

(Research Article)
Analysis and investigation of the effect of ambient temperature change on the sound and outlet temperature of the air turbine jet engine test cell using the ejector pump method

Ali Zamani Gharaghoshi, Behrooz Shahriari*, Hamid Farrokhfal, Ehsan Yari

Faculty of Mechanics, Malek Ashtar University of Technology

Revised: 2024/03/31, Accepted: 2024/09/21

Abstract

A test cell is used to evaluate the performance of aerospace jet engines. In this study, an ejector pump model is employed to analyze the engine output nozzle flow. The interaction between the flow exiting the nozzle and the test cell augmentor is examined. The augmentor flow is calculated using thermodynamic equations, while key design parameters, including the exit temperature of the test cell and the noise generated by the exit jet velocity, are investigated. The results are obtained for an ambient temperature range of -15°C to 75°C . The lowest and highest ambient temperatures result in the maximum flow rate and outlet temperature. In the most critical condition, the exit jet velocity must not exceed 40 m/s, and the jet exit temperature should remain below 300°C . The Computational Fluid Dynamics (CFD) method is used to analyze gas dynamics and acoustics. ANSYS software is utilized for meshing, and Fluent commercial software is applied for the analysis. The maximum sound intensity at a distance of 3 meters from the engine is found to be 175 dB, while the maximum sound intensity outside the test cell is approximately 95 dB. Additionally, the flow velocity at the test cell exit remains below 40 m/s.

Keywords: Aero turbine jet engine, Noise reduction, Test cell, Ejector pump model, Augmentor.

pp. 36-47 (In Persian)

* Corresponding author E-mail: shahriari@mut-es.ac.ir

تحلیل و بررسی اثر تغییر دمای محیط روی صدا و دمای خروجی اتاق آزمون موتور جت توربینی هوایی با استفاده از روش اجکتور پمپ

علی زمانی قراقوشی، بهروز شهریارى*، حمید فرخ‌فال، احسان یاری

مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

دریافت: ۱۴۰۳/۰۱/۱۲، پذیرش: ۱۴۰۳/۰۶/۳۱

چکیده

برای ارزیابی عملکرد موتورهای جت هو فضایی از اتاق آزمون استفاده می‌شود. در این مقاله از الگو اجکتور پمپ برای حل جریان نازل خروجی موتور استفاده می‌شود. جریان تقویت‌کننده با استفاده از معادلات ترمودینامیکی محاسبه می‌گردد. دمای خروجی اتاق آزمون و صدای تولید شده ناشی از سرعت جت خروجی به عنوان شبه‌سینج‌های کلیدی طراحی بررسی می‌شوند. نتایج برای محدوده دمای محیط از ۱۵- تا ۷۵ درجه سانتی‌گراد محاسبه می‌گردند. کم‌ترین و بیش‌ترین دما باعث ایجاد حداکثر سرعت جریان و حداکثر دما در خروجی می‌شود. سرعت جت خروجی در بحرانی‌ترین حالت نباید بیش‌تر از ۴۰ متر بر ثانیه باشد و دمای خروجی جت نباید از ۳۰۰ درجه سانتی‌گراد بیش‌تر شود. از روش دینامیک سیالات محاسباتی برای حل جریان گاز دینامیک و صوتین، استفاده شده‌است. برای شبکه‌بندی از نرم‌افزار انسیس مشینگ^۱ و برای تحلیل از نرم‌افزار تجاری انسیس فلونت^۲ استفاده شده‌است. حداکثر مقدار شدت امواج صوتی در فاصله ۳ متری موتور برابر ۱۷۵ دسی‌بل و حداکثر مقدار شدت امواج صوتی در قسمت بیرون اتاق آزمون حدود ۹۵ دسی‌بل می‌باشد. همچنین سرعت جریان در قسمت خروج از اتاق آزمون زیر ۴۰ متر بر ثانیه می‌باشد.

کلیدواژه‌ها: موتور جت توربینی هوایی، کاهش تراز صدا، اتاق آزمون، الگو اجکتور پمپ، تقویت‌کننده.

۱. مقدمه

بررسی صحت عملکرد اجزای موتورهای جت هو فضایی و همچنین عملکرد یکپارچه این موتورها بخش مهمی از روند طراحی، عملیاتی‌سازی و تحویل به مشتری است که مستلزم ساعت‌ها آزمون روی سطح زمین و همچنین آزمون‌های پروازی است.

سطح صدای بالای ایجاد شده هنگام آزمون زمینی این موتورها الزام می‌نماید که جهت کاهش این سطح صدا، آزمون‌ها در اتاق آزمون انجام شود. اتاق آزمون ضمن تامین الزامات آزمون به گونه‌ای طراحی می‌شود که سطح صدای خروجی را در حد استاندارد کاهش دهد تا برای کارکنان مشغول در تاسیسات آزمون و همچنین مناطق مسکونی اطراف قابل تحمل باشد. یکی از بخش‌های مهمی که در کاهش شدت امواج صوتی موثر می‌باشد، نحوه طراحی نازل موتور است. مهمترین بخش یک

موتور جت در تولید امواج صوتی، قسمت جت خروجی می‌باشد [۱].

از این رو روش‌های متعددی برای کاهش امواج صوتی به کار گرفته شده‌است. یکی از روش‌های استفاده شده در کاهش امواج صوتی استفاده از اجکتور نازل می‌باشد که هم باعث کاهش امواج صوتی منتشر شده از نازل می‌شود و هم نیروی جلوبرنده و مصرف سوخت را بهبود می‌بخشد [۲].

یکی دیگر از روش‌هایی که باعث کاهش صدا می‌شود، نازل شورون^۳ است [۳، ۴]. به این صورت که انتهای نازل را تغییر شکل داده و تعامل جریان جت با جریان بیرون متفاوت می‌شود. در آزمون‌های موتور جت، نحوه طراحی بخش‌های مختلف اتاق آزمون باید به گونه‌ای باشد که کم‌ترین میزان انتشار امواج صوتی وجود داشته باشد.

* نویسنده پاسخگو: shahriari@mut-es.ac.ir

¹ Ansys Meshing

² Ansys Fluent

³ Chevron

امواج زیرآوایی^۵ را کاهش می‌دهد و از بازگشت هوا از طریق لوله‌های تقویت‌کننده جلوگیری می‌کند [۸].

استفاده از سبد انفجاری می‌تواند امواج زیرآوایی را کاهش داده و در مقایسه با رمپ پشت اگزوز مفیدتر می‌باشد [۹]. همچنین وجود سبد انفجاری باعث گسسته کردن جریان جت، اختلاط بهتر جریان اولیه و ثانویه [۱۰] در انتهای تقویت‌کننده شده که همین امر باعث می‌شود سرعت جت، انتشار امواج صوتی و دمای خروجی کاهش یابد.

در زمینه طراحی و الگوسازی اتاق آزمون فعالیت‌های زیادی انجام شده است که از جمله آنها می‌توان به کار توبیوس و همکاران [۱۱]، در سال ۲۰۲۲ در مرکز تحقیقاتی^۶ در آلمان اشاره کرد. در این تحقیق الگو سه-بعدی اتاق آزمون با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی^۷ مورد بررسی قرار گرفته است. موتور جت در تراست‌های مختلف الگو شده و انحراف از حالت واقعی در حالت‌های مختلف بین ۳ تا ۳ درصد بوده است. همچنین اثرات بادهای مجاور روی اتاق آزمون نیز مورد بررسی قرار گرفته است.

هدف از این تحقیق الگوسازی سه-بعدی و کامل اتاق آزمون بوده که در صورت ایجاد تغییرات در اتاق آزمون بتوان شرایط جدید را پیش‌بینی کرد. در سال ۲۰۱۹ استاندارد اِس‌ای^۸ [۱۲]، با انتشار مقاله‌ای به الگوسازی اتاق آزمون از حالت یک-بعدی تا سه-بعدی پرداخته است و حالت‌های مختلف تنظیمات دینامیک سیالات محاسباتی برای حصول نتایج بهتر را ارائه کرده است. همچنین مقایسه‌ای بین حالت‌های یک-بعدی و سه-بعدی انجام شده و تشکیل گردابه‌های ورودی به موتور و جریان‌های مجاور اتاق آزمون نیز مورد بررسی قرار گرفته است. در سال ۲۰۱۸ استاندارد اِس‌ای^۹ [۱۳] مقاله‌ای تحت عنوان ملاحظات صوتی برای اتاق آزمون منتشر کرد که توصیه‌هایی را برای کاهش انتشار امواج صوتی در بخش‌های مختلف از جمله، بفل‌های ورودی و خروجی، دیواره‌های قسمت خروجی و دیواره‌های محفظه آزمایش ارائه کرده است.

در سال ۲۰۱۵ جان و همکاران [۸] تحقیقی را ارائه کردند که در آن یک مرکز آزمون موتور الگوسازی شده و پدیده فروآوایی^۹ (فروصوت) مورد بررسی قرار گرفته است. چندین روش برای

یکی از بخش‌های مهم، قسمت تقویت‌کننده یا آگمنتور^۱ می‌باشد. وظیفه جریان ثانویه کاهش سرعت خروجی جت و کاهش امواج صوتی منتشرشده و کاهش دمای جریان خروجی از موتور می‌باشد. بسامد جریان در انتهای تقویت‌کننده و گردابه‌های تشکیل‌شده به عدد ماخ جت و نسبت قطر نازل به فاصله صفحه بستگی دارد [۵].

شکل ۱ نشان‌دهنده بخش‌های مختلف اتاق آزمون می‌باشد. هدف پلنوم^۲ یا سامانه ورودی، ایجاد جریان هوای کاملاً یکنواخت و با کیفیت، به مقدار کافی و جلوگیری از انتشار امواج صوتی به بیرون و همچنین محفظه آزمایش را از برخورد بادهایی که از روبرو وزیده می‌شود مصون می‌دارد [۶].

همانطور که در شکل ۱ نیز مشخص است، قسمت ورودی شامل، بفل‌های مهار امواج صوتی، صفحه توری شکل^۳، تیغه‌های راهنما و صفحه یکنواخت‌کننده جریان می‌باشد. ابعاد ورودی بستگی به طراحی قسمت موتور و تقویت‌کننده داشته که چه میزان دبی مورد نیاز می‌باشد. محفظه آزمایش یا اتاق آزمون یکی دیگر از بخش‌های اتاق آزمون می‌باشد.



شکل ۱ بخش‌های مختلف طراحی اتاق آزمون [۷].

هدف از اتاق آزمایش این است که هم سامانه نصب لازم برای نگهداری موتور و هم خدمات مختلف مورد نیاز برای کارکرد موتور را فراهم کند. در انتهای تقویت‌کننده سبد استوانه‌ای شکل قرار دارد که به آن سبد انفجاری^۴ گفته می‌شود.

هنگامی که سبد انفجاری به محفظه آزمایش اضافه می‌شود، به میزان قابل توجهی، باعث کاهش امواج صوتی منتشرشده می‌شود. طیف وسیعی از طول‌های سبد انفجاری وجود دارد که

⁶ MTU AERO ENGINES

⁷ CFD; Computational Fluid Dynamics

⁸ SAE

⁹ Infrasonic

¹ Augmentor

² Plenum

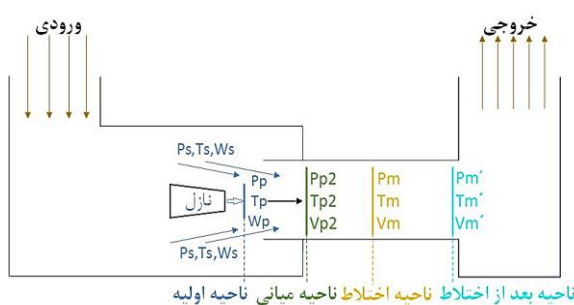
³ Bird screen

⁴ Blask basket

⁵ Subsonic

در الگو اجکتور پمپ، پس از تخلیه جریان به درون تقویت کننده، چند ناحیه با تعاریف ناحیه اولیه^۳، ناحیه میانی^۴، ناحیه اختلاط^۵ و ناحیه بعد از اختلاط^۶ وجود دارد. این نواحی و شماتیک الگو اجکتور پمپ در شکل ۲ آمده‌اند. نسبت جریان هوای ثانویه به جریان جت خروجی از موتور را نسبت کنارگذر^۷ گویند که با رابطه ۱ نشان داده می‌شود. بیش‌تر بودن آن باعث کاهش امواج صوتی و خنک شدن جریان خروجی از موتور جت می‌شود.

$$\mu = \frac{W_s}{W_p} \quad (1)$$



شکل ۲ نواحی مختلف جریان برای الگو اجکتور پمپ.

تجهیزاتی که در خروج برای کاهش امواج صوتی به کار می‌رود نبلید با جریان با سرعت بالای ۴۰ m/s و دمای بالای ۳۰۰°C روبرو شود [۲۱]. از جمله شبه‌سنج‌هایی که می‌تواند روی الگو اجکتور پمپ تاثیر داشته باشد. فاصله نازل تا تقویت کننده، نسبت قطر تقویت کننده به قطر نازل، و اثر دمای اولیه جریان خروجی موتور می‌باشد.

مطالعات زیادی روی فاصله بین نازل موتور و تقویت کننده انجام شده و با توجه به هزینه زیاد و پیچیدگی فرآیندی که جابجای موتور در اندازه واقعی دارد، اکثر تحقیقاتی که در این زمینه انجام شده‌است، به صورت الگوسازی در نرم‌افزار می‌باشد. کاهش فاصله بین موتور و تقویت کننده باعث کاهش جریان ثانویه می‌شود [۱۷].

این نتیجه در آزمون برای موتورهای نظامی و موتور توربوشفت^۸ نیز صادق است [۱۶]. زمانی که فاصله موتور تا تقویت کننده کاهش می‌یابد یک ناحیه انسداد ایجاد شده که مانع از ورود

کاهش شدت امواج صوتی پیشنهاد شده‌است که در مجموع بین ۵ تا ۳۵ دسی‌بل شدت امواج صوتی را کاهش داده‌است. در سال ۲۰۱۱ وی‌هاو و همکاران [۱۴] تحقیقی را در رابطه با بررسی اثر فاصله موتور تا تقویت کننده و همچنین قطر تقویت کننده بر امواج صوتی منتشره انجام داده که با تغییر آن‌ها به میزان ۱ تا ۴ دسی‌بل امواج صوتی کاهش پیدا کرده است که تغییر قطر، تاثیر بیش‌تری روی کاهش امواج صوتی داشته است.

در سال ۲۰۰۶ گولیا و همکاران [۱۰] به طراحی اتاق آزمون بر اساس الگو اجکتور پمپ پرداخته‌اند که دبی جرمی جریان ثانویه و ابعاد اتاق با استفاده از این الگو محاسبه شده‌است. همچنین طراحی انجام شده بصورت سه-بعدی با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی الگو شده‌است.

در این تحقیق با الگو اجکتور پمپ به حل جریان خروجی از دو موتور با شرایط ترمودینامیکی مختلف پرداخته شده و مشخصات ترمودینامیکی جریان برای نواحی مختلف بدست آمده است. پس از طراحی اولیه و بدست آوردن مشخصات جریان و طراحی اولیه اتاق آزمون، برای مشاهده تغییرات مشخصات ترمودینامیکی، تمام معادلات حاکم برای دماهای مختلف محیط حل شده و تمام مشخصات جریان در اتاق آزمون برای دماهای مختلف محیط بدست آمده‌است.

این امر برای محاسبه شرایط بحرانی اتاق آزمون می‌باشد و در فعالیت‌های گذشته انجام نشده‌است. در ادامه با استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی به حل گازدینامیک و صوتین^۱ جریان برای دمای محیط ۳۱۰ کلون پرداخته شده‌است.

۲. مواد و روش‌ها

تعامل بین جریان خروجی از نازل موتور که دارای تکلنه^۲ بالایی می‌باشد و جریان درون تقویت کننده که منجر به مکش جریان ثانویه به درون تقویت کننده می‌شود را اثر اجکتور پمپ در اتاق آزمون گویند. شتاب گرفتن جریان ثانویه در ابتدای تقویت کننده باعث افت فشار در این ناحیه شده و جریان بیش‌تری به داخل تقویت کننده کشیده می‌شود.

^۵ Mixing

^۶ After mixing

^۷ Entrainment ratio

^۸ Turbohaft Engine

^۱ Acoustic

^۲ Momentum

^۳ Primary

^۴ Accomodation

صوتی، بازگشت امواج می‌باشد. امواج ایجاد شده ناشی از جت به سمت نازل حرکت می‌کنند که خود منبع تولید صدا می‌باشد. این‌ها منابع صوتی موجود در اتاق آزمون می‌باشد که به آنها پرداخته شد.

به دلیل تعدد منابع صوتی در اتاق آزمون، صدایی که ایجاد می‌شود در بسامدهای وسیعی بوده و دارای نوسانات زیادی می‌باشد. بنابراین کاهش امواج صوتی در اتاق آزمون کار دشواری است که باید برای کاهش صدا تمام این منابع را شناخت و راهکار متناسب با هر کدام را اتخاذ کرد.

۲-۱. حل جریان در تقویت کننده با استفاده از الگو اجکتور

پمپ

در این ناحیه با استفاده از الگو ریاضی که در مرجع [۱۷] بسط داده شده به حل جریان در نواحی مختلف تقویت کننده با استفاده از الگو اجکتور پمپ پرداخته خواهد شد. این تحلیل به منظور ارائه توصیف کاملی از شبهه‌سنگ‌های مهم جریان در بخش‌های خاصی که در تقویت کننده در نظر گرفته شده است می‌باشد. شکل ۳ الگوریتم حل کلی الگو اجکتور پمپ را نشان می‌دهد.

در ابتدا در حلقه بیرونی یک قطر برای تقویت کننده حدس زده می‌شود. که حدس اولیه این قطر براساس پیشنهادی که در مرجع [۶] داده شده است در نظر گرفته شده و سپس وارد حلقه داخلی شده که حدس اولیه حلقه داخلی با شبهه‌سنگ نسبت کنارگذر شروع می‌شود. برای شبهه‌سنگ‌های ترمودینامیکی جریان همانطور که در شکل ۲ نیز نشان داده شده است، درون تقویت کننده به چند ناحیه تقسیم می‌شود که هر کدام از آن‌ها دارای تعریف مشخصی می‌باشد.

در ناحیه اولیه ناحیه دو جریان ورودی از فن و هسته موتور به یک جریان تبدیل شده و بصورت یک جریان با مشخصات ترمودینامیکی واحد وارد تقویت کننده می‌شود. در ناحیه میانی، جریان اولیه با سرعت بالا که دارای تکانه بالایی هم می‌باشد وارد این ناحیه شده و باعث القای جریان ثانویه می‌شود.

در این ناحیه فرض می‌شود که جریان اولیه و جریان ثانویه با هم مخلوط نمی‌شوند اما جریان اولیه منبسط شده و فشار ایستا (استاتیک) دو جریان در این ناحیه یکی می‌شود. در واقع مشخصه اصلی این ناحیه یکی شدن فشارهای ایستا بوده و بعد

جریان ثانویه به درون تقویت کننده می‌شود که این موضوع بطور کامل در مرجع [۱۵ و ۱۶] بیان شده است.

از منظر صوتی به اتاق آزمون، در ابتدا باید منابع ایجاد امواج صوتی در اتاق آزمون را شناسایی کرده و سپس در ادامه برای کاهش امواج صوتی در هر کدام از بخش‌ها اقدامات متناسب را انجام داد. یکی از منابع بسیار مهم تولید امواج صوتی برخورد جت با لبه می‌باشد.

برخورد جت با لبه باعث ایجاد صداهای گسسته^۱ و باند وسیع^۲ می‌شود. در اتاق آزمون برخورد جت به انتهای سبد انفجاری که به صورت مخروطی می‌باشد، می‌تواند این صدا را تولید کند. میدان جریان ایجاد شده توسط برخورد، به طرز شگفت‌آوری پیچیده می‌باشد که شناخت و بررسی دقیق آن کار مشکلی است.

به نظر می‌رسد یک جت درون اتاق آزمون تا حدودی ترکیبی بین موقعیت‌های برخورد جت به سطح مسطح و برخورد جت به لبه باشد، بنابراین هر دو باید در نظر گرفته شوند.

پدیده برخورد جت به گوه را می‌توان به پدیده انتهای سبد انفجاری که در برخی موارد شکل آن شبیه به گوه می‌باشد، تعمیم داد. در این برخورد حالت فلپینگ^۳ ایجاد می‌شود که در این حالت نوسانات جت مانند وجود یک بال در معرض باد می‌باشد. یکی دیگر از منابع امواج صوتی، صدای ایجاد در دیفیوزر^۴ است. اگرچه یک دیفیوزر یک دستگاه به ظاهر ساده است، اما پیچیدگی فیزیکی جریان در دیفیوزرها را نباید دست کم گرفت.

در حالی که همه سلول‌های آزمایش از دیفیوزر در قسمت انتهای تقویت کننده استفاده نمی‌کنند اما استفاده از آنها کمک شایانی در کاهش سرعت جت قبل از برخورد می‌کند. دیفیوزرها عمدتاً در نزدیکی نقطه واماندگی کار می‌کنند.

کار کردن در نزدیکی واماندگی ممکن است باعث یک واماندگی موقت شود که منجر به تلفات بیش از حد و ایجاد صدای بلند شود. یکی دیگر از منابع امواج صوتی، ایجاد صدا در هنگام عبور جریان از بین بفل‌های اگزوز می‌باشد.

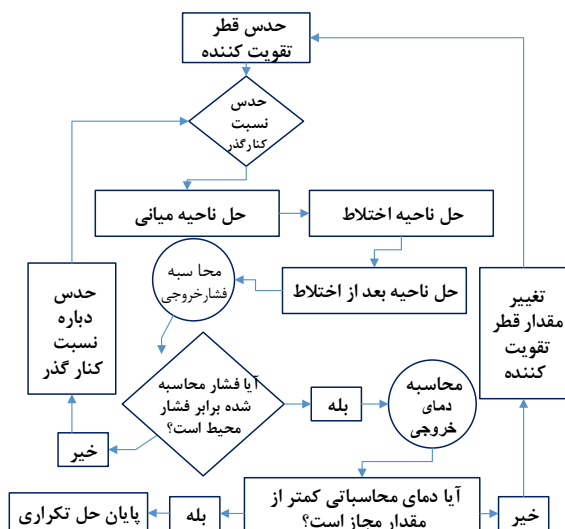
سرعت جریان اگر بالا باشد خود باعث بروز صدا در خروجی می‌شود. یکی از شبهه‌سنگ‌هایی که در این مقاله به آن پرداخته شده است همین سرعت جریان خروجی می‌باشد که باعث بروز صدا نشود. یکی دیگر از منابع صوتی در جریان‌های مافوق

³ Flapping

⁴ Diffuser

¹ Discrete tone

² Broad band


$$A_{\text{detuner}} = \frac{W_p \sqrt{R_p} \sqrt{T_p} \left(1 + \frac{\gamma_p - 1}{2} M_{p^r}^r \right)^{\frac{\gamma_p + 1}{r(\gamma_p - 1)}}}{\sqrt{\gamma_p} P_{p^r} M_{p^r}} + \frac{\mu W_p \sqrt{R_s} \sqrt{T_s} \left(1 + \frac{\gamma_s - 1}{r} M_{s^r}^r \right)^{\frac{\gamma_s + 1}{r(\gamma_s - 1)}}}{\sqrt{\gamma_s} P_{s^r} M_{s^r}} \quad (6)$$

هدف از این ناحیه ایجاد یک جریان با مشخصات واحد در انتهای این ناحیه می‌باشد [۱۰]. در این ناحیه نیز هیچ افتی در محاسبات وارد نشده است و دما و فشار کل تا انتهای این ناحیه ثابت در نظر گرفته می‌شود. معادلاتی که در این ناحیه مورد استفاده قرار می‌گیرند، معادله پیوستگی، معادلات گاز آرمانی، دبی جرمی، معادله گرمای مخصوص، معادله بقای تکانه و معادله انرژی می‌باشد (معادلات ۷ تا ۱۱).

$$p_p = p_{po} / \left(1 + \frac{\gamma - 1}{\gamma} M_p^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2)$$
$$\frac{P_{p\gamma}}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{\gamma} M_{p\gamma}^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} = \frac{P_{s\gamma}}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{\gamma} M_{s\gamma}^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \quad (3)$$

$$= \left[\frac{\frac{W_{s^r}}{(A_m - A_p)} \frac{\sqrt{T_{s^r}}}{P_{s^r}} \sqrt{\frac{R_s}{\gamma_{s^r}}}}{M_{s^2} \frac{\gamma_{s^r+1}}{\left(1 + \frac{\gamma_{s^r-1}}{\gamma_{s^r}} M_{s^r}^r\right)^{\gamma_{s^r+1}}}} \right] \quad (9)$$

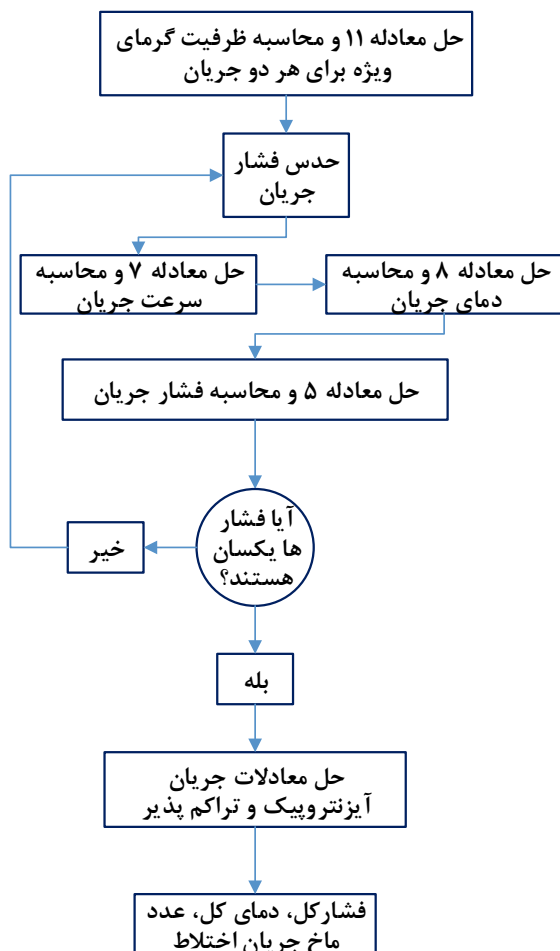
$$A_m = A_p + A_s \quad (5)$$

سپس، وارد حلقه داخلی شده و مرحله به مرحله نواحی داخلی تقویت‌کننده را حل کرده تا به انتها رسیده شود. با توجه به داشتن T_s, T_p, P_s, P_p, W_p و همچنین با داشتن A_m با استفاده از روش تکراری دو معادله ۴ و ۶ را همزمان حل کرده و M_p و M_s بدست می‌آید. سپس با استفاده از رابطه ۵ می‌توان A_{p2} و A_{s2} را بدست آورد.

$$P_m = \frac{RW_p}{60 \times 144 \times V_m A_m C_m} [H_{p^2} + mH_{s^2}] \quad (9)$$

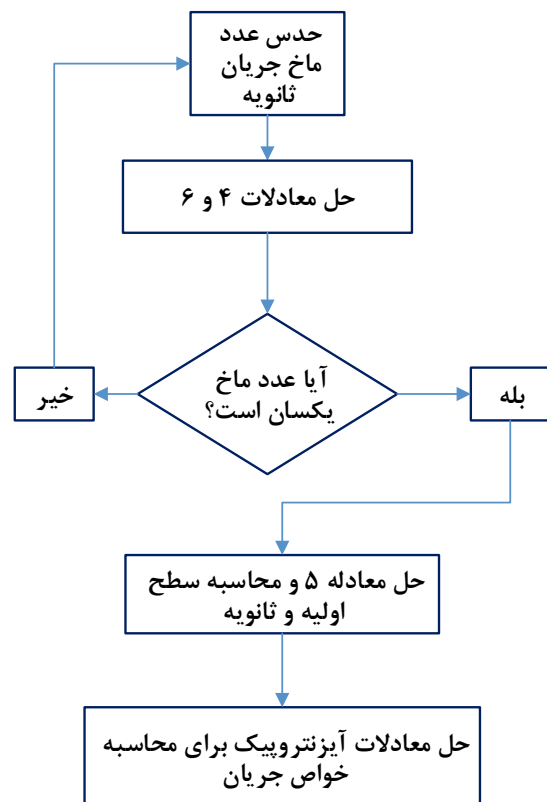
$$W_m = W_p(1 + \mu) \quad (10)$$

$$C_i = 0.24916 - 0.482 \times 10^{-4} T_i^2 + 0.681 \times 10^{-7} T_i^3 \quad (11)$$



شکل ۵ الگوریتم حل معادلات در ناحیه اختلاط.

محاسبه افت‌ها در ناحیه بعد از اختلاط که دارای جریان یکنواخت بوده، انجام می‌شود. در این ناحیه معادلات حاکم یک بار دیگر با گنجانیدن افت در معادلات حل می‌گردد. مجهولاتی که در این ناحیه وجود دارد سرعت، فشار، دما و عدد ماخ بوده و با حل معادلات موجود این شبه‌سنج‌ها بدست می‌آیند. مشخصات موتورهای استفاده‌شده در این تحقیق و همچنین شرایط کلی ترمودینامیکی ورودی، در جدول ۱ نشان داده شده‌است.



شکل ۴ الگوریتم حل جریان در ناحیه میانی.

با استفاده از این معادلات و در یک حل تکرار شونده، شرایط جریان در انتهای این ناحیه بدست می‌آید. در ابتدا با توجه به اینکه دمای جریان اولیه T_p و دمای جریان ثانویه T_s در انتهای ناحیه میانی موجود می‌باشد و می‌توان ظرفیت گرمایی ویژه برای هر دو جریان را در ورود به ناحیه اختلاط با استفاده از حل رابطه موجود در مرجع [۱۸] بدست آورد.

در این قسمت پنج مجهول وجود دارد P_m, T_m, C_m, T_m, W_m که با استفاده از پنج معادله موجود در این قسمت مجهولات بدست می‌آید. الگوریتم حل این ناحیه در شکل ۵ مشخص می‌باشد.

$$V_m = \frac{W_p}{W_m} \left[V_{p^2} + mV_{s^2} + 60 \times 144 \times \frac{g_0 A_m}{W_p} (P_{s^2} - P_m) \right] \quad (7)$$

$$T_m = 60 \times 144 \times (P_m V_m \frac{A_m}{RW_m}) \quad (8)$$

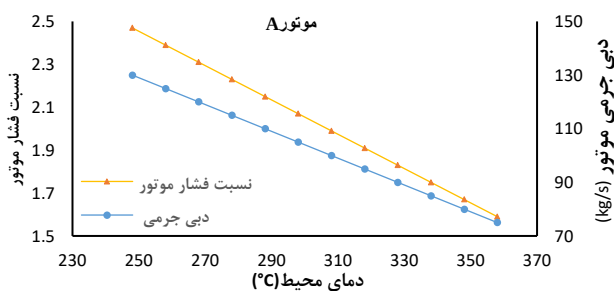
جدول ۲ شرایط مرزی حل جریان.

توضیحات	شرط مرزی	مرز
۸۴۰۰۰ پاسکال	فشار ورودی	ورودی آزمایشگاه
۸۴۰۰۰ پاسکال	فشار خروجی	خروجی آزمایشگاه
۲۰۱۶۰۰ پاسکال	فشار ورودی	خروجی موتور
مقدار ضریب افت فشار حاصل از داده‌های تجربی [۱۲]	دریچه خروجی ^۴	سبد انفجاری

الگوسازی صوتین با استفاده از روش محدوده وسیع^۵ با تنظیمات آن در نرم‌افزار، انجام شده‌است.

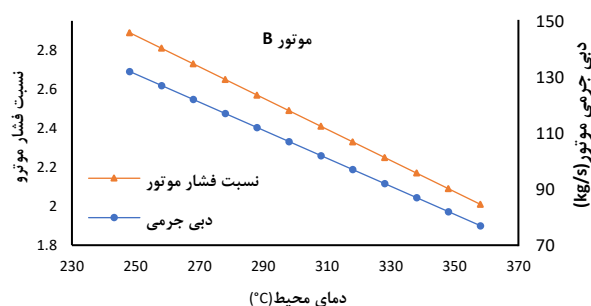
۳. نتایج

تغییرات نسبت فشار با دمای محیط و دبی جرمی برای هر دو موتور در شکل ۷ و ۸ نشان داده شده‌است. شکل ۷ برای موتور A شکل ۸ برای موتور B ترسیم شده‌است.



شکل ۷ تغییرات نسبت فشار و دبی جرمی با دمای محیط برای موتور A.

شکل ۹ تغییرات دمای خروجی از تقویت‌کننده برای هر دو موتور و شکل ۱۰ دبی جرمی ثانویه ورودی به تقویت‌کننده و برای هر دو موتور را نشان می‌دهند.



شکل ۸ تغییرات نسبت فشار و دبی جرمی با دمای محیط برای موتور B.

جدول ۱ شرایط مرزی حل جریان.

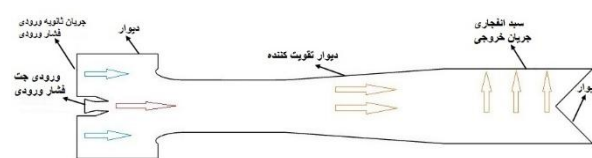
موتور	موتور A	موتور B
فشار محیط	۸۴۰۰۰ پاسکال	۸۴۰۰۰ پاسکال
فشار کل اتاق آزمون	۸۳۴۰۰ پاسکال	۸۳۴۰۰ پاسکال
فشار خروجی از موتور	۱۸۰۹۱۸ پاسکال	۲۰۱۶۰۰ پاسکال
دمای خروجی از موتور	۱۹۲۳ کلوین	۲۰۰۰ کلوین
نسبت فشار موتور	۲٫۰۷	۲٫۴۹
دبی جرمی خروجی موتور	۱۰۵ کیلوگرم بر ثانیه	۱۰۷ کیلوگرم بر ثانیه

۲-۲. روش دینامیک سیالات محاسباتی برای حل جریان الگو

اجکتور پمپ

برای تایید نتایج حاصل از الگو اجکتور پمپ نیاز به روش دیگری نیز می‌باشد که در اینجا از روش دینامیک سیالات محاسباتی در حالت دو-بعدی به حل جریان برای موتور B و توسط نرم‌افزار تجاری فلوئنت^۱ انجام شده‌است. هندسه جریان با استفاده از نرم‌افزار شبکه‌بندی انسیس^۲، شبکه‌بندی شده و مسئله بصورت دو-بعدی حل شده‌است.

شرایط مرزی حل بصورت جدول ۲ می‌باشد. همچنین هندسه الگوسازی شده و شرایط مرزی تعیین‌شده در شکل ۶ نشان داده شده‌است. دمای محیط برای الگوسازی با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی، ۳۱۰ کلوین انتخاب شده‌است. جدول ۲ نشان دهنده مقادیر شرایط مرزی می‌باشد. سیال عامل هوا با شرایط گاز آرمانی در نظر گرفته شده‌است. همچنین ظرفیت گرمای ویژه با استفاده از رابطه ۱۱ محاسبه شده‌است.



شکل ۶ شماتیک هندسه و شرایط مرزی.

برای حل بهتر جریان در نزدیکی دیواره و کاهش هزینه محاسباتی با کاهش میزان شبکه در نزدیکی دیواره، از الگو توربولانسی کا اپسیلون^۳ همراه با تابع دیواره استفاده شده‌است.

⁴ Outlet vent

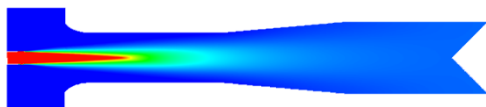
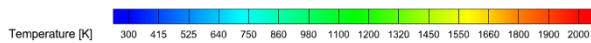
⁵ Broad band

¹ Fluent

² Ansys meshing

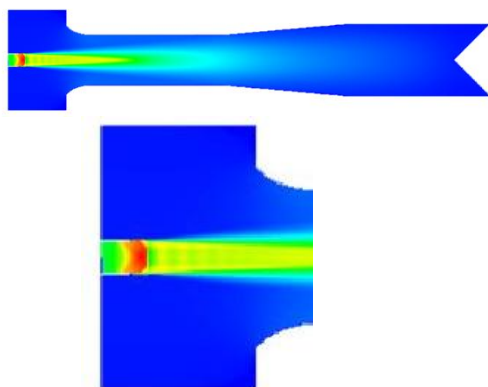
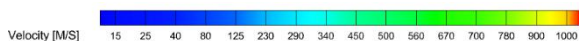
³ K-epsilon

می‌شود که به امواج الماسی^۲ معروف هستند و در شکل ۱۳ کاملاً مشخص می‌باشد. امواج الماسی امواج متشکل از یک سری امواج مایل و امواج انبساطی می‌باشد که در شکل ۱۳ نشان داده شده‌است.

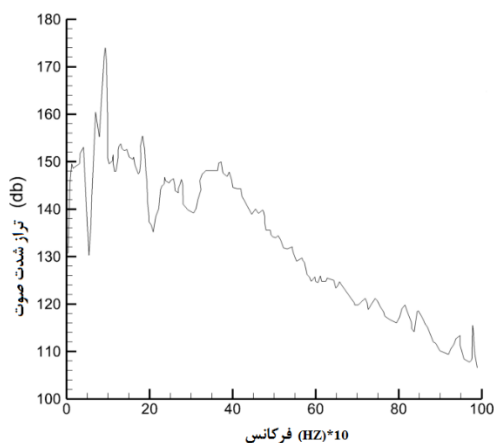


شکل ۱۲ کانتور دمای کل برای جریان حل شده.

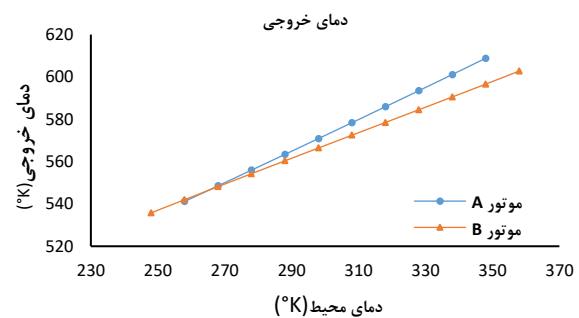
شکل ۱۴ نشان دهنده تراز فشار صوتی برای فاصله ۳ متری از نازل موتور و در ابتدای ورود به تقویت کننده می‌باشد و شکل ۱۵ نیز تراز فشار صوتی را برای قسمت خروجی اتاق آزمون نشان می‌دهد.



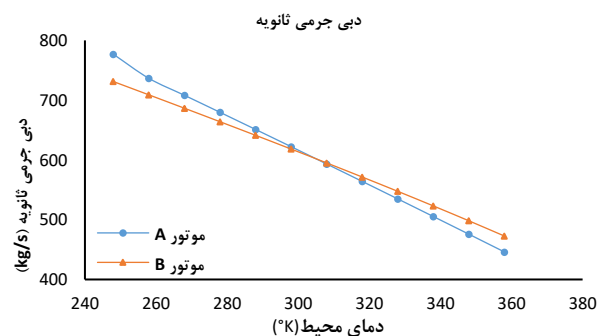
شکل ۱۳ کانتور سرعت و امواج الماسی ایجاد شده در انتهای نازل.



شکل ۱۴ نمودار تراز فشار صوتی در فاصله ۳ متر از نازل.

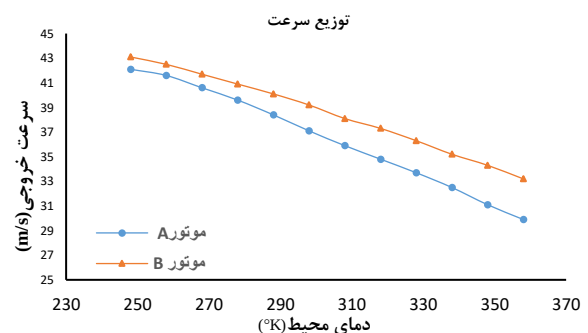


شکل ۹ تغییرات دمای خروجی بر اساس تغییرات دمای محیط.



شکل ۱۰ دبی جرمی ثانویه ورودی به تقویت کننده.

جریان ثانویه جریانی است که برای خنک کاری و اختلاط با جریان جت وارد اتاق آزمون و در نهایت وارد تقویت کننده می‌شود. شکل ۱۱ شبه‌سنگ مهم سرعت خروجی جریان را به نمایش می‌گذارد که برای هر دو موتور آورده شده و توزیع سرعت را بر اساس دمای محیط نشان می‌دهد.



شکل ۱۱ سرعت خروجی جریان از تقویت کننده.

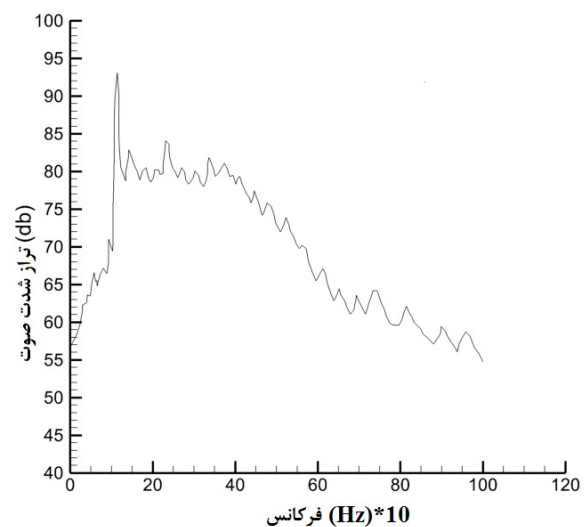
شکل ۱۲ نشان دهنده کانتور^۱ توزیع دما برای موتور B می‌باشد. شکل ۱۳ کانتور سرعت را برای دامنه حل نشان می‌دهد، همانطور که قبلاً اشاره شد برای یکی شدن فشار ایستا جریان جت و جریان ثانویه، امواج ضربه‌ای تشکیل

² Diamond shock

¹ Contour

۴. بحث

همان‌طور که در بالا بیان شد، تقویت‌کننده شامل چند بخش می‌باشد که شرایط جریان در هنگام عبور از بخش‌های مختلف تغییر می‌کند. در این تحقیق روش طراحی اتاق آزمون بر اساس روش اجکتور پمپ ارائه‌شده و بررسی عملکرد اتاق آزمون در شرایط مختلف دمای محیط از ۱۵- تا ۷۵+ سانتی‌گراد و در نهایت بررسی صوتین جریان در دو بخش مختلف از اتاق آزمون انجام شده‌است، شبه‌سنج‌هایی که برای تغییر دما مورد بررسی قرار گرفته‌اند، فشار خروجی، سطح مقطع تقویت‌کننده، دمای خروجی تقویت‌کننده، سرعت خروجی تقویت‌کننده، صدای خروجی تقویت‌کننده، نسبت فشار موتور و دبی جرمی موتور می‌باشند.



شکل ۱۵ نمودار تراز فشار صوت در انتهای سبد انفجاری.

بررسی طیف دمای محیط در هیچ کدام از مقالات گذشته انجام نشده و به عنوان فعالیتی جدید در این تحقیق مورد بررسی قرار گرفته است. همچنین فعالیت‌های گذشته مانند مقاله [۸] و دیگر مقالات، عمدتاً به بررسی مشکلات در اتاق آزمون‌های موجود پرداخته‌اند. همان‌طور که در نمودارهای شکل‌های ۷ و ۸ مشاهده می‌شود افزایش دمای محیط باعث کاهش نسبت فشار موتور شده و علت آن را می‌توان با استفاده از نمودار عملکردی موتور توصیف کرد که با افزایش دمای ورودی و با ثابت بودن دور موتور دبی جرمی کاهش پیدا کرده و نسبت فشار موتور نیز کم می‌شود.

کاهش دما افزایش دبی جرمی و افزایش دما باعث کاهش دبی جرمی می‌شود. دمای خروجی بسیار با اهمیت بوده و اهمیت

آن از این است که سازه بتن در انتهای تقویت‌کننده تحمل دما را داشته باشد.

همان‌طور که در نمودار شکل ۸ مشخص است، با افزایش دمای محیط دمای خروجی نیز افزایش می‌یابد و علت آن دو نکته است یکی با افزایش دمای محیط، دبی جرمی موتور کاهش یافته و با کاهش دبی خروجی، مکش جریان به داخل تقویت‌کننده کاهش می‌یابد. کاهش دبی جریان ثانویه باعث می‌شود اختلاط جریان خروجی از موتور و جریان ثانویه ضعیف‌تر شده که خود باعث افزایش دمای خروجی از تقویت‌کننده می‌شود.

هم‌چنین، با افزایش دمای محیط، دمای هوای ثانویه ورودی به تقویت‌کننده نیز افزایش می‌یابد که این باعث می‌شود خنک‌کاری جریان ورودی به موتور به خوبی انجام نشده و دمای انتهای تقویت‌کننده افزایش یابد. در بخش‌های قبل اشاره شد که با افزایش دمای محیط میزان دبی جرمی ورودی به تقویت‌کننده کاهش می‌یابد. کاهش دبی جرمی ورودی که در نمودار شکل ۱۰ نشان داده شده، باعث می‌شود سرعت جریان همان‌طور که در شکل ۱۱ نشان داده شده‌است، کم شود. سرعت جریان خروجی از اتاق آزمون یکی از شبه‌سنج‌های تاثیر گذار از بعد ایجاد صدا، در خروج می‌باشد.

شبه‌سنجی که در جریان جت باعث بروز امواج صوتی می‌شود، اختلاف سرعت جت با محیط اطراف می‌باشد. در قسمت خروجی از اتاق آزمون، زمانی که سرعت از حد مجاز که در مرجع [۶]، ۴۰ متر بر ثانیه توصیه‌شده، تجاوز کند، خود جریان در برخورد با بفل‌های خروجی باعث ایجاد امواج صوتی می‌شود. همان‌طور که در نمودار شکل ۱۰ مشاهده می‌شود بیش‌ترین سرعت مربوط به کم‌ترین میزان دمای محیط می‌باشد.

در این حالت دبی جرمی حداکثر بوده و بیش‌ترین سرعت جریان در این حالت اتفاق می‌افتد. و همان‌طور که مشاهده می‌شود، سرعت خروجی از مقدار مجاز تجاوز نکرده است. همان‌طور در شکل ۱۲ مشخص است، جت جریان با دمای ۲۰۰۰ کلین وارد تقویت‌کننده شده و جریان ثانویه نیز برای خنک‌کاری و کاهش امواج صوتی وارد می‌شود.

در انتها با توجه به طراحی انجام‌شده میانگین دمای خروجی از سبد انفجار ۵۵۰ کلین می‌باشد که مطابق با طراحی تئوری می‌باشد و در مقایسه با شکل ۸ که توزیع دمای خروجی را

ثانیه باشد که نتایج طراحی نشان از دقت قابل قبول طراحی می باشد.

- روش دینامیک سیالات محاسباتی برای حل جریان برای دمای محیط ۳۱۰ کلوین و برای موتور B انجام شده است. الگو توربولانسی k-e همراه با تابع دیواره برای حل جریان در نظر گرفته شده و با مقایسه کانتور دمای خروجی با نمودار شکل ۸ روش تئوری، دقت قابل قبولی در هر دو روش مشاهده می شود. و اختلاف بین الگو تئوری و روش دینامیک سیالات محاسباتی کم تر از ۱۰ درصد می باشد.
- با مقایسه نمودارهای تراز فشار صوتی، حدود ۸۰ دسی بل کاهش امواج صوتی را در انتهای اتاق آزمون اتفاق افتاده است که با استفاده از جاذب های صوتی این مقدار کم تر نیز می شود.

تقدیر و تشکر

نویسندگان از پژوهشکده علوم و فناوری هوایی، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر جهت فراهم آوردن امکانات لازم برای انجام این تحقیق کمال تشکر را دارند.

تضاد منافع

نویسندگان هیچ منافع مالی یا روابطی که بتواند روی انتشار این مقاله تاثیرگذار باشد ندارند.

علائم و اندیس ها

جدول ۳ علائم استفاده شده.

p	فشار
T	دما
W	دبی جرمی
V	سرعت
P_g	فشار جریان ثانویه
γ	نسبت گرمای ویژه
A	مساحت
R	ثابت جهانی گازها
C	ظرفیت گرمایی ویژه
db	واحد تراز شدت صوتی
Hz	واحد بسامد

نشان می دهد دارای خطای کم تر از ۱۰ درصد می باشد. همزمان با حل گازدینامیکی جریان به حل صوتین جریان نیز پرداخته شده است. دو میکروفن یکی در فاصله ۳ متری نازل موتور، و دیگری در انتهای خروجی تعبیه شده است. نمودارهای شکل های ۱۴ و ۱۵ نشان دهنده تراز فشار صوتی می باشد. بیش ترین مقدار شدت امواج صوتی در خروجی نازل برابر ۱۷۵ دسی بل می باشد.

امواج صوتی جت دارای پهنای وسیع^۱ می باشد و بدین معناست که محدوده وسیعی از بسامدها را شامل می شود اما بیش ترین مقدار شدت امواج صوتی در بسامدهای زیر ۴۰۰ هرتز می باشد. شکل ۱۵ نشان دهنده کاهش قابل توجه شدت امواج صوتی در خروج از اتاق می باشد. حداکثر مقدار شدت امواج صوتی همچنان در نزدیکی بسامد ۱۰۰ هرتز می باشد اما مقدار آن به ۹۴ دسی بل کاهش یافته است. که با قرار دادن جاذب های صوتی در قسمت خروجی اتاق باعث کاهش بیش تر شدت امواج صوتی و رسیدن به مقدار استاندارد می شود.

۵. نتیجه گیری

- در این تحقیق از الگو اجکتور پمپ برای حل جریان بین خروجی موتور و تقویت کننده در اتاق آزمون برای دو موتور با شرایط متفاوت استفاده شده است. این الگو به خوبی می تواند بخش های مختلف تقویت کننده اعم از ناحیه میانی، ناحیه اختلاط و ناحیه بعد از اختلاط را حل کند.
- شرط صحت فرآیند طی شده یکی شدن فشار ایستا در انتها با فشار ایستا محیط می باشد که این شرط برآورده شده است.
- با توجه به دمای متفاوت محیط در فصول مختلف سال، نتایج برای دماهای مختلف محیط، حل و محاسبه شده است. نمودار نتایج بر اساس دمای مختلف محیط در انتها ارائه شده است. دو نقطه بحرانی، یکی بیش ترین مقدار دمای محیط و دیگری کم ترین مقداری دمای محیط می باشد. در بیش ترین مقدار دمای محیط، حداکثر دمای خروج از اتاق نباید بیش تر از مقدار مجاز (۳۵۰ درجه سانتی گراد) باشد و در کم ترین مقدار دمای محیط، سرعت جریان خروجی از اتاق نباید بیش تر از ۴۰ متر بر

¹ Broad band

International Mechanical Engineering Congress and Exposition: American Society of Mechanical Engineers, vol. 57564, pp. V013T16A001, 2015.

- [9] C. Kodres, "Jet engine test cell noise reduction", Naval Facilities Engineering Command Technical Review TR-2118-ENV, 2000.
- [10] A. Gullia, P. Laskaridis, K. Ramsdenr, "Ejector pump theory applied to gas turbine engine performance inside indoor sea-level test cell-analytical and CFD study", 25th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, California, San Francisco, 2006.
- [11] T. Spuhler, J. Friedrichs, J. Städing, G. Reitz, M. Marx, "CFD modelling of a complete enclosed Jet engine test bed and validation with Pass-Off Data", Journal of the Global Power and Propulsion Society, 2022.
- [12] "Numerical Modeling Techniques for Jet Engine Test Cell Aerodynamics", SAE AIR6355, SAE International, 2019
- [13] "Acoustical Considerations for Engine Test Cells", SAE AIR6355, SAE International, 2018.
- [14] W. Ho, J. Gilmore, M. Jermy, "Reduction of engine exhaust noise in a jet engine test cell", Journal of the Noise Control Engineering Journal, vol. 59, pp. 194-201, 2011.
- [15] P. Ashwood, "Operation and performance measurement on engines in sea-level test facilities: Introduction and general survey", Journal of the AGARD Operational and Performance Meas, 1984.
- [16] C. Sapp, D. Netzer, "An Experimental Investigation of Turbojet Test Cell Augmentors", M.S.c Thesis, Department of Aeronautics and Astronautics, 1978.
- [17] J. Carey, G. Gilbert, K. Hickman, "Analytical and experimental investigation of high entrainment jet pumps", NASA, 1970.
- [18] P. Fletcher, P. Walsh, "Gas Turbine Performance", Hoboken, New Jersey, U.S, John Wiley & Sons, 2008.

M	عدد ماخ
g_0	ثابت ابعادی
μ	نسبت دبی جرمی جریان ثانویه به جریان اصلی

جدول ۴ اندیس های استفاده شده.

S	جریان ثانویه
P	ناحیه اولیه
2	ناحیه میانی
m	ناحیه اختلاط
m	ناحیه بعد از اختلاط
o	حالت سکون

فهرست منابع

- [1] K. Zhao, P. Okolo, E. Neri, P. Chen, J. Kennedy, G. J. Bennett, "Noise reduction technologies for aircraft landing gear-a bibliographic review", Journal of the Progress in Aerospace Sciences, vol. 112, pp. 100589, 2020.
- [2] G. Cican, T. Frigioescu, D. Crunteanu, L. Cristea, "Micro turbojet engine nozzle ejector impact on the acoustic emission, thrust force and fuel consumption analysis", Journal of the Aerospace, vol. 10, pp. 162, 2023.
- [3] S. Murugu, A. Srikrishnan, B. Krishnaraj, A. Jayaraj, A. Mohammad, R. Velamati, "Acoustic modeling of compressible jet from Chevron Nozzle: A Comparison of URANS, LES and DES Models", Journal of the Symmetry, vol. 14, pp. 1975, 2022.
- [4] E. Smyk, M. Markowicz, "Acoustic and flow aspects of synthetic jet actuators with chevron orifices", Journal of the Applied Sciences, vol. 11, pp. 652, 2021.
- [5] C. Ho, N. Nosseir, "Dynamics of an impinging jet. Part 1. The feedback phenomenon", Journal of the Fluid Mechanics, vol. 105, pp. 119-142, 1981.
- [6] S. o. A. Engineers, "Design Considerations for Enclosed Turbofan/turbojet Engine Test Cells." SAE AIR4869A, SAE International, 2009.
- [7] G. Ramos, "Study of a Test Cell for Commercial Jet Engines", M.Sc. Thesis, Mechanical Engineering Department, Tecnico lisboa, Portugal, 2015.
- [8] J. Pearson, Y. Sheoran, B. Schusterr, "CFD analysis of a gas turbine engine test cell to understand and alleviate infrasound", ASME