



مطالعه‌ی عددی و تجربی تولید آنتروپی در یک ورودی هوای فراصوتی در عدد ماخ طراحی

سید رضا معادی^۱، حسین سبزی‌علی^۲ و جواد سپاهی یونسی^{۳*}^۱دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد^۲کارشناس ارشد، گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد^۳استادیار، گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد

مقاله مستقل؛ تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۰۶/۰۸؛ تاریخ بازنگری: ۱۳۹۷/۱۰/۲۱؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۸/۰۱/۰۵

چکیده

در این مطالعه کیفیت جریان در یک ورودی هوای فراصوتی تقارن محوری از نوع تراکم ترکیبی که برای عدد ماخ ۲/۰ طراحی شده، به صورت تجربی و عددی بررسی شده است. حل عددی به منظور درک بهتر آرایش امواج ضربه‌ای، درون ورودی انجام شده است. ورودی هوا به علت وجود امواج ضربه‌ای و لایه مرزی، همواره دارای بازگشت‌ناپذیری است. یکی از ابزارهای مفید برای بررسی کیفیت هوای ورودی به موتور، بررسی آنتروپی تولید شده در اثر عوامل مختلف است. در این مطالعه پس از صحت‌سنجی نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی به کمک نتایج تجربی، ورودی مورد نظر در نسبت پس‌فشارهای مختلف، از نظر تولید آنتروپی بررسی شده است. نتایج نشان می‌دهند که با کاهش طول شبه‌امواج ضربه‌ای، نرخ تولید آنتروپی جریان به مقدار قابل ملاحظه‌ای کاهش پیدا می‌کند. در مرحله بعدی، تأثیر نوسانات فشاری جریان بر تولید آنتروپی، مورد مطالعه قرار گرفت و مشاهده شد که نوسانات فشاری، می‌تواند تأثیر قابل ملاحظه‌ای بر برگشت-ناپذیری جریان داشته باشد. با توجه به نتایج به دست آمده با افزایش نسبت انسداد ورودی از ۵۵٪ به ۶۲٪، به علت کاهش طول شبه-امواج ضربه‌ای، کاهش جدایش جریان در انتهای ورودی و کاهش نوسانات فشاری، نرخ تولید آنتروپی جریان به اندازه‌ی ۳۳٪ کاهش پیدا می‌کند.

کلمات کلیدی: ورودی فراصوتی؛ قانون دوم ترمودینامیک؛ تولید آنتروپی؛ تداخل امواج ضربه‌ای با لایه مرزی؛ شبه امواج ضربه‌ای.

Numerical and Experimental Investigation of Entropy Generation in a Supersonic Air Intake at Design Mach number

S. R. Maadi¹, H. Sabzali², J. Sepahi-Younsi^{3,*}¹ M.S. Student, Mechanical Engineering Department, Faculty of Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Iran.² M.S. Graduate, Mechanical Engineering Department, Faculty of Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Iran.³ Assistant Professor, Mechanical Engineering Department, Faculty of Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Iran.

Abstract

The flow quality inside a supersonic axisymmetric mixed compression air intake designed for the freestream Mach number of 2.0 has been investigated experimentally and numerically in this study. The numerical study was used to analyze the shock configurations inside the intake. The flow in a supersonic intake is always irreversible due to the shock waves and boundary layers. A useful tool for studying flow quality entering the engine is the investigation of entropy generation due to various factors. In this study, the accuracy of the numerical results is evaluated by the experimental data at first and then the entropy generation inside intake is studied for different back pressures. Results indicated that reduction of the pseudo-shock length results in the significant decrease of entropy generation. Furthermore, role of the pressure fluctuations in the entropy generation was examined and it is observed that pressure fluctuations could have a significant effect on the irreversibility of the flow. According to the results, by increasing the exit blockage ratio from 55% to 62.5%, the rate of entropy generation will be reduced by 33% due to the reduction of pseudo-shock length, reduction in the flow separation at the end of diffuser and reduction of pressure fluctuations.

Keywords: Supersonic Intake; Second Law of Thermodynamics; Entropy Generation; Shock Wave-Boundary Layer Interaction; Pseudo-Shock Waves.

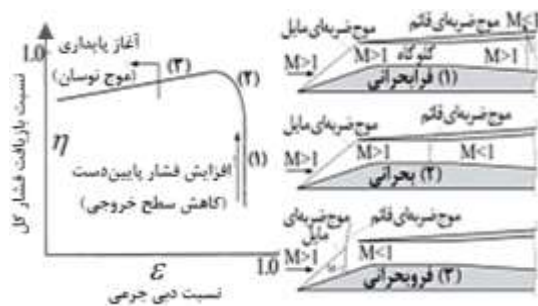
۱- مقدمه

در وسایل پرنده فراصوتی^۱ از امواج ضربه‌ای^۲ به وجود آمده، در هندسه ورودی هوا به منظور فشرده‌سازی هوای مورد نیاز موتور استفاده می‌شود. برخلاف ورودی فروصوتی^۳، طراحی ورودی فراصوتی به دلیل وجود انواع امواج ضربه‌ای و پدیده‌های مرتبط با آن به‌سادگی صورت نمی‌گیرد. به همین جهت تحقیقات زیادی روی ورودی‌های هوای فراصوتی در بازه زمانی بین اواخر دهه ۱۹۴۰ تا ۱۹۵۰ میلادی صورت گرفت [۱].

اسواتیش^۴ [۲] اولین تحقیقات جدی را در زمینه ورودی فراصوتی به‌صورت تحلیلی و تجربی انجام داد. کارهای وی بعد از جنگ جهانی دوم توسط محققان ناسا ادامه پیدا کرد [۱]. برخلاف ورودی‌های فروصوتی که تقریباً در آنتروپی ثابت^۵ عمل می‌کنند، ورودی‌های فراصوتی به دلیل جریان پیچیده‌ای که دارند، نیازمند توجه ویژه‌ای هستند؛ بنابراین رساندن هوای مطلوب با کارایی بالا، همواره از اهداف اصلی در ورودی‌های فراصوتی است. ورودی‌های فراصوتی در موتورهای هواتنفسی، مهم‌ترین نقش را دارند. کار اصلی ورودی‌های فراصوتی، فشرده‌سازی هوا و کاهش عدد ماخ^۶ جریان با استفاده از امواج ضربه‌ای به وجود آمده در ورودی است تا به عدد ماخ و فشار مطلوب برای ورود به موتور برسد [۳].

در ورودی‌های تراکم ترکیبی^۷ ابتدا روی اسپایک^۸ از طریق یک سری امواج ضربه‌ای مایل، سیال متراکم می‌شود و سپس داخل ورودی، قطار امواج ضربه‌ای^۹ به وجود می‌آید که در نهایت به یک موج ضربه‌ای عمودی خاتمه پیدا می‌کنند. شکل ۱، شرایط مختلف کاری یک ورودی فراصوتی از نوع تراکم ترکیبی را با توجه به محل قرارگیری موج ضربه‌ای عمودی نمایش می‌دهد. موقعیت ایده‌آل موج ضربه‌ای عمودی، اندکی پایین‌دست گلوگاه ورودی برای به حداقل

رساندن اتلاف فشار کل در عین کسب یک موقعیت پایدار برای این موج ضربه‌ای است. در حالت فروجرانی^{۱۱}، با کاهش بیشتر نسبت دبی جریان، ورودی ناپایدار و اصطلاحاً پدیده باز^{۱۱} آغاز می‌شود که هنگام آن امواج ضربه‌ای جلو ورودی شروع به نوسان می‌کنند [۳].



شکل ۱- شرایط کاری مختلف ورودی تراکم ترکیبی و نمودار عملکردی آن [۴]

در دهه اخیر چندین مطالعه تجربی و عددی روی عملکرد ورودی‌های فراصوتی صورت گرفته است. این آزمایش‌ها روی ورودی‌های تقارن محوری^{۱۲}، ورودی‌های چانه‌ای^{۱۳} برای دامنه گسترده‌ای از زوایای حمله، به‌منظور مطالعه رفتار ورودی در مانورها انجام شده است [۵ و ۶]. به‌علاوه، چندین آزمایش روی ورودی‌های مختلف مستطیلی به‌منظور بررسی عملکرد و پایداری آن‌ها صورت گرفته است [۷ و ۸]. سلطانی و همکاران [۹]، یک ورودی فراصوتی از نوع تراکم خارجی^{۱۴} را به‌صورت عددی شبیه‌سازی کردند. در این مطالعه اثر پارامترهای هندسی و جریانی بر کمیت‌های عملکردی ورودی مانند بازیافت فشار کل^{۱۵}، نسبت دبی جرمی^{۱۶}، اعوجاج جریان^{۱۷} و ضریب پسا^{۱۸} بررسی شده است. ابراهیمی و چاوشی [۱۰]، به‌صورت عددی یک ورودی تراکم ترکیبی با هندسه تقارن محوری را شبیه‌سازی کردند. در

¹⁰ Subcritical

¹¹ Buzz

¹² Axisymmetric

¹³ Chin Intake

¹⁴ External Compression Intake

¹⁵ Total Pressure Recovery (TPR)

¹⁶ Mass Flow Ratio (MFR)

¹⁷ Flow Distortion (FD)

¹⁸ Drag Coefficient

¹ Supersonic

² Shock Waves

³ Subsonic

⁴ Oswatitsch

⁵ Isentropic

⁶ Mach number

⁷ Mixed Compression Intake

⁸ Spike

⁹ Shock Train



(الف)



(ب)

شکل ۲- طرح یک ورودی فراصوتی الف) همراه با امواج تراکمی و انعکاس موج ضربه‌ای مایل ب) همراه با امواج تراکمی و انعکاس امواج تراکمی [۱۲]

آنتروپی و آگزرژی از جمله مفاهیم اساسی در علم ترمودینامیک هستند که به منظور بررسی قابلیت کار مفید سیستم در گستره وسیعی از علوم مهندسی استفاده می‌شوند. مفهوم آنتروپی، به عنوان وجه تمایز کار برگشت پذیر و برگشت ناپذیر بیان می‌شود [۱۳]. در ورودی‌های هوای فراصوتی حضور امواج ضربه‌ای و لایه مرزی و تداخل آن‌ها با یکدیگر سبب پیچیدگی زیاد جریان می‌شود. بررسی کیفیت جریان هوای واردشونده به موتور در چنین شرایط پیچیده‌ای، حائز اهمیت است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، در هیچ‌کدام از مطالعات قبلی اثر عوامل مختلف روی میزان تولید آنتروپی در ورودی فراصوتی بررسی نشده است؛ بنابراین در این پژوهش برای اولین بار، به منظور بررسی کیفیت جریان هوای ورودی از مفهوم تولید آنتروپی استفاده شده است. به این منظور یک ورودی فراصوتی با تراکم ترکیبی در چهار پس فشار مختلف در عدد ماخ $2/0$ و زاویه حمله صفر درجه به صورت تجربی و عددی بررسی شده است.

مطالعه آن‌ها با افزایش عدد ماخ از $1/8$ به $2/2$ ، اعوجاج جریان بیش از 100 درصد و نسبت دبی جرمی 10 درصد افزایش یافت. سلطانی و همکاران [۱۱] در یک پژوهش دیگر، به صورت تجربی و عددی تأثیر تداخل امواج ضربه‌ای با لایه مرزی^۱ را بر عملکرد یک ورودی فراصوتی با تراکم ترکیبی بررسی کردند.

به دلیل وجود امواج ضربه‌ای آنتروپی، جریان افزایش پیدا می‌کند، بنابراین یکی از روش‌های کاهش آنتروپی جریان، استفاده از تعداد زیادی از امواج تراکمی^۲ به جای چندین موج ضربه‌ای نسبتاً قوی است [۱۱]. در همین راستا، مطالعه‌ای به منظور به حداقل رساندن مقدار آنتروپی در عدد ماخ $2/5$ انجام شده است. در این پژوهش اسپایک ورودی از 18 قسمت گوه‌ای شکل تشکیل شده است. در این هندسه، اولین گوه با جریان آزاد زاویه 3 درجه دارد و به ترتیب $1/5$ درجه زاویه گوه‌ها افزایش پیدا می‌کند. همان‌گونه که در شکل ۲-الف قابل ملاحظه است، انعکاس امواج تراکمی از لبه پوسته^۳ یک موج ضربه‌ای مایل است. در شکل ۲-ب، لبه پوسته مقداری جلوتر آمده، در نتیجه به جای یک موج ضربه‌ای مایل انعکاسی، مجموعه‌ای از امواج تراکمی وجود خواهد داشت که سبب ثابت ماندن آنتروپی جریان خواهد شد؛ به عبارتی در این حالت، تولید آنتروپی نزدیک به صفر است [۱۲].

موتورهای هواتنفسی دارای اجزای مختلفی مانند ورودی هوا، فن^۴، کمپرسور^۵، محفظه احتراق^۶ و نازل هستند. برای تولید یک نیروی جلوبرندگی مؤثر لازم است که کلیه اجزا، بیشترین کار مفید ممکن را تولید کنند؛ بنابراین استفاده از مفهوم یکسان برای تمام اجزا به منظور بررسی و مقایسه میزان کار مفید هر قسمت، امری مفید و ضروری است. با استفاده از مفهوم تولید آنتروپی، می‌توان سهم تولید و عوامل مؤثر در بازگشت ناپذیری هر قسمت را مشخص کرد و در نهایت بازگشت ناپذیری سیستم را به صورت کلی محاسبه کرد.

¹ Shock Wave Boundary-Layer Interaction (SWLI)

² Compression Waves

³ Cowl Lip

⁴ Fan

⁵ Compressor

⁶ Combustion Chamber

تنظیم می‌شود. در این تحقیق زاویه حمله مدل، صفر درجه و عدد ماخ جریان آزاد بالادست، $2/0$ در نظر گرفته شده است. دیواره‌های جانبی محفظه آزمون دارای پنجره با شیشه‌های مناسب سیستم‌های آشکارساز جریان است [۱۵]. جهت آشکارسازی جریان، از سامانه سایه‌نگاری استفاده شده است. در این پژوهش به منظور ثبت تصاویر سایه‌نگاری، از یک دوربین با بیشینه سرعت تصویربرداری 1000 فریم در ثانیه با ابعاد عکس 800 در 600 پیکسل استفاده شده است. با توجه به نوع تونل باد (مدار باز) فشار کل و دمای کل محفظه آزمون در آزمایش‌ها ثابت و به ترتیب در حدود 85000 پاسکال و 298 کلون برابر با دما و فشار محیط بوده است.

۲-۲- مدل

ورودی مورد استفاده در این تحقیق، یک مدل آزمایشگاهی در مقیاس $1:1$ است. این ورودی از نوع تقارن محوری با تراکم ترکیبی است که برای عدد ماخ $2/0$ و نسبت طول به قطر، $3/4$ طراحی شده است. شکل ۳ مدل را داخل تونل باد نشان می‌دهد. شکل ۴ نمای شماتیک مدل و متعلقات مربوط به آن را نشان می‌دهد.

۲-۳- ابزار اندازه‌گیری فشار

شصت عدد حسگر حساس فشار برای اندازه‌گیری فشار استاتیک و فشار کل داخل مدل و دیواره‌های تونل در هر آزمون استفاده شده است که دقت آن‌ها، 0.1% بازه ولتاژ خروجی آن‌ها بوده است. تعدادی از این حسگرها در موقعیت‌های مختلف روی جسم مرکزی ورودی هوا به منظور اندازه‌گیری توزیع فشار استاتیک تعبیه شده‌اند. در این ورودی از دو نوع حسگر فرکانس بالا و فرکانس پایین استفاده شده است. شکل ۵ نام و مکان قرارگیری حسگرهای اندازه‌گیری فشار استاتیک را روی مدل نشان می‌دهد.

همان‌گونه که در شکل ۴ مشاهده می‌شود، دو عدد ریک^۸ ریک^۸ که یکی مربوط به گلوگاه و دیگری مربوط به انتهای دیفیوزر است، به ترتیب در موقعیت‌های $x/d=0.18$ و $x/d=2/4$ قرار

برای بررسی دقیق‌تر آرایش امواج ضربه‌ای، علاوه بر نتایج حسگرهای فشار^۱، از عکس‌های سایه‌نگاری^۲ و شبیه‌سازی عددی استفاده شده است. در این تحقیق، مقدار نرخ تولید آنتروپی در اثر حضور امواج ضربه‌ای مختلف، جدایش لایه مرزی و برهم‌کنش امواج ضربه‌ای با یکدیگر و با لایه‌مرزی در پس‌فشارهای مختلف ورودی به صورت محلی، مورد بررسی قرار گرفته است؛ همچنین از آنجا که نوسانات فشاری جریان بر میزان تولید آنتروپی تأثیر می‌گذارند، بنابراین میزان نوسانات میدان فشاری جریان و تأثیر آن بر مقدار آنتروپی تولیدشده در پس‌فشارهای مختلف، مورد مطالعه قرار گرفته است.

۲- تجهیزات آزمایش

ابزار مورد استفاده در این آزمایش‌ها، تونل باد فراصوتی، مدل فشاری ورودی (که توانایی بازخوانی فشار استاتیک روی سطح مدل را فراهم می‌آورد)، سیستم حرکت دهنده درپوش^۳ به منظور کنترل دبی جرمی ورودی، پتانسیومترهای^۴ نشان‌دهنده موقعیت درپوش، حسگرهای فشار، سیستم اخذ و پردازش داده‌های حسگرها و تجهیزات آشکارسازی جریان هستند که در این قسمت معرفی می‌شوند.

۲-۱- تونل باد

تمامی آزمایش‌های تجربی در تونل باد فراصوتی مرکز آیرودینامیک قدر دانشگاه امام حسین (ع) انجام شده‌اند. این تونل باد از نوع مدار باز با محفظه آزمون با سطح مقطع مربعی به ابعاد 60×60 سانتی‌متر مربع تشکیل شده است که جریان آن به صورت مکشی و مداوم است. شدت آشفتگی^۵ جریان از 0.4% تا 1.4% برای محدوده اعداد رینولدز 6×10^6 تا 7×10^7 بر واحد متر تغییر می‌کند [۱۴]. این تونل باد مجهز به یک نازل^۶ با هندسه متغیر است که با تغییر تغییر شکل پروفیل^۷ آن سرعت جریان در محفظه آزمون

¹ Pressure Transducer

² Shadowgraph

³ Plug

⁴ Potentiometer

⁵ Turbulent Intensity

⁶ Nozzle

⁷ Profile

⁸ Rake

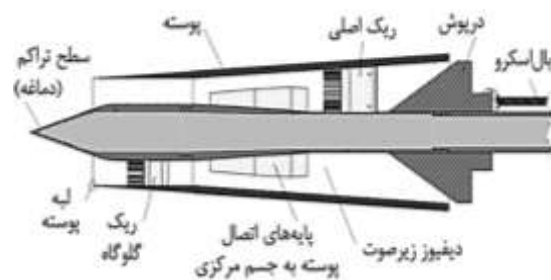
شده است. ریک اصلی نیز، دارای ۱۷ پراب بوده که برای اندازه‌گیری پروفیل فشار کل در انتهای مدل، مورد استفاده قرار گرفته است. عدم قطعیت پارامترهای عملکردی و داده‌های اندازه‌گیری شده، در جدول ۱ آمده است [۱۶]. در این جدول به علت اینکه از دو نوع حسگر فشار در آزمایش‌ها استفاده شده است، دو مقدار برای فشار ذکر شده است. زمان و فرکانس داده‌برداری برای هر نسبت انسداد، به ترتیب ۱/۸ ثانیه و ۲/۸ کیلوهرتز بوده است.



شکل ۳- مدل ورودی طراحی شده در تونل باد

جدول ۱- عدم قطعیت کمیت‌ها [۱۶]

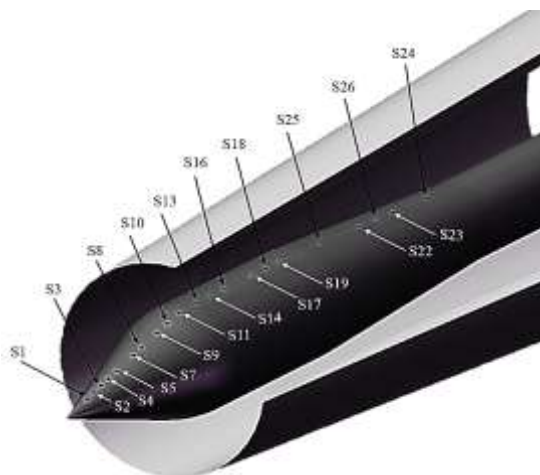
کمیت	عدم قطعیت بر حسب درصد
$\Delta P/P$	۱/۴۲۱ و ۰/۹۲۹
$\Delta P_t/P_t$	۱/۴۲۱ و ۰/۹۲۹
$\Delta M_\infty/M_\infty$	۱/۱۶۲
$\Delta Re/Re$	۱/۹۳۶



شکل ۴- شماتیک مدل ورودی هوا و متعلقات آن

۲-۴- فرآیند آزمایش‌ها

با جابجایی افقی درپوش انتهایی مدل، پس‌فشار^۲ ورودی تنظیم می‌شود و می‌توان شرایط طراحی و غیر طراحی را ایجاد و عملکرد ورودی را بررسی کرد. در ابتدای آزمون، درپوش در مکانی قرار گرفته است که سطح خروجی جریان بیشینه باشد. سپس درپوش در ۳ حالت دیگر به سمت جلو حرکت کرده و سطح خروجی جریان کاهش یافته است. برای هر حالت داده‌های همه ۶۰ حسگر فشار جمع‌آوری شده است. نسبت انسداد خروجی^۳ بیانگر موقعیت درپوش و میزان میزان گرفتگی سطح خروجی جریان است. این پارامتر به‌صورت نسبت ارتفاع مجرای خروجی مسدود شده توسط درپوش به ارتفاع کل مجرای خروجی جریان تعریف شده است. نسبت انسدادهای استفاده شده در این مطالعه عبارت- اند از: ۵۵٪، ۶۰٪، ۶۲.۵٪ و ۶۵٪. با توجه به شکل ۶، نسبت انسداد خروجی با رابطه (۱) تعریف می‌شود:



شکل ۵- نام و مکان قرارگیری حسگرهای فشار استاتیک

گرفته‌اند که از این پس ریک گلوگاه و ریک اصلی نامیده می‌شوند. ریک گلوگاه، دارای ۱۲ پراب^۱ بوده و برای اندازه‌گیری پروفیل لایه مرزی و فشار کل در گلوگاه استفاده

² Back Pressure

³ Exit Blockage Ratio (EBR)

¹ Probe

در رابطه (۴) فشار کل به صورت میانگین وزنی سطح^۱ در نظر گرفته شده است. به نسبت میانگین فشار کل در سطح انتهایی ورودی به فشار کل جریان آزاد، بازیافت فشار کل نیز می گویند:

$$TPR = \frac{P_{t,out}}{P_{t,in}} \quad (5)$$

در نهایت میزان تولید آنتروپی جریان در اثر بازگشت ناپذیری های موجود، با استفاده از رابطه (۶) به دست می آید [۱۷]:

$$\dot{S}_{gen} = \frac{\dot{E}x_{Loss}}{T_{amb}} \quad (6)$$

همچنین با استفاده از رابطه (۷)، میزان تولید آنتروپی به صورت محلی قابل محاسبه است [۱۸]:

$$\dot{s}_{gen} = \frac{\mu}{T} \left[2 \left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + 2 \left(\frac{\partial v}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right)^2 \right] + \frac{K}{T^2} \left[\left(\frac{\partial T}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right)^2 \right] \quad (7)$$

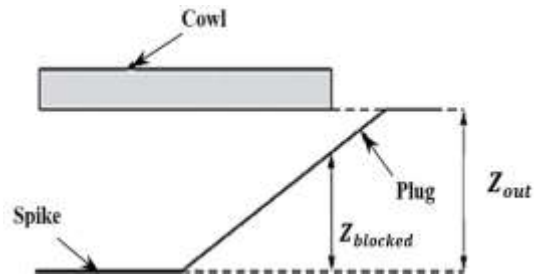
در آن μ با استفاده از رابطه ساترلند^۲ محاسبه شده است [۱۹]:

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{3}{2}} \left(\frac{T_0 + \Psi}{T + \Psi} \right) \quad (8)$$

که در آن، $T_0 = 273 \text{ K}$ ، $\mu_0 = 1/71 \times 10^{-5} \text{ kg/(m.s)}$ و $K = 110/4 \text{ W/(K.m)}$ ؛ همچنین $\Psi = 110/4 \text{ K}$ ضریب هدایت حرارتی هوا است که مقداری برابر با 0.0242 W/(K.m) دارد.

۴- مشخصات شبیه سازی عددی

شکل ۷ جزئیات شبکه و شرایط مرزی استفاده شده برای این پژوهش را نشان می دهد. به منظور بالا بردن کیفیت شبکه محاسباتی، از چندین بلوک محاسباتی در سرتاسر دامنه حل استفاده شده است. این بلوکها سبب کنترل بهتر نسبت ضریب منظری سلولها (نسبت طول به عرض سلول) و توزیع



شکل ۶- پارامترهای مربوط به نسبت انسداد خروجی

$$EBR = \frac{Z_{blocked}}{Z_{out}} \quad (1)$$

۳- قانون دوم ترمودینامیک

اغلب فرایندها در طبیعت نسبت به جهت حساس هستند و در یک جهت خاص رخ می دهند. قانون دوم ترمودینامیک، مبنایی برای تعیین جهت انجام خودبه خودی یک فرآیند است؛ بنابراین برای اینکه معیاری از میزان قابلیت انجام کار مفید توسط جریان به دست آورد، استفاده از قانون دوم ترمودینامیک ضروری است. اگزورژی بیان گر کار مفید جریان است، لذا طبق پایستاری اگزورژی جریان:

$$\dot{\Sigma} \dot{E}x_{in} = \dot{\Sigma} \dot{E}x_{out} + \dot{\Sigma} \dot{E}x_{loss} \quad (2)$$

که به ترتیب از سمت چپ عبارت اول اگزورژی جریان ورودی به سیستم، عبارت دوم اگزورژی جریان خروجی از سیستم و عبارت سوم اگزورژی تخریب سیستم است. در سیستم های باز اگر اختلاف پتانسیل گرانشی ناچیز و جریان پایا باشد، با تفاضل اگزورژی جریان ورودی و خروجی، اگزورژی تخریب به صورت رابطه (۳) به دست می آید [۱۷]:

$$\dot{E}x_{loss} = \sum \dot{m}_{in} \left(h_{in} + \frac{V_{in}^2}{2} \right) - \sum \dot{m}_{out} \left(h_{out} + \frac{V_{out}^2}{2} \right) - T_{amb} \left(\sum \dot{m}_{in} (s_{in}) - \sum \dot{m}_{out} (s_{out}) \right) \quad (3)$$

با فرض اینکه جریان بی دررو و کار ناشی از لزجت ناچیز باشد، می توان گفت $T_{i,in} = T_{i,out}$ ، بنابراین می توان اثبات کرد که برای حالت سکون، رابطه (۳) به شکل رابطه (۴) تبدیل می شود:

$$\dot{E}x_{Loss} = -\dot{m} T_{amb} R \ln \frac{P_{t,out}}{P_{t,in}} \quad (4)$$

¹ Area-Weighted Average

² Sutherland

برای شبیه‌سازی عددی مدل به‌صورت دو بعدی با فرض تقارن محوری، دیواره‌ها آدیاباتیکی و جریان پایا در نظر گرفته شده است؛ همچنین استرات‌های^۱ وصل‌کننده پوسته به اسپایک و ریک‌های اندازه‌گیری فشار کل در شبیه‌سازی عددی صرف‌نظر شده‌اند [۱۱]. با اعمال این فرضیات با حل معادلات ناویر استوکس توسط نرم‌افزار انسیس فلونت، ۱۸/۲ شبیه‌سازی انجام شده است. در این پژوهش از حل‌گر چگالی مینا و مدل آشفتگی k- ω SST استفاده شده است. دلیل استفاده از این مدل آشفتگی، این است که نرم‌افزار فلونت برای جریان‌های همراه با گرادیان فشار مثبت که در معرض جدایش جریان هستند (مانند جریان در ورودی هوا) این مدل را پیشنهاد داده است. معیار همگرایی رسیدن باقی‌مانده‌های حل عددی به مرتبه‌ای کمتر از 1×10^{-4} برای مولفه‌های سرعت و غیره در نظر گرفته شده است.

۵- نتایج

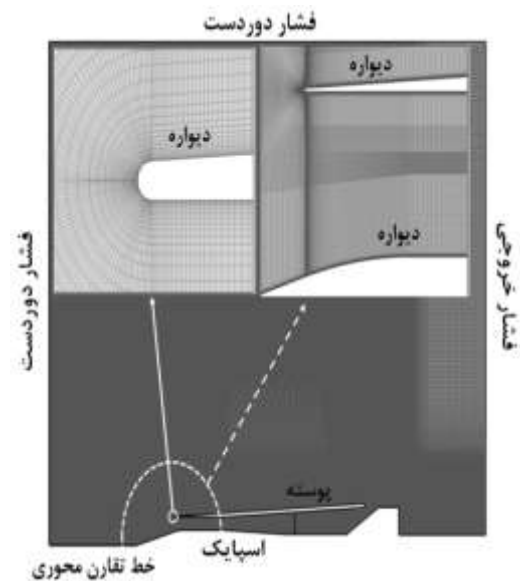
بعد از اعتبارسنجی روش عددی، به‌منظور بررسی کیفیت جریان در انتهای ورودی لازم است، ابتدا الگوی جریان و آرایش امواج ضربه‌ای برای هر نسبت انسداد خروجی مطالعه شود. سپس برای نسبت انسدادهای مختلف عوامل مؤثر بر تولید آنتروپی جریان، مورد ارزیابی قرار می‌گیرد.

۵-۱- صحت‌سنجی

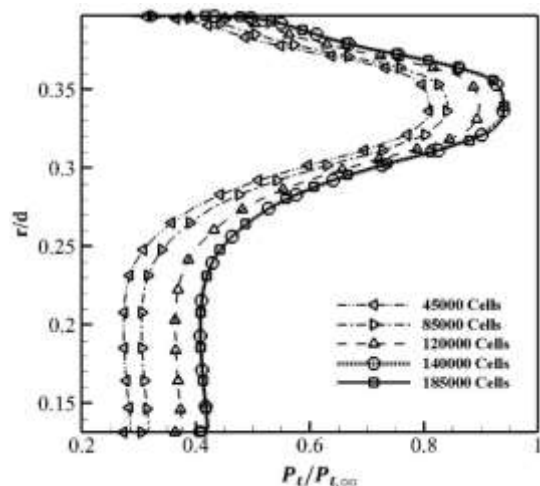
شکل‌های ۹ و ۱۰، به ترتیب نسبت فشار استاتیکی روی اسپایک (فشار استاتیکی روی اسپایک به فشار استاتیکی جریان آزاد) و توزیع شعاعی نسبت فشار کل ریک اصلی را در نسبت انسداد ۵۵٪ نشان می‌دهند. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، نتایج عددی با دقت مناسبی با نتایج تجربی مطابق دارند. مطابق شکل ۹، بیشینه میزان خطا از ۱۴٪ تجاوز نمی‌کند؛ همچنین در شکل ۱۰، این مقدار حدود ۷٪ است. علت اصلی وجود خطا در نتایج شبیه‌سازی عددی نسبت به نتایج حاصل از تونل باد، وجود استرات‌های وصل‌کننده پوسته به اسپایک و حضور ریک گلوگاه در آزمایش‌های تونل باد و عدم در نظر گرفتن آن‌ها در شبیه‌سازی عددی است. با این وجود نتایج عددی دقت مناسبی برای پیش‌بینی جریان دارند.

^۱ Struts

یکنواخت‌تر آن‌ها در دامنه محاسباتی می‌شود. پنج شبکه با تعداد متفاوت سلول مطابق شکل ۸، جهت بررسی استقلال حل از شبکه، مورد مطالعه قرار گرفت. بر اساس این شکل از شبکه با تعداد سلول ۱۴۰۰۰۰ به‌منظور ادامه روند شبیه‌سازی استفاده می‌شود. شایان ذکر است، در این پژوهش فاصله اولین ردیف شبکه از مرز دیواره نسبت به قطر مدل، $y/d = 8 \times 10^{-5}$ در نظر گرفته شده است تا میزان Y^+ در محدوده زیر ۵ باقی بماند.



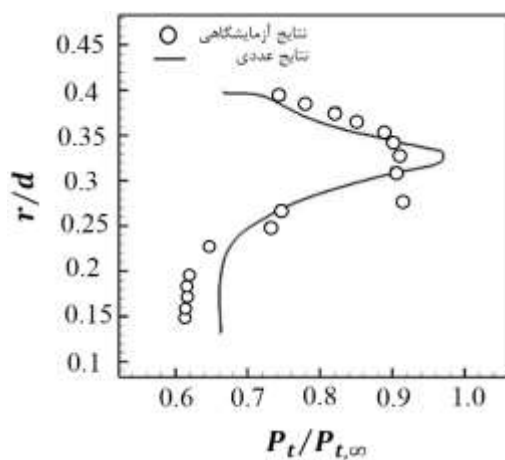
شکل ۷- جزئیات شبکه و شرایط مرزی



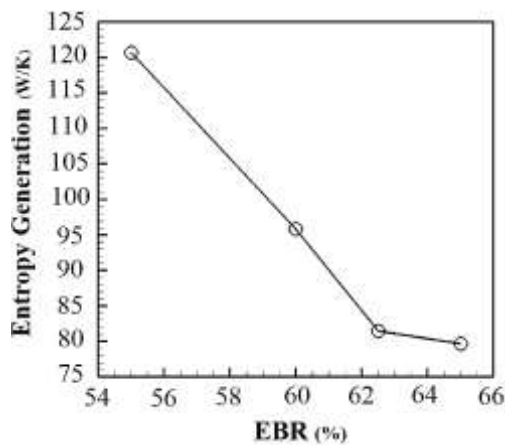
شکل ۸- توزیع شعاعی نسبت فشار کل در محل ریک اصلی برای شبکه‌های مختلف

شایان ذکر است، همان‌طور که شکل ۹ نشان می‌دهد، در این مطالعه مجموعه امواج ضربه‌ای و انعکاس‌های آن‌ها از ابتدای دهانه ورودی تا انتهای ناحیه اختلاط^۱ داخل ورودی، شبه امواج ضربه‌ای^۲ نامیده می‌شود.

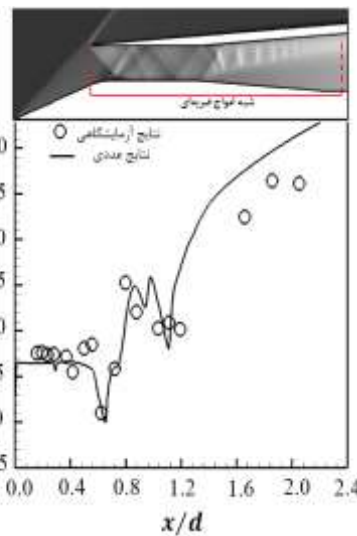
شایان ذکر است، همان‌طور که شکل ۹ نشان می‌دهد، در این مطالعه مجموعه امواج ضربه‌ای و انعکاس‌های آن‌ها از ابتدای دهانه ورودی تا انتهای ناحیه اختلاط^۱ داخل ورودی، شبه امواج ضربه‌ای^۲ نامیده می‌شود.



شکل ۱۰- مقایسه توزیع شعاعی نسبت فشار کل ریک اصلی حاصل از نتایج عددی و تجربی در نسبت انسداد ۵۵٪



شکل ۱۱- نمودار تولید آنتروپی برحسب نسبت انسداد



شکل ۹- مقایسه نسبت فشار استاتیکی روی اسپایک حاصل از نتایج عددی و تجربی در نسبت انسداد ۵۵٪

۵-۲- بررسی آنتروپی تولید شده در جریان در نسبت انسدادهای مختلف

در شکل ۱۱ آنتروپی تولید شده در نسبت انسدادهای مختلف، نشان داده شده است. با افزایش نسبت انسداد (محدوده در نظر گرفته شده در این پژوهش)، پس‌فشار انتهای ورودی افزایش یافته و موج ضربه‌ای عمودی را به بالادست حرکت می‌دهد و همان‌گونه که از نتایج شکل ۱۱ مشخص است، با حرکت موج ضربه‌ای عمودی به طرف بالادست، عوامل مؤثر در تولید آنتروپی نظیر، تداخلات امواج ضربه‌ای و لایه مرزی و در نتیجه جدایش جریان کمتر شده و بازگشت‌ناپذیری‌های ورودی کاهش پیدا می‌کنند. شکل‌های ۱۲ و ۱۳ به ترتیب میزان تولید آنتروپی محلی در نسبت انسدادهای ۵۵٪ و ۶۲/۵٪ را نشان می‌دهند. همان‌طور که مشاهده می‌شود، وجود امواج ضربه‌ای، حضور لایه مرزی و

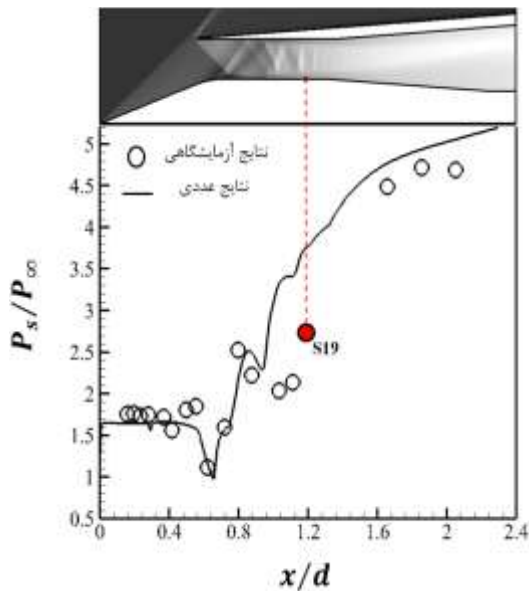
³ Separation Shock Wave

⁴ Slip Line

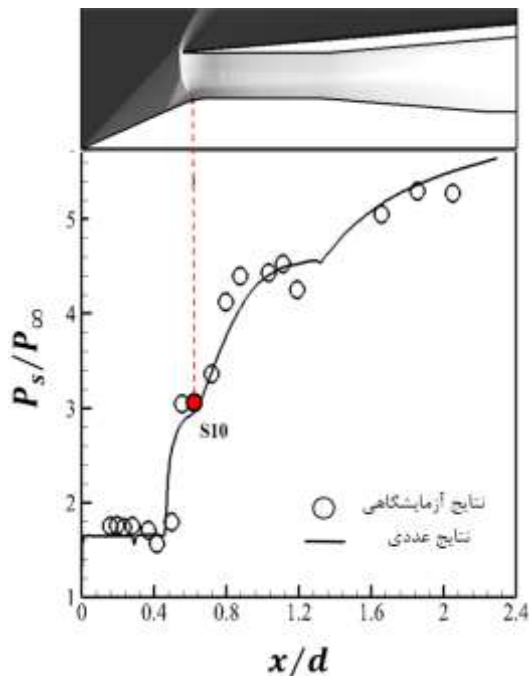
¹ Mixing Region

² Pseudo Shock Waves

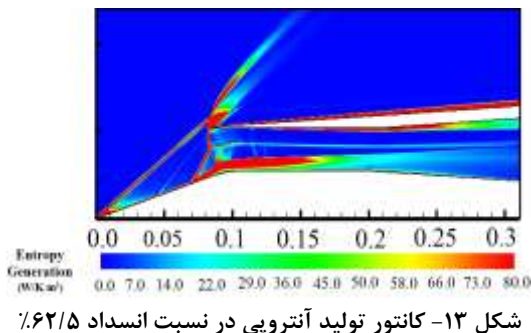
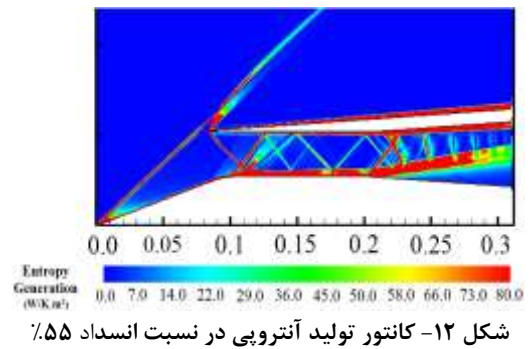
بازگشت‌ناپذیری جریان در مقایسه با نسبت انسداد ۰/۶۰، به میزان ۱۵٪ کاهش یافته است. با افزایش بیشتر نسبت انسداد



شکل ۱۲- کانتور تولید آنتروپی در نسبت انسداد ۰/۵۵
شکل ۱۴- نسبت فشار استاتیکی روی اسپایک در حالت عددی و تجربی در نسبت انسداد ۰/۶۰



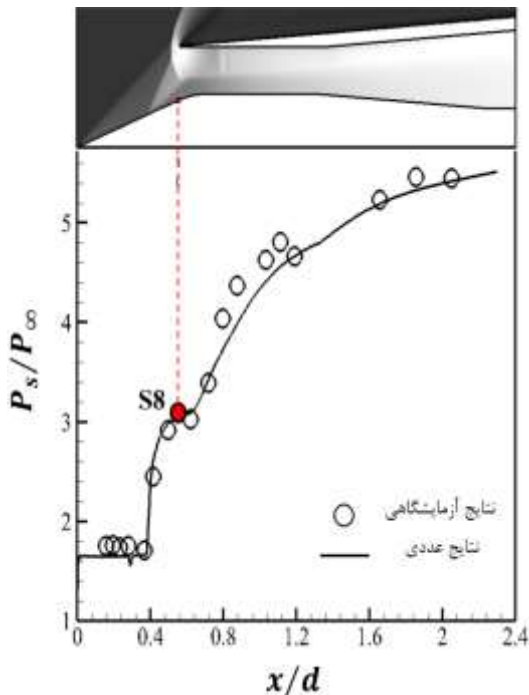
شکل ۱۳- کانتور تولید آنتروپی در نسبت انسداد ۰/۶۲/۵
شکل ۱۵- نسبت فشار استاتیکی روی اسپایک در حالت عددی و تجربی در نسبت انسداد ۰/۶۲/۵



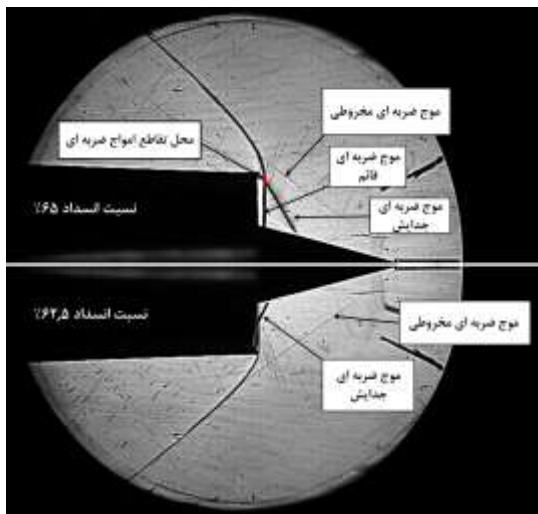
در نسبت انسداد ۰/۵۵ ورودی در حالت فرابحرانی^۱ قرار دارد و موج ضربه‌ای عمودی در پایین‌دست‌ترین موقعیت نسبت به گلوگاه قرار دارد. با افزایش نسبت انسداد ورودی به ۰/۶۰ مطابق شکل ۱۴، طول قطار امواج ضربه‌ای کاهش و موج ضربه‌ای عمودی در گلوگاه قرار می‌گیرد. با توجه به شکل ۱۴ در نسبت انسداد ۰/۶۰، حسگر S19 در $x/d=1/19$ به دلیل افزایش ناگهانی فشار استاتیکی قرارگیری موج ضربه‌ای عمودی را در مجاورت خود نشان می‌دهد. کاهش طول قطار امواج ضربه‌ای در نسبت انسداد ۰/۶۰، باعث کاهش آنتروپی جریان به میزان ۰/۲۰/۱۶٪ در مقایسه با نسبت انسداد ۰/۵۵ شده است.

با توجه به شکل ۱۵ با افزایش بیشتر نسبت انسداد به ۰/۶۲/۵ پس‌فشار ورودی افزایش بیشتری پیدا کرده است و موج ضربه‌ای عمودی در مجاورت حسگر S10 ($x/d=0/55$) در لبه دهانه ورودی قرار می‌گیرد. در این حالت طول شبه امواج ضربه‌ای نسبت به حالت‌های قبل کوتاه‌تر و به یک موج ضربه‌ای عمودی تنها تبدیل شده است، در نتیجه

^۱ Supercritical



شکل ۱۶- نسبت فشار استاتیکی روی اسپایک در حالت عددی و تجربی در نسبت انسداد ۰.۶۵٪



شکل ۱۷- مقایسه زاویه موج ضربه‌ای جدایش در دو نسبت انسداد ۰.۶۵٪ و ۰.۶۲۵٪

ترکیبی از فرکانس‌های مختلف مشاهده می‌شود و فرکانس غالب معینی وجود ندارد. احتمالاً دلیل این امر، ضخامت زیاد لایه مرزی جدا شده و نوسانات ضعیف شبه امواج ضربه‌ای باشد. همان‌طور که در شکل ۱۸-د ملاحظه می‌گردد، با

ورودی به ۰.۶۵٪، موج ضربه‌ای عمودی از ورودی خارج شده و با توجه به شکل ۱۶ در مجاورت حسگر S8 در $x/d=0.499$ قرار می‌گیرد و دبی جریان به مقدار ۸/۵٪ سرریز می‌کند. همان‌طور که از شکل ۱۱ ملاحظه می‌شود، آنتروپی جریان در این حالت نسبت به حالت قبلی به مقدار ۲/۲ درصد کاهش یافته است.

در نسبت انسداد ۰.۶۵٪ در مقایسه با نسبت انسداد ۰.۶۲۵٪، زاویه موج ضربه‌ای بیشتر است که در اثر جدایش روی اسپایک به وجود می‌آید. این مطلب مطابق با شکل ۱۷ با استفاده از تصاویر سایه‌نگاری کاملاً مشهود است؛ بنابراین عدد ماخ جریان در اثر عبور از موج ضربه‌ای جدایش در بالادست موج ضربه‌ای عمودی، به مقدار بیشتری کاهش پیدا می‌کند. به این دلیل موج ضربه‌ای عمودی در ۰.۶۵٪ ضعیف‌تر و اتلافات آن کمتر است.

۵-۳- بررسی تأثیر نوسانات فشاری میدان جریان بر تولید آنتروپی

هدف این قسمت بررسی نوسانات جریان و ارتباط آن با تولید آنتروپی است. طبق معادله کراکو،^۱ ناپایداری جریان می‌تواند سبب تولید آنتروپی شود [۲۰]:

$$T\bar{\nabla} \cdot \bar{V} = \frac{\partial \bar{V}}{\partial t} - \bar{V} \times \bar{\omega} + \bar{\nabla} h_t \quad (9)$$

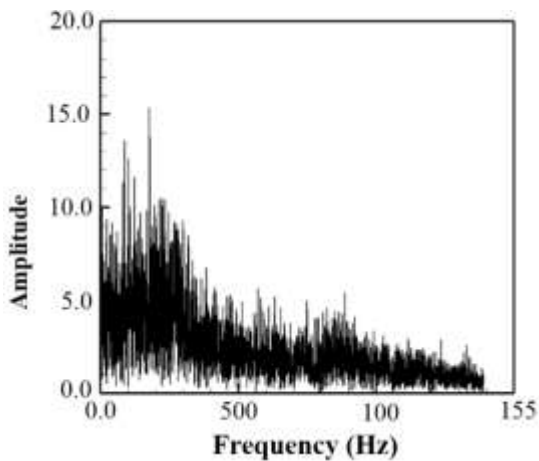
بنابراین بررسی نوسانات فشاری میدان جریان بر تولید آنتروپی حائز اهمیت است. در شکل ۱۸ سیگنال فشار حسگرهای T21، T6 و S10 در نسبت انسدادهای مورد بررسی در این مطالعه، نشان داده شده است. حسگرهای T21 و T6 برای اندازه‌گیری فشار کل به ترتیب در میانه ریک اصلی ($r/d=0.27$) و در میانه ریک گلوگاه ($r/d=0.25$) استفاده شده‌اند. عوامل مهم و تأثیرگذار در نوسانات حسگرهای اشاره شده، جدایش جریان و نوسان شبه امواج ضربه‌ای است.

با توجه به شکل ۱۸-د، در نسبت انسداد ۰.۵۵٪ حسگر T21 نوساناتی را نشان می‌دهد. این نوسانات به دلیل جدایش زیاد جریان در انتهای ورودی و نوسانات شبه امواج ضربه‌ای است؛ همچنین در نسبت انسداد ۰.۵۵٪ با توجه به شکل ۱۹،

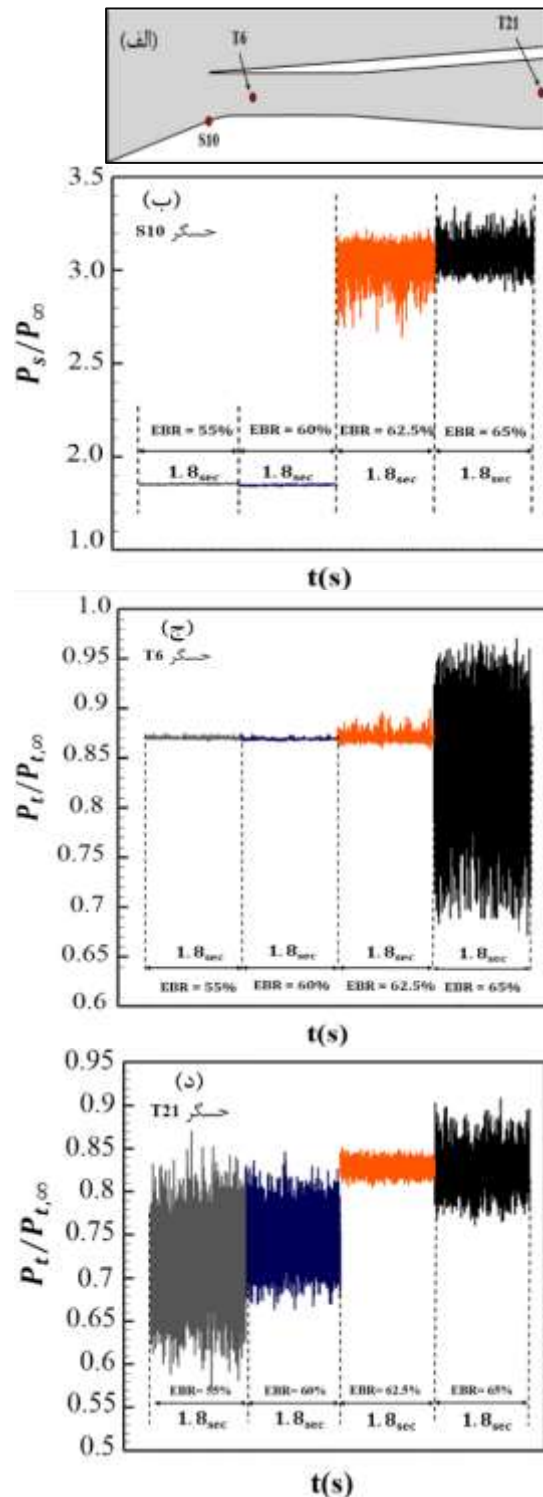
^۱ Crocco

افزایش بیشتر نسبت انسداد به ۶۰٪ نوسانات حسگر T21 در انتهای ورودی کاهش پیدا می‌کند.

از دلایل مهمی که باعث کاهش نوسانات جریان در نسبت انسداد ۶۰٪ می‌شود، کاهش نوسانات شبه امواج ضربه‌ای و کاهش جدایش جریان در انتهای ورودی است. با افزایش بیشتر نسبت انسداد به ۶۲/۵٪، طول شبه امواج ضربه‌ای کوتاه‌تر و سبب کاهش بیشتر نوسانات شبه امواج ضربه‌ای و نیز کاهش جدایش جریان می‌شود؛ در نتیجه نوسانات حسگر T21 کاهش پیدا می‌کند. همان‌طور که در شکل ۱۸-ب و ۱۸-ج قابل‌ملاحظه است، در نسبت انسداد ۶۲/۵٪، حسگرهای T6 و S10 شروع به نمایش نوسانات می‌کنند. شایان ذکر است که در این نسبت انسداد موج ضربه‌ای عمودی در بالادست حسگر T6 و در مجاورت حسگر S10 قرار می‌گیرد که باعث نوسانات فشاری این حسگرها می‌شود. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، کاهش نوسانات شبه امواج ضربه‌ای و جدایش جریان داخل دیفیوزر نیز، از عوامل مؤثر در تولید آنتروپی جریان است؛ بنابراین می‌توان در نسبت انسدادهای ۵۵٪ (حالت فرابحرانی)، ۶۰٪ و ۶۲/۵٪ (حالت بحرانی^۱) تولید آنتروپی جریان را با نوسانات حسگر T2 (نوسانات جریان در انتهای ورودی) به‌صورت مستقیم مرتبط دانست.



شکل ۱۹- نمودار پاسخ فرکانسی نسبت فشار حسگر T21 در نسبت انسداد ۵۵٪ با استفاده از روش FFT^۲



شکل ۱۸- (الف) موقعیت قرارگیری حسگرهای S10، T6 و T21. (ب) نسبت فشار استاتیکی برای حسگر S10، (ج) نسبت فشار کل برای حسگر T6 و (د) نسبت فشار کل برای حسگر T21

¹ Critical State

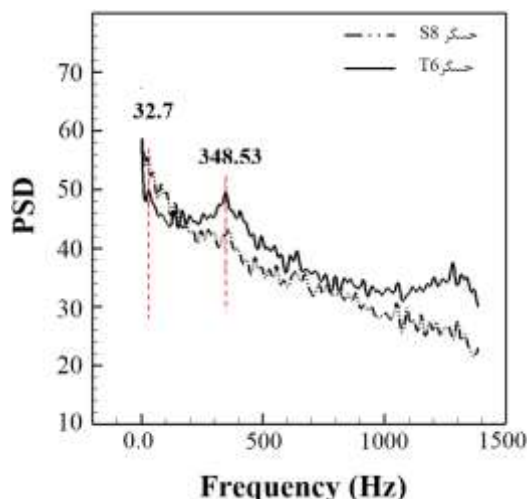
² Fast Fourier Transform

موج ضربه‌ای عمودی به سیال تزریق می‌کند. همان‌طور که در این قسمت ملاحظه گردید، افزایش پس‌فشار ورودی و در نتیجه حرکت موج ضربه‌ای عمودی به سمت بالادست، سبب کاهش نوسانات شبه امواج ضربه‌ای و کاهش جدایش جریان در انتهای ورودی و کاهش آنتروپی می‌شود؛ در نتیجه در نسبت انسداد ۵۵، ۶۰ و ۶۲/۵ درصد، کاهش نوسانات حسگر T21 ارتباط مستقیمی با کاهش تولید آنتروپی دارد. در نسبت انسداد ۶۵٪، نوسانات حسگر T21 ناشی از تزریق نوسانات موج ضربه‌ای عمودی در جلوی ورودی است و تأثیری در تولید آنتروپی جریان ندارد. شایان‌ذکر است که برخلاف حالت‌های قبل، این نوسانات در حسگر T21 ارتباطی به جدایش لایه مرزی در انتهای ورودی ندارد.

۶- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این مطالعه یک ورودی فراصوتی در عدد ماخ طراحی ۲/۰ و زاویه‌ی حمله صفر درجه، به‌صورت تجربی و عددی مورد بررسی قرار گرفت. در قسمت اعتبارسنجی، نتایج عددی با دقت قابل قبولی با نتایج تجربی مطابقت داشتند. در این پژوهش، جریان در ورودی فراصوتی تقارن‌محوری بر مبنای قانون دوم ترمودینامیک بررسی شد و ملاحظه گردید که وجود امواج ضربه‌ای و لایه مرزی، از عوامل مهم در تولید آنتروپی ورودی هستند. نتایج حاصل از پژوهش نشان می‌دهد که با افزایش پس‌فشار ورودی و حرکت موج ضربه‌ای عمودی به سمت بالادست، طول شبه‌امواج ضربه‌ای و جدایش جریان و در نتیجه تولید آنتروپی کاهش پیدا می‌کند؛ همچنین ملاحظه گردید که تولید آنتروپی با نوسانات جریان ارتباط دارد و تا زمانی که موج ضربه‌ای عمودی از دهانه ورودی خارج نشده (حالت‌های فرابحرانی و بحرانی)، نوسانات جریان در انتهای ورودی هوا با تولید آنتروپی ارتباط مستقیم خواهند داشت. با توجه به نتایج، در نسبت انسداد ۵۵٪ نرخ تولید آنتروپی ورودی برابر با $120/705 \text{ W/K}$ بوده است که در مقایسه با پس‌فشارهای مورد بررسی در این تحقیق، بیشترین مقدار را داشته است. با افزایش بیشتر نسبت انسداد ورودی از ۵۵٪ به ۶۰٪، از ۶۰٪ به ۶۲/۵٪ و از ۶۲/۵٪ به ۶۵٪ میزان کاهش نرخ تولید آنتروپی در هر حالت به ترتیب برابر با مقادیر ۲۰/۵۸٪، ۱۵/۰۳٪ و ۲/۱۹۴٪ است. از آنجا که طول شبه‌امواج ضربه‌ای و جدایش جریان در انتهای ورودی در

در نسبت انسداد ۶۵٪ با توجه به تصاویر سایه‌نگاری و نمودار سیگنال‌های فشار، موج ضربه‌ای عمودی شروع به نوسان می‌کند و در بالادست حسگر S8 قرار می‌گیرد. در شکل ۲۰، چگالی طیفی توان^۱ برای دو حسگر T6 و S8 نشان داده شده است.



شکل ۲۰- چگالی طیفی توان در نسبت انسداد ۶۵٪ برای دو حسگر S8 و T6

مطابق شکل ۲۰، در حسگر S8 فرکانس غالب معینی وجود ندارد؛ زیرا انرژی نوسانات در برابر اثرات لزجت کوچک است و ترکیبی از فرکانس‌های مختلف مشاهده می‌شود؛ اما حسگر T6 با توجه به قرارگیری در خارج از لایه مرزی اثرات لزجت روی آن کمتر است و دو فرکانس ۳۲۷ و ۳۴۸/۵۳ هرتز را نشان می‌دهد. شایان‌ذکر است که هنگام پدیده باز کل ورودی با فرکانس یکسان نوسان می‌کند. در نسبت انسداد ۶۵٪ از آنجایی که این نوسانات کل ورودی را در بر نمی‌گیرد، همچنان پدیده باز اتفاق نیفتاده است [۱۵]. در نسبت انسداد ۶۵٪، نوسانات موج ضربه‌ای عمودی به دلیل اثرات آکوستیکی^۲ انجام می‌شود [۱۵]. به این دلیل که موج ضربه‌ای عمودی از ورودی خارج شده و انتهای ورودی در ناحیه اختلاط قرار گرفته است، این نوسانات تأثیری در تولید آنتروپی نمی‌گذارد و فقط مقداری اغتشاش ناشی از نوسانات

^۱ Power Spectral Density (PSD)

^۲ Acoustic

قطر خروجی مدل، m	d	نسبت انسداد ۶۲/۵٪ تقریباً به حداقل مقدار خود می‌رسد، مشاهده شد که با افزایش نسبت انسداد به ۶۵٪، نرخ کاهش آنتروپی تغییر زیادی نکرده است. در نسبت انسداد ۶۵٪ که ورودی در حالت فروبحرانی قرار می‌گیرد، حسگرها دامنه بیشتری از نوسانات را نمایش می‌دهند. این نوسانات ناشی از اثرات آکوستیکی هستند و تأثیر قابل‌ملاحظه‌ای در تولید آنتروپی ندارند.
تغییرات	Δ	
لزجت دینامیکی، kg/(m.s)	μ	

زیرنویس‌ها

استاتیکی	s		۷- فهرست علائم
کل	t	نسبت انسداد خروجی، %	EBR
ورودی	in	ارتفاع، m	Z
خروجی	out	بازیافت فشار کل	TPR
جریان آزاد	∞	تولید آنتروپی، W/K	\dot{s}_{gen}
مجرای خروجی مسدود شده توسط درپوش	$blocked$	تولید آنتروپی بر واحد سطح، W/(K.m ²)	\dot{s}_{gen}''
اتلاف	$Loss$	عدد ماخ	M
محیط	amb	آنتالپی، J/kg	h
		سرعت، m/s	V

۸- مراجع

[1] Hemsch MJ, Nielsen JN (1986) Tactical missile aerodynamics. PROGR ASTRONAUT AERO AIAA 104(4).	مؤلفه سرعت در جهت x ، m/s	u
[2] Oswatitsch (1944) Pressure recovery for Missiles with reaction Propulsion at high supersonic speed. Nasa TM 1140.	مؤلفه سرعت در جهت y ، m/s	v
[3] Seddon J, Goldsmith EL (1985) Intake Aerodynamics. AIAA education series.	آنتروپی، J/(kg.K)	s
[۴] سلطانی م، عابدی م، یونسی سپاهی ج (۱۳۹۴) بررسی تجربی ناپایداری‌های یک ورودی هوای مافوق صوت با تراکم ترکیبی. مجله علمی پژوهشی مهندسی مکانیک مدرس ۱۰۰-۹۳ (۴): ۱۵.	فشار، Pa	p
[5] Herrmann D, Triesch K (2006) Experimental Investigation of Isolated Inlets for High Agile Missiles. Aerosp Sci Technol 10(8): 659-667.	عدد رینولدز	Re
[6] Herrmann D, Triesch K, Gulhan A (2008) Experimental study of chin intakes for airbreathing missiles with high agility. J Propul Power 24 (2): 236-244.	انگزرژی، W	\dot{E}_x
	دبی جرمی، kg/s	\dot{m}
	ثابت هوا، J/(kg.K)	R
	دما، K	T
	ضریب هدایت حرارتی، W/(K.m)	K

- [13] Dincer I, Cengel YA (2001) Energy, entropy and exergy concepts and their roles in thermal engineering. *Entropy* 3(3): 116-149.
- [14] Soltani MR, Farahani M (2012) Effects of angle of attack on the inlet buzz. *J Propul Power* 28(4): 747-757.
- [15] Soltani MR, Sepahi-Younsi J (2015) Buzz cycle description in an axisymmetric mixed-compression air intake. *AIAA J* 54(3): 1040-1053.
- [۱۶] سپاهی یونسی جواد (۱۳۹۳) بررسی تجربی پیشگیری از پدیده باز (Buzz) در یک ورودی هوای فراصوتی. رساله‌ی دکتری، دانشگاه صنعتی شریف، دانشکده‌ی مهندسی هوافضا.
- [17] Bejan A (2016) *Advanced engineering thermodynamics*. 2nd edn. John Wiley & Sons 66-69.
- [18] Bejan A (2004) *Convection heat transfer*. 3rd edn. John Wiley & Sons 18.
- [19] White FM (2011) *Fluid mechanics*. 7th edn. McGraw-hill, New Yourk.
- [20] Liepmann HW, Roshko A (1957) *Elements of gas dynamics*. John Wiley & Sons, New Yourk.
- [7] Hirschen C, Herrmann D, Gulhan A (2007) Experimental investigations of the performance and unsteady behavior of a supersonic intake. *J Propul Power* 23(3): 566-574.
- [8] Herrmann D, Siebe F, Gulhan A (2013) Pressure fluctuations (buzzing) and inlet performance of an airbreathing missile. *J Propul Power* 29(4): 839-848.
- [9] Soltani MR, Sepahi Younsi J, Farahani M, Masoud A (2012) Numerical simulation and parametric study of a supersonic intake. *P I MECH ENG G-J AER* 227(3): 467-479.
- [۱۰] ابراهیمی ع، زارع چاوشی م (۲۰۱۶) بررسی عددی اثر عدد ماخ جریان آزاد بر عملکرد یک دهانه ورودی تراکم ترکیبی. مجله علمی پژوهشی مهندسی مکانیک مدرس ۲۸۴-۲۷۵: ۷.
- [11] Soltani MR, Daliri A, Sepahi-Younsi J (2016) Effects of shock wave/boundary-layer interaction on performance and stability of a mixed-compression inlet. *Scientia Iranica* 23(4): 1811-1825.
- [12] Nakashima K, Saito T (2015) Performance Predictions of supersonic intakes with isentropic-compression forebody. 29th International Symposium on Shock Waves 2: 991-996.