

بررسی نوفه اختلاط جریان‌های سرد و گرم در میکسر کنگره‌دار یک موتور

توربوفن با کنارگذر بالا به روش ویلیامز هاوکینگ

روح‌الله خوشخو*

استادیار مهندسی هوافضا-آیرودینامیک
مجتمع دانشگاهی مکانیک- دانشگاه صنعتی
مالک اشتر
r.khoshkhoo@mut.ac.ir

میلاذ رومی‌پور

کارشناسی ارشد مهندسی مکانیک تبدیل انرژی
مجتمع دانشگاهی مکانیک- دانشگاه صنعتی
مالک اشتر
Roumipour.milad@gmail.com

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۱۲/۱۳

تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۱۰/۱۰

چکیده

امروزه، میکسرهای کنگره‌دار به‌عنوان یک وسیله مؤثر کاهش صدا در موتورهای توربوفن شناخته شده‌اند. در این تحقیق، تأثیر اختلاط جریان هوای سرد و گرم در یک میکسر کنگره‌دار در کاهش صدا شبیه‌سازی شده است. معادلات ناویراستوکس به‌صورت سه بعدی، تراکم‌پذیر، ناپایا و مغشوش در نظر گرفته شده‌اند. برای حل جریان مغشوش، از معادله اغتشاشی $k - \omega SST$ استفاده شده است، همچنین جهت بررسی قدرت آکوستیکی، از روش ویلیامز هاوکینگ استفاده شده است. نتایج حاصل از این تحقیق نشان می‌دهد، که با دور شدن جریان خروجی از نازل موتور، میزان قدرت آکوستیکی کاهش می‌یابد. همچنین، دامنه فرکانسی بین ۸۰ تا ۱۰۰۰۰ هرتز در نظر گرفته شده است. در فرکانس ۸۰ هرتز، بیشترین میزان سطح فشار صوتی وجود دارد و با افزایش میزان فرکانس، میزان سطح فشار کاهش می‌یابد. نتایج نشان می‌دهد، میزان سطح فشار در فرکانس‌های زیر ۱۰۰۰ هرتز نسبت به سایر محدوده فرکانسی بیشتر است.

واژگان کلیدی: میکسر کنگره‌دار، موتور توربوفن با کنارگذر بالا، شبیه‌سازی عددی، آکوستیک، روش ویلیامز هاوکینگ

۱. مقدمه

مفید می‌شوند. میکسر، وسیله‌ای است که برای اختلاط جریان‌های گازی، اختلاط جریان گاز در مایع و یا ترکیب مایعات مورد استفاده قرار می‌گیرد، در موتورهای توربوفن، جریان هوای سرد خروجی از فن با جریان گرم خروجی از توربین در خروجی میکسر باهم ترکیب می‌شوند، که این ترکیب معمولاً براساس هندسه میکسر در خروجی میکسر صورت می‌گیرد [۱].

قوانین مربوط به صدای موتورهای توربوفن تجاری، نیازمند استفاده و توسعه پیکربندی‌های مؤثر در کاهش مصرف سوخت و سبک‌تر شدن موتور توربوفن و اثرات آن بر بازدهی و نیروی پیشران کل وجود دارد. از جمله پیکربندی‌های مهم در این زمینه، میکسرها هستند، که در قسمت خروجی توربین و میان دو جریان هسته و کنارگذر قرار گرفته و با افزایش اختلاط دو جریان و نیز تغییر نحوه اختلاط سبب ایجاد اثرات

میکسر، تأثیرات و کارکردهای مختلفی دارد که از جمله آنها کارکرد آئرودینامیکی میکسر، به معنای تأثیر میکسر بر اختلاط جریان خروجی از نازل، کارکرد حرارتی میکسر به معنای تأثیر میکسر بر خنک‌سازی دنباله خروجی از نازل، کارکرد میکسر به لحاظ افزایش راندمان و کاهش مصرف ویژه سوخت و کارکرد آکوستیکی میکسر به معنای تأثیر میکسر بر کاهش صدای حاصل از خروج جریان از نازل و دنباله خروجی نام برد. در ابتدا، میکسر در موتورهای به‌صورت ساده و بدون کنگره مورد استفاده قرار گرفت و در نهایت، با توجه به فواید استفاده از کنگره‌ها در بهبود عملکرد، نیروی پیشران و کاهش نوفه، میکسرهای کنگره‌دار جایگزین میکسرهای ساده شدند [۲]. در میکسر کنگره‌دار، لبه فرار بخش‌های متناوب میکسر، سطح مشترک بین سیال‌ها را افزایش داده و منجر به ایجاد سرعت عرضی متناوب سیال در بین کنگره‌ها شده و در نهایت باعث ایجاد گردابه‌های اختلاطی خواهد شد. میکسرها با تعداد کنگره‌های متفاوت مورد استفاده قرار می‌گیرند. دلیل این تنوع، اهداف متفاوت برای به‌کارگیری میکسر در موتورها و تأثیرات متفاوت میکسرها است. میکسرها با تعداد کنگره‌های بیشتر، فرایند اختلاط را افزایش داده و به لحاظ آکوستیکی، از نظر انتقال حرارت و مصرف سوخت بهینه‌تری دارند، اما باعث افت فشار و کاهش نیروی محرکه می‌شوند [۳ و ۴].

در سال ۱۹۹۷، منگل و همکارانش، به بررسی و تحلیل آکوستیک نازل با میکسر کنگره‌دار پرداختند که برای کاهش نوفه جت یک میکسر ساده و سه میکسر حلزونی در تنوع نفوذ در کنگره میکسر، قطع جریان کنگره‌های کناری، تعداد کنگره و طول نازل مورد آزمایش قرار گرفتند. پروفیل جریان خروجی اندازه‌گیری شده و نیروی پیشران برای کمک به استنتاج از داده‌های صوتی مورد استفاده قرار گرفت. مشاهده شد که میکسرهای کنگره‌دار، نوفه فرکانس پایین را به‌علت جریان خروجی یکنواخت‌تر از نازل کاهش می‌دهند؛ اما

ممکن است نوفه فرکانس بالا را در زوایای بالا به خاطر افزایش اختلاط در نازل افزایش دهند [۵].

در سال ۲۰۰۵، کوپر و مرآتی به شبیه‌سازی عددی کنگره‌های جریان اختلاطی جت در میکسر حلقوی پرداختند. شبیه‌سازی‌های عددی با استفاده از معادلات رینولدز میانگین‌گیری ناوبراستوکس $RANS^1$ با استفاده از شبکه با سازمان و چهار مدل جریان آشفتنه به‌طور گسترده برای پیش‌بینی ساختارهای گردابه در یک جریان مختلط انجام شد. مشاهدات نشان داد که شبیه‌سازی‌های عددی با اندازه‌گیری‌های تجربی به‌خوبی از نظر گردابه‌های جریان و گردابه‌های محوری توافق دارند. همچنین چهار مدل جریان آشفتنه برای پیش‌بینی بزرگی انرژی جنبشی آشفتگی مورد بررسی قرار گرفتند، نتایج شبیه‌سازی‌های عددی نشان داد، روش $k - \omega SST$ بهترین مدل برای بررسی اغتشاشات و آشفتگی جریان است [۶].

در سال ۲۰۰۶، مایکلسون و همکارانش به بررسی تأثیر اغتشاش جریان هسته بر روی اثربخشی کنگره‌های میکسر دو بعدی نازل پرداختند. آنها علاوه بر اندازه‌گیری‌های تجربی از روش محاسباتی با همان شرایط ورودی برای شبیه‌سازی جریان استفاده کردند. نتایج به‌دست آمده نشان داد که با حرکت در مسیر جریان و تأثیر اغتشاشات، میزان نفوذ جریان با دمای کم در جریان با دمای بالاتر بیشتر شده و باعث کاهش دمای جریان هوای گرم می‌شود [۷]. سال ۲۰۰۹، شان و ژانگ، به بررسی بهبود اختلاط و کاهش اشعه مادون قرمز به‌وسیله یک میکسر کنگره‌دار به روش محاسباتی پرداختند. نتایج از اهمیت استفاده از میکسر برای کاهش اثر فرو سرخ در سیستم آگزوز را نشان داد. نتایج نشان می‌دهد که میکسر می‌تواند راندمان اختلاط را تا حدود ۶۵ درصد افزایش دهد و میزان افت نیروی پیشران فقط به میزان ۳ درصد است. این بدان معنی است که میکسر کنگره‌دار توانایی قابل‌توجهی برای کاهش اشعه مادون قرمز از داخل محوطه نازل را دارد [۸].

گنگ در تحقیق خود در سال ۲۰۱۳، به بررسی چهار نوع هندسه میکسر پرداخت، نتایج حاصل از تحقیق نشان می‌دهد، که استفاده از میکسرها سبب یکنواخت‌تر شدن پروفیل سرعت جریان خروجی از نازل می‌شود [۹]. سال ۲۰۱۳، برینکرهاف و همکاران، به مطالعه عددی و آزمایشگاهی مکانیسم اختلاط در هندسه میکسر دوازده کنگره متقارن محوری پرداختند. نتایج حاصل از این پژوهش نشان می‌دهد، ساختار جریان به‌طور کامل توسط اغتشاش‌های مقیاس کوچک در ورودی میکسر کنگره‌دار یا در لایه مرزی در امتداد دیوار تغییر می‌کند، همچنین، آنها، چرخش جریان را در کنگره‌ها مشاهده کردند [۱۰]. سال ۲۰۱۸، ایشی و همکاران به بررسی و اندازه‌گیری صدا در یک موتور توربوفن در مقیاس کوچک و با شکاف‌هایی بر روی نازل و میکسر پرداختند. هدف اصلی، به‌دست آوردن عملکرد صوتی و آیرودینامیکی یک نازل شکاف‌دار بود. با توجه به نتایج آزمایشگاهی به‌دست‌آمده، مشخص شد که نازل شکاف‌دار، سر و صدای جت را، یک دسی‌بل، نسبت به نازل بدون شکاف کاهش می‌دهد [۱۱].

سال ۲۰۱۹، فانگ و همکارانش، به بررسی ساختار جریان عبوری از کنگره‌های میکسر و اثرات گردابه‌ای بر روی بهبود اختلاط پرداختند. در این تحقیق، گردابه‌های مقیاس بزرگ در پایین‌دست یک میکسر کنگره‌دار به‌طور تجربی مورد بررسی قرار گرفت. همچنین نتایج حاصله بر روی یک صفحه تخت و اشکال پیچیده مورد بررسی قرار گرفتند. سه نوع جریان گردابه‌ای به دلیل اختلاف فشار بین ارتفاع حداقل و حداکثر کنگره، در جهت پایین‌دست کنگره شکل می‌گیرند. همچنین اثرات نوع جریان گردابه بر روی افزایش اختلاط در لایه‌های اختلاط تراکم‌ناپذیر متفاوت است.

نتایج تحقیق نشان می‌دهد، مقایسه اندازه‌های گردابه تقریباً حدود ۸۰ درصد افزایش اختلاط را نشان می‌دهد که به‌طور قابل توجهی از آنچه می‌توان از افزایش سطح مشترک، به‌ویژه

در زمینه لایه تراکم‌پذیر کنونی انتظار داشت، بالاتر است [۱۲].

سال ۲۰۱۹، بورت و همکارش به بررسی استفاده از سپر حرارتی برای کاهش نوفه در میکسر یک موتور توربوفن پرداختند. جهت انجام تحقیق، از شبیه‌سازی عددی استفاده شد. نتایج نشان از بازدهی بالاتر، موقع استفاده از سپر حرارتی دارد و منجر به کاهش مؤثر سر و صدای جریان به‌خصوص در فرکانس‌های بالا گردید [۱۳].

با توجه به تحقیقات گذشته، تاکنون تحقیقی در رابطه با میکسر توربوفن با کنارگذر بالا مورد بررسی قرار نگرفته است و نتایج مربوط به شبیه‌سازی عددی اختلاط جریان و آکوستیک جریان خروجی از نازل بررسی نشده است. در این تحقیق، در ابتدا، روش شبیه‌سازی عددی و نتایج آکوستیکی برای یک میکسر ساده، مورد اعتبارسنجی عددی قرار گرفت و سپس به بررسی و شبیه‌سازی اختلاط جریان در میکسر مورد نظر، پرداخته شد.

۲. معادلات حاکم بر جریان سیال

جهت انجام شبیه‌سازی، معادلات ناویر-استوکس به‌صورت سه بعدی، تراکم‌پذیر، مغشوش و ناپایا در نظر گرفته شده است. بنابراین معادلات حاکم را می‌توان به‌صورت برداری زیر نوشت:

$$\frac{\partial X}{\partial t} + \frac{\partial F_I}{\partial x} + \frac{\partial F_V}{\partial x} + \frac{\partial G_I}{\partial y} + \frac{\partial G_V}{\partial y} + \frac{\partial H_I}{\partial z} + \frac{\partial H_V}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

X بردار جواب است $X^T = \{\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho e\}$ و ترم‌های H_I, G_I, F_I مربوط به مقادیر غیرلزج و ترم‌های H_V, G_V, F_V مربوط به اثرات لزجت^۲ هستند. که به‌صورت زیر نوشته می‌شوند:

آشفتگی با انرژی جنبشی آشفتگی و فرکانس آن رابطه دارد
[۱۴]:

$$\mu_t = \rho \frac{k}{\omega} \quad (۳)$$

اساس این مدل، حل دو معادله انرژی جنبشی آشفتگی k و فرکانس آشفتگی ω است، که به صورت هستند:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_j k) \\ = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu \right. \right. \\ \left. \left. + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) \right] + P_k \\ - \hat{\beta} \rho k \omega + P_{kb} \end{aligned} \quad (۴)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_j \omega) \\ = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu \right. \right. \\ \left. \left. + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) \right] + \alpha \frac{\omega}{k} P_k \\ - \beta \rho \omega^2 + P_{\omega b} \end{aligned} \quad (۵)$$

که در روابط بالا، ρ چگالی، U سرعت، P فشار، μ_t ضریب ویسکوزیته توربولانس، x مشخصه مکانی، t زمان است. $\hat{\beta}$ ، β ، α ، σ_k ، σ_ω مقادیر ثابت هستند، که میزان آنها در مراجع [۱۴، ۱۵] بیان شده است. مدل $k-\omega$ SST برای پیش‌بینی دقیق محل شروع و میزان جدایش سیال تحت شرایط گرادیان فشار معکوس با وارد کردن اثرات انتقال در فرمولاسیون لزجت-گردابه طراحی شده است. جزئیات بیشتر، در رابطه با این مدل، در مراجع [۱۴، ۱۵] بیان شده است. بعد از حل جریان، نوبت به حل آکوستیک است تا تقریبی از انتشار امواج و قدرت آن حاصل شود. اساس حل آکوستیک جریان، معادله موسوم به لایت‌هیل^۳ است که براساس آن مدل‌های ساده‌تر و با پیچیدگی کمتر توسعه داده شده است. ویلیامز و هاوکینگ، روابط ساده شده‌ای را برای حالت وجود صفحات صلب توسعه دادند. معادلات ارائه شده توسط این محققین در علم آکوستیک به مدل 4FW-H

$$\begin{aligned} F_I &= \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (\rho e + p)u \end{bmatrix}, \\ F_V &= \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{yx} \\ \tau_{zx} \\ (u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz}) + q_x \end{bmatrix} \\ G_I &= \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho wv \\ (\rho e + p)v \end{bmatrix}, \\ G_V &= \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{zy} \\ (u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz}) + q_y \end{bmatrix} \\ H_I &= \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho wu \\ \rho wv \\ \rho w^2 + p \\ (\rho e + p)w \end{bmatrix}, \\ H_V &= \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{zx} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zz} \\ (u\tau_{zx} + v\tau_{zy} + w\tau_{zz}) + q_z \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (۲)$$

که ρ چگالی، u, v, w مؤلفه‌های سرعت در راستای محورهای مختصات، e انرژی و p فشار است. ترم‌های $\tau_{zy}, \tau_{zx}, \tau_{xz}, \tau_{yz}, \tau_{zy}, \tau_{xx}, \tau_{yy}, \tau_{yx}, \tau_{xy}$ و τ_{zz} تانسور تنش و ترم‌های q_z, q_y, q_x شار هدایت گرمایی هستند. در این تحقیق، با توجه به نیاز به حل معادلات جریان مغشوش، از مدل توربولانسی $k-\omega$ SST استفاده شده است. در این مدل، فرض می‌شود که لزجت

معروف شده است. برای رسیدن به معادله FW-H، از معادلات پیوستگی و مومنوم به ترتیب نسبت به زمان و مکان مشتق گرفته و معادلات حاصل از هم کسر می‌شود. با تغییر متغیر به نوسانات چگالی ρ' ، معادله FW-H به صورت زیر حاصل می‌شود:

$$\begin{aligned} & \frac{\partial^2 \rho'}{\partial t^2} - c^2 \frac{\partial^2 \rho'}{\partial x_i^2} \\ &= \frac{\partial^2 \bar{T}_{ij}}{\partial x_i \partial x_j} \\ & - \frac{\partial}{\partial x_i} \left[P_{ij} \delta(f) \frac{\partial f}{\partial x_i} \right. \\ & \left. + \frac{\partial}{\partial t} \left[\rho_0 v_i \delta(f) \frac{\partial f}{\partial x_i} \right] \right] \end{aligned} \quad (6)$$

در رابطه فوق، v_i سرعت صفحه، c سرعت صوت، P فشار آکوستیکی صفحه، x_i و x_j مشخصه‌های مکانی، t زمان، ρ_0 چگالی در زمان قبل و f تابع نمایش دهنده وجود صفحه است. همچنین طبق قرارداد، ناحیه داخل صفحه با $f < 0$ ناحیه خارج از صفحه با $f > 0$ و خود صفحه با $f = 0$ مشخص می‌شود. $\delta(f)$ نیز تابع دلتای یک بعدی است که بر روی صفحه ($f = 0$) مقدار آن ۱ و خارج از صفحه مقدار آن صفر است. همان‌گونه که مشخص است، این معادله علاوه بر اثرات آشفتگی جریان، نوسانات فشار و اثرات حرکت صفحات صلب را نیز به‌عنوان منابع تولید صوت در نظر می‌گیرد و شامل منبع نوفه چهار قطبی، دو قطبی و تک قطبی است. در اعداد ماخ کمتر از ۱، منبع چهار قطبی مقدار بسیار کمتری نسبت به منابع دو قطبی و تک قطبی دارد و می‌توان از آن صرف‌نظر کرد. از این معادله می‌توان برای حل

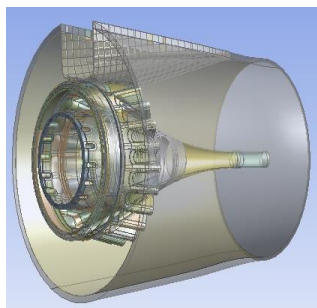
آکوستیک میکسر استفاده کرد. جزئیات بیشتر در رابطه با مدل آکوستیکی ویلیامز و هاوکینگ در مرجع [۱۶] ارائه شده است. برای تعیین فشار آکوستیکی، میزان شدت صوت بر اساس معادله ۷ تعیین می‌شود:

$$SPL = 20 \log_{10} \left(\frac{P}{P_{ref}} \right) \quad (7)$$

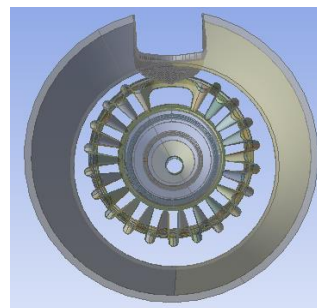
P فشار آکوستیکی، P_{ref} فشار آکوستیکی مرجع و SPL تراز شدت صوت در فرکانس مشخص است. با استفاده از این رابطه می‌توان نوفه حاصل از اختلاط جریان هوای سرد و گرم داخل میکسر به صورت عددی محاسبه نمود.

۳. هندسه میکسر، شرایط مرزی مسئله

میکسر مورد نظر دارای ۲۲ کنگره بوده و شامل سه بخش، جسم مرکزی^۵، کنگره‌ها و پوسته بیرونی^۶ است و نمای کلی از هندسه میکسر در شکل ۱ نشان داده شده است. جهت انجام شبیه‌سازی، هندسه میکسر به صورت متقارن محور در نظر گرفته شد و برای جلوگیری از حجم بسیار زیاد محاسبات و کاهش محاسبات، قطاعی از میکسر شامل سه کنگره، جهت شبیه‌سازی عددی در نظر گرفته شد. با توجه به شرایط مرزی، دیواره‌های جانبی در دو طرف قطاع به صورت تکرارپذیر تعیین شد. همان‌گونه که در شکل ۲ مشاهده می‌شود، لبه جلویی میکسر به صورت یک سطح شیب‌دار است و در حقیقت میکسر، دارای زاویه اسکارف^۷ است، همچنین جهت محورهای مختصات بر روی این قطاع نشان داده شده است. دامنه محاسباتی به شکل قطاعی از کره به شعاع ۴۵ متر در نظر گرفته شد.



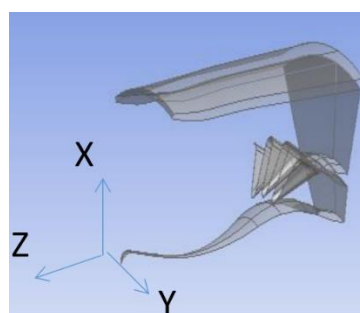
(ب) نمای مایل



(الف) نمای روبرو

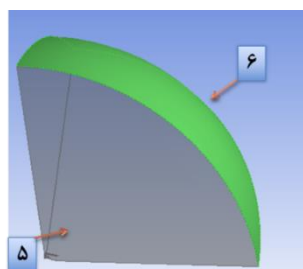
شکل ۱. هندسه اصلی میکسر موتور توربوفن با کنارگذر بالا

شماره دوم، محل ورود جریان هوای خروجی از فن و در حقیقت مرز کنارگذر را نشان می‌دهد. شماره سوم، مربوط به سطح میکسر، هسته مرکزی و پوسته موتور است که به صورت دیوار در نظر گرفته شده است. شماره چهارم، مربوط به مرز هوای محیط است. شماره پنجم، مربوط به دیواره‌های جانبی در دو طرف قطاع است که به صورت تکرارپذیر در نظر گرفته شده است و در نهایت شماره ششم، مربوط به مرز خارجی دامنه محاسباتی است که فشار آن برابر فشار اتمسفر است. شرایط جریان ورودی از قسمت کنارگذر و هسته مرکزی که توسط میکسر با یکدیگر مخلوط می‌شوند، در جدول ۱ نمایش داده شده است.

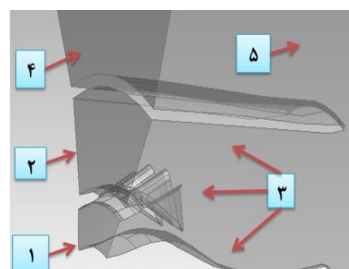


شکل ۲. قطاع منتخب از میکسر و جهت محورهای مختصات

در شکل ۳، هندسه اصلی و کلیه مرزهای اطراف آن شماره‌گذاری شده است. شماره اول، محل جریان خروجی از توربین و در حقیقت مرز عبور جریان گرم از هسته مرکزی است.



(ب) صفحه تکرارپذیر و دامنه کروی



(الف) قطاع پرش خورده از هندسه

شکل ۳. شرایط مرزی

جدول ۱. داده‌های ورودی میکسر موتور توربو فن با کنار گذر بالا

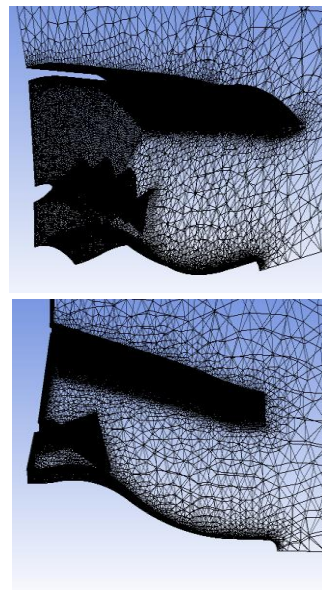
واحد	خروجی توربین (هسته مرکزی)	خروجی فن (ناحیه کنارگذر)
دمای استاتیک	۸۱۴/۷۸	۳۱۹/۹
نرخ دبی جرمی	۶۹/۳۰۹	۴۰۳
ورودی	Kg/s	

نتایج به دست آمده و عدم تغییر محصول در شبکه متوسط و ریز، تعداد ۲/۱ میلیون سلول برای شبکه بندی در نظر گرفته شد. همچنین مقطع مورد بررسی برای استقلال از شبکه از نظر دمایی، ابتدای اختلاط بعد از کنگره‌ها و عمود بر راستای جریان محوری و در فاصله $Z=1/37$ متر است، که از میانگین گیری به دست آمده است.

جدول ۲. استقلال از شبکه بر حسب نیروی پیشران و دما

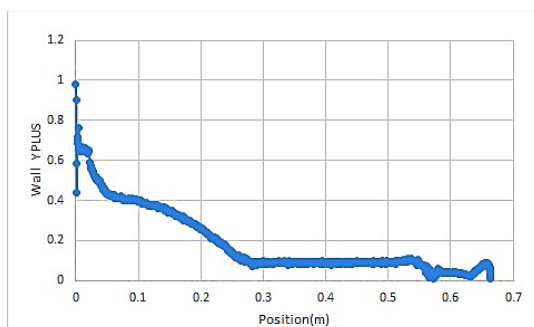
شماره شبکه	تعداد کل سلول دامنه	کل نیروی پیشران (نیوتن)	دما (کلوین)
شماره ۱	۵۹۹,۴۶۸	۸۸۱۲۰	۴۵۰/۳۲
شماره ۱	۱۱۴۵۱۵۶	۸۶۴۸۰	۴۴۱/۳۲
شماره ۲	۲۱۱۵۵۶۶	۸۴۶۷۰	۴۳۶/۳۲
شماره ۳	۲۹۰۵۷۸۰	۸۴۵۸۳	۴۳۵/۸۰

با توجه به هندسه جسم، شبکه بی‌سازمان^۸ جهت انجام شبیه‌سازی در دامنه حل محاسباتی مورد استفاده قرار گرفت و تراکم سلول‌های شبکه در لایه مرزی و در مجاورت سطح میکسر افزایش یافت. شبکه محاسباتی قطاع هندسی مورد استفاده در شکل ۴ نشان داده شده است.



شکل ۴. شبکه قطاع هندسه مورد نظر

در شکل ۵، نمودار وای پلاس مربوط به شبیه‌سازی نشان داده شده است، با توجه به استفاده از مدل $k-\omega$ SST، باید میزان وای پلاس زیر یک در نظر گرفته شود و همان‌طور که مشاهده می‌گردد، این میزان کمتر از یک است.

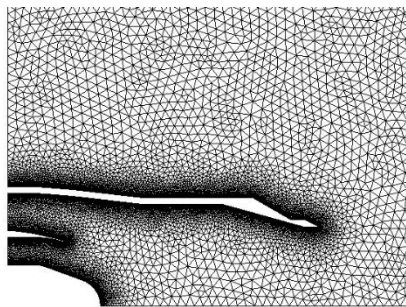


شکل ۵. نمودار وای پلاس بر روی سطح میکسر

۴. اعتبارسنجی

جهت انجام اعتبارسنجی از مرجع [۱۷] استفاده شد که در این مرجع، یک میکسر ساده مورد بررسی تجربی قرار گرفته است. اطلاعات مربوط به شرایط دمایی و دبی جریان‌های سرد و گرم ورودی و سایر مشخصات جریان‌ها در جدول ۳ ارائه شده است. با توجه به جدول ۳، نسبت دمای هسته به

به منظور بررسی استقلال شبکه از حل عددی، از چهار شبکه ریز، متوسط و درشت استفاده شد و تغییرات میزان نیروی پیشران و دما بر حسب تغییرات اندازه شبکه به دست آمد، که در جدول ۲ نشان داده شده است. لازم به ذکر است که با توجه به تغییر اندازه شبکه، میزان چگالی و سرعت جریان خروجی تغییر کرده و در نتیجه، میزان نیروی پیشران نیز به تناسب اندازه شبکه می‌تواند، تغییر کند. بنابراین، با توجه به



ب) نمای نزدیک هندسه و شبکه آن
شکل ۶. نمای هندسه همراه با دامنه حل

کمیت آیرودینامیکی که جهت مقایسه نتایج مورد بررسی قرار گرفت، به صورت بدون بعد تعریف شده است که محور افقی آن، مقدار فاصله در راستای قائم در مقطع نازل بر حسب شعاع نازل تعریف شده است و محور قائم، به صورت یک رابطه نسبت دمایی خروجی نازل تعریف شده است و این نسبت دما، T^* به صورت زیر، قابل محاسبه است:

$$T^* = \frac{T_{total} - T_{fan}}{T_{core} - T_{fan}} \quad (8)$$

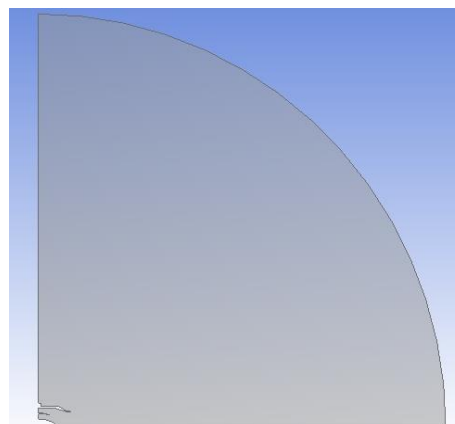
با توجه به استفاده از نرم افزار فلوئنت، میزان دمای بی بعد با توجه به حرکت در طول نازل به دست آمده است. در شکل ۷، مقطع محاسبه دما خروجی نازل مشاهده می شود که در مقطع خروجی نازل به صورت یک خط قابل مشاهده است، تا خروجی های مورد نظر استخراج شود. در جدول ۴، موقعیت ابتدا و انتهای خط جهت داده برداری نشان داده شده است.

در شکل ۸، نمودار نسبت دما به صورت بدون بعد بر حسب ارتفاع در خروجی نازل نشان داده شده است و نتایج حاصل از شبیه سازی با نتایج آزمایشگاهی مرجع [۱۷] مقایسه شده است. جهت تحلیل نمودار، نمودار آیرودینامیکی را می توان به سه بخش تقسیم بندی نمود، که بخش اول از اعداد که بی بعد شده است، در واقع دمای هسته در نقطه ابتدا، ۷۳۳/۱۵ کلوین است و در ابتدا با ترکیب شدن هوای گرم و سرد، اختلاط کامل در نازل موتور توربوفن صورت نمی گیرد و با فاصله از مرکز و اختلاط بیشتر با ترکیب شدن بیشتر هوای گرم و سرد در خروجی نازل به سرعت، دما سیر نزولی خود

فن، ۲/۳۴۵ و دمای هوای سرد ۲۹۴/۲۶ کلوین، دمای هوای گرم هسته مرکزی ۷۳۳/۱۵ کلوین، دبی خروجی فن ۶/۱۲۳ کیلوگرم بر ثانیه و نیز دبی خروجی هسته ۱/۱۸۰ کیلوگرم بر ثانیه است. دو پارامتر NPR_c و NPR_f ، به ترتیب نسبت فشار کل به جریان فن و فشار کل به جریان هسته است. در شکل ۶-الف، نمای دو بعدی از میکسر ساده مورد نظر همراه با دامنه حل مربوط به مرجع [۱۷] نشان داده شده است. در شکل ۶-ب، نمای دو بعدی میکسر همراه با نازل و شبکه بندی اطراف آن قابل مشاهده است. مشخصات هندسی میکسر در مرجع [۱۷] ارائه شده است.

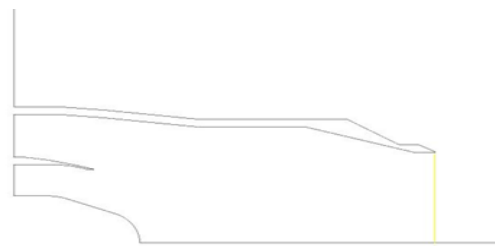
جدول ۳. اطلاعات جریان مربوط به میکسر ساده

شرایط دبی جرمی	دبی جرمی جریان فن (kg/s)	دبی جرمی جریان هسته مرکزی (kg/s)	دبی جرمی کل (kg/s)
	۶/۱۲۳	۱/۱۸۰	۷/۳۰۵
شرایط فشاری	NPR_f	NPR_c	
	۱/۴۳۹	۱/۳۹۳	
شرایط دمایی	T_{Tc}/T_{Tf}		
	۲/۳۴۵		
شرایط سرعت	$V_{mix} (m/s)$		
	۲۵۷/۸۳		



الف) نمای کلی هندسه با دامنه

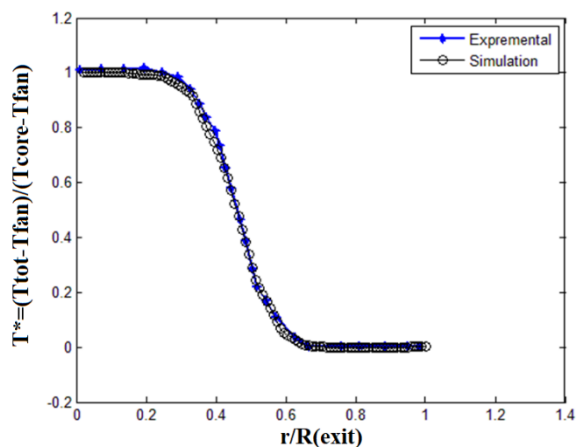
را طی خواهد کرد. همچنین در راستای شعاع در نمودار بی بعد در مقدار نیم، دمای کل به نصف دمای هسته خواهد رسید و در همان دما باقی خواهد ماند و هرچه مقدار در راستای محور قائم افزایش می‌یابد، مقدار دما به میزان دمای سرد نزدیک می‌شود. همان‌طور که در شکل ۸ مشاهده می‌شود، میزان جریان خروجی نازل در مقاله مرجع و میزان جریان خروجی نازل حاصل از شبیه‌سازی با نرم‌افزار مشابه یکدیگر هستند. با توجه به تحلیل با نرم‌افزار انسیس فلونت، اختلاف بین دو نمودار بسیار کم و درصد خطا در این نمودار به زیر دو درصد رسیده است.



شکل ۷. مقطع خروجی نازل

جدول ۴. مکان و موقعیت خط در خروجی نازل به صورت شعاعی

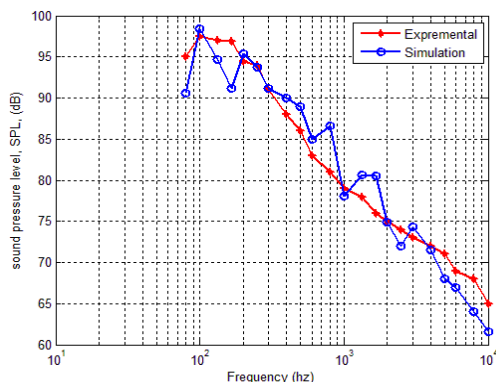
نقاط	مختصات X	مختصات Y	مختصات Z
نقطه ابتدا	۰/۳۶۱۹۵	۰	۰
نقطه انتها	۰/۳۶۱۹۵	۰/۰۹۱۸۱۵	۰



شکل ۸. مقایسه نمودار بی بعد دما بر حسب فاصله از مرکز در خروجی نازل مربوط به مرجع [۱۷] و نتایج شبیه‌سازی

یکی از اصلی‌ترین خروجی‌های حاصل از مدل آیروداکوستیک، توزیع شدت صوت بر روی سطح جسم برهم‌کنش‌کننده با سیال است. این داده‌ها مربوط به مرجع [۱۷] بر روی یک دایره‌ای با شعاع ۱۵۰ فوت که مرکز آن با مرکز خروجی نازل مطابق است، به دست می‌آید. تمامی این داده‌های قطبی به شرایط مرجع فشار ۱۴/۳ پوند بر اینچ مربع و دمای ۷۷ درجه فارنهایت به دست آمده است.

در شکل ۹، نمودار سطح فشار صوتی بر حسب فرکانس حاصل از شبیه‌سازی با نتایج مرجع [۱۷] با یکدیگر مقایسه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، از فرکانس ۸۰ تا ۱۰۰۰۰ Hz، هر دو نمودار مقدار شدت صوت از محدوده نود دسی‌بل تا محدوده شصت دسی‌بل متغیر است که با افزایش میزان فرکانس، میزان شدت صوت هم کاهش می‌یابد. مقایسه نتایج نشان می‌دهد، نمودار شبیه‌سازی شده اختلاف کمی با نمودار آزمایشگاهی دارد و ماکزیمم خطای نمودار ۶/۹ درصد و میانگین خطای دو نمودار، کمتر از ۵ درصد است.



شکل ۹. مقایسه نمودار به دست آمده میکسر ساده از شبیه‌سازی و نمودار مقاله مرجع [۱۷] میکسر ساده

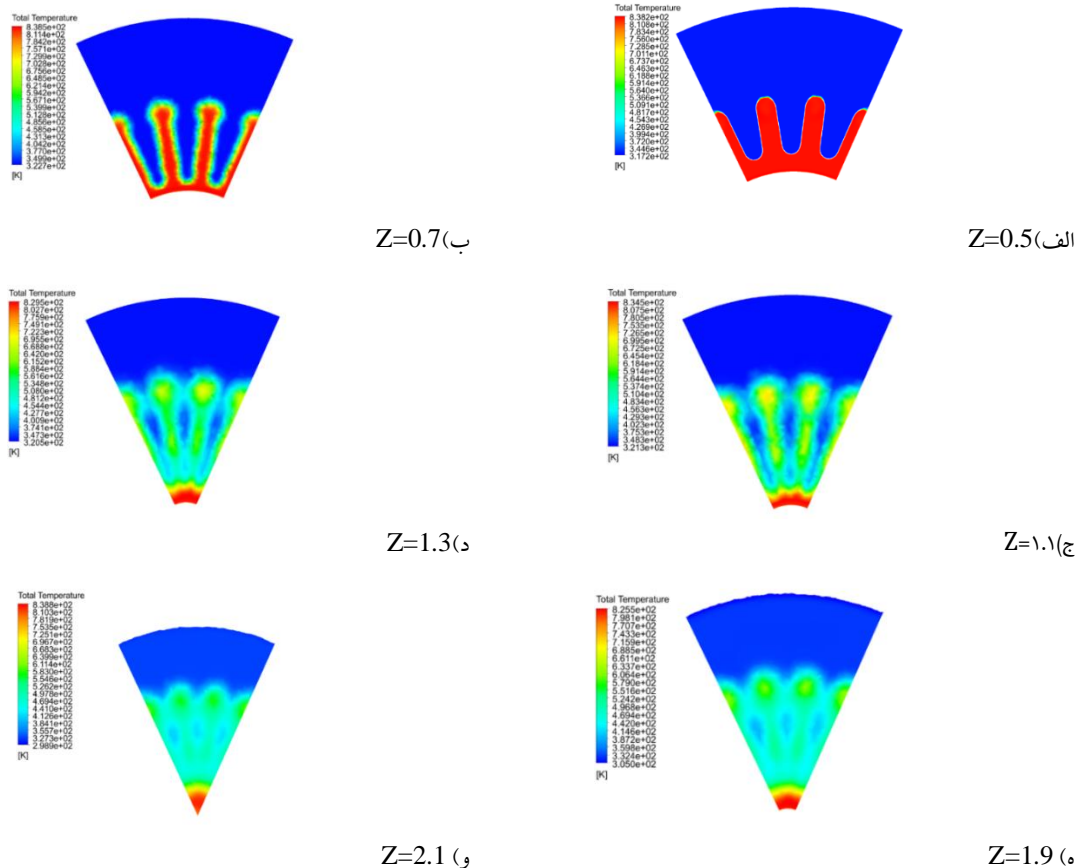
۵. نتایج حاصل از شبیه‌سازی

در این بخش، نتایج به دو قسمت تقسیم شده است، در ابتدا، نتایج حاصل از شبیه‌سازی اختلاط جریان مورد بررسی قرار گرفته است و سپس در مرحله دوم، نتایج حاصل از شبیه‌سازی آکوستیکی بیان گردیده است.

۵-۱. نتایج آیرودینامیکی

در بحث اختلاط گرمایی، هدف کاهش دمای هوای گرم هسته مرکزی است، بنابراین جریان سرد کنارگذر با آن مخلوط می‌شود. در شکل ۱۰، کانتور دمای کل در راستای حرکت جریان در فواصل مختلف نشان داده شده است. مرکز مختصات برحسب متر از ابتدای میکسر به سمت نازل در نظر گرفته شده است. همان‌طور که در شکل ۱۰-الف مشاهده می‌شود، یک ناحیه با جریان دما بالا در هسته مرکزی موتور وجود دارد. با توجه به شکل ۱۰، در هسته مرکزی از طریق دیواره‌های جانبی، اختلاط نزدیک عمق کنگره، کمی سریع‌تر از اختلاط نزدیک قله کنگره است. براساس تحقیق ژئی و همکارانش [۱۸] که به بررسی اثر طول اختلاط جریان‌ها در اختلاط گرمایی پرداخته‌اند.

نتایج نشان می‌دهد که در ابتدای اختلاط، به‌خاطر انرژی زیادی که گردابه‌ها دارند، جریان اصلی به سرعت با جریان فن اختلاط پیدا کرده و در ادامه با افزایش طول اختلاط، انرژی گردابه‌های حرارتی کاهش می‌یابد و سپس به مرور، شدت اختلاط نیز کم می‌شود. بنابراین بازده اختلاط در ادامه کاهش می‌یابد. در این تحقیق، هر دو جریان به‌علت اختلاف فشار با هم ترکیب می‌شوند. با توجه به کانتورهای دمای کل در مقاطع مختلف از طول میکسر که در شکل ۱۰ نشان داده شده است، می‌توان بیان نمود که قبل از اختلاط جریان‌ها، دمای جریان‌های گرم و سرد، هر یک به‌صورت یکنواخت است و میزان دمای ماکسیمم به تدریج با اختلاط مداوم کاهش می‌یابد.



شکل ۱۰. کانتور دمای کل در راستای حرکت جریان در فواصل مختلف

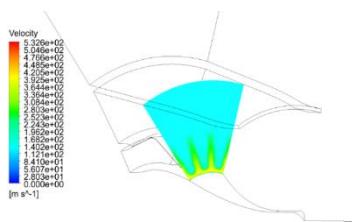
در این بخش، کانتورهای سرعت کل جریان سیال، مورد تحلیل و بررسی قرار داده شده است.

در شکل ۱۱، کانتور سرعت جریان، در صفحه خروجی کنگره و در مکان‌های مختلف نشان داده شده است. مرکز مختصات برحسب متر از ابتدای میکسر به سمت نازل در نظر گرفته شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، جریان خروجی هوای گرم ابتدا دارای سرعت بالا است و اختلاط صورت گرفته توسط هوای سرد در کنگره‌های میکسر با هوای گرم، سرعت را کاهش داده و در دامنه محاسباتی این اثرگذاری ادامه دارد، تا میزان سرعت جریان هوای گرم کاهش یابد. در مکان‌های نزدیک به سطوح دیواره، سرعت کم شده و در خروجی نازل به‌خاطر تمرکز جریان سرعت افزایش یافته است و در نهایت با اختلاط در بیرون نازل و با هوا با فشار اتمسفر، سرعت به‌صورت تدریجی کاهش خواهد یافت.

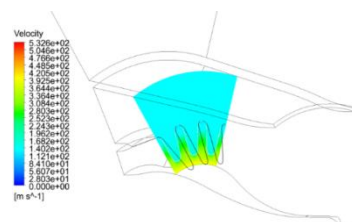
با افزایش طول ناحیه اختلاط سرعت به آرامی بین جریان گرم و جریان سرد صورت می‌گیرد. دو دلیل در این زمینه

وجود دارد: اول اینکه افزایش طول مجرای نازل (طول اختلاط) می‌تواند فواصل اختلاط طولانی‌تری را برای هر دوسیال ایجاد کند و دوم، اینکه افزایش مجرای نازل، فضای بیشتری را برای ایجاد گردابه‌های جریان برای توسعه جریان فراهم می‌کند که باعث افزایش اختلاط بین جریان هسته و کنارگذر می‌شود. در ابتدای اختلاط، مجرای اختلاط آنقدر کوچک است که گردابه‌های در حال رشد نمی‌توانند به خوبی اختلاط انجام دهند.

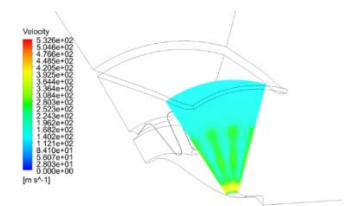
با توجه به جهت حرکت جریان‌ها می‌توان بیان نمود که جریان هوای سرد با توجه به هندسه به طرف پایین حرکت کرده و جریان هوای گرم در کنگره‌ها به طرف بالا حرکت کرده که در نهایت در لبه کنگره بدلیل اختلاف سرعت بین این دو جریان، حرکت گردشی اختلاطی در لبه کنگره‌ها به‌منظور اختلاط شروع شده و تا فاصله معین ادامه پیدا خواهد کرد.



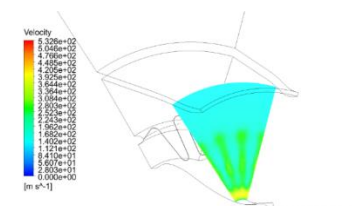
ب) $Z=0.7$



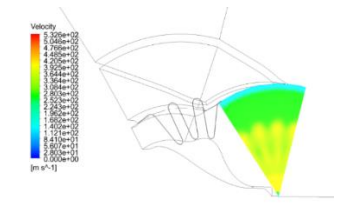
الف) $Z=0.5$



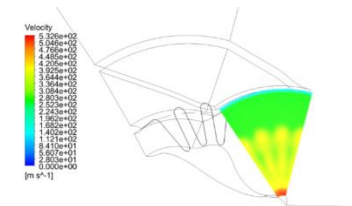
د) $Z=1.3$



ج) $Z=1.1$



و) $Z=2.1$



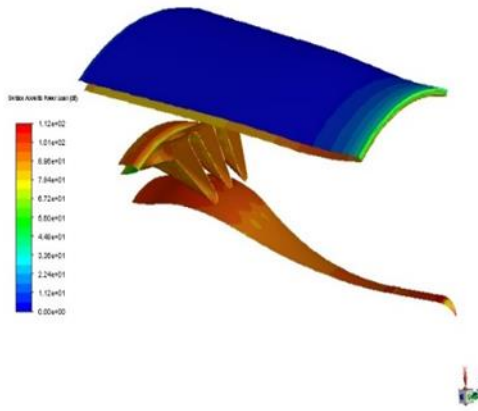
ه) $Z=1.9$

شکل ۱۱. کانتور سرعت کل در فواصل مختلف در طول نازل

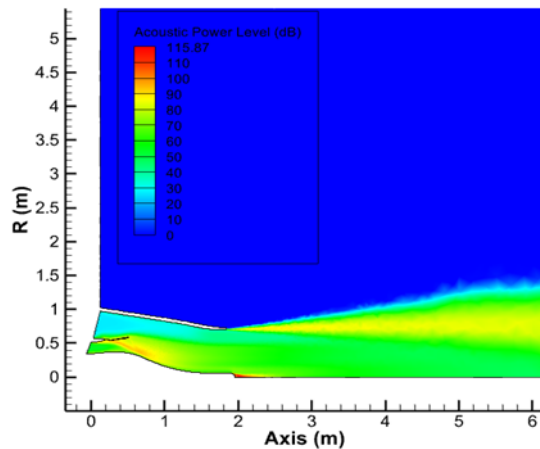
۵-۲. بررسی نتایج آکوستیکی

در این بخش به بررسی آکوستیکی نتایج مربوط به میکسر موتور توربو فن مورد نظر پرداخته شده است. در شکل ۱۲، به ترتیب میزان قدرت آکوستیکی جریان در هنگام خروج از نازل و بر روی سطح میکسر نشان داده شده است. بیشترین میزان قدرت آکوستیکی در نزدیکی سطح جسم مرکزی و در محدوده ۱۳۲ دسی بل است. همچنین، در محدوده لبه نازل

نیز میزان قدرت آکوستیکی زیاد است، اما در میانه میکسر در حدود ۷۰ الی ۸۰ دسی بل می رسد، که با فاصله گرفتن جریان از نازل، این میزان کاهش می یابد. به نظر می رسد که در فاصله ۴۵ متری به عدد ۶۰ دسی بل کاهش می یابد. با توجه به شکل ۱۲-ب، بیشترین میزان قدرت آکوستیکی بر روی سطح جسم مرکزی و لبه نازل باشد.



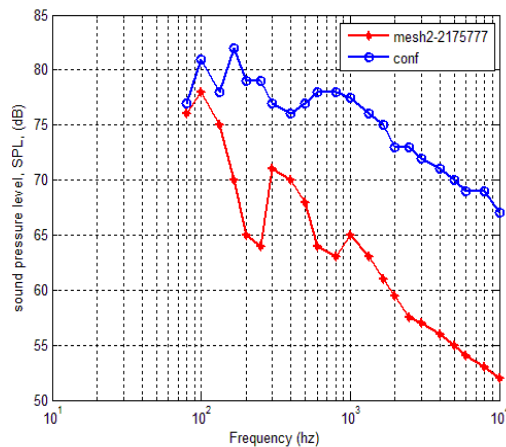
ب) روی دیواره های میکسر و هسته



الف) نمایی از میکسر و نازل در صفحه میانی

شکل ۱۲. کانتور قدرت آکوستیکی بر حسب دسی بل

فشار در حدود ۱/۳ دسی بل و بیشترین مقدار بهینه سطح فشار در حدود ۳۰/۴۸ دسی بل است. اما به طور میانگین، مقدار سطح فشار تا حدود ۱۹/۵ دسی بل کاهش یافته است.



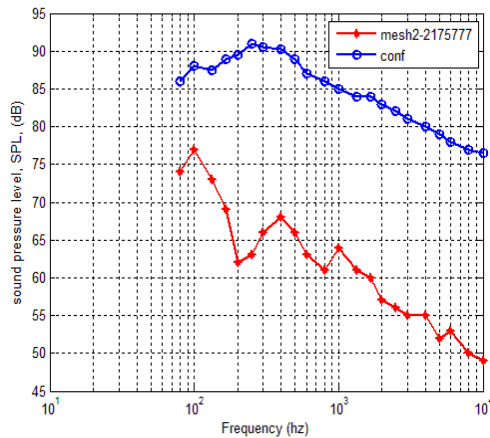
شکل ۱۳. مقایسه نموداری آکوستیک میکسر ساده و میکسر

کنگره دار در زاویه حمله ۶۰ درجه

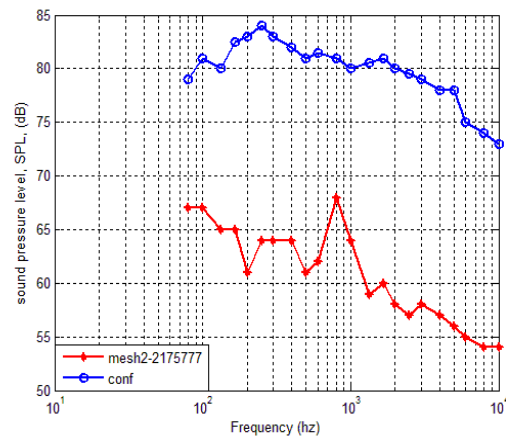
در ادامه، کلیه نمودارهای آکوستیک بر اساس سطح فشار صوتی و فرکانس ارائه شده است، که مربوط به زاویای ۹۰، ۶۰، ۱۲۵ و ۱۵۰ درجه از ناظر دریافت کننده صوت که در فاصله ۴۵ متری از میکسر قرار دارند، باشد. همچنین نتایج مربوط به میکسر ۲۲ کنگره با میکسر ساده، با هم مقایسه شده اند. در شکل ۱۳، نمودار آکوستیک میکسر ۲۲ کنگره با میکسر ساده در زاویه ۶۰ درجه مقایسه شده است. همان طور که مشاهده می گردد، دامنه فرکانسی بین ۸۰ تا ۱۰۰۰۰ هرتز در نظر گرفته شده است.

در فرکانس ۸۰ هرتز، بیشترین میزان سطح فشار صوتی وجود دارد که با افزایش میزان فرکانس، میزان سطح فشار کاهش می یابد. نتایج نشان می دهد، میزان سطح فشار در فرکانس های زیر ۱۰۰۰ هرتز زیاد است. با توجه به تفاوت دو میکسر ساده و کنگره دار می توان مشاهده نمود که، کمترین مقدار بهینه سطح

در شکل ۱۴، به مقایسه نمودار آکوستیک میکسر ۲۲ کنگره با میکسر ساده در زاویه ۹۰ درجه پرداخته شده است. کمترین مقدار بهینه سطح فشار در حدود ۱۷/۹۱ دسی‌بل و بیشترین مقدار بهینه سطح فشار در حدود ۳۹/۴۷ دسی‌بل است. اما به‌طور میانگین، مقدار سطح فشار تا حدود ۳۱/۴۵ دسی‌بل کاهش یافته است. مقدار اختلاف سطح فشار صوتی بین میکسر ساده و میکسر با ۲۲ کنگره، در فرکانس‌های زیر ۱۰۰۰ هرتز، بیشتر از سایر فرکانس‌ها است.

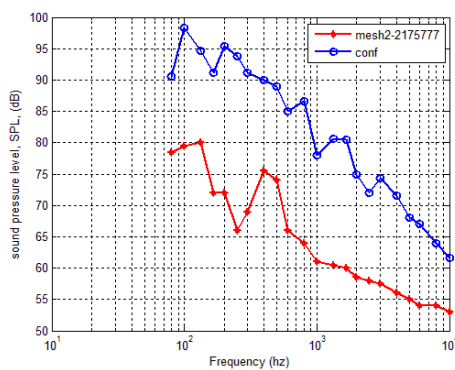


شکل ۱۴. مقایسه نموداری آکوستیک میکسر ساده و میکسر کنگره‌دار در زاویه ۹۰ درجه



شکل ۱۵. مقایسه نموداری آکوستیک میکسر ساده و میکسر کنگره‌دار در زاویه حمله ۱۲۵ درجه

در شکل ۱۶، نمودار آکوستیک مربوط به میکسر ساده و میکسر ۲۲ کنگره در زاویه ۱۵۰ درجه با یکدیگر مقایسه شده است. کمترین مقدار اختلاف سطح فشار در حدود ۱۵ دسی‌بل و بیشترین مقدار بهینه سطح فشار در حدود ۴۲/۴ دسی‌بل است. اما به‌طور میانگین، مقدار سطح فشار تا حدود ۲۳/۷ دسی‌بل کاهش یافته است. نتایج نشان می‌دهد، مقدار اختلاف سطح فشار صوتی مربوط به میکسر ساده با میکسر کنگره‌دار، در فرکانس‌های زیر ۱۰۰۰ هرتز، خیلی زیاد است.



شکل ۱۶. مقایسه نموداری آکوستیک میکسر ساده و میکسر کنگره‌دار در زاویه ۱۵۰ درجه

در شکل ۱۵، نمودار آکوستیک مربوط به میکسر ساده و میکسر ۲۲ کنگره در زاویه ۱۲۵ درجه با یکدیگر مقایسه شده است. کمترین مقدار بهینه سطح فشار در حدود ۱۴ دسی‌بل و بیشترین مقدار بهینه سطح فشار در حدود ۵۶ دسی‌بل است. اما به‌طور میانگین، مقدار سطح فشار تا حدود ۳۸ دسی‌بل کاهش یافته است. نتایج نشان می‌دهد، مقدار اختلاف سطح فشار صوتی مابین میکسر ساده با میکسر ۲۲ کنگره، در فرکانس‌های زیر ۱۰۰۰ هرتز بیشتر از سایر فرکانس‌ها است.

۶. نتیجه‌گیری

دنباله‌دار خروجی می‌گردند. یک از طریق افزایش سطح خیس میان دو جریان بر اثر شکل کنگره‌ها و دیگری بر اثر اختلاط دو جریان هوای گرم و سرد با یکدیگر است.

- میکسرها به سه گونه سبب کاهش صدای ناشی از دنباله خروجی نازل می‌شوند:

- ۱- کاهش صدای جت خروجی با کاهش سرعت جت.
 - ۲- کاهش صدای جت خروجی با یکنواخت‌تر کردن پروفیل سرعت در خروجی نازل.
 - ۳- کاهش صدای جت خروجی با جلوگیری از برخورد ناگهانی دو جریان هسته و کنار گذر بعد از میکسر در داخل نازل.
- در پایان، در این تحقیق، نتیجه‌گیری شد که در فرکانس ۸۰ هرتز، بیشترین میزان سطح فشار صوتی وجود دارد که با افزایش میزان فرکانس تا حدود ۱۰۰۰ هرتز، که متوسط سطح فشار صوتی در چهار زاویه، ۶۰، ۹۰، ۱۲۵ و ۱۵۰ درجه به ترتیب ۱۹/۵ دسی‌بل، ۳۱/۴۵ دسی‌بل، ۳۸ دسی‌بل و ۲۳/۷ دسی‌بل به دست آمده است که بیانگر این است بیشترین میزان سطح فشار صوتی در دریافت‌کننده‌های صوتی است که، در زوایای ۹۰ درجه و ۱۲۵ درجه قرار دارند.

در این تحقیق، به بررسی و شبیه‌سازی اکوستیکی تأثیر میکسر بر اختلاط جریان‌های سرد و گرم در یک موتور توربوفن با کنارگذر بالا پرداخته شده است. ابتدا، روش شبیه‌سازی عددی اختلاط جریان‌ها و اکوستیکی برای یک میکسر ساده مورد اعتبارسنجی قرار گرفت. سپس، شبیه‌سازی بر روی یک قطاع از میکسر موتور توربوفن با کنارگذر بالا صورت گرفت. در این شبیه‌سازی، به بررسی تأثیر میکسر بر روی اکوستیک این نوع موتور پرداخته شد. جهت انجام شبیه‌سازی از نرم‌افزار انسیس فلونت استفاده شد. برای حل جریان از معادلات ناویراستوکس ناپایا، سه بعدی، تراکم‌پذیر و لزج استفاده گردید، همچنین برای بررسی اغتشاشات جریان از مدل اغتشاشی $k - \omega SST$ استفاده شد. با توجه به انجام شبیه‌سازی و نتایج به دست آمده، می‌توان نتایج زیر را بیان نمود:

- در میکسر موتور توربوفن، اختلاط هوای سردی کنارگذر با هوای گرم هسته مرکزی صورت گرفته و دمای هسته مرکزی از ۸۰۰ کلوین، به دمای تقریباً ۴۲۳ کلوین کاهش می‌یابد.
- میکسرهای کنگره‌دار به دو گونه سبب افزایش انتقال حرارت میان دو جریان هسته و کنارگذر شده و موجب کاهش حرارت

۷. مأخذ

- [1] Martens, Steven, "Jet noise reduction technology development at GE aircraft engines", ICAS Paper 842, 2002.
- [2] Krasnodebski, Jan Kazimierz, "Numerical simulations of lobed mixer flow fields", PhD diss., Massachusetts Institute of Technology, 1995.
- [3] Tetsuo, S. A. G. A., H. U. Hui, and Toshio Kobayashi, "Mixing process in the jet flow of lobed nozzle", In *KOREA-JAPAN Joint Seminar on Particle Image Velocimetry*, 1999, pp.39-50.
- [4] Wright, Alex, Ali Mahallati, and Julio Militzer, "Isolating Effects of Area Ratio From Lobe Number for Turbofan Engine Exhaust Systems", In *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*, 2014, Vol.45578, p.V01AT01A044, American Society of Mechanical Engineers.
- [5] Mengle, Vinod, Willam Dalton, James Bridges, Kathy Boyd, Vinod Mengle, Willam Dalton, James Bridges, and Kathy Boyd, "Noise reduction with lobed mixers-Nozzle-length and free-jet speed effects", In *3rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 1997, p.1682.
- [6] Cooper, Nathan, Parviz Merati, and Hui Hu, "Numerical simulation of the vortical structures in a lobed jet mixing flow", In *43rd AIAA aerospace sciences meeting and exhibit*, 2005, p.635.
- [7] Mickelsen, Justin, Cole Yarrington, Jeffrey Bons, and Deryl Snyder, "The effect of core flow turbulence on planar lobed-mixer nozzle effectiveness," In *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2006, p.18.

- [8] Shan, Yong, and Jing-zhou Zhang, "Numerical investigation of flow mixture enhancement and infrared radiation shield by lobed forced mixer", *Applied Thermal Engineering*, 2009, Vol.29, no.17-18, pp.3687-3695.
- [9] Gong, Hao, "Numerical study of jet noise generated by turbofan engine nozzles equipped with internal forced lobed mixers using the lattice boltzmann method", 2013.
- [10] Brinkerhoff, Joshua R., Harun Oria, and Metin I. Yaras, "Experimental and computational study of mixing mechanisms in an axisymmetric lobed mixer", *Journal of propulsion and power*, 2013, Vol.29, no.5, pp.1017-1030.
- [11] Ishii, Tatsuya, Kenichiro Nagai, Hideshi Oinuma, Tsutomu Oishi, Ryo Kagaya, and Yutaka Ishii, "Noise Measurement of Small Turbofan Engine with Notched Nozzle for Jet Noise Reduction", In *2018 AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, p.3611.
- [12] Fang, Xin-xin, Chi-bing Shen, Ming-bo Sun, Richard D. Sandberg, and Peng Wang, "Flow structures of a lobed mixer and effects of streamwise vortices on mixing enhancement", *Physics of Fluids*, 2019, Vol.31, no.6, p.066102.
- [13] Burt, Jonathan M., Jonathan Seidel, and Stewart J. Leib, "Assessment of mixer-ejector nozzle with thermal acoustic shield for jet noise reduction", In *AIAA Aviation, 2019 Forum*, p.3018.
- [14] Wilcox, David C., *Turbulence modeling for CFD.*, Vol.2. La Canada, CA: DCW industries, 1998.
- [15] Spalart, Philippe R., "Comments on the feasibility of LES for wings, and on a hybrid RANS/LES approach", In *Proceedings of first AFOSR international conference on DNS/LES*. Greyden Press, 1997.
- [16] Lighthill, Michael James, "On sound generated aerodynamically II. Turbulence as a source of sound", *Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences*, 1954, Vol.222, no.1148, pp.1-32.
- [17] Barber, T., R. W. Paterson, and S. A. Skebe, "Turbofan forced mixer lobe flow modeling. 1: Experimental and analytical assessment", No. NAS 1.26: 4147-PT-1. NASA, 1988.
- [18] Xie, Yi, and You-hong Liu, "Numerical investigation of mixing length on performance of lobed forced mixer nozzles", *Heat Transfer—Asian Research*, 2011, Vol.40, no.3, pp.205-216.

پی نوشت

1. Reynolds Averaged Navier-Stokes
2. Viscous
3. Lighthill
4. Ffowcs Williams- Hawkins (FW-H)
5. Center Body
6. Duct
7. Scarf
8. Unstructure Grid