فرابحرانی و همچنین اگر این موج ضربهای در گلوگاه رخ دهد، حالت کاری بحرانی اسبت. طبق تعاریف مبانی ورودی هوا، گلوگاه در ورودیهای تراکم بیرونی در لبه پوسته<sup>۷</sup> و در ورودی تراکم ترکیبی داخل ورودی اسبت. عملکرد ورودی فراصوتی در هر یک از حالات کاری آن در شکل ۴ نشان داده شدهاست.



شکل ۴- نمودار عملکردی ورودی فراصوتی [۶]

## ۱–۳– پایداری در ورودی فراصوتی

با افزایش سرریز جریان<sup>۸</sup> از دهانه ورودی در حالت فروبحرانی، جریان و مجموعه امواج ضربهای دچار نو سان می شوند که در آن، ورودی میتواند بین دو عملکرد فروبحرانی و فرابحرانی تغییر حالت دهد. این پدیده به عنوان باز<sup>۹</sup> شناخته می شود. نوسانات فشار در محفظه احتراق یا در جریان آزاد نیز میتواند سبب وقوع پدیده باز شود. این پدیده میتواند موجب کاهش نیروی پیشران موتور و یا خاموشی محفظه احتراق شود؛ همچنین حرکت امواج ضربهای بارهایی را به

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> Total Pressure Recovery (TPR)

<sup>&</sup>lt;sup>2</sup> Mass Flow Ratio (MFR)

<sup>&</sup>lt;sup>3</sup> Drag <sup>4</sup> Subcritical

<sup>&</sup>lt;sup>\*</sup> Subcritic

<sup>&</sup>lt;sup>5</sup>Critical

<sup>&</sup>lt;sup>6</sup> Supercritical

<sup>&</sup>lt;sup>7</sup> Cowl Lip

<sup>&</sup>lt;sup>8</sup> Flow Spillage

<sup>9</sup> Buzz

سازه اعمال می کند که می تواند تا ۱۰ برابر بیش تر از شرایط یایا باشد [۴]. با توجه به اهمیت فراوان نوسانات در ورودی هوا بهخصوص در شرایط کاری فرابحرانی که اکثر پرندههای فراصوتی بخش اصلی زمان پرواز خود را در شرایط فرابحرانی طی میکنند، در این تحقیق نوسانات جریان در یک ورودی فراصوتی در شرایط کاری فرابحرانی به صورت عددی مطالعه مىشود.

در تحقیقات گذشیته مطالعات زیادی در این زمینه انجام شده است. ایکوی و همکاران [۷] با بررسی نوسان شبهموج ضربهای<sup>۲</sup>، به اختلاف ۶۰ درصدی دامنه فشار شبهموج ضربهای با دامنه موج تحریک پی بردند. ه سیه و همکاران [۸] با بررسے ورودی هوای رمجت برهم کنش موج ضربهای عمودی با گردابههای جریان را بررسی و دامنه فشار امواج ضـربهای را تعیین کردند. بیدرون<sup>†</sup> و آدامسـون<sup>۵</sup> [۹] دریافتند که نوسانات با فرکانس پایین به اندازه نوسانات با دامنه بزرگ تاثیر گذار و مضر هستند. اوه<sup>2</sup> و همکاران [۱۰] با بررسی تداخل امواج صوتی و امواج ضربهای دریافتند، نوسان موج ضربهای پایانی با افزایش دامنه تابع تحریک افزایش و با افزایش فرکانس آن، کاهش می یابد. کلومپارنس<sup>۷</sup> و همکاران [۱۱] با برر سی قطار امواج ضربه ای مایل دریافتند که مکان قطار امواج ضربهای رابطهای خطی با پس فشار دارد. گیلسیی^ و سندهام [17] دریافتند بین مقدار پسفشار و طول قطار امواج ضربهای رابطهای خطی برقرار است. آنها همچنین با اعمال تابع تحریک سینوسی در سیه فرکانس مختلف دریافتند که در بالاترین فرکانس نو سانات در فا صله کوتاهی ميرا مىشوند.

با توجه به رابطه تنگاتنگ بین نو سانات در ورودی هوای فراصوتی با تغییرات فشار در محفظه احتراق، در سال ۱۳۹۸ فراهانی و همکاران به بررسی دقیق نوسانات درون محفظه احتراق یک موتور آزمایشگاهی و یک موتور واقعی پرداختند. در این مطالعه مشخص شد که فرکانس نوسانات فشار در محدوده فركانس صوتى موتور رخ مىدهد و منجر به تشكيل گردابههایی در جریان داخل موتور می شود [۱۳]. نوذر اکبری و همکاران به بررسی تاثیر مودهای آکوستیکی و فرکانسهای

- <sup>4</sup>Biedron
- 5 Adamson

نوسانات در محفظه احتراق یرداختند و از ابزارهای مختلفی جهت تحلیل فرکانسے از جمله نگاشت فوریه استفاده کردند[۱۴].

از آنجا که در پژوهشهای گذشته هیچ مطالعه جامعی در رابطه با نوسانات اجباری در شرایط عملکردی فرابحرانی در ورودی هوای فرا صوتی انجام نشده، در این مطالعه علاوه بر تحلیل دقیق میدان جریان نوسانی، نوسان اجباری در طیف وسیعی از دامنه و فرکانسهای تحریک بررسی می شود؛ همچنین بررسیی تاثیر دامنه و فرکانس تحریک بر میدان بالادست جریان که ملاک بسیار مهمی جهت ارزیابی پایداری و عملكرد ورودي هوا است، يكي از نوآوريهاي اصلي اين مقاله به حساب مي آيد.

### ۲-تعريف مسئله

ورودی هوای مورد مطالعه در این پژوهش از نوع تراکم ترکیبی بوده که برای عدد ماخ ۲ طراحی شده است. شکل ۵ نمای شــماتیک این ورودی را نمایش میدهد که در مرجع [۱۳] اطلاعات هندسی آن بیان شده است.



از آنجا که جریان در انتهای ورودی هوا با یک تابع نوسانی تحریک خواهد شد، معادلات باید به صورت نایایا حل شوند. تابع تحريک اعمال شده کميت P، به عنوان فشار استاتیک خروجی در انتهای ورودی هوا به صورت زیر است:  $P = K \sin(2\pi f t)$ (۵) +I

که در آن f ،K و J به ترتیب دامنه، فرکانس و مقدار متو سط نوسانات است.

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> Ikui

<sup>&</sup>lt;sup>2</sup> Pseudo Shock Wave

<sup>&</sup>lt;sup>3</sup> Hsieh

<sup>&</sup>lt;sup>6</sup>Oh

<sup>7</sup> Klomparens <sup>8</sup>Gillespie

<sup>&</sup>lt;sup>9</sup>Sandham

شکل ۶ شرایط مرزی و شبکه محا سباتی و اطلاعات شرایط مرزی را نشان میدهد. این مقادیر با مقادیر آزمایش ورودی هوای مورد مطالعه در تونل باد فراصوتی یکسان است[1۵]. مقادیر P، فشار استاتیک هستند.





شکل ۶- شبکه محاسباتی و شرایط مرزی

. . . . . . . . . . . .

جدول ۱- اطلاعات سرايط مرزي							
شرايط مرزي		مقادير					
فشار دوردست	Τ=1۶γ/γ Κ	М=۲	Ρ=ι.δδδ Ρα				
خروجي فشار	$P = K \sin(2\pi)$	$\pi ft) + J$	<i>Т</i> <sub>t</sub> =٣۶ү К				
ديواره	L.	ٍط عدم لغزش	شر				
محور	ى	ط تقارنمحور	شره				

1 Steady

۸۰۰، ۸۰۰، ۲۰۰ فر کانس ۱۰، ۸۰۰، ۵۰۰ و I را در این مطالعه نشان می دهد. با برر سی عددی مشخص شد، برای مقادیر X و I کو چکتر از مقادیر داخل جدول، نوسانات مقادیر X و I کو چکتر از مقادیر داخل جدول، نوسانات جریان در همان ابتدا میرا می و ند و مقادیر بزرگتر از جدول، موج ضربه ای عمودی را به خارج از ورودی انتقال می دهد و حالت عملکردی ورودی از فرابحرانی به فروبحرانی تغییر می یابد؛ بنابراین مقادیر ذکر شده در جدول ۲ به منظور بررسی نوسانات فرابحرانی جریان در ورودی مورد مطالعه

جدول ۲- مقادیر K و J					
رديف	K (Pa)	J (Pa)			
١	۵۰۰۰	9 • • •			
٢	۱۰۰۰۰	۱۲۰۰۰			
٣	10	77			
۴	7	۳۶۰۰۰			

از مهم ترین فرضـیات حل مساله در این پژوهش میتوان به حل پایا<sup>۱</sup>، تقارنمحوری<sup>۲</sup> بودن هند سه، تراکم پذیر و کاملا آشفته بودن جریان اشاره کرد. برای مدلسازی از مدل SST –  $k\omega - SST$  استفاده شده که ویژگیهای آن در مرجع [18] بیان شدهاست. رویکرد چگالیمبنا برای حل معادلات حاکم و جهت محاسبه لزجت به عنوان تابعی از دما، از معادله ساترلند<sup>۳</sup> استفاده شده است؛ همچنین به منظور بهره برده شده و شرط همگرایی معادلات حاکم از روش Roe بهره برده شده و شرط همگرایی مساله علاوه بر رسیدن بهتیمانده معادلات به مقادیر کمتر از ۱۰<sup>-۵</sup>، ثابت ماندن مقادیر فشار نوسانی در سیکلهای مختلف، در هر نقطه از میدان حل زمانی تعریف شدهاست.

# ۲-۱- تعریف حسگرهای عددی

برای بررسی ویژگیهای جریان داخل ورودی چندین حسگر<sup>†</sup> عددی در قسمتهای مختلف ورودی تعریف شدهاند. نمای شماتیک حسگرها در شکل ۷ نشان داده شدهاست. حسگرهای S، حسگرهایی هستند که فشار استاتیک روی

3 Sutherland

<sup>&</sup>lt;sup>2</sup> Axisymmetric

<sup>&</sup>lt;sup>4</sup> Sensor

سطح اسپایک<sup>۱</sup> را اندازه گیری میکنند، T مربوط به فشار کل است و R سطوحی هستند که در آنها متوسط کمیت مورد برر سی محا سبه و گزارش خواهد شد. جهت تو ضیح بیشتر حسگرها لازم است، توجه شود که وجود موج ضربهای عمودی نزدیک حسگر S8 یعنی ورودی در شرایط کاری بحرانی قرار دارد و حضور این موج ضربهای در بالاد ست این منطقه شرایط کاری فروبحرانی و پاییندست آن شرایط کاری فرابحرانی نامیده میشود.

R5 R4	R3				R2 R1				
S11 S10 <sup>T2</sup> S9	<u>58</u>	S7	S6	S5	TI S4	S3	S2	S1	out

شکل ۷- معرفی حسگرهای عددی

۲-۲- بررسی استقلال حل از شبکه

به منظور بررسی استقلال حل از شبکه، چندین شبکه محاسباتی با اندازههای مختلف استفاده شده است. مشخصات این شبکهها درجدول ۳ نشان داده شدهاست؛ همچنین توضیحاتی درباره شبکه محاسباتی در مرجع [۱۷] ارائه شده است.

دول ۱- معداد ستولهای سبخههای مختلف	مختلف	شبكههاي	سلولهاي	۳– تعداد ،	جدول
------------------------------------	-------	---------	---------	------------	------

نام شبکه	
a-Coarse	
b-Medium	
c-Fine	
	نام شبکه a-Coarse b-Medium c-Fine

جهت برر سی استقلال حل از شبکه در حالت پایا عدد ماخ جریان آزاد ۲ و فشار آن ۱۰۵۵۵ پاسکال بوده است. شکل ۸ تغییرات نسبت فشار را در را ستای طول ا سپایک برای شبکههای مختلف نشان میدهد. با توجه به نمای بزرگ شده در این شکل بین شبکه a و شبکه d اختلاف فشار قابل توجهی د یده می شود، ا ما برای شبکه های d و c نمودارهای فشار مطابقت زیادی با هم دارند، بنابراین برای کاهش هزینههای محاسباتی، شبکه d مناسب خواهد بود.



شکل ۸- نمودار فشار بیبعد برحسب طول اسپایک

برای برر سی ا ستقلال حل از شبکه در حالت ناپایا عدد ماخ و فشار جریان آزاد بالاد ست مانند حالت پایا بوده ا ست. جهت بررسی این موضوع، از تبدیل فوریه سریع (FFT)<sup>۲</sup> (FFT) مستفاده می شود که با استفاده از رابطه اصلی (۵) سیگنالهای حوزه فشار و زمان را به حوزه فرکانس منتقل کرده و فرکانس غالب حاکم بر نوسانات حسگرهای فشار (بیشترین مقدار  $X_i$ ) را استخراج می کند. در واقع FFT یک الگوریتم ا ست که برای محا سبه تبدیل فوریه گسسته مورد ا ستفاده قرار می گیرد. لازم به ذکر ا ست که نرخ نمونه گیری در این روش برای مساله حاضر <sup>۴</sup>-۱۰ است.

$$X_{k} = \sum_{n=0}^{N-1} {n \choose k} x_{n} \cdot e^{-i2\pi k n/N}$$
 (a)

در فرمول بالا، N تعداد نمونهها و n نمونه فعلی است؛ همچنین x<sub>n</sub> مقدار سیگنال در زمان n و k فرکانس فعلی (۰ هرتز تا N-1 هرتز) و Xk نتیجه حاصل از تبدیل فوریه گسسته است.

با توجه به شکل ۹ الی شکل ۱۱ فرکانس غالب برای یک حالت یکسان (عدد ماخ ۲ و فرکانس تحریک ۳۰) به ازای سه شبکه نامبرده، محاسبه شده است که باز هم نمایان گر مناسب بودن شبکه محاسباتی b است.

<sup>2</sup> Fast Fourier Transform

<sup>1</sup>Spike



شکل ۹- تبدیل فوریه سریع شبکه محاسباتی a



۳–۲– بررسی استقلال حل از گام زمانی
با اســــتفاده از شـــبکه b، مقادیر ردیف (۱) از جدول و در فرکانس ۱۰۰ هرتز، چهار گام زمانی ۲۰۱۰<sup>۲۰, ۲۰</sup>۰۱۰ و ۲۰ فرکانس ۱۰۰ هرتز، چهار گام زمانی در نتایج، مورد بررسی قرار گرفت. فرکانس غالب هر گام زمانی در جدول ۱ ارائه شده است. گامهای زمانی <sup>۲</sup>-۱۰ اختلاف زیادی با هم ندارند، لذا به منظور صرفهجویی در هزینههای محا سباتی از گام زمانی.

جدول ۱- فرکانس غالب نوسانات به ازای گامهای زمانی

حتلف	20
فركانس (هرتز)	گام زمانی (ثانیه)
فاقد نوسان	• ۱ -۲
فاقد نوسان	۳-۱۰
99/44	۴-۱۰
)••	۵-۱ •

### ۳-نتايج

همانطور که عنوان شد، فشار نو سانی در انتهای ورودی هوا به صـورت تابع تحریک P = K sin(2\pi ft) + J مدلسـازی شدها ست. در ادامه نتایج پژوهش در چهار بخش ارائه شده است:

- تغییرات فشار بر حسب زمان
- ميزان نفوذ تحريك به بالادست
  - تحليل FFT
  - تحليل فيزيكى جريان

با توجه به مشابهت کلی نتایج و تحلیلها، بررسیها برای حالت K=20000 pa و J=36000 pt گزارش میشود.

### ۳–۱– اعتبارسنجی نتایج

شکل ۱۲ توزیع فشار روی اسپایک حاصل از نتایج عددی و نتایج تجربی را نشان میدهد. در شبیهسازیهای عددی و آزمونهای تجربی عدد ماخ جریان ۲ و فشار جریان آزاد ۱۰۵۵۵ پاسکال بوده است. با توجه به شکل اختلاف بین دادههای تجربی و عددی قابل قبول است.



شکل ۱۲– اعتبارسنجی تغییرات نسبت فشار روی اسپایک با نتایج تجربی مرجع [۲]

شــکل ۱۳ نمودارهای تجربی و عددی حاصـل از روش FFT برای استحصال فرکانس غالب جریان در یک نوسان آزاد را نشان میدهد. مقایسه دو نمودار به خوبی تطابق نتایج عددی و نتایج آز مایش تونل باد فرکانس تقریبی ۱۵۱ هرتز را نمایش داده که تصـدیق دیگری بر روش عددی مورد استفاده در این مقاله است.





۲-۳- تغییرات فشار بر حسب زمان

در شکل ۱۴ الی شکل ۱۷ دامنه نوسانات فشار در حسگرهای عددی مختلف مشاهده میشود. ملاحظه میشود که با بیشتر شدن فرکانس تحریک، دامنه نوسانات درون میدان با توجه به اتلافات لزجتی کاهش مییابد. میرا شدن نو سانات در اثر لزجت باعث کاهش دامنه نوسانات و به پایان رسیدن آنها در نزدیکی حسگر R3 میشود.

همچنین از شکل نو سانات می توان فهمید که بعضی از حســگرها (مثل S2 در شــکل ۱۴) به طور دائم در معرض نو سانات قرار داشته و بعضی دیگر نظیر S7 در بخشی از بازه زمانی تحت تاثیر حرکت امواج ضــربهای قرار می گیرند. این موضوع از تخت شـدن تغییرات فشـار بر حسـب زمان برای حسگر S2 و S7 در شکل ۱۴ قابل تشخیص است.

مکانیک سازهها و شارهها/ سال ۱۴۰۴/ دوره ۱۵/ شماره ۱



شکل ۱۶- نمودار نسبت فشار بر حسب زمان در حالت K=۲۰۰۰۰, J=۳۶۰۰۰, f=۵۰۰



شکل ۱۷- نمودار نسبت فشار بر حسب زمان در حالت K=۲۰۰۰, J=۳۶۰۰۰, f=۱۰۰۰

# ۳-۳- بررسی میزان نفوذ تحریک به بالادست

به ازای بیش ترین مقادیر K و J (به ترتیب برابر PA و Y۰۰۰۰Pa و (۳۶۰۰۰Pa با توجه به شکل ۱۸ و شکل ۱۹ به طور کیفی مشاهده می شود که در حالت فرکانس ۱۰ و ۱۰۰ هرتز نفوذ نوسانات تا کمی بعد از حسگر عددی R3 بوده است. در فرکانس ۵۰۰ هرتز مطابق شکل ۲۰، نفوذ و پیشروی کاهش پیدا کرده و تنها تا حسگر عددی S7 بوده است. در شکل ۲۱ که مربوط به فرکانس ۱۰۰۰ ا ست نیز م شاهده می شود که



شکل ۱۴- نمودار نسبت فشار بر حسب زمان در حالت K=۲۰۰۰۰, J=۳۶۰۰۰, f=۱۰



شکل ۱۵- نمودار نسبت فشار بر حسب زمان در حالت K=۲۰۰۰۰, J=۳۶۰۰۰, f=۱۰۰

این تحریک تا حسـگر عددی S5 جلو آمده و بعد از آن نفوذ نكرده است. بهطوركلي ميزان نفوذ نوسانات با افزايش فرکانس کم می شــود. عامل اصـلی این پدیده میزان زمان تاثیر گذاری فشار تحریک بر میدان جریان است؛ به این معنی که هر چه فرکانس تابع تحریک شدیدتر باشد، زمان اعمال فشار به عنوان یک شرط مرزی کمتر بوده و مجموعه امواج ضربهای فرصت کمتری برای گسترش به بالادست میدان ييدا مي كنند.

ft)+J, K=20000, J=36000, f=10 Hz
R5         R4         R3         R2         R1           S10         T2         S9         S8         S7         S6         S5         S1         S1         out
شکل ۱۸- میزان نفود تحریک به سمت بالادست در
فرکانس ۱۰ هرتز
<i>i</i> )+ <i>J</i> , K=20000, J=36000, f=100 Hz P5 P4 R3 R2 R1
S11 S10 <sup>T2</sup> 59 58 57 56 55 54 53 52 51 out
شکل ۱۹- میزان نفوذ تحریک به سمت بالادست در
فرکانس ۱۰۰ هر تز
<i>ft</i> )+ <i>J</i> , K=20000, J=36000, f=500 Hz
$\begin{array}{c ccccccccccccccccccccccccccccccccccc$
شکل ۲۰- میزان نفوذ تحریک به سمت بالادست در
فرکانس ۵۰۰ هر تز
(2) + I K = 20000 I = 36000 f = 1000 Hz

S11	S10 <sup>T2</sup> S9 S8	<u>S7</u>	S6 .\$5	T1. 54	<b>S</b> 3	S2	S1	out
	ت بالادست در	ہ سمنا	حر یک یا	فوذ ت	زان ز	'_ مى	٢١,	شکا

R5 R4

فرکانس ۱۰۰۰ هر تز

### FFT - بررسی FFT

شـکل ۲۲ فرکانس غالب حسـگرهای عددی R3،S7 و S6 در حالت K=20000 , J=36000 , f=10 را نشان مىدهد. فركانس غالب این حسگرهای عددی همان طور که مشخص است، ۱۰ هرتز و با فر کانس تابع تحریک برابر است. به طور کلی می توان ادعا کرد تا جایی که تابع تحریک به عنوان یک عامل اغتشاشی بر میدان جریان تاثیر گذار است، میزان فرکانس اعمالی با میزان فرکانس مشاهده شده در حسگرهای مختلف اختلاف بسیار ناچیزی دارد.





K=7....,J=79...,f=1.

۳–۵– تحلیل فیزیکی جریان

با توجه به نوسانی بودن پدیده مورد بررسی، یک چرخه از جریان جهت تحلیل پدیده های فیزیکی در نظر گرفته می شود. برای مطالعه دقیق تر، این چرخه به ده قسمت تقسیم شده و نیمی از آن (75/0 تا T) برر سی می شود. به منظور درک کامل، شکل ۲۳ پسف شار تحریک را در انتهای ورودی در یک چرخه نشان می دهد.



شکل ۲۳-پسفشار تحریک انتهای ورودی به همراه نشانگرهای لحظات چرخه مورد بررسی

یکی از نتایج اولیه که با توجه به شکلهای ۲۵ تا ۳۰ میتوان مشاهده کرد، این است که گردابه مجاور اسپایک در نیم دوره تناوب در حال بزرگ شدن (گردابه پایینی) و گردابه مجاور پوسته (گردابه بالایی) در حال کوچکشدن تا حذف کامل است. این نتیجه گیری با توجه به شکل ۲۴ در جدول ۵ ارائه شده است.



شکل ۲۴- نمایی شماتیک جهت معرفی طول گردابهها (Lc طول گردابه بالایی و Ls طول گردابه پایینی)

پوسته)	ردابه بالایی (زیر	ِسی نسبت طول گ	جدول ۲- برر			
ان	و پایینی (روی اسپایک) در یک سیکل نوسان					
L	$ m /L_s$ نسبت	زمان در سیکل	رديف			
	•/۴۵	$\frac{T_{cyc}}{2}$	١			
	•/٢۶	$\frac{6T_{cyc}}{10}$	٢			
	•/\)	$\frac{7T_{cyc}}{10}$	٣			
	•	$\frac{8T_{cyc}}{10}$	۴			
	•	$\frac{9T_{cyc}}{10}$	۵			
	•	T <sub>cyc</sub>	۶			

مطابق شــکل ۲۵ در زمان  $\frac{T_{cyc}}{7} = t$  با توجه به فشــار اعمالشـده در انتهای ورودی هوا، آرایشـی از امواج ضـربهای داخل ورودی جهت انطباق فشــار جریان با فشــار لحظهای اعمالشــده در انتهای ورودی تشــکیل میشـود. این امواج ضربهای سبب ایجاد دو گردابه روی سطوح اسپایک و پوسته میشوند.



t= شکل ۲۵-خطوط جریان و کانتور عدد ماخ در لحظه $rac{T_{cyc}}{2}$ 

 $t = \frac{7T_{cyc}}{10}$  و  $t = \frac{6T_{cyc}}{10}$  لحظات ۲۲ لحظات ۲۶ و چرخه را نشان میدهد. در این شکلها مشخص است که دو گردابه به سـمت بالادسـت حرکت میکنند. با نفوذ بیشـتر فشار اعمال شده، سیستم امواج ضربهای انتهای ورودی به بالادست جریان نفوذ بیشتری میکنند و موجب بزرگتر شدن هر چه بیشتر ناحیه جدا شده جریان می شود. در این حالت قطار امواجی تشکیل می شود که با توجه به هندسه ورودی به صورت نامتقارن است. این عدم تقارن، خود را در اندازه نواحی جدایش نیز کاملا نشان میدهد. لازم به ذکر است که اندازه و تعداد گردابهها به طور مستقیم با قدرت و تعداد امواج ضربهای قطار امواج ارتباط دارد. به عنوان مثال در شــکل ۲۵ تا شــکل ۲۷ در زمانهای مختلف مشـاهده می شود که هر جا ساقه یک موج ضربهای قوی از قطار امواج نزدیک دیواره شده است (یعنی جریان نزدیک دیواره قبل و بعد از آن تغییر فشار شدیدی را تجربه کرده است)، یک جدایش روی سطح و به تبع آن یک گردابه پشت آن ایجاد شــدهاســت. در حالت کلی افزایش تعداد گردابهها به معنی افزایش تعداد شوکها است و این به معنی افزایش افت فشار در مقایه با یک شوک (یک گردابه) است.



شکل ۲۶-خطوط جریان و کانتور عدد ماخ در لحظه= t <u>67-cyc</u>



t =شکل ۲۷-خطوط جریان و کانتور عدد ماخ در لحظهt=t $\frac{7T_{cyc}}{10}$ 

با توجه به شـکل ۲۸ و شـکل ۲۹ گردابه مجاور پوسـته تقریبا ناپدید شـده اسـت. گردابه مجاور اسـپایک هم قویتر شدهاست و همچنان به سمت بالادست حرکت میکند.





محل ۱۹-حطوط جریان و کانتور عدد ماح در لحطه= ۲ <u>97<sub>cyc</sub> 10</u>

در لحظه پایان چرخه مطابق شــکل ۳۰ گردابه به موقعیتی می سد که در حالت K=20000, J=18000, f=10 این این موقعیت، بالاترین نقطهای است که اغتشا شات می توانند نفوذ کنند. در این حالت مشــاهده می شــود که در دیواره پوســته گردابهای وجود ندارد. در لحظه بعد از شــکل ۳۰ همین روند به صورت برعکس که به شـکل ۲۵ برسـد، ادامه پیدا می کند.



شکل ۳۰-خطوط جریان و کانتور عدد ماخ در لحظه= t T<sub>cyc</sub>

- [2] J. Roskam, (2000)"Airplane Design: Preliminary calculation of aerodynamics, thrust and power characteristics ", University of Kansas, Lawrence, DARcorporation.
- [3] J. Sepahi-Younsi,"(2008) Numerical and experimental study of supersonic flow in an axisymmetric air inlet, Tehran", M.Sc. thesis, Sharif University of Technology, Iran.
- [4] M. Soltani, A. Daliri and J. Sepahi-Younsi, (2016)"Effects of shock wave/boundary-layer interaction on performance and stability of a mixed-compression inlet", Scientia Iranica Journal, Vol. 23, No. 4, PP. 1811-1825.
- [5] A. Ebrahimi and M. Zare-Chavoshi, (2017)"Numerical investigation of back pressure and free-stream effects on a mixed compression inlet performance", Scientia Iranica Journal, Vol. 25, No. 2, PP. 751-761.
- [6] M. Soltani, M. Abedi and J. Sepahi-Younsi, (2015)"Experimental investigation of the instabilities of a supersonic air inlet with mixed compression", Modares Mechanical Engineering Journal, Vol 15, No. 4, PP. 93-100.
- [7] T. Ikui, K. Matsuo, M. Nagai and M. Honjo, (1974)"Oscillation phenomena of pseudo-shock waves", Bulletin of JSME International Journal Series B, Vol. 17, No. 112, PP. 1278-1285.
- [8] T. Hsieh, J. Wardlaw and T. Coakley, (1987)"Ramjet diffuser flowfield response to large-amplitude combustor pressure oscillations", Journal of Propulsion and Power, Vol. 3, No. 5, PP. 472-477.
- [9] R. Biedron and J. Adamson, (1988)"Unsteady flow in a supercritical supersonic diffuser", AIAA journal, Vol. 26, No. 11, PP. 1336-1345.
- [10] J. Y. Oh, F. Ma, S. Y. Hsieh and V. Yang, (2005)"Interactions between shock and acoustic waves in a supersonic inlet diffuser", Journal of Propulsion and Power, Vol. 21, No. 3, PP. 486-495.
- [11] R. Klomparens, J. Driscoll and M. Gamba, (2017)"Unsteadiness characteristics and pressure distribution of an oblique shock train", AIAA Paper, Vol 30. No. 2, PP 663-676.
- [12] A. Gillespie and N. D. Sandham, (2022)"Shock train response to high-frequency backpressure forcing", AIAA J., Vol. 60, No. 6, PP. 3736-3748.
- [13] M. Farahani, F. Karimi and A.R. Mohamadi, (2020)"Analysis and Experimental Investigation Pressure Oscillation in the Combustion Chamber of a Rocket Motor",

این برر سی نشان می دهد که حین نو سانات گردابه هایی در ابعاد مختلف به وجود می آید و به تبع آن آرایش امواج تغییرات مختلفی را تجربه می کنند. در حین رخ دادن یک چرخه نوسان، اعوجاج جریان و بازیافت فشار کل قطعا دستخوش تغییرات جدی می شوند. این نوسانات اگر با دامنه و فرکانس زیاد یا تغییرات شدید دامنه و فرکانس اتفاق بیفتد، باعث اختلال در عملکرد سامانه پیشرانشی به وا سطه اعمال ناپایداری های جریان خواهد شد.

# ۵- نتیجهگیری

در این مطالعه نوسانات اجباری جریان در یک ورودی هوای فراصوتی در حالت فرابحرانی با اعمال تابع تحریک در انتهای ورودی هوا مطالعه شـد. این تحریک شـبیهساز نوسانات محفظه احتراق است. شایان ذکر است که عدد ماخ جریان آزاد ۲ و همچنین فشار استاتیک جریان آزاد ۱۰۵۵۵ ياسكال، معادل فشار استاتيك شرايط آزمايش ورودي حاضر بوده است. چهار فرکانس تحریک ۱۰، ۱۰۰، ۵۰۰ و ۱۰۰۰ هرتز مورد بررسیے قرار گرفتیه اسیت. در مجموع ۱۶ شبیه سازی نایایا انجام شده است. در هر شبیه سازی میزان نفوذ اغتشاشات و تحریک به سمت بالادست، دامنه فشاری در نوسانات جریان و همچنین فرکانس داخل ورودی مورد بررسی قرار گرفت. از منظر میزان نفوذ اغتشا شات با افزایش دامنه و متوسط فشار تحریک، نفوذ اغتشاشات بیشتر شده و دیرتر میرا می شــدند. با بیشتر شـدن فر کانس تحریک، اغتشاشات زودتر میرا شدند. از منظر دامنه فشاری، در حرکت از پاییندست به بالادست با توجه به حسگرهای عددی تعریف شده، دامنه فشاری کاهش پیدا کرد. فرکانس نوسان جریان با فرکانس تابع تحریک تقریبا برابر بوده و اختلاف بسیار ناچیزی مشاهده شدهاست. بررسی چرخه نوسانات جریان نشان داد که نوسان میدان جریان داخل ورودی با نوسان شدید در اندازه گردابه و در نتیجه در اعوجاج جریان و بازیافت فشار کل همراه است که در صورت عدم کنترل می تواند بسیار مضر باشد.

### 8- مراجع

[1] M. Daly, (2014)"IHS Jane's aero-engines", 2nd Edition, Jane's Information Group.

- [16] M. Salehifar, M. Tahani, M. Hojaji and A. Dartoomian, (2016)"CFD modeling for flow field characterization and performance analysis of HGITVC", Applied Thermal Engineering Journal, Vol 103, PP. 291-304.
- [17] S.R. Maadi, H. Sabzali and J. Sepahi-Yonsi, (2019)"Numerical and Experimental Investigation of Entropy Generation in a Supersonic Air Intake at Design Mach number", Journal of Solids and Fluids Mechanics (JSFM), Vol 9, No. 1, PP.139-152.

Mechanic & Aerospace J., Vol 16, No 1, PP. 39-52.

- [14] N. Akbari, N. Seraj Mehdizadeh, R. Ebrahimi, M. R. Pakatchian, (2010)"Analytical and Experimental Investigation of Frequency of Oscillation Modes in Combustion Chamber", M. E. Journal of Amirkabir, Vol 2.
- [15] R. Maadi, j. Sepahi-Younsi, (2022)"Effects of bleed type on the performance of a supersonic intake", Experimental Thermal and Fluid Science Journal, Vol 132.