



Acoustic Simulation of Hot and Cold Flow mixing by a Lobed Mixer in a High Bypass Ratio Turbofan Engine

S. Fazeli¹, R. Khoshkhoo^{1*}, A. Khoeni Poorfar²

¹Department of Mechanical Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

²Maintenance Engineering Department, Mapna Turbine Engineering and Manufacturing Company (TOGA), Alborz, Iran

ABSTRACT: Noise reduction laws for turbofan engines require effective configurations to reduce jet engine noise. Lobed mixers are known to be effective for noise reduction in high bypass ratio turbofan engines. In this study, a mixture of hot and cold flow is simulated in a lobed mixer for a high bypass ratio turbofan engine. Navier-Stokes equations are considered three-dimensional, compressible, steady, and turbulent. To solve the turbulent flow, the turbulent model has been used; besides, to investigate the acoustic power, the Broadband noise source model was applied. In this research, first, the simulation method was validated and the results were compared with the experimental data of previous studies. Then, the impact of the lobed mixer was investigated on mixing hot and cold flow and noise reduction in a high-bypass ratio turbofan engine. The results of this study show that the maximum acoustic power was obtained at about 72 dB at a distance of 14 meters from the nozzle, decreasing by moving away from the engine nozzle; also, the maximum amount of acoustic power in the central body at nozzle exit has decreased from about 90 dB to 72 dB. The maximum acoustic power was observed at about 95 dB on the mixer surface next to the central body flow. Finally, we can conclude that a mixture of flow reduces the acoustic power and improves its uniformity at the nozzle exit while increasing the acoustic power near the central body.

Review History:

Received: Oct. 23, 2021

Revised: May, 30, 2022

Accepted: May, 31, 2022

Available Online: Jun. 21, 2022

Keywords:

Lobed Mixer

Turbofan Engine with High Bypass

Ratio

Numerical Simulation

Acoustic

1- Introduction

A mixer is a device used in gas turbine engines to internally mix the hot core with the cold fan bypass. In commercial applications of mixing process can make a thrust increment. A two-dimensional schematic of a turbofan engine and its mixer and fan flow and core flow is shown in Fig. 1. [1].

The rate of mixing of the core and bypass exhaust flow in aircraft turbofan engines influences the extent of aerodynamically generated jet noise, thrust augmentation, specific fuel consumption, and the infrared radiation visibility of the engine [2].

In 2013, Gong [3] investigated a four-lobed mixer and one baseline confluent mixer in a computational study of the aerodynamic and aeroacoustic effect of an actual turbofan jet engine with the Lattice Boltzmann Method (LBM). The results showed that the boundary conditions and artificial forcing functions imposed at the inlet produced realistic turbulent kinetic energy levels downstream of the nozzle exit.

According to previous research on noise reduction, no research has been conducted on high bypass ratio turbofan mixers and lobed mixers, and the results of numerical simulation of flow mixing and acoustic flow in the nozzle

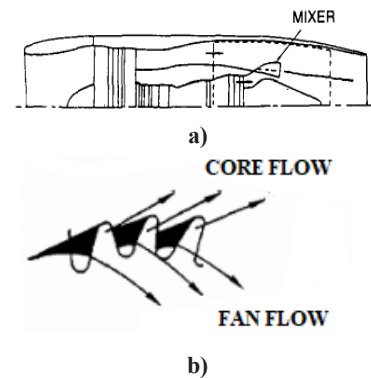


Fig. 1. a) Two-dimensional schematic of a turbofan engine and its mixer b) Axial flow motion in the side view of the mixer [1]

exit have not been investigated. In this study, the geometries have a different number of mixer lobes. In this research, first, the numerical simulation method and acoustic results for a confluent mixer were numerically validated and then the flow mixing in the desired lobed mixer was simulated and

*Corresponding author's email: r.khoshkhoo@mut.ac.ir



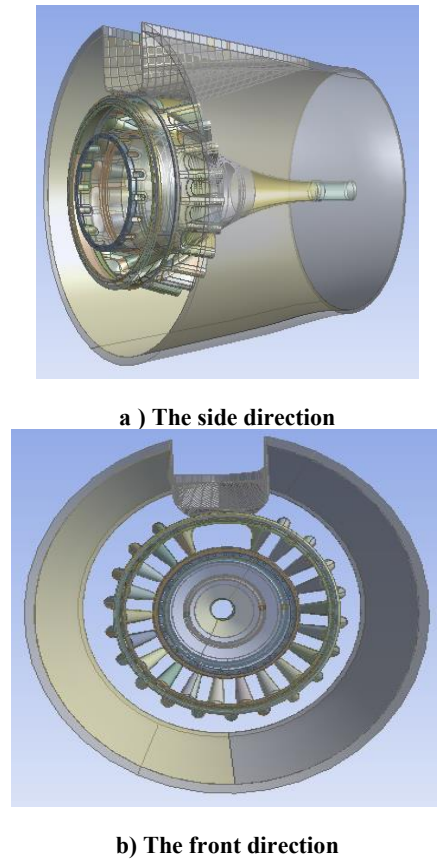


Fig. 2. The desired geometry

investigated.

2- Mixer Geometry and Initial Conditions

The mixer has 22 lobes and consists of three parts, the central body, the lobes, and the duct. The schematic of the mixer geometry is shown in Fig. 2. To perform the simulation, the geometry of the mixer was considered axial symmetric.

The input conditions of flow from the bypass ratio and the central body are shown in Table 1. The static pressure of the environment adjusts the engine's atmospheric pressure.

3- Validation

In this section, Gong results [3] have been used for validation. So, the geometric information of the confluent mixer was extracted from the reference [3] and then two-dimensional symmetrically simulated. The comparison between velocity profiles at nozzle exit with data Ref. [13] is showed in Fig. 3.

4- Results and Discussion

In this section, the acoustic results of the lobed mixer are analyzed. Fig. 4 shows the acoustic power in the central plate of the mixer. The amount of acoustic power in the bypass area is less than the amount of the central body and the amount of

Table 1. The initial condition of the desired mixer

	Unit	Fan exit	Core exit
Static temperature	K	319.9	814.87
Mass flow ratio	kg/s	403	69.309

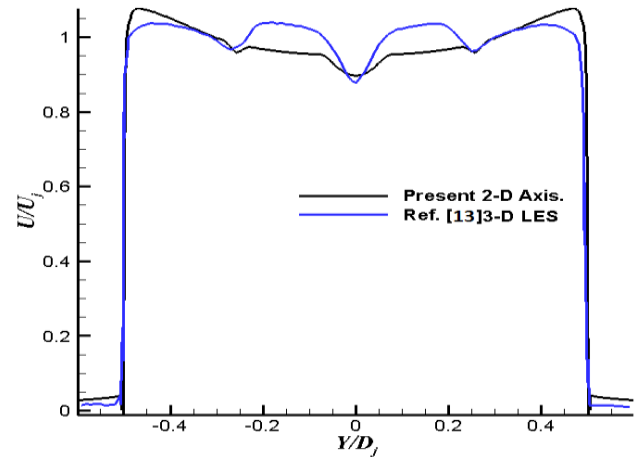


Fig. 3. Comparison of velocity profiles at the nozzle exit.

acoustic power with passing from the mixer decreases.

In Fig. 5, the diagram of the acoustic power distribution can be seen on the nozzle exit plate. It is visible that, the maximum acoustic power in the central body has been reduced from 90 dB to 72 dB.

5- Conclusions

In this research, the acoustic research of mixing hot core with the cold fan bypass by a mixer has been investigated. Ansys Fluent software was used for simulation. Also, Navier-Stokes equations are considered compressible, steady, three-dimensional, and turbulence. The $k-\omega$ SST turbulence model is used to solve the turbulent flow. First, the simulation results with the experimental data of others were validated, and then research was performed on the desired turbofan engine mixer. In this study, the effect of the mixer lobes on noise reduction has been investigated. The results show that by moving away from the engine nozzle, the amount of acoustic power decreases, also the amount of acoustic power in the bypass area is higher than the core, by mixing the two flows with the mixer, the amount of acoustic power decreases after the mixer and then with the passing of the flow from the nozzle, the amount of acoustic power near the core increases, which then with increasing distance radially or axially, the amount

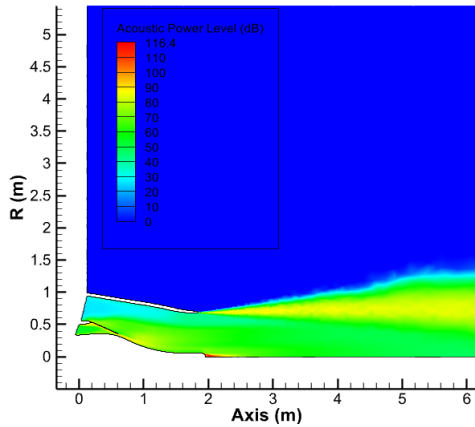


Fig. 4. Acoustic power in the middle plane

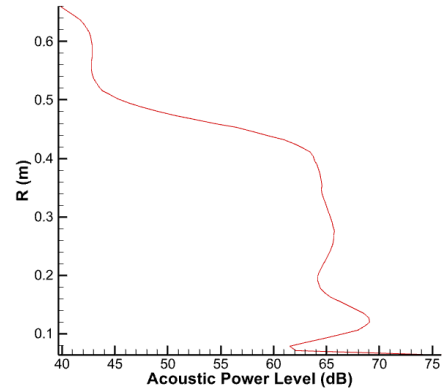


Fig. 5. Acoustic power distribution at the nozzle exit

of acoustic power decreases. The maximum acoustic power was observed on the surface of the mixer in the area close to the flow of the central body and about 95 dB. Finally, the combination of the two flows by the mixer reduces the acoustic power and its uniformity at the nozzle exit. Maximum acoustic power was obtained at a distance of 14 meters from the nozzle exit and at about 72 dB. The acoustic power was achieved at about 116 dB in front of the central body. Finally, the maximum acoustic power on the surface of the mixer was observed nearby the central body about 95 dB.

References

- [1] T. Barber, G. Muller, S. Ramsay, E. Murman, Three-dimensional inviscid flow analysis of turbofan forced mixers, 23rd Aerospace Sciences Meeting, (1985).
- [2] J. Brinkerhoff, H. Oria, M. Yaras, Experimental and computational study of mixing mechanisms in an axisymmetric lobed mixer. *Journal of propulsion and power*, 29(5) (2013) 1017-1030.
- [3] H. Gong, Numerical Study of Jet Noise Generated by Turbofan Engine Nozzles Equipped with Internal Forced Lobed Mixers using the Lattice Boltzmann Method, MSc. Thesis, Department of Mechanical Engineering, McGill University, (2013).

HOW TO CITE THIS ARTICLE

S. Fazeli, R. Khoshkhou, A. Khoeni Poorfar, *Acoustic Simulation of Hot and Cold Flow mixing by a Lobed Mixer in a High Bypass Ratio Turbofan Engine*, *Amirkabir J. Mech Eng.*, 54(7) (2022) 309-312.

DOI: 10.22060/mej.2022.20701.7296





شبیه‌سازی آکوستیکی اختلاط جریان‌های سرد و گرم توسط میکسر کنگره‌دار در یک موتور توربوفن با کنارگذر بالا

صادق فاضلی^۱، روح‌الله خوشخو^{۱*}، علیرضا خوئینی‌پورفر^۲

۱- مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران
۲- واحد مهندسی و تعمیرات، شرکت مهندسی و ساخت توربین مینا (توگا)، البرز، ایران

تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۴۰۰/۰۸/۰۱
بازنگری: ۱۴۰۱/۰۳/۰۹
پذیرش: ۱۴۰۱/۰۳/۱۰
ارائه آنلاین: ۱۴۰۱/۰۳/۳۱

کلمات کلیدی:

میکسر کنگره‌دار
موتور توربوفن با کنارگذر بالا
شبیه‌سازی عددی
آکوستیک

خلاصه: قوانین و مقررات مربوط به کاهش صدا برای موتورهای توربوفن، نیازمند ایجاد پیکربندی‌های مؤثر در جلوگیری از صدای جت موتور می‌باشد. میکسرهای کنگره‌دار به عنوان یک وسیله مؤثر کاهش صدا برای موتورهای توربوفن شناخته شده‌اند. در این تحقیق، اختلاط جریان‌های سرد و گرم در یک میکسر کنگره‌دار برای یک موتور توربوفن با کنارگذر بالا شبیه‌سازی شده است. معادلات ناوراستوکس به صورت سه‌بعدی، تراکم‌پذیر، پایا و مغشوش در نظر گرفته شده‌اند. برای حل جریان مغشوش، از مدل اغتشاشی $k - \omega$ SST استفاده شده است، همچنین جهت بررسی قدرت آکوستیکی، از روش منابع نویز صوتی پهن باند استفاده شده است. در این تحقیق، در ابتدا، روش شبیه‌سازی مورد اعتبارسنجی قرار گرفته و نتایج حاصل از شبیه‌سازی با نتایج تجربی دیگران مقایسه شده است. سپس تأثیر میکسر کنگره‌دار در اختلاط جریان‌های سرد و گرم و کاهش نویز توسط آن در یک موتور توربوفن با کنارگذر بالا مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج حاصل از این تحقیق نشان می‌دهد، ماکزیمم قدرت آکوستیکی در فاصله ۱۴ متری از نازل در حدود ۷۲ دسی‌بل به دست آمد که با دور شدن از نازل موتور، میزان قدرت آکوستیکی کاهش می‌یابد. همچنین، مقدار ماکزیمم قدرت آکوستیکی بر روی هسته مرکزی، در خروجی نازل از حدود ۹۰ دسی‌بل، به ۷۲ دسی‌بل کاهش یافته است. ماکزیمم قدرت آکوستیکی بر روی سطح میکسر در ناحیه نزدیک به جریان هسته مرکزی در حدود ۹۵ دسی‌بل مشاهده شد. در نهایت می‌توان نتیجه گرفت که اختلاط دو جریان توسط میکسر منجر به کاهش قدرت آکوستیکی و افزایش یکنواختی آن در خروجی نازل می‌شود و با عبور جریان از نازل، میزان قدرت آکوستیکی نزدیک هسته مرکزی افزایش می‌یابد.

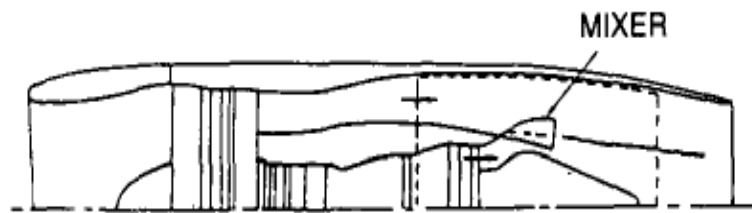
۱- مقدمه

در ابتدا، میکسر در موتورها به صورت ساده و بدون کنگره مورد استفاده قرار می‌گرفت و با توجه به فواید استفاده از کنگره‌ها در بهبود عملکرد و نیروی پیشران و کاهش نویز، 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 می‌شود.

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، فرآیند اختلاط را افزایش می‌دهند و به لحاظ آکوستیکی، از نظر انتقال حرارت و مصرف سوخت بهینه‌داری مزیت هستند، اما باعث افت فشار و کاهش نیروی محرکه می‌شوند. لذا در جایی که اولویت آکوستیکی و یا حرارتی وجود داشته باشد

اختلاط جریان، فرآیندی است که در موتورهای توربوفن برای ترکیب جریان‌های سرد یا اولیه با جریان کنارگذر سرد یا ثانویه بکار می‌رود. در شکل ۱، شماتیک کلی از یک میکسر نصب شده در موتور توربوفن نشان داده شده است. در این شکل، جریان‌های سرد و گرم به سرعت بالا با جریان‌های سرد کنارگذر، پس از عبور از روی سطح میکسر اختلاط پیدا می‌کند. تبادل انرژی آنقدر سریع با اختلاط جریان رخ می‌دهد، که نه تنها منجر به ترکیب تقریباً کامل دو جریان در مسافت کوتاه می‌شود، بلکه باعث اتلاف انرژی کم در طول مسیر می‌گردد. جریان‌ها با عبور از هندسه کنگره‌ها در انتهای میکسر اختلاط پیدا می‌کنند، که این اختلاط بر روی کمیت‌های فشار، سرعت، دما و چرخش جریان تأثیرگذار می‌باشد [۱].

* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: r.khoshkhoo@mut.ac.ir



الف) جریان هسته



ج) جریان سرد کنار گذر



ب) جریان شعاعی

شکل ۱. الف) شماتیکی دوبعدی از موتور توربوفن و میکسر آن ب) حرکت جریان شعاعی در کنگره‌های میکسر ج) حرکت جریان محوری در نمای جانبی میکسر [۱]

Fig. 1. a) Two-dimensional schematic of a turbocompressor engine and its mixer b) Radial flow motion in mixer lobes c) Axial flow motion in the side view of the mixer [1]

ساختار جریان به‌طور کامل توسط اغتشاش‌های مقیاس کوچک در ورودی میکسر کنگره‌دار یا در لایه مرزی در امتداد دیوار تغییر می‌کند، همچنین، آن‌ها پرخش جریان را در کنگره‌ها مشاهده کردند. سال ۲۰۱۸، ایشی و همکاران [۹] به بررسی و اندازه‌گیری صدا در یک موتور توربوفن در مقیاس کوچک و با شکاف‌هایی بر روی نازل و میکسر پرداختند. هدف اصلی، به دست آوردن عملکرد صوتی و آیرودینامیکی یک نازل شکاف‌دار بود. با توجه به نتایج آزمایشگاهی به‌دست‌آمده، مشخص شد که نازل شکاف‌دار، سروصدای جت راه، یک دسی‌بل، نسبت به نازل بدون شکاف کاهش می‌دهد. سال ۲۰۱۹، فنگ و همکاران [۱۰] 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. با مقایسه اندازه گردابه‌ها، افزایش اختلاط حدود ۸۰ درصد را نشان می‌دهد. سال ۲۰۱۹، بورت و همکاران [۱۱] به بررسی استفاده از سپر حرارتی برای کاهش نویز 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 سروصدای جریان مخصوصاً در فرکانس‌های بالا است. سال ۲۰۲۰، بورت [۱۲] به طراحی میکسر و نازل تغییر یافته با سوراخ و لبه‌های تیز ایجادکننده گردابه به‌منظور کاهش نویز و افزایش بازدهی پرداخت و نتیجه

مانند هواپیماهای پنهان‌کار، قابلیت شناسایی حرارتی یا آکوستیکی اولویت است و یا در هواپیماهای مسافربری چون مسئله‌ی کاهش صدا برای راحتی مسافران مطرح است، انتظار می‌رود که از میکسرهای با تعداد کنگره‌های بالا استفاده شود، اما زمانی که مسئله تولید نیروی محرکه بیشتر در الویت باشد، میکسرهای با کنگره‌های کمتر که در کنار مزیت‌هایشان، افت کمتری را در فشار و نیروی محرکه ایجاد می‌کنند، مناسب‌تر به نظر می‌رسند [۳-۵]. انگیزه اصلی برای استفاده از میکسر در موتورهای توربین گاز تجاری، کاهش دمای گاز گرم خروجی آگروز، افزایش بازدهی اختلاط، کاهش صدای جریان خروجی است. همچنین وقتی که میکسر به‌درستی طراحی شود، می‌تواند باعث کاهش نویز شده و به افزایش در فشار کل نیز کمک کند. توجه داشته باشید، که برای رسیدن به ترکیب متعادل، مجرای حول موتور باید طولانی‌تر شود که منجر به افزایش وزن نیز می‌شود، که با افزایش نیروی پیشران قابل جبران است [۶].

سال ۲۰۱۱، ژئی و لیو [۷] تأثیر طول اختلاط در کنگره‌های نازل را با استفاده از نرم‌افزار فلونت، شبیه‌سازی عددی نمودند. نتایج عددی نشان می‌دهد، که افزایش طول مجرای نازل، فضای بیشتری را برای گسترش گردابه جریان ایجاد می‌کند. سال ۲۰۱۳، برینکرهاف و همکاران [۸] به مطالعه عددی و آزمایشگاهی مکانیسم اختلاط در هندسه میکسر دوازده کنگره متقارن محوری پرداختند. نتایج حاصل از این پژوهش نشان می‌دهد،

ترم‌های پارامتری H_I, G_I, F_I مربوط به مقادیر غیرلزج و ترم‌های H_v, G_v, F_v مربوط به اثرات لزجت می‌باشند.

$$G_I = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u V \\ \rho v^2 + p \\ \rho v w \\ (\rho e + p)v \end{bmatrix}, \quad (3)$$

$$G_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{zy} \\ (u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz}) + q_y \end{bmatrix}$$

$$H_I = \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho w u \\ \rho w v \\ \rho w^2 + p \\ (\rho e + p)w \end{bmatrix}, \quad (4)$$

$$H_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zz} \\ (u\tau_{zx} + v\tau_{zy} + w\tau_{zz}) + q_z \end{bmatrix}$$

ترم‌های $\tau_{xx}, \tau_{yx}, \tau_{xy}, \tau_{yy}, \tau_{zy}, \tau_{zz}, \tau_{yz}, \tau_{xz}$ تانسورهای تنش برشی و ترم‌های q_x, q_y, q_z شار هدایت گرمایی هستند. با توجه به نیاز به حل معادلات جریان مغشوش، از مدل توربولانسی SST k- ω استفاده شده است. در این مدل، فرض می‌شود که لزجت آشفتگی با انرژی جنبشی آشفتگی و فرکانس آن رابطه دارد [۱۵]:

$$\mu_t = \rho \frac{k}{\omega} \quad (5)$$

گرفت که هندسه کنگره‌ها، تأثیر بسزایی در پارامترهای آکوستیکی دارد. با توجه به تحقیقات گذشته در زمینه کاهش نویز در موتورهای توربوفن مربوط به هواپیماهای تجاری و نظامی، تاکنون تحقیقی در رابطه با میکسر توربوفن با کنارگذر بالا و میکسر کنگره‌دار مورد بررسی قرار نگرفته است و نتایج مربوط به شبیه‌سازی عددی اختلاط جریان و آکوستیک جریان خروجی از نازل بررسی نشده است. و هندسه‌هایی که مورد بررسی قرار گرفته‌اند، تعداد کنگره‌های متفاوت داشته است. در این تحقیق، در ابتدا، روش شبیه‌سازی عددی و نتایج آکوستیکی برای یک میکسر ساده، مورد اعتبارسنجی عددی قرار گرفته و سپس به بررسی و شبیه‌سازی اختلاط جریان در میکسر کنگره‌دار مورد نظر، پرداخته شد.

۲- معادلات حاکم بر جریان سیال

در این تحقیق، جریان به صورت تراکم‌پذیر، سه‌بعدی، پایا و مغشوش در نظر گرفته شده است. معادلات حاکم به صورت برداری زیر نوشته می‌شود:

$$\frac{\partial X}{\partial t} + \frac{\partial F_I}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial x} + \frac{\partial G_I}{\partial y} + \frac{\partial G_v}{\partial y} + \frac{\partial H_I}{\partial z} + \frac{\partial H_v}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

که x بردار جواب می‌باشد $X = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho e]$ شامل سرعت چگالی و انرژی می‌باشد و معادله (۲) که به صورت زیر نوشته می‌شوند:

$$F_I = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uvw \\ (\rho e + p)u \end{bmatrix}, \quad (2)$$

$$F_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{yx} \\ \tau_{zx} \\ (u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz}) + q_x \end{bmatrix}$$

آکوستیک است تا تقریبی از انتشار امواج و قدرت آن حاصل شود. اساس حل آکوستیک جریان، معادله موسوم به لایتهیل^۱ است که بر اساس آن مدل‌های ساده‌تر و با پیچیدگی کمتر توسعه داده شده است. یکی از این مدل‌ها، رابطه لیلی^۲ است که قدرت آکوستیکی برحسب وات بر مترمکعب را به شکل معادله (۹) ارائه کرده است:

$$P_A = \alpha \rho_0 \left(\frac{u^3}{\ell} \right) \frac{u^5}{a_0^5} \quad (9)$$

در رابطه فوق u و ℓ به ترتیب سرعت و مقیاس طولی آشفتگی هستند. a_0 ، سرعت صوت است. P_A قدرت آکوستیکی بوده و در نهایت α یک ضریب ثابت است که با توجه به حل شبیه‌سازی مستقیم عددی^۳ مقدار آن مشخص شده است. در نرم‌افزار انسیس-فلونت، این امکان وجود دارد که قدرت آکوستیکی برحسب دسی‌بل از رابطه (۱۰) ارائه گردد [۱۳]:

$$L_p = 10 \log \left(\frac{P_A}{P_{ref}} \right) \quad (10)$$

در این رابطه، P_{ref} قدرت آکوستیکی مرجع می‌باشد.

۳- هندسه میکسر، شرایط مرزی و استقلال از شبکه

میکسر موردنظر دارای ۲۲ کنگره بوده و شامل سه بخش، جسم مرکزی^۴، کنگره‌ها و پوسته بیرونی^۵ می‌باشد و نمای کلی از هندسه میکسر در شکل ۲ 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 پرئودیک تعیین شد. همان‌گونه در شکل ۳ الف) مشاهده می‌شود، لبه جلویی میکسر به صورت یک سطح شیب‌دار می‌باشد و در حقیقت میکسر، دارای زاویه اسکارف^۶ است. در شکل ۳ ب)،

μ_t لزجت آشفتگی است. اساس این مدل، حل دو معادله انرژی جنبشی آشفتگی k و فرکانس آشفتگی ω است، که به صورت روابط زیر می‌باشند [۱۶]:

معادله k

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_j k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) \right] + P_k - \beta' \rho k \omega + P_{kb} \quad (6)$$

معادله ω

$$\frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_j \omega) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) \right] + \alpha \frac{\omega}{k} P_k - \beta \rho \omega^2 + P_{\omega b} \quad (7)$$

P_k نرخ تولید آشفتگی است و سایر ضرایب به صورت زیر در نظر

گرفته شده‌اند:

$$\beta' = 0.09, \beta = 0.075, \alpha = \frac{5}{9}, \sigma_k = 2, \sigma_\omega = 2$$

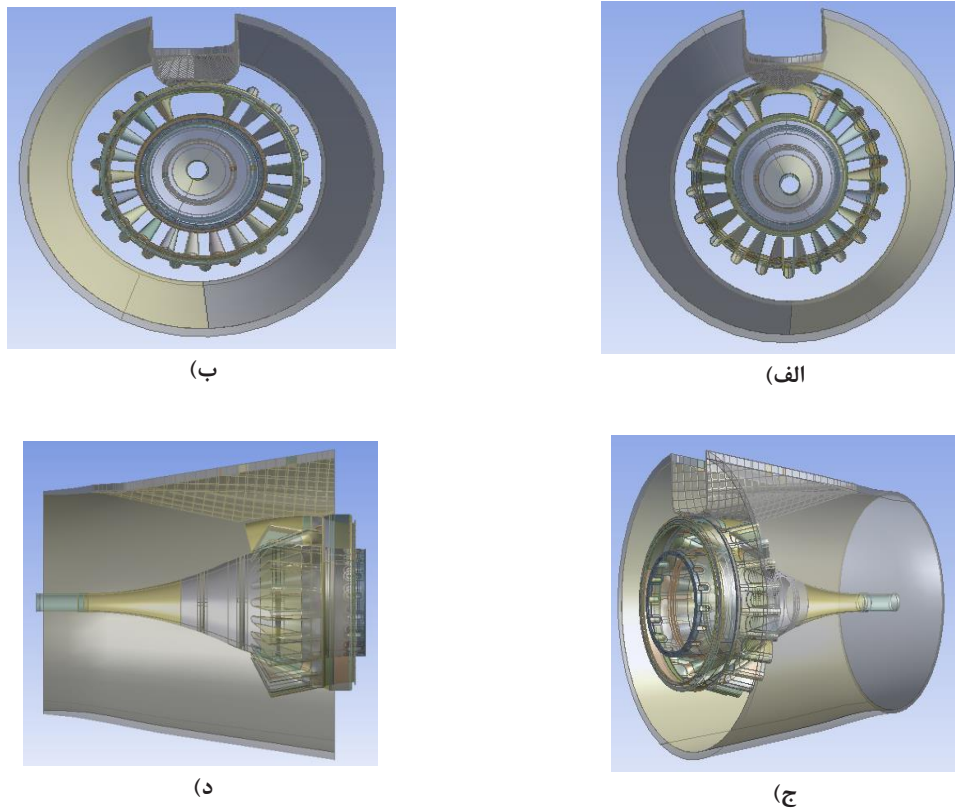
$$-\rho u_i u_j = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (8)$$

$$-\frac{2}{3} \delta_{ij} \left(\rho k + \mu_t \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right)$$

مدل $k-\omega$ SST، برای پیش‌بینی دقیق محل شروع و میزان جدایش

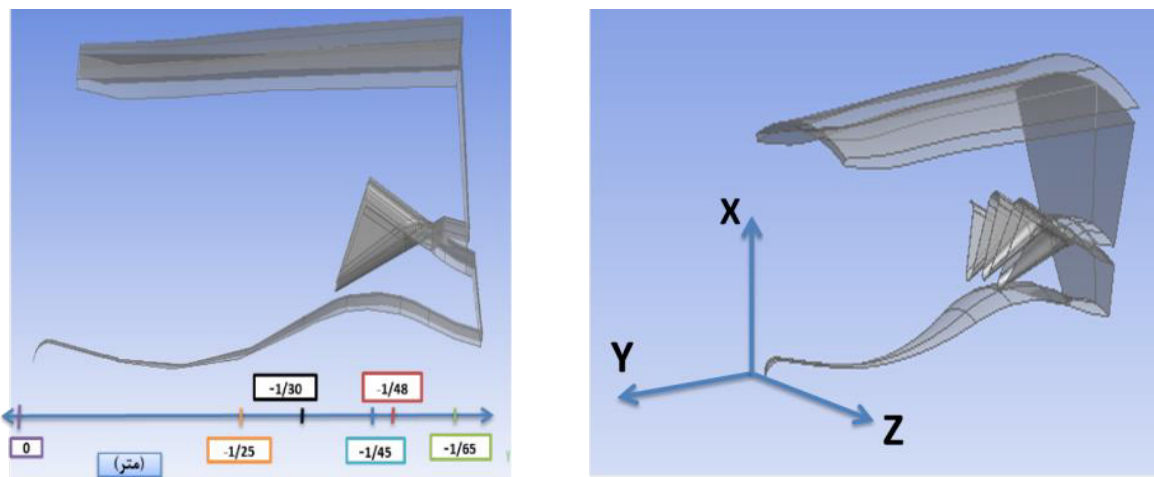
سیال تحت شرایط گرادیان فشار معکوس با واردکردن اثرات انتقال در فرمولاسیون لزجت-گردابه طراحی شده است. جزئیات بیشتر، در رابطه با این مدل، در مراجع [۱۵ و ۱۶] بیان شده است. بعد از حل جریان، نوبت به حل

- 1 Lighthill
- 2 Lilley
- 3 Direct Numerical Simulation (DNS)
- 4 Central Body
- 5 Duct
- 6 Scarf



شکل ۲. هندسه اصلی الف) روبرو ب) پشت ج) مایل د) پهلو

Fig. 2. The desired geometry a) the front direction b) the back direction c) the oblique direction d) the side direction

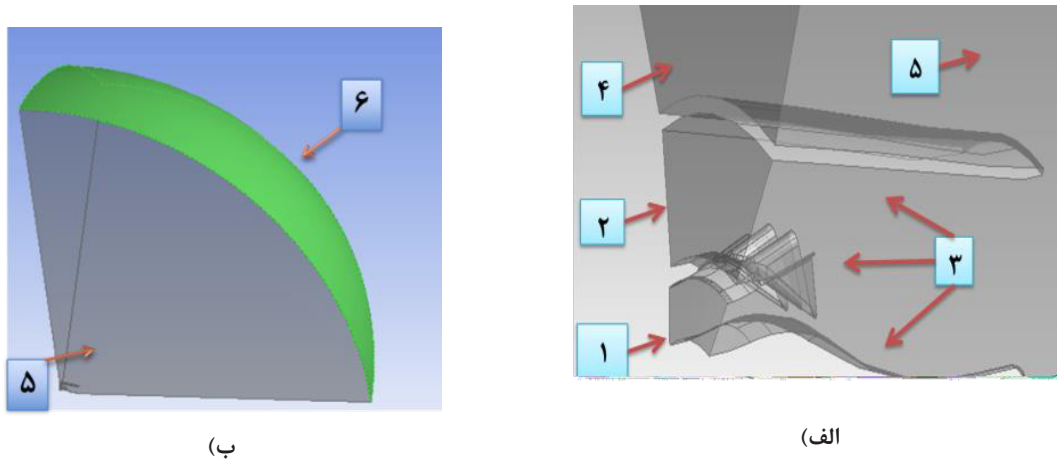


ب) محل هر مقطع از میکسر
b) Position of each section

الف) محورهاى مختصات
a) Coordinate axis's

شکل ۳. قطاع برش خورده از هندسه اصلی و دامنه محاسباتی

Fig. 3. The slice section of the desired geometry and computational domain



شکل ۴. شرایط مرزی الف) قطاع برش خورده از هندسه ب) صفحه پریودیک و دامنه کروی

Fig. 4. Boundary conditions a) Slice section of geometry b) Periodic plane and spherical domain

جدول ۱. داده‌های ورودی میکسر موردنظر

Table 1. Initial condition of the desired mixer

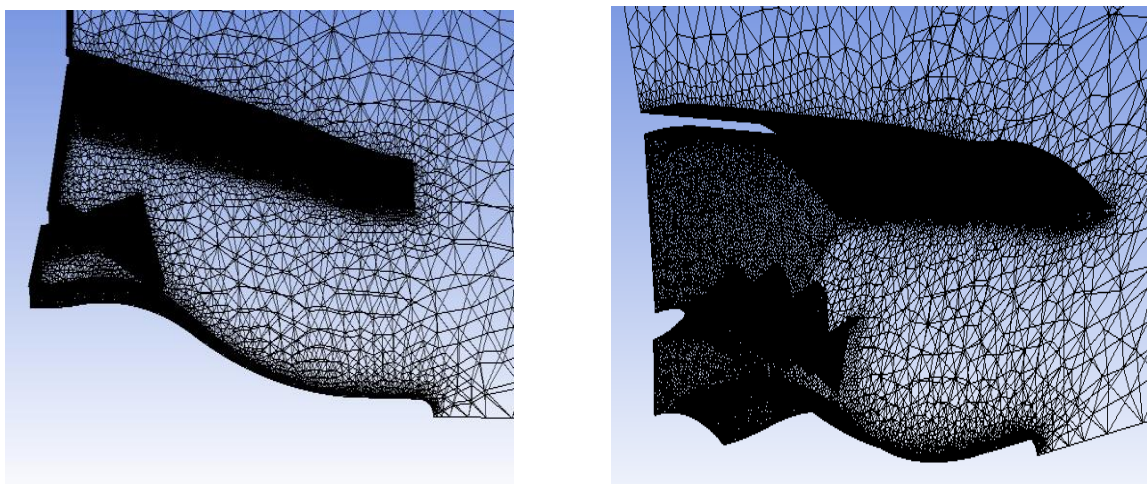
واحد	خروجی توربین (هسته مرکزی)	خروجی فن (ناحیه کنارگذر)
دمای استاتیک K	۸۱۴/۷۸	۳۱۹/۹
نرخ دبی جرمی ورودی kg/s	۶۹/۳۰۹	۴۰۳

شرایط جریان ورودی از قسمت کنارگذر و هسته مرکزی که توسط میکسر با یکدیگر مخلوط می‌شوند، در جدول ۱ نمایش داده شده است.

با توجه به هندسه جسم، شبکه بی‌سازمان 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 ۵ نشان داده شده است. به منظور بررسی استقلال شبکه از حل عددی، از چهار شبکه ریز، متوسط و درشت استفاده شد و تغییرات میزان نیروی پیشران و دما برحسب تغییرات اندازه شبکه به دست آمده، 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.

محل هر مقطع از میکسر نشان داده شده است. دامنه محاسباتی به شکل قطاعی از کره به شعاع ۲۸ متر در نظر گرفته شد.

در شکل ۴، هندسه اصلی و کلیه مرزهای اطراف آن شماره گذاری شده است. شماره اول، محل جریان خروجی از توربین و در حقیقت مرز عبور جریان گرم از هسته مرکزی می‌باشد. 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 می‌باشد 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 می‌باشد که به صورت پریودیک در نظر گرفته شده است و در نهایت شماره ششم، مربوط به مرز خارجی دامنه محاسباتی می‌باشد که فشار آن برابر فشار اتمسفر است.



شکل ۵. شبکه قطاع هندسه موردنظر

Fig. 5. The grid from the desired Geometry

جدول ۲. استقلال از شبکه برحسب نیروی پیشران و دما

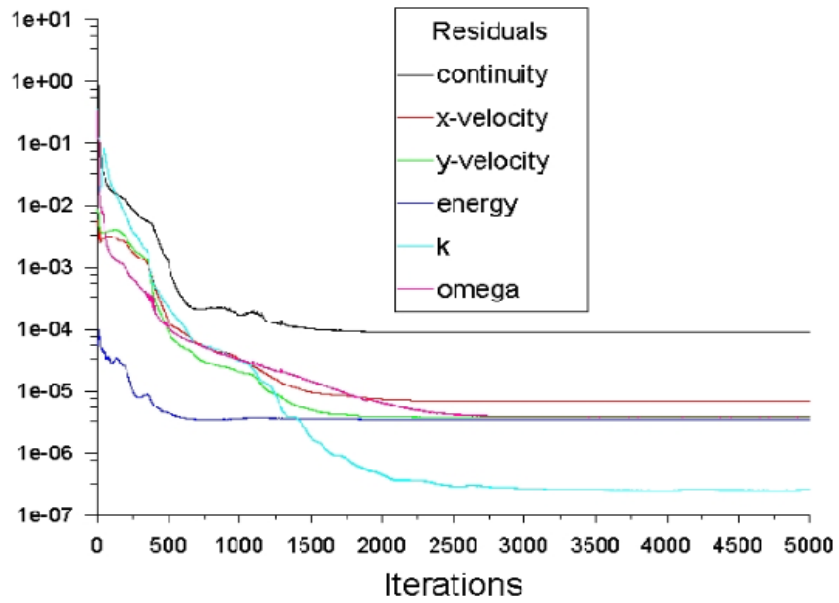
Table 2. Grid Convergence according to thrust and temperature

شماره شبکه	تعداد کل سلول دامنه	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	۳۹۰۵۷۸۰	۸۴۵۸۳	۴۳۵/۸۰

۴- اعتبارسنجی

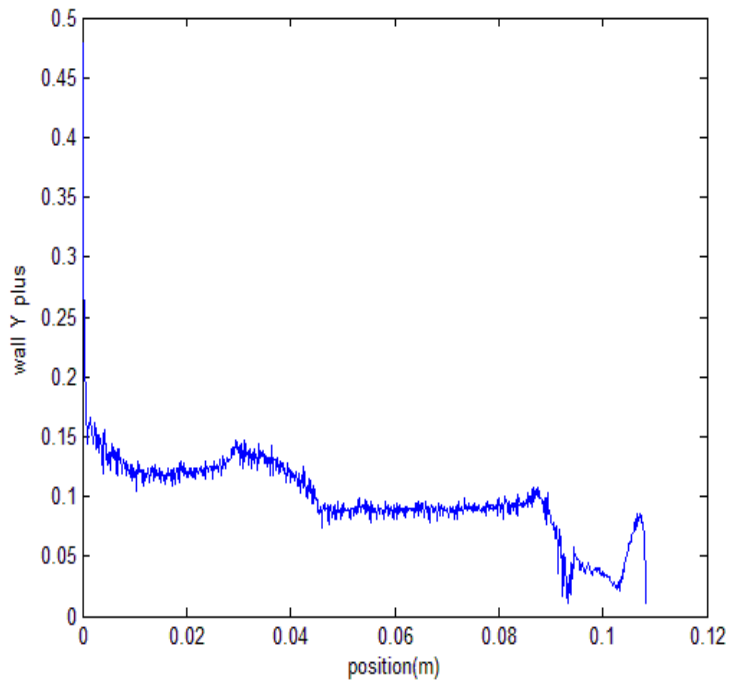
در این بخش، جهت انجام اعتبارسنجی از نتایج مرجع گنگ [۱۳] استفاده شده است. در این مرجع، یک میکسر ساده با استفاده از معادلات لاتیکس بولتزمن به صورت سه بعدی، شبیه سازی شده است. در این تحقیق، اطلاعات هندسی این میکسر از مرجع [۱۳]، استخراج و سپس به صورت دوبعدی متقارن محور مورد شبیه سازی قرار گرفت. شماتیکی از هندسه میکسر، در شکل ۸ الف) نمایش داده شده است. شبکه مورد استفاده از نوع شبکه بی سازمان می باشد. تعداد سلول های این شبکه، در حدود ۲۵۰ هزار سلول بوده، که در شکل ۸ ب) قابل مشاهده است. پارامترهای سرعت، فشار و سایر مشخصات جریان سرد خروجی از

بنابراین، با توجه به 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 کنگره ها و عمود بر راستای جریان محوری و در فاصله $y=1/37$ متر می باشد، که از میانگین گیری به دست آمده است. در شکل ۶، نمودار همگرایی حل عددی بر حسب تعداد گام زمانی نشان داده شده است، همان گونه که مشاهده می شود، همگرایی حل عددی حداقل دو اولدر کاهش یافته است. در شکل ۷، نمودار وای پلاس مربوط به شبیه سازی نشان داده شده است، با توجه به استفاده از روش کی-اومگا، باید میزان وای پلاس زیر یک در نظر گرفته شود و همان طور که مشاهده می گردد، این میزان کمتر از یک است.



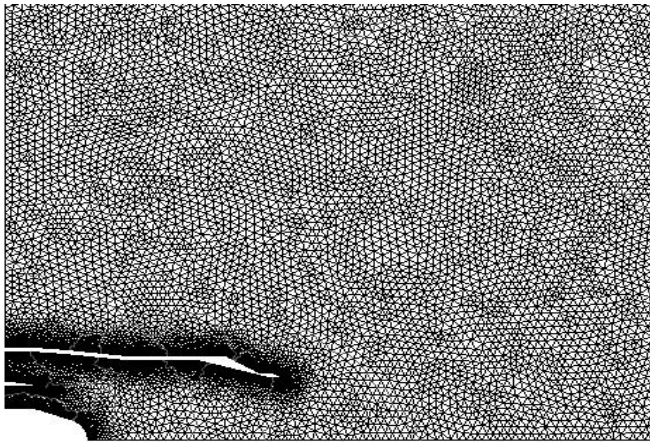
شکل ۶. نمودار همگرایی حل عددی بر حسب تعداد گام زمانی

Fig. 6. Convergence graph of numerical solution according to the number of interactions

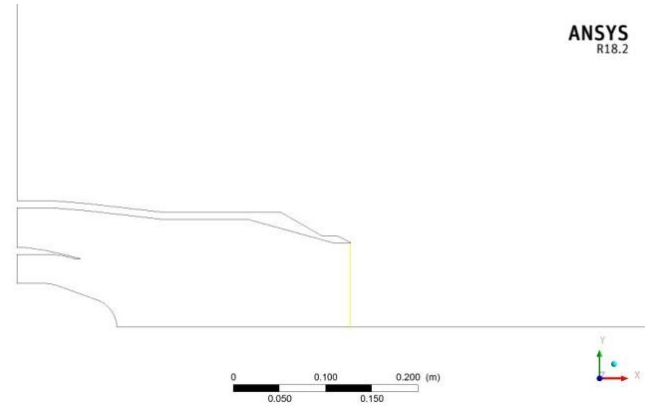


شکل ۷. نمودار وای پلاس بر روی سطح میکسر

Fig. 7. Y plus graph on the mixer surface



(ب)



(الف)

شکل ۸. الف) هندسه میکسر ساده مورد بررسی ب) شماتیکی از هندسه و شبکه مورد استفاده

Fig. 8. a) The Desired mixer geometry b) Schematic of geometry and its grid

۵- نتایج حاصل از شبیه‌سازی

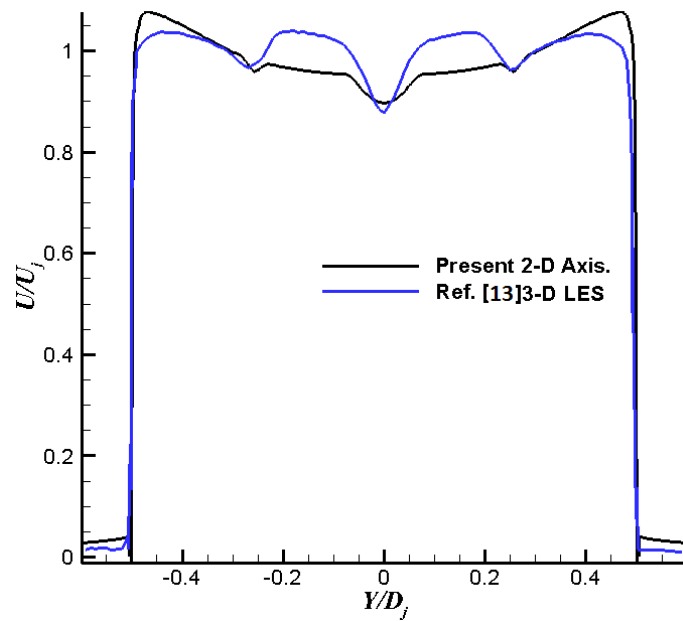
با توجه به نتایج به دست آمده از اعتبارسنجی و اطمینان از درستی روش حل، نتایج مربوط به شبیه‌سازی میکسر مورد نظر، مورد بررسی قرار گرفت. در این بخش، به بررسی آیرودینامیکی و آکوستیکی میکسر موتور توربوفن با کنارگذر بالا پرداخته شده است.

۵-۱- بررسی آیرودینامیکی و اختلاط جریان توسط میکسر

در این بخش، به بررسی کانتورها، بردارهای سرعت و چرخش جریان‌ها، قبل و بعد از اختلاط پرداخته شده است. در شکل ۱۱، نمودار تغییرات سرعت محوری در راستای افق نشان داده شده است. این مقادیر از محل ورودی هوای گرم تا فاصله ۶ متری بعد از خروج از نازل است. مقادیر سرعت محوری در راستای قسمت مرکزی کنگره میانی محاسبه شده است. در ناحیه اول، میزان سرعت محوری در راستای افق، در اثر اختلاط جریان‌های سرد و گرم، در کنگره‌ها کاهش یافته و در ناحیه دوم، در فاصله کوتاهی بعد از اختلاط دو جریان تا هنگام خروج جریان از نازل، تحت تأثیر جسم مرکزی و پوسته افزایش می‌یابد و سپس در ناحیه سوم، به علت خروج جریان از نازل و ورود جریان به هوای محیط، دوباره میزان سرعت کاهش می‌یابد.

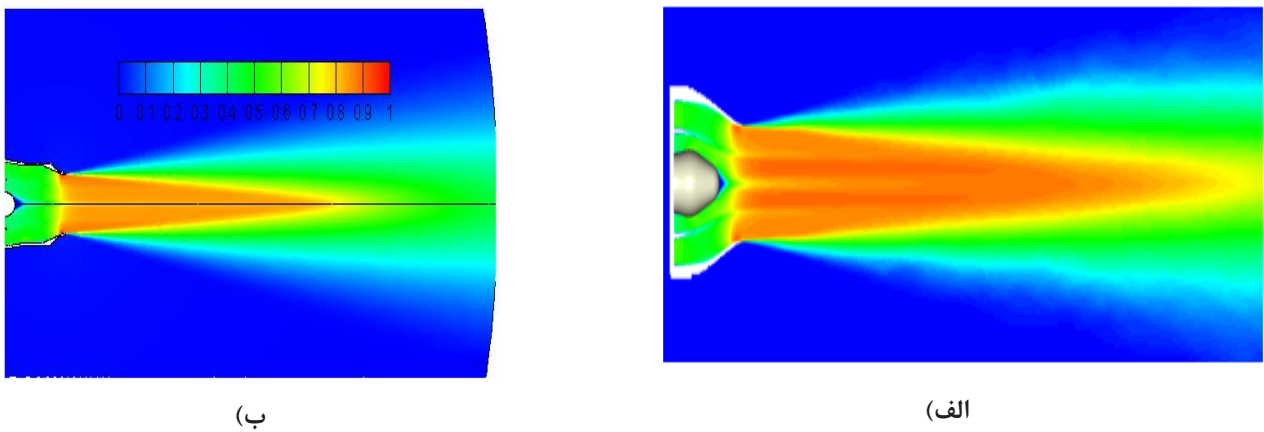
کنارگذر و جریان گرم هسته مرکزی در مرجع [۱۳] ارائه داده شده است. در شکل ۹، پروفیل سرعت در دهانه نازل مشاهده می‌شود. نتایج مربوط به شبیه‌سازی متقارن محوری و نتایج مربوط به شبیه‌سازی سه‌بعدی مرجع [۱۳]، با یکدیگر مقایسه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌گردد، توزیع سرعت محوری در هر دو شکل مشابه یکدیگر می‌باشد. همچنین در شکل ۹، مقایسه بین پروفیل سرعت خروجی از دهانه نازل از شبیه‌سازی حاضر و مرجع [۱۳] انجام شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، در کل همخوانی بسیار خوبی بین دو روش وجود دارد. تغییرات پروفیل سرعت در مطالعه حاضر، اندک تفاوتی نسبت به مرجع [۱۳] دارد، که به دلیل سه‌بعدی بودن شبیه‌سازی مرجع و استفاده از روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ^۱ در حل معادلات آن می‌باشد. همچنین، در شکل ۱۰، کانتور سرعت محوری در دهانه خروجی از نازل قابل مشاهده است. نتایج مربوط به شکل ۱۰ الف) مربوط به شبیه‌سازی متقارن محوری و شکل ۱۰ ب) مربوط به شبیه‌سازی سه‌بعدی مرجع [۱۳] می‌باشد. در هر دو شکل مشاهده می‌گردد، کانتورها با هم مشابه هستند و در هر دو شکل، مقدار سرعت محوری در ناحیه خروجی از نازل افزایش یافته و سپس با افزایش فاصله از نازل، کاهش می‌یابد [۱۳].

1 - Large Eddy Simulation (LES)



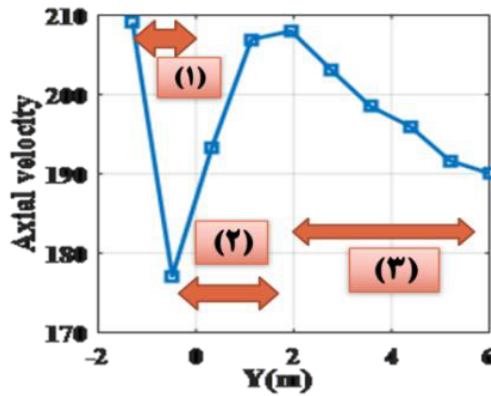
شکل ۹. مقایسه بین پروفیل سرعت در دهانه خروجی نازل با نتایج مرجع [۱۳]

Fig. 9. Comparison between velocity profiles at nozzle outlet with data reference [13]



شکل ۱۰. الف) کانتور سرعت محوری در دهانه خروجی از نازل مربوط به مرجع [۱۳] ب) کانتور سرعت به صورت بی بعد مربوط به شبیه سازی

Fig. 10. a) The axial velocity contour at nozzle exit related to Ref. [13] b) The axial velocity contour related to simulation



شکل ۱۱. سرعت محوری متناسب با خطوط جریان از مقطع لبه میکسر تا خروج جریان از نازل در موقعیت مرکز کنگره میانی

Fig. 11. Axial velocity proportional to flow lines from the beginning of the mixer to nozzle exit at the central position of the central lobe

کنگره، چرخش جریان و در حقیقت جریان گردابه‌ای مشاهده می‌شود.

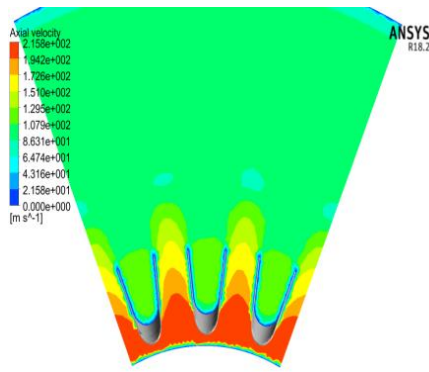
۵-۲- بررسی آکوستیکی اختلاط جریان توسط میکسر

در این بخش، به بررسی و تحلیل نتایج آکوستیکی موتور توربوفن موردنظر پرداخته شده است. در شکل ۱۴، قدرت آکوستیکی در صفحه میانی از میکسر نمایش داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌گردد، میزان قدرت آکوستیکی در ناحیه جریان کنارگذر کمتر از میزان جریان عبوری از هسته مرکزی می‌باشد و میزان قدرت آکوستیکی در ناحیه عبوری از میکسر کاهش می‌یابد. همچنین با عبور جریان از نازل، در قسمت جلوی جسم مرکزی، مقدار قدرت آکوستیکی به ماکزیمم مقدار خود می‌رسد. اما به‌مرور با افزایش فاصله از نازل خروجی، این مقدار کاهش می‌یابد.

در شکل ۱۵ الف)، کانتورهای مربوط به میزان قدرت آکوستیکی تحت زاویه ۱۰ درجه منفی از صفحه میانی میکسر نشان داده شده است. در این زاویه، شکل مربوط به قله میکسر می‌باشد. در این حالت، میزان اختلاط دو جریان هوای کنارگذر و جریان هسته مرکزی، کاهش یافته است. به همین دلیل، میزان قدرت آکوستیکی با عبور از میکسر بر روی سطح جسم مرکزی افزایش می‌یابد، که با نزدیک شدن جریان به قسمت خروجی از نازل، دوباره مقدار آن کاهش می‌یابد. در شکل ۱۵ ب)، کانتور مربوط به میزان قدرت آکوستیکی تحت زاویه ۱۰ درجه مثبت از صفحه میانی میکسر ارائه داده شده است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، در این زاویه نیز، کنگره نزدیک به قله میکسر قرار دارد و دوباره مقدار اختلاط مابین دو جریان هوای کنارگذر

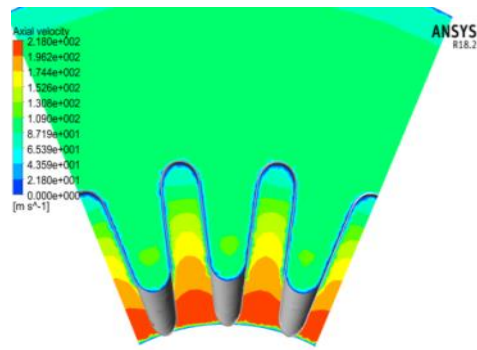
در شکل ۱۲، کانتور سرعت محوری جریان، در صفحه‌های مختلفی از میکسر، جایی که اولین اختلاط صورت می‌گیرد و در انتهای نازل نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، در ابتدا، هوای گرم هسته مرکزی، دارای سرعت زیاد می‌باشد و با برخورد با جریان هوای سرد، میزان سرعت خروجی هوای گرم، در نزدیکی قله میکسر به سرعت کاهش پیدا می‌کند و مقدار سرعت جریان در اثر اختلاط، تا حدودی یکسان می‌گردد. به‌مرور، با افزایش فاصله از خروجی میکسر، از میزان سرعت جریان هوای گرم کاهش می‌یابد. در خروج از نازل، فقط در فاصله کوچکی از جسم مرکزی، هوای گرم هنوز ترکیب نشده است و دو جریان سرد و گرم، تا حدود زیادی ترکیب شده‌اند. از شکل ۱۲، کانتور سرعت محوری جریان در مقاطع مختلف میکسر نیز می‌توان نتیجه گرفت که هندسه کنگره در میزان سرعت جریان‌ها تأثیرگذار می‌باشد. بدین گونه که در مکان‌های نزدیک به سطوح دیواره، سرعت کم شده و در خروجی نازل به خاطر تمرکز جریان، سرعت افزایش یافته است و در نهایت، با اختلاط جریان در بیرون نازل با هوای با فشار اتمسفر، سرعت جریان به صورت تدریجی کاهش می‌یابد.

شکل ۱۳، بردارهای سرعت در مقطع عمود بر جریان در دو مختصه $Y = -1/42$ و $Y = -1/32$ ، قبل و در حین اختلاط پیرامون کنگره‌ها را نشان می‌دهد. دلیل انتخاب این مقاطع، نشان دادن حرکت بردارهای سرعت، قبل و شروع اختلاط از بالای کنگره می‌باشد. با توجه به وجود زاویه اسکارف برای میکسر و در حقیقت، قدرت چرخشی جریان به خاطر پایین بودن شدت سرعت جریان، در بالای قله کنگره کمتر می‌باشد، در بالای



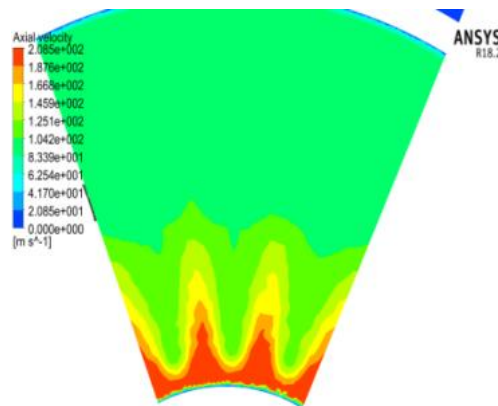
الف) ابتدای اختلاط $Y=-1/38$

b) beginning of mixing $Y=-1.38$



ب) قبل اختلاط $Y=-1/48$

a) Before mixing $Y=-1.48$

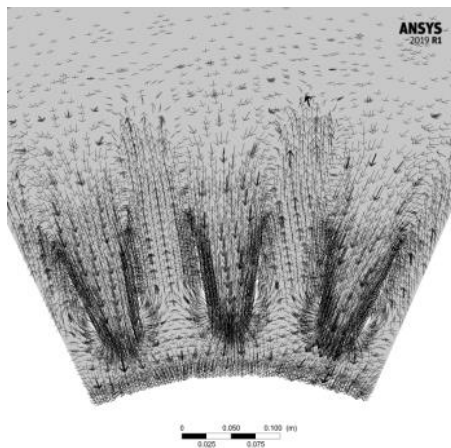


ج) با فاصله بعد از اختلاط $Y=-1/25$

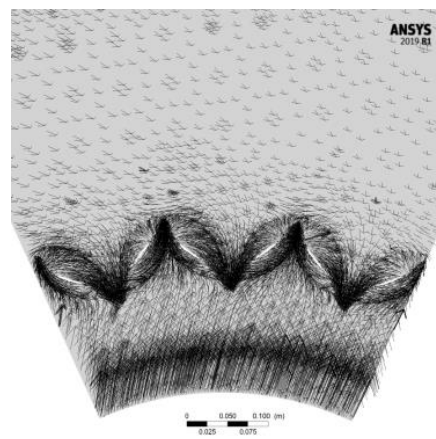
c) After mixing $Y=-1.25$

شکل ۱۲. نمایش کانتور سرعت محوری در کنگره‌های میکسر

Fig. 12. Display of axial velocity contour in mixer lobes



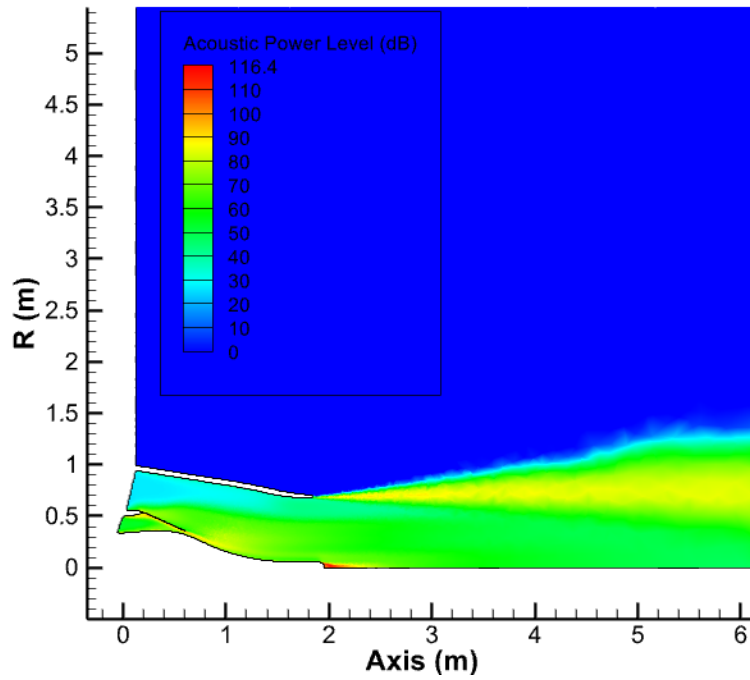
ب) مقطع $Y=-1/32$



الف) مقطع $Y=-1/42$

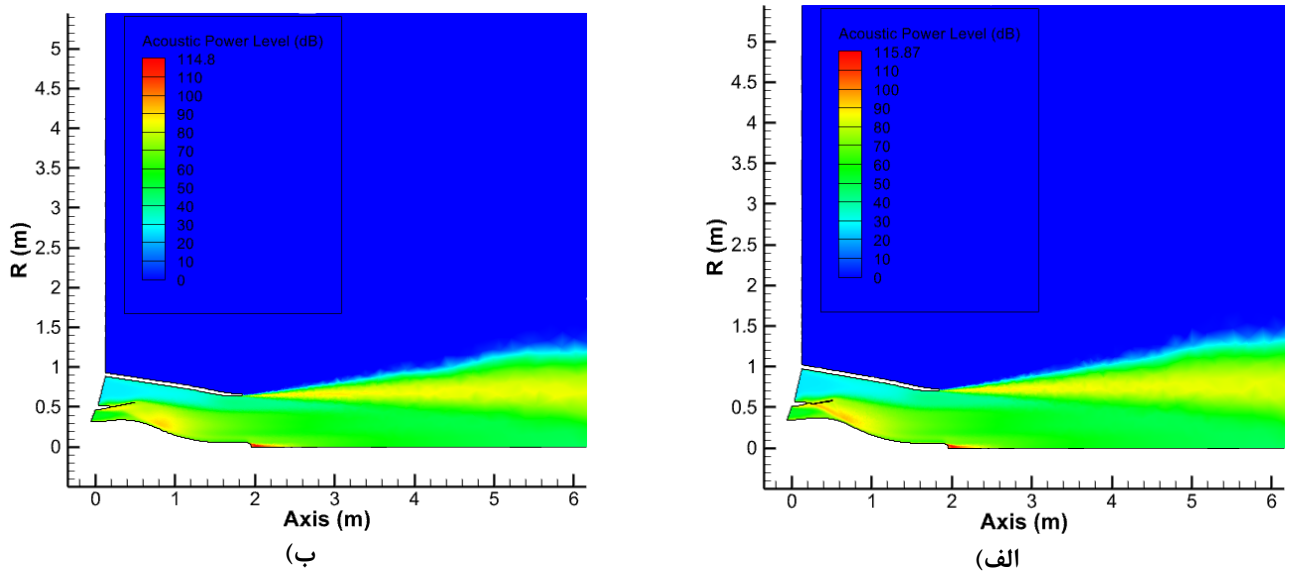
شکل ۱۳. بردارهای سرعت در مقطع عمود بر جریان در مختصه $Y=-1/42$ و $Y=-1/32$

Fig. 13. Velocity vectors in the section perpendicular to the flow a) $Y=-1.42$ b) $Y=-1.32$



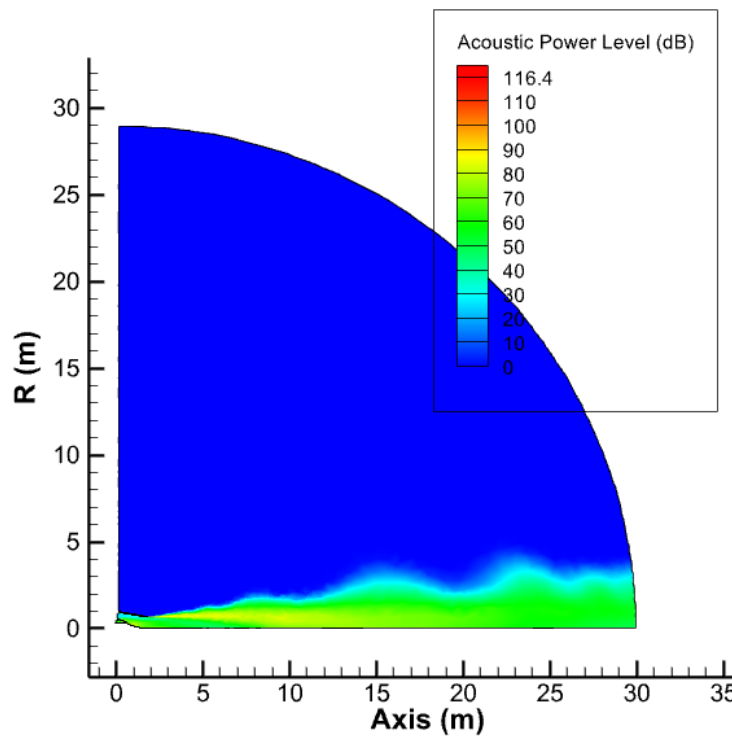
شکل ۱۴. قدرت آکوستیکی در صفحه میانی

Fig. 14. Acoustic power in the middle plane



شکل ۱۵. الف) قدرت آکوستیکی در صفحه با انحراف 10° منفی از صفحه میانی. ب) قدرت آکوستیکی در صفحه با انحراف 10° مثبت از صفحه میانی.

Fig. 15. a) Acoustic power on the plate with -10° deviation from the central plate b) Acoustic power on the plate with a $+10^\circ$ deviation from the central plate



شکل ۱۶. قدرت آکوستیکی در نمای دور صفحه میانی

Fig. 16. Acoustic power in the total view of the center plane

در روی سطح میکسر و جسم مرکزی، مقدار قدرت آکوستیکی در حدود ۹۵ دسی‌بل بوده اما بر روی سطح درونی نازل، میزان قدرت آکوستیکی به جز در نزدیکی سر نازل، کم می‌باشد. همچنین در ناحیه قله میکسر، در قسمت مربوط به هسته مرکزی، مقدار قدرت آکوستیکی کاهش می‌یابد.

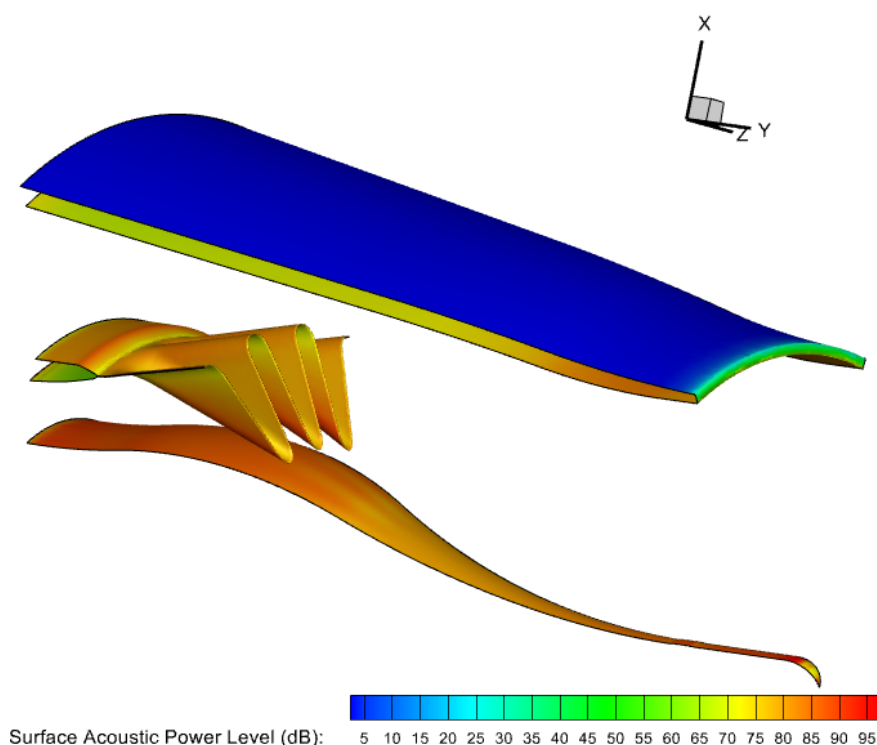
در شکل ۱۸، کانتورهای قدرت آکوستیکی برحسب فاصله در مقاطع مختلف از ابتدای ورودی میکسر نشان داده شده است. همه موارد، مربوط به خارج از نازل می‌باشند. همان‌طور که مشاهده می‌گردد، با افزایش فاصله از نازل، میزان قدرت آکوستیکی نیز کاهش می‌یابد. میزان قدرت آکوستیکی با افزایش فاصله در راستای شعاعی و همچنین در راستای محور موتور، کاهش می‌یابد. میزان قدرت آکوستیکی تا فاصله ۲۰ متر، تمرکز قدرت بیشتری به سمت مرکز دارد.

در شکل ۱۹، نمودار توزیع قدرت آکوستیکی بر روی صفحه خروجی نازل قابل مشاهده می‌باشد، همان‌گونه که انتظار می‌رفت، به علت ترکیب و اختلاط دو جریان سرد و گرم، میزان قدرت آکوستیکی در اکثر نواحی در خروجی نازل در یک محدوده قرار دارد و مقدار ماکزیمم قدرت آکوستیکی در هسته مرکزی، از میزان ۹۰ دسی‌بل، به ۷۲ دسی‌بل کاهش یافته است.

و جریان هسته مرکزی، کاهش یافته است. میزان قدرت آکوستیکی با عبور از میکسر بر روی سطح جسم مرکزی افزایش می‌یابد، که با نزدیک شدن جریان به قسمت خروجی از نازل، مقدار قدرت آکوستیکی آن کاهش می‌یابد. با توجه به متقارن بودن کنگره میکسر، کانتورهای قدرت آکوستیکی در هر دو شکل با وجود اختلاف زاویه، یکسان می‌باشند و نشان‌دهنده درستی اطلاعات به دست آمده از این شبیه‌سازی می‌باشد.

با توجه به در نظر گرفتن فاصله ۳۰ متری از نازل، در شکل ۱۶، کانتور میزان قدرت آکوستیکی در صفحه میانی میکسر نمایش داده است، همان‌گونه که مشاهده می‌گردد، تا فاصله‌ای در حدود ۱۴ متری، میزان ماکزیمم قدرت آکوستیکی در حدود ۹۰ دسی‌بل می‌باشد و با افزایش فاصله، این مقدار نیز کاهش یافته و تا حدود ۶۰ الی ۷۰ دسی‌بل کاهش می‌یابد. همچنین در راستای قائم، نیز میزان قدرت آکوستیکی ناشی از وجود دو جریان، حداکثر تا ارتفاع ۵ متری از سطح موتور قابل مشاهده است.

شکل ۱۷، مربوط به نمایش قدرت آکوستیکی در روی سطح میکسر، جسم مرکزی و پوسته درونی نازل می‌باشد. همان‌طور که مشاهده می‌گردد،



شکل ۱۷. قدرت آکوستیکی سطحی بر روی دیواره‌های میکسر و هسته

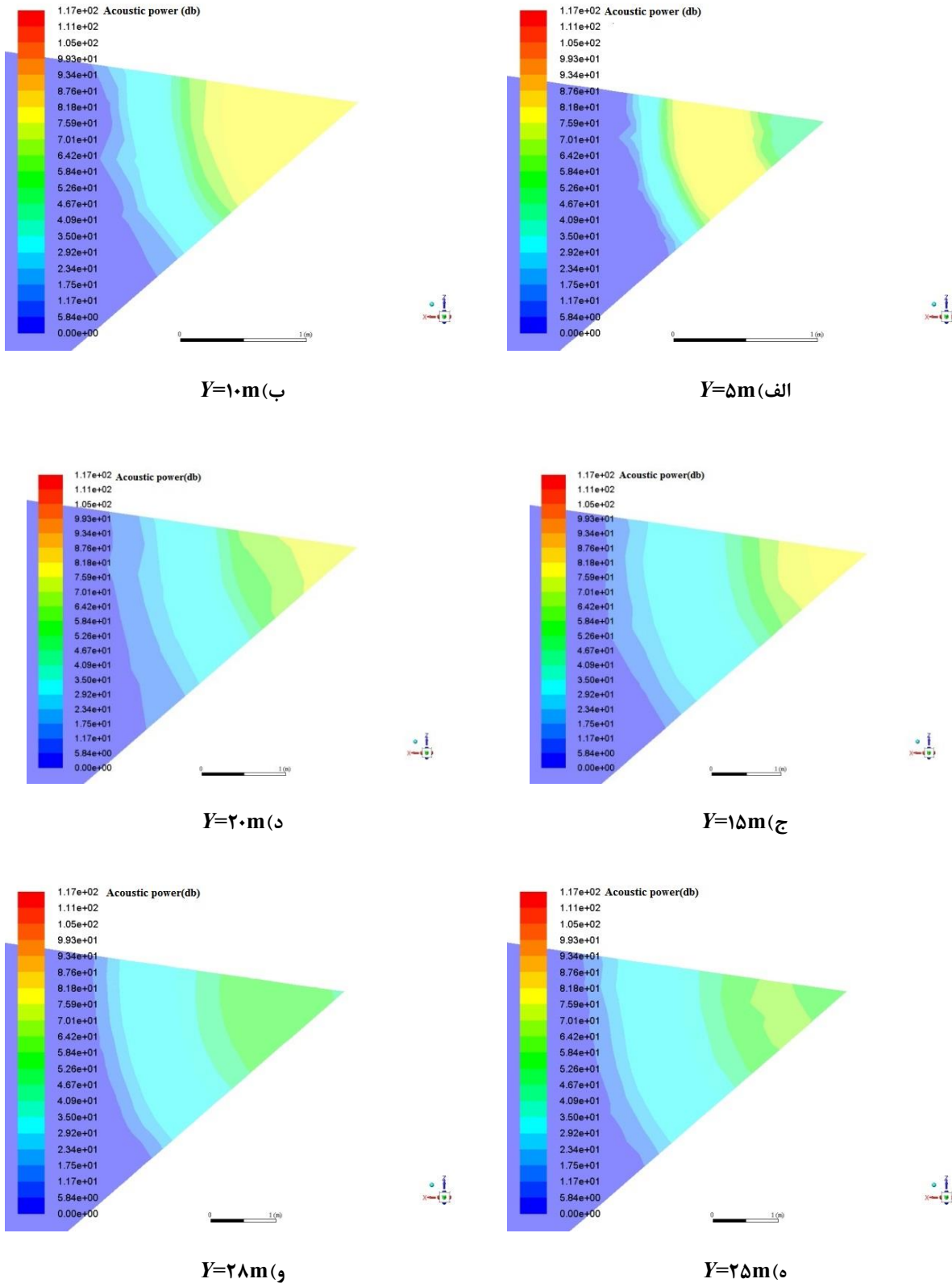
Fig. 17. Surface acoustic power on mixer walls and central body

میزان نویز مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج حاصل از تحقیق نشان می‌دهد که با دور شدن از نازل موتور، میزان قدرت آکوستیکی کاهش می‌یابد، همچنین میزان قدرت آکوستیکی در ناحیه جریان کنارگذر از جریان هوای گرم هسته مرکزی بیشتر است که با اختلاط دو جریان توسط میکسر، میزان قدرت آکوستیکی جریان پس از میکسر کاهش می‌یابد و سپس با عبور جریان از نازل، میزان قدرت آکوستیکی نزدیک هسته مرکزی افزایش داشته که سپس با افزایش فاصله به صورت شعاعی و یا محوری، میزان قدرت آکوستیکی کاهش می‌یابد. ماکزیمم قدرت آکوستیکی بر روی سطح میکسر در ناحیه نزدیک به جریان هسته مرکزی و در حدود ۹۵ دسی‌بل مشاهده شد. در نهایت، ترکیب دو جریان توسط میکسر منجر به کاهش قدرت آکوستیکی و یکنواختی آن در خروج از نازل می‌شود. ماکزیمم قدرت آکوستیکی در فاصله ۱۴ متری از نازل و در خروجی از نازل در حدود ۷۲ دسی‌بل به دست آمده آمد، اما در جلوی جسم مرکزی، میزان قدرت آکوستیکی در حدود ۱۱۶ دسی‌بل به دست آمد و در نهایت، ماکزیمم قدرت آکوستیکی بر روی سطح میکسر در ناحیه نزدیک به جریان هسته مرکزی و در حدود ۹۵ دسی‌بل مشاهده شد.

در شکل ۲۰، نمودار توزیع قدرت آکوستیکی در فاصله ۱۴ متری از خروجی نازل در راستای محور موتور نشان داده شده است، همان‌طور که مشاهده می‌شود، بیشترین مقدار قدرت آکوستیکی تا ارتفاع نیم‌متری از مرکز نازل و در حدود ۷۲ دسی‌بل می‌باشد و به مرور، با افزایش فاصله از نازل، این مقدار نیز کاهش می‌یابد.

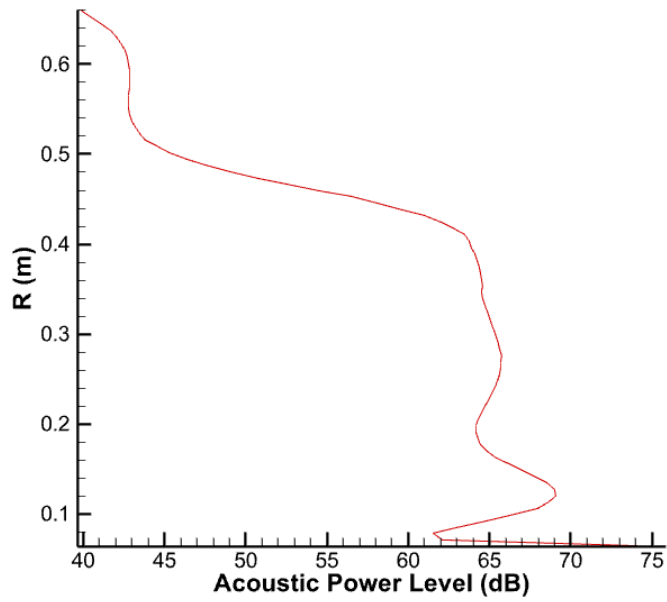
۶- نتیجه‌گیری

در این تحقیق، به بررسی آکوستیکی ناشی از اختلاط دو جریان هوای سرد و گرم توسط میکسر پرداخته شده است. جهت انجام شبیه‌سازی از نرم‌افزار فلونت استفاده شده است. همچنین، معادلات ناوراستوکس به صورت تراکم‌پذیری، پایه، سه‌بعدی و مغشوش در نظر گرفته شده است. جهت حل جریان مغشوش از مدل اغتشاشی SST $k-\omega$ استفاده شده است. در ابتدا، اعتبارسنجی نتایج حاصل از شبیه‌سازی با نتایج آزمایشگاهی دیگران مورد بررسی قرار گرفت و سپس تحقیق بر روی میکسر موتور توربو فن مورد نظر صورت گرفت. در این تحقیق، تأثیر میکسر کنگره‌دار در کاهش



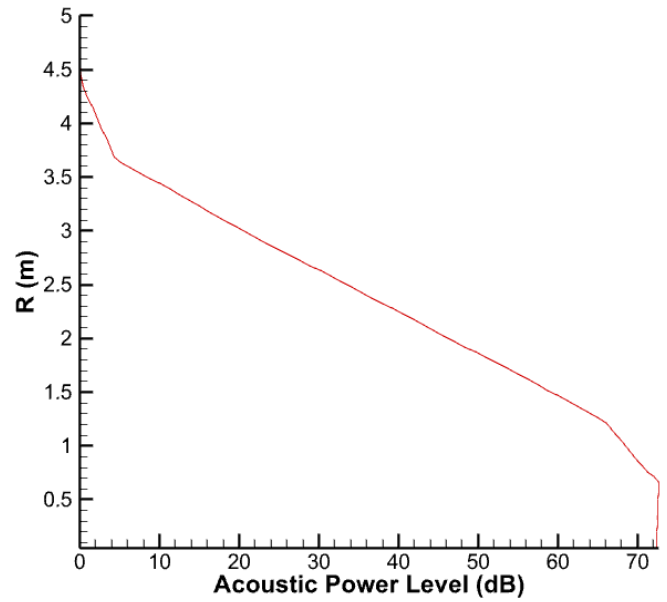
شکل ۱۸. کانتورهای قدرت آکوستیکی (دسی بل) در فواصل مختلف از ابتدای میکسر و خارج از موتور

Fig. 18. Acoustic power (Deci-bels) at different distances from the start of the mixer and engine exit a) $Y=5m$ b) $Y=10m$ c) $Y=15m$ d) $Y=20m$ e) $Y=25m$ f) $Y=28m$



شکل ۱۹. توزیع قدرت آکوستیکی در خروجی نازل بر روی صفحه میانی

Fig. 19. Acoustic power distribution at the nozzle exit on the central plane



شکل ۲۰. توزیع قدرت آکوستیکی در فاصله ۱۴ متری از خروجی نازل بر روی صفحه میانی

Fig. 20. Distribution of acoustic power at 14 meters after the nozzle exit on the central plane

- vortices on mixing enhancement. *Physics of Fluids*, 31(6) (2019) 066102.
- [11] J. Burt, J. Seidel, S. Leib. Assessment of mixer-ejector nozzle with thermal acoustic shield for jet noise reduction. *AIAA Aviation 2019 Forum*, (2019).
- [12] J. Burt, Variable Mixing Nozzle Design with Slotted Vortex Generators for Jet Noise Reduction. *AIAA Aviation 2020 Forum*, (2020).
- [13] H. Gong, Numerical Study of Jet Noise Generated by Turbofan Engine Nozzles Equipped with Internal Forced Lobed Mixers using the Lattice Boltzmann Method, MSc. Thesis, Department of Mechanical Engineering, McGill University, (2013).
- [14] Z. Sheng, P. Huang, and T. Zhao, Configurations of lobed nozzles for high mixing effectiveness. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 91 (2015) 671-683.
- [15] D. Wilcox, *Turbulence modeling for CFD*, Vol. 2, DCW industries La Canada, CA, 1998.
- [16] P. Spalart, Comments on the feasibility of LES for wings and on a hybrid RANS/LES approach, *Proceedings of first AFOSR international conference on DNS/LES*, (1997).
- [17] L. Kinsler, A. Frey, A. Coppens, J. Sanders, *Fundamentals of acoustics*, 4th Edition, John Wiley & sons, 2000.
- [18] M. Lighthill, On sound generated aerodynamically I. General theory, *Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences*, 211(1107) (1952) 564-587.
- [19] L. Landau, E. Lifshitz, *Fluid mechanics*. Translated from the Russian by JB Sykes and WH Reid. *Course of Theoretical Physics*, 6 (1987).
- [20] M. Lighthill, On sound generated aerodynamically II. Turbulence as a source of sound. *Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences*, 222(1148) (1954) 1-32.
- [1] T. Barber, G. Muller, S. Ramsay, E. Murman, Three-dimensional inviscid flow analysis of turbofan forced mixers, *23rd Aerospace Sciences Meeting*, (1985).
- [2] J. Krasnodebski, Numerical simulations of lobed mixer flow fields, MSc. Thesis, Massachusetts Institute of Technology, Department of Mechanical Engineering, (1995).
- [3] H. Hui, T. Kobayashi, T. Saga, N. Taniguchi, S. Segawa, Mixing process in the jet flow of lobed nozzle. *Korea-Japan Joint Seminar on Particle Image Velocimetry*, Yokohama, Japan, (1998).
- [4] V. Mengle, W. Dalton, J. Bridge, K. Boyd, Noise reduction with lobed mixers-Nozzle-length and free-jet speed effects. *AIAA*, AIAA No.97-1682, (1997).
- [5] A. Wright, A. Mahallati, J. Militzer, Isolating Effects of Area Ratio From Lobe Number for Turbofan Engine Exhaust Systems, *ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition*, (2014).
- [6] S. Skebe, R. Paterson, T. Barber, Experimental investigation of three-dimensional forced mixer lobe flow fields, *1st National Fluid Dynamics Conference*, (1988).
- [7] Y. Xie, Y. Liu, Numerical investigation of mixing length on performance of lobed forced mixer nozzles. *Heat Transfer Asian Research*, 40(3) (2011) 205-211.
- [8] J. Brinkerhoff, H. Oria, M. Yaras, Experimental and computational study of mixing mechanisms in an axisymmetric lobed mixer. *Journal of propulsion and power*, 29(5) (2013) 1017-1030.
- [9] T. Ishii, K. Nagai, H. Oinuma, T. Oishi, R. Kagaya, Y. Ishii, Noise Measurement of Small Turbofan Engine with Notched Nozzle for Jet Noise Reduction, *AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, (2018).
- [10] X. Fang, C. Shen, M. Sun, R. Sandberg, P. Wang, Flow structures of a lobed mixer and effects of streamwise

چگونه به این مقاله ارجاع دهیم

S. Fazeli, R. Khoshkhoo, A. Khoeni Poorfar, *Acoustic Simulation of Hot and Cold Flow mixing by a Lobed Mixer in a High Bypass Ratio Turbofan Engine*, *Amirkabir J. Mech Eng.*, 54(7) (2022) 1513-1532.

DOI: [10.22060/mej.2022.20701.7296](https://doi.org/10.22060/mej.2022.20701.7296)



