Amirkabir Journal of Mechanical Engineering

Amirkabir J. Mech. Eng., 54(9) (2022) 413-416
DOI: 10.22060/mej.2022.21230.7406

Numerical Simulation of Aero-Acoustic Noise from Supersonic Jet Reflection Using Computational Fluid Dynamics/Boundary Element Method

M. Babaei Dooki, H. Parhizkar*, S. Ghasemlooy

Department of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

ABSTRACT: Calculating acoustic loads due to the flow field produced by the outlet flow of launch vehicles impinging on the launch pad is one of the main challenges in the space industry. The sound level of outlet flow from the engine and reflection of produced acoustic waves from the launch pad and their effect on payloads depends on the turbulence parameters, created vortices, nozzle geometry, and launch pad geometry. The present paper aims to calculate the sound level generated by supersonic flow at the outlet of the launch vehicle engine besides the sound reflection from the flow deflector below the engine using a hybrid computational fluid dynamics/ boundary element method. For this purpose, the sound produced by the nozzle outlet flow in the supersonic engine of a launch vehicle is studied. In order to observe the effect of the reflection of acoustic waves from the launch pad, results are compared between two cases (with a flow deflector and without it). Numerical simulation is performed for the three-dimensional viscous compressible turbulent flow, and the boundary element method is used to compute the propagation and reflection of acoustic waves. Obtained results indicate that the generated noise level impressively increases when considering acoustic wave reflection from the deflector. The noise level generated by the projectile engine in the presence of a jet flow deflector is higher by about 8-10 dB than in the absence of a deflector. Also, results show that the acoustic waves over the projectile become more uniform by using a deflector.

Review History:

Received: Mar. 17, 2022
Revised: Aug. 18, 2022
Accepted: Sep. 10, 2022
Available Online: Oct. 04, 2022

Keywords:

Aeroacoustic noise
Impinging jet
Boundary element method
Reflection
Jet deflector

1- Introduction

Wall jet is a phenomenon created when the launch vehicles, projectiles, and Vertical Takeoff and Landing (VTOL) planes start moving. Physical phenomena occurring during engine startup are quietly transient, and a steady jet flow is formed after a while. At the beginning of the transient jet, a strong shock wave is produced due to combustion, followed by vortex rings, and then the primary jet. Each of described phenomena causes powerful acoustic waves to generate. The shock wave is a phenomenon with low frequencies in the range of 5-200 Hz and is the reason for about 30-60% of unsuccessful rocket launches in initial phases, as it disturbs the proper performance of the projectile. Also, it causes some problems in the projectile structure and its support equipment around the launch pad on the ground [1]. The acoustic pressure level around the all reaches 160-200 dB. This wave corresponds to a 20000 Pa pressure difference (20% of atmospheric pressure), a considerable value [2]. Using the hybrid boundary element method in VAOne software, the present study examines the noise level due to the jet impinging and the effect of acoustic wave reflection from the launch pad at low frequencies.

2- Numerical Methodology

In numerical analysis software, like Ansys Fluent, the integral methods based on Lighthill's acoustic analogy, such as the Ffowcs-Williams/Hawkings (FH-W) equation, are used for noise calculations. However, these methods cannot consider the acoustic wave reflection from the wall surface. The hybrid Computational Fluid Dynamics (CFD)/ Boundary Element Method (BEM) approach is the best alternative for integral methods and is applied in most successful computational tools in aeroacoustics. Indeed, the boundary element method solves the problem by converting the Helmholtz equation to integral equations defined on the domain boundaries. In this method, the unknown variables over the boundaries are determined by dividing the boundary into some finite elements and applying integral equations to these elements [3]. So, the sound generation due to aerodynamics is considered independent of the acoustic wave propagation relative to the far field. As shown in Fig. 1, the hybrid CDF/BEM approach involves two stages: flow simulation around the studied geometry and acoustic noise calculation. In the first stage, the unsteady incompressible flow is simulated in Fluent using Navier-Stokes equations, where velocity and pressure fields are computed for the

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

Copyrights for this article are retained by the author(s) with publishing rights granted to Amirkabir University Press. The content of this article is subject to the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC-BY-NC 4.0) License. For more information, please visit https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode.

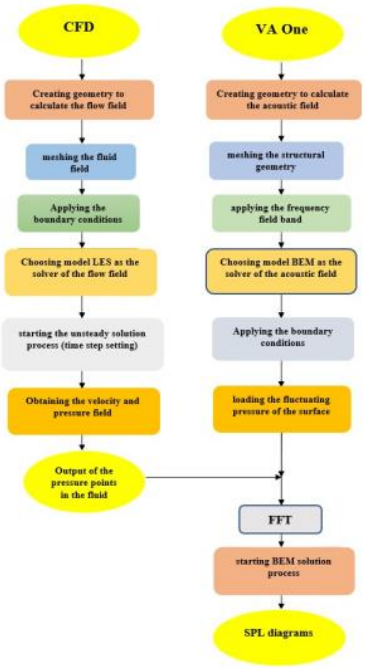


Fig. 1. Schematic flowchart of hybrid CFD/BEM approach

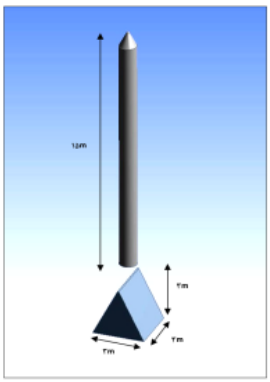


Fig. 2. Dimensions of the projectile and jet flow deflector

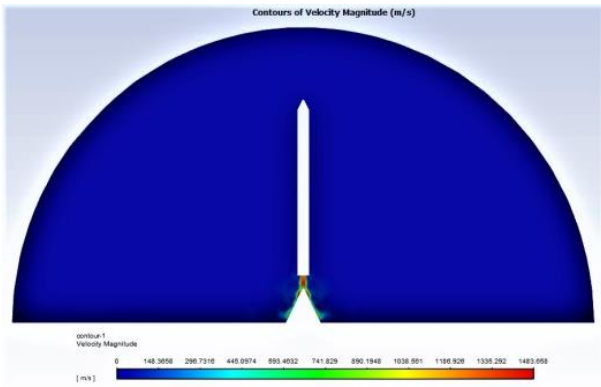


Fig. 3.Velocity contour

solution domain and used as the inputs of the acoustic solution. In the second stage, results from CFD simulations are converted from the time domain to the frequency domain by Fast Fourier Transform (FFT). Then, the propagation and reflection of acoustic waves are simulated in VAone using the BEM method. Thus, two distinct features of sound, nonlinear production and nonlinear propagation, are considered [2].

3- Problem Statement

In this study, the projectile dimensions are the same actual dimensions, as shown in Fig. 2. The studied geometry is a cylinder with a nose cone of a diameter of 1 m and a height of 15 m. The height of the wedge-shaped deflector at the engine outlet is 3 m with a 3x3 m^2 base area. The far-field domain is a semi-sphere of a 25m radius. For the outer boundary, the pressure outlet boundary condition at 1atm pressure and 300K temperature is considered. The Mach number of the jet exiting the projectile engine is assumed to be 2. Also, the outlet pressure and temperature are considered 90kPa and 1000K, respectively. The solid wall boundary condition is also applied to the projectile body and deflector surface. Also, four microphones are used for measuring the acoustic loads at different distances from the projectile.

4- Results and Discussion

Fig. 3 shows the velocity contour of the jet impinging on the deflector surface. The fluid flow exits the jet outlet with the maximum velocity and pours along the negative *z* direction over the inclined plane. When the flow impinges upon the top of the deflector, it is split into two parts. At the beginning of the inclined plane, the flow velocity is steel maximum, and then it decreases downstream. Figs. 4 and 5 demonstrate two noise contours; each one shows the Overall Sound Pressure Level (OSPL) over the vertical and horizontal interface for two launching cases. Contours over the vertical interface show that a large part of acoustic waves is infiltrated into the rigid body. Then, some waves can be reflected from the surface after wave radiation. As can be seen, the reflection of generated noise leads to the formation of several acoustic sources over the projectile body.

Figs. 4 and 5(a) show the noise contour for the projectile with no jet flow deflector. Along the central core of the jet inside the projectile, the noise level is 135-140 dB. The maximum noise level occurs over the projectile body; each irradiates as an individual acoustic source. Figs. 4 and 5(b) illustrate the projectile's noise contour with a jet flow deflector. The maximum mixing occurs beneath the central core of jet flow over the deflector surface, showing a noise level of 185 dB. Also, the noise level inside the projectile is in the range of 140-150 dB. Fig. 4(b) indicates the flow diffusion and diversion over the jet flow deflector with the maximum noise occurring over the inclined plane.

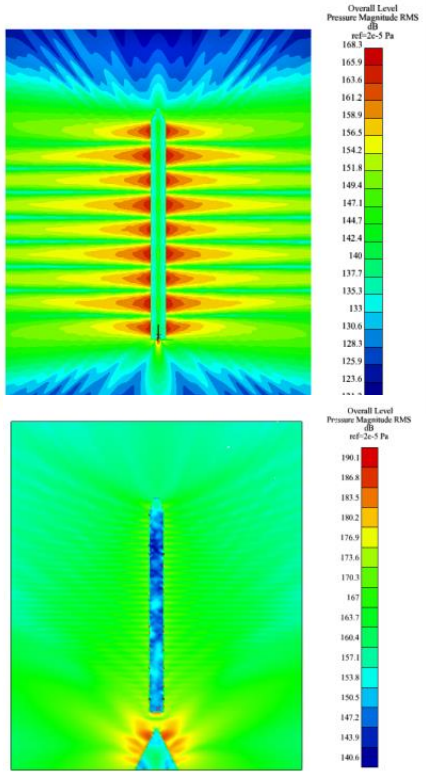


Fig. 4. a)Vertical interface of the projectile without jet flow deflector, and b) vertical interface of the projectile with a jet flow deflector.

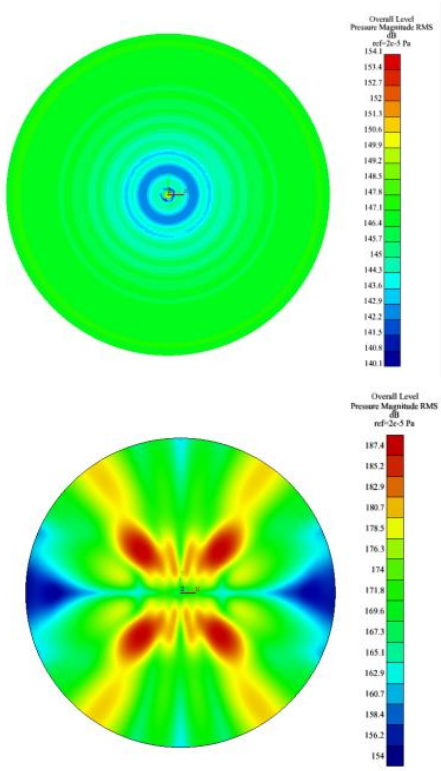


Fig. 5. a) Horizontal interface of the projectile without jet flow deflector, and b) horizontal interface of the projectile with a jet flow deflector.

5- Conclusions

The flow diverting surfaces are imposed to the maximum noise level at 150-250 Hz frequencies.

The noise generated by jet impinging in the presence of a flow deflector is higher by 8-10 dB than in its absence. In the case of no flow deflector, the fluctuating surface pressure is concentratedly maximum parallel to the central core of the jet. In the presence of the flow deflector, the fluctuating surface pressure is not concentrated anywhere and uniformly increases all over the projectile.

The hybrid CFD/BEM approach efficiently computes the near-field noise and its propagation at the far field. It can resolve the problem associated with calculating reflected acoustic waves from walls.

References

[1] I.B. Jahromi, Acoustics of transient supersonic jet collision with deflection wall experimentally using high temperature reflective shock tube fabrication,PhD Thesis, Sharif University, 2016 in Persian.

[2] A. Tosh, P. Liever, F. Owens, Y. Liu, A high-fidelity CFD/BEM methodology for launch pad acoustic environment prediction, in: 18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (33rd AIAA Aeroacoustics Conference), 2012, pp. 2107.

[3] Z. Mehraban, Boundary element method on Helmholtz equation,PhD Thesis, Shahroud University of Technology, 1393 in Persian.

HOW TO CITE THIS ARTICLE

M. Babaei Dooki, H. Parhizkar, S. Ghasemlooy, Numerical Simulation of Aero-Acoustic Noise from Supersonic Jet Reflection Using Computational Fluid Dynamics/Boundary Element Method , Amirkabir J. Mech Eng., 54(9) (2022) 413-416.

DOI: 10.22060/mej.2022.21230.7406

This page intentionally left blank

نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر

نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر، دوره ۵۴، شماره ۹، سال ۱۴۰۱، صفحات ۲۰۶۱ تا ۲۰۸۴
DOI: 10.22060/mej.2022.21230.7406

شبیه‌سازی عددی نویز آیروآکوستیکی حاصل از بازتاب جت مافوق صوت به روش ترکیبی المان مرزی و دینامیک سیالات محاسباتی

مریم بابایی دوکی، حمید پرهیزکار*، سجاد قاسملوی

مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، تهران، ایران.

خلاصه: محاسبه بارهای صوتی ناشی از برخورد جریان خروجی موتور حامل‌های فضایی به سکوی پرتاب، یکی از چالش‌های اساسی در صنعت فضایی است. میزان صدای جریان موتور و بازتاب صدا از روی سکو و تأثیر آن بر روی محموله، به پارامترهای آشفتگی جریان، گردابه‌های ایجاد شده، هندسه نازل و هندسه سکوی پرتاب وابسته است. هدف از پژوهش حاضر، محاسبه صدای جریان مافوق صوت موتور به همراه بازتاب صدا از روی سطح منحرف کننده جریان در زیر موتور با روش ترکیبی المان مرزی و دینامیک سیالات محاسباتی است. برای این کار، صدای حاصل از جت مافوق صوت خروجی از نازل موتور یک حامل فضایی مورد مطالعه گرفته است. برای مشاهده تأثیر بازتاب امواج صوت از سکوی پرتاب، نتایج در دو حالت (با در نظر گرفتن منحرف‌کننده جت و بدون درنظر گرفتن آن) مقایسه شده است. شبیه‌سازی عددی بصورت سه بعدی، ناپایا، تراکم‌پذیر و آشفته انجام شده است و از روش المان مرزی به عنوان یک روش کارآمد برای محاسبه انتشار و بازتاب امواج صوتی استفاده شد. نتایج بدست آمده نشان می‌دهند که میزان نویز تولید شده با در نظر گرفتن بازتاب صوت از روی منحرف کننده، به طور قابل توجهی افزایش می‌یابد. مقدار نویز تولید شده پرتابه با در نظر گرفتن منحرف‌کننده جت، ۸ تا ۱۰ دسی‌بل بیشتر از نویز تولید شده پرتابه بدون درنظر گرفتن منحرف‌کننده است. همچنین نتایج نشان می‌دهند که حضور منحرف‌کننده جت سبب یکنواختی بیشتر امواج صوتی بر روی پرتابه می‌شود.

تاریخچه داوری:
دریافت: ۱۴۰۰/۱۲/۲۶
بازنگری: ۱۴۰۱/۰۵/۲۷
پذیرش: ۱۴۰۱/۰۶/۱۹
ارائه آنلاین: ۱۴۰۱/۰۷/۱۲

کلمات کلیدی:
نویز آیروآکوستیک
جت برخوردی
روش المان مرزی
بازتاب
منحرف‌کننده جت

۱- مقدمه

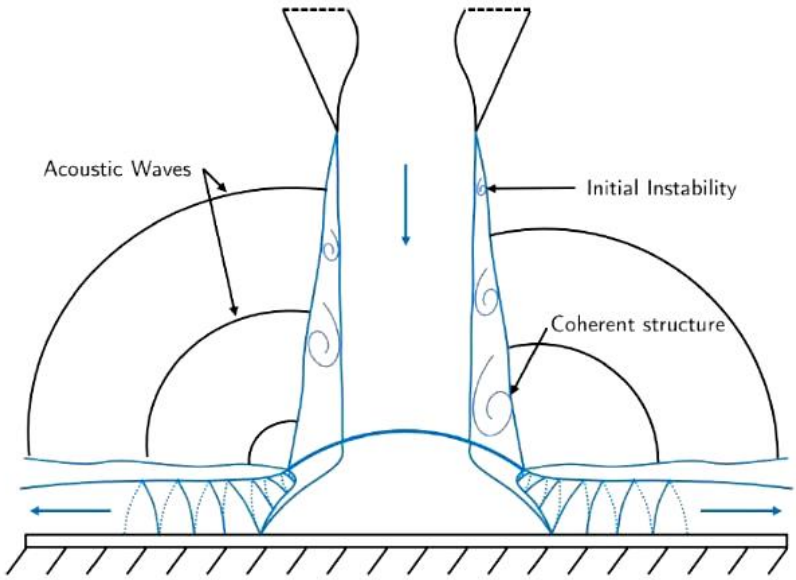
برخورد جت به دیوار صلب پدیده‌ای است که در هنگام شروع حرکت حامل‌های فضایی، پرتابه‌ها و هواپیماهای عمود پرواز به وجود می‌آید. پدیده‌های فیزیکی به وجود آمده در لحظه شروع به کار موتور، ماهیتی کاملاً گذرا دارند که پس از مدتی جت پایا تشکیل می‌شود. در حالت گذرای شروع جت، موج ضربه‌ای قوی ناشی از احتراق تولید شده و سپس حلقه‌های گردابه و پس از آن جت اصلی به وجود می‌آید. هرکدام از پدیده‌های ذکر شده سبب به وجود آمدن امواج آکوستیک بسیار قوی می‌شوند. موج ضربه‌ای پدیده‌ای با فرکانس پایین در حدود ۵ تا ۲۰۰ هرتز است، عامل ۳۰ الی ۶۰ درصد عدم موفقیت عملیات پرتاب در فاز اولیه پرتابه‌ها است، زیرا عملکرد مناسب مجموعه پرتابه را مختل می‌کند. همچنین سبب اختلال در سازه پرتابه و تجهیزات پشتیبانی بر روی زمین در اطراف سکوی پرتاب می‌شود [۱]. بزرگی امواج آکوستیک به وجود آمده در اطراف دیواره به ۱۶۰ تا ۲۰۰ دسی‌بل می‌رسد. این موج معادل ۲۰۰۰۰ پاسکال اختلاف فشار (معادل ۲۰٪ فشار اتمسفر) می‌شود که عدد قابل توجهی است [۲].

نخستین کار تجربی در مورد تأثیر جت برخودی بر روی بارهای صوتی پرتابه در سال ۱۹۶۰ توسط کول[1] و همکاران [۳] آزمایش شده است. آن‌ها تأثیر تغییر شکل جت بر نویز موتور پرتابه را بررسی کردند. نتایج نشان داد که انتخاب هندسه مناسب جت موتور بر کاهش بارهای صوتی بسیار مهم است. طبق تحقیق انجام شده توسط کروتاپالی[2] و همکاران [۴]، وجود صفحه‌ای عمود بر جت، موجب افزایش سطح فشار آکوستیک تا ۸ دسی‌بل نسبت به جت آزاد می‌شود. واضح است که در نتیجه برخورد جت به سطح صلب، چندین نقطه فشار بیشینه به وجود می‌آید، این امواج به سمت پایین‌دست رشد می‌کنند و ساختار بزرگ گردابه‌ها را تشکیل می‌دهند. هنگامی که این گردابه‌ها به دیواره برخورد می‌کند، امواج آکوستیکی تولید می‌شود که به سمت بالادست حرکت کرده و لایه برشی نزدیک دیواره نازل را تحریک نموده و باعث ایجاد امواج ناپایدار می‌شوند؛ به این ترتیب مکانیزم بازگشتی

1 Cole
2 Krothapalli

* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: Hparhiz@mut.ac.ir

حقوق مؤلفین به نویسندگان و حقوق ناشر به انتشارات دانشگاه امیرکبیر داده شده است. این مقاله تحت لیسانس آفرینندگی مردمی (Creative Commons License) در دسترس شما قرار گرفته است. برای جزئیات این لیسانس، از آدرس https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode دیدن فرمائید.



شکل ۱. مکانیزم امواج صوتی برگشتی [٤]

Fig. 1. Backscattering mechanism of acoustic waves [4]

تولید می‌شود. شکل ۱ ساختار جت مافوق صوت خروجی از یک نازل را نشان می‌دهد. در لبه نازل، لایه برشی نازکی وجود دارد که تحت تأثیر تحریک‌های بیرونی است. اختلالات آکوستیکی (امواج نوسانی فشار) به سمت لبه نازل حرکت کرده و باعث برانگیختگی موج‌های ناپایدار می‌شود. بازگشت امواج سبب ایجاد نوسانات فشاری و درنهایت منجر به تولید امواج آکوستیکی می‌شود.

در سال‌های اخیر سازمان هوافضای ژاپن[1] تحقیقات گسترده‌ای به صورت عددی برای بررسی ارتباط بین فیزیک جت برخوردی به صفحه مایل و امواج آکوستیک حاصل از آن انجام داده است. نونومورا و فوجی [۵] و هوندا و همکاران [۶] امواج آکوستیک حاصل از جت برخوردی را به سه دسته تقسیم کردند:

- امواج ضربه‌ای تولید شده از احتراق.
- امواج صوتی تولید شده از منطقه برخورد جت به دیواره.
- امواج بازگشتی (گردابه‌های بازگشتی) از پایین دست محل برخورد به سمت لایه برشی جریان مافوق صوت.

حسین و همکاران [۷] نوسانات فشار قوی برخورد جت به مرز جامد (دیواره صلب) را وابسته به چند مشخصه می‌دانستند: نسبت فشار نازل، فاصله نازل تا سطح صلب، زاویه نصب سطح صلب، خصوصیات و اندازه سطح صلب و هندسه نازل.

تی ساتسومی[2] و همکاران [۸] با استفاده از شبیه‌سازی عددی، نویز پرتابه اپسیلون[3] را پیش‌بینی کردند. آن‌ها مقیاس مدل شبیه‌سازی را ۱ به ۴۲ در نظر گرفتند و سطح فشار کلی صوت[4] پرتابه را در سه ارتفاع مختلف با استفاده از شبیه‌سازی گردابی بزرگ[5] در حل جریان و قیاس صوتی فاکس ویلیام هاوکینز در حل آکوستیک مورد مطالعه قرار دادند. در نهایت گزارش کردند هنگامی‌که پرتابه در ارتفاع ۱۴ برابر قطر خروجی نازل جت قرار دارد، سطح فشار کلی صوت به حداکثر خود می‌رسد. کارتیکین[6] و ونکتکریشنن [۹] تعامل بین جت و سکوی پرتاب را به صورت تجربی با مقیاس کوچک شده مورد مطالعه قرار داده‌اند. نتایج مطالعه آنها نشان داد در مرحله اولیه پرتاب، سکوی پرتاب بیشترین بار صوتی را تجربه می‌کند. همچنین گزارش کردند که سکوی پرتاب با سطح حفره‌دار نسبت به سکوی پرتاب با صفحه هموار بدون حفره نویز کمتری را تولید می‌کند. از طرفی میزان نویز سکوی

1 JAXA

2 T sutsumi
3 Epsilon
4 Overall Sound Pressure Level (OASPL)
5 Large Eddy Simulation (LES)
6 Karthikeyan

پرتاب با حضور سطح صلب بیشتر از حالتی است که سکوی پرتاب وجود ندارد. چنگلانگ[1] و همکاران [۱۰] جت برخوردی را با دو هندسه متفاوت از سکوی پرتاب بررسی کردند. سکوی پرتاب با صفحه منحرف‌کننده جت یکطرفه و سکوی پرتاب با صفحه منحرف‌کننده جت دوطرفه را با استفاده از روش انتگرالی فاکس ویلیام هاوکینگز مورد مقایسه قرار دادند. نتایج تحقیق آنها نشان داد که سکوی پرتاب با صفحه منحرف‌کننده جت یکطرفه بار صوتی بیشتری نسبت به سکوی پرتاب با صفحه منحرف‌کننده جت دوطرفه تحمل می‌کند. مهتا[2] و همکاران [۱۱] نویز آیروآکوستیکی حول پرتاب موشک وگا[3] با استفاده از نرم‌افزار اپن‌فوم[4] به صورت عددی شبیه‌سازی و مورد مطالعه قرار داده‌اند. ژیتان ژو[5] و همکاران [۱۲] نویز ایجاد شده توسط یک موشک چهار موتوره را بر روی سکوی پرتاب که دارای منحرف‌کننده جت دوطرفه بوده شبیه‌سازی عددی کردند. آن‌ها برای محاسبه میزان نویز از روش انتگرالی فاکس ویلیام هاوکینگز استفاده کردند.

پراساد[6] و همکاران [۱۳] به مکانیسم برگشتی امواج صوتی به هنگام برخاستن پرتابه از سکوی پرتاب پرداختند. آن‌ها تأثیر دیواره با برش دایره‌ای در چند شعاع مشخص را بر مکانیسم برگشتی امواج صوتی مورد مطالعه قرار دادند. این دیواره مسیر امواج صوتی که در بالادست ناحیه برخورد به سمت پرتابه حرکت می‌کند را مسدود می‌کند و سبب کاهش سطح فشار بر روی پرتابه می‌شود. این شبیه‌سازی به روش عددی با مدل شبیه‌سازی گردابه جدا[7] برای محاسبه میدان جریان و با استفاده از روش انتگرالی فاکس ویلیام هاوکینگز محاسبات آکوستیک را انجام داده‌اند. متیو وری[8] و بوگی [۱۴] به بررسی جت برخوردی با ماخ ۳/۱ بر روی صفحه شیبدار همراه با دیواره دارای برش دایره‌ای پرداخته‌اند. در این شبیه‌سازی عددی از مدل شبیه‌سازی گردابی بزرگ برای محاسبه میدان جریان و با استفاده از روش انتگرالی فاکس ویلیام هاوکینگز محاسبات آکوستیک را انجام داده‌اند. نتایج پژوهش آنها نشان داده است که سطوح فشار بر صفحه شیبدار بدون برش حداکثر است و با افزایش قطر برش دیواره از سطح فشار کاسته می‌شود. ینیگلن و فلیپ موریز[9] [۱۵] اثر برخورد جت به دیواره برخورد و برهمکنش امواج صوتی ایجاد شده در ناحیه جت آزاد با جت برخوردی را به روش عددی مطالعه کردند. آن‌ها از مدل شبیه‌سازی گردابه جدا برای محاسبه میدان جریان و با استفاده از روش انتگرالی فاکس ویلیام هاوکینگز محاسبات آکوستیک را انجام داده‌اند. همچنین در ادامه ینیگلن و فلیپ موریز [۱۶] به مطالعه یک روش کاهش نویز اعمال شده بر دیواره برخورد پرداختند. این مطالعه اثر پارامتر فاصله دیواره با برش دایره‌ای در حدفاصل خروجی جت و سطح برخورد جت را شبیه‌سازی عددی کرده است. آن‌ها مجدداً از مدل شبیه‌سازی گردابه جدا برای محاسبه میدان جریان و با استفاده از روش انتگرالی فاکس ویلیام هاوکینگز محاسبات آکوستیک را انجام داده‌اند. وی کیو و همکاران [۱۷] به مطالعه مکانیسم برگشتی امواج صوتی به هنگام برخاستن پرتابه از سکوی پرتاب با استفاده از روش عددی در نرم‌افزار اپنفوم پرداختند. نتایج تحقیق آنها نشان داده است که دوره نوسان ساختارهای گردابی مکانیزم بازگشتی امواج صوتی با دوره نوسان موج‌های صوتی یکسان است. یوگاش مهتا[10] و همکاران [۱۸] به بررسی جت برخوردی نامتقارن پرداختند. درواقع بر میدان جریان و ویژگی‌های نویز یک جت مافوق صوت با هندسه مستطیلی متمرکز شدند. نتایج بدست آمده نشان داده است که در نقطه برخورد، نویز به ۱۸۶ دسی‌بل می‌رسد و از طرفی فشار ناپایدار جت در دو محور (عرض و طول مستطیل جت) اختلاف ۵ دسی‌بل را نشان می‌دهد.

بیشتر مطالعات انجام شده در زمینه نویز جت برخوردی به صورت تجربی هستند. همچنین با توجه به مرور منابع انجام شده، اکثر کارهای عددی از روش ویلیام هاوکینز برای محاسبات نویز آیروآکوستیک جت برخوردی استفاده کرده و تأثیر بازتاب امواج صوتی در نظر گرفته نشده است. بنابراین، در کار حاضر برای اولین بار، میزان نویز جت برخوردی با اثر بازتاب امواج صوتی بر روی سکوی پرتاب در فرکانس پایین با استفاده از نرم‌افزار وی‌ای‌وان[11] با روش ترکیبی المان مرزی محاسبه می‌گردد. شبیه‌سازی عددی میدان جریان در نرم‌افزار فلوئنت به صورت سه‌بعدی، ناپایا، چگالی پایه با روش شبیه‌سازی گردابی بزرگ انجام می‌شود. همچنین، شبیه‌سازی آیروآکوستیک با روش المان مرزی تا فرکانس ۸۰۰ هرتز صورت می‌پذیرد. برای درک بیشتر فیزیک جریان و تأثیر بازتاب امواج صوتی، نتایج در دو حالت با در نظر گرفتن منحرف‌کننده جریان و بدون درنظر گرفتن سطوح منحرف‌کننده جریان ارائه و نتایج آنها با یکدیگر مقایسه می‌شود.

1 Chenglong
2 Mara
3 VEGA
4 OpenFOAM
5 Zhi-tanZhao
6 Prasad
7 Detached Eddy Simulation (DES)
8 Varé Mathieu
9 Yenigelen, Morris
10 Mehta
11 VAOne

۲- روش حل عددی

در نرم‌افزارهای حل عددی مانند انسیس فلوئنت از روش‌های انتگرالی برمبنای لایت‌هیل مانند فاکس ویلیام هاوکینگز برای محاسبه نویز استفاده می‌شود. اما این روش‌ها قابلیت محاسبه بازتاب امواج صوت از سطح دیواره را ندارند. روش ترکیبی المان مرزی[1] و دینامیک سیالات محاسباتی بهترین جایگزین برای روش‌های انتگرالی است که امروزه بیشتر ابزارهای محاسباتی موفق آیروآکوستیک از آن استفاده می‌کنند. در حقیقت روش المان مرزی با تبدیل معادله هلمهولتز به فرم معادلات انتگرالی که بر روی مرز نواحی تعریف شده‌اند، به حل مسئله می‌پردازد. در این روش با تقسیم مرز مسئله به تعداد محدودی المان و اعمال معادلات انتگرالی روی این المان‌ها، مجهولات روی مرز را مشخص می‌کند. با بدست آوردن مجهولات بر روی مرز، دیگر مقادیر تابع در هر نقطه داخلی میدان مشخص می‌شود [۱۹]. بدین صورت که تولید صوت ناشی از آیرودینامیک، به صورت مستقل از فرآیند انتشار صوت نسبت به ناحیه دوردست درنظر گرفته می‌شود.

فلوچارت زیر فرآیند روش ترکیبی المان مرزی و دینامیک سیالات محاسباتی را نشان می‌دهد که شامل دو مرحله شبیه‌سازی جریان حول هندسه مورد مطالعه و محاسبه نویز آکوستیکی است. با توجه به فلوچارت، در مرحله اول جریان تراکم‌پذیر ناپایا توسط معادلات ناویراستوکس در نرم‌افزار فلوئنت شبیه‌سازی می‌شود. در این مرحله، پارامترهای سرعت و فشار میدان حل محاسبه شده و به عنوان اطلاعات ورودی حل آکوستیکی در مرحله دوم مورد استفاده قرار می‌گیرد. در مرحله دوم، نتایج حل دینامیک سیالات محاسباتی از طیف زمانی به طیف فرکانسی[2] تبدیل می‌شود و سپس انتشار و بازتاب امواج صوتی در نرم‌افزار تخصصی وی‌ای‌وان به روش المان مرزی شبیه‌سازی می‌شود. بدین ترتیب دو ویژگی متمایز صدا تولید غیرخطی صدا و انتشار خطی صدا در نظر گرفته می‌شود [۲].

۳- معادلات حاکم

۳- ۱- معادلات جریان

معادلات پیوستگی و ممنتوم معادلات حاکم بر دینامیک جریان سیال هستند و برای جریان تراکم‌ناپذیر با روابط (۱) و (۲) تعریف می‌شوند [۲۰].

$$\nabla.\left(\rho\vec{V}\right)=0 \tag{۱}$$

$$\frac{\partial\left(\rho\vec{V}\right)}{\partial t}+\nabla.\left(\rho\vec{V}\vec{V}\right)= -\nabla p+\nabla.\vec{\tau}+\rho fm \tag{۲}$$

به‌طوری که τ' و fm به ترتیب تانسور تنش لزج و نیروی جسمی هستند. ρ و v نیز به ترتیب چگالی و سرعت جریان می‌باشند. هدف شبیه‌سازی گردابه بزرگ، مدل کردن مقیاس‌های بزرگ از جریان مغشوش است که بیشتر مستعد حمل انرژی و مومنتوم داخل جریان هستند. مدل اغتشاش شبیه‌سازی گردابی بزرگ، بر پایه جداسازی گردابه‌های بزرگ از گردابه‌های کوچک و مدلسازی واقعی گردابه‌های کوچک در جریان بنا نهاده شده است. مطابق رابطه (۳) و مشابه با دیگر مدل‌های اغتشاشی، سرعت جریان u، به دو بخش سرعت متوسط و سرعت نوسانی تقسیم می‌شود.

$$u=u'+\bar{u} \tag{۳}$$

تابع مقیاس ذکر شده با روابط (۴) و (۵) تعریف می‌شود.

$$\overline{u_i}=\int G\left(x,x'\right)u_i\left(x'\right)dx' \tag{۴}$$

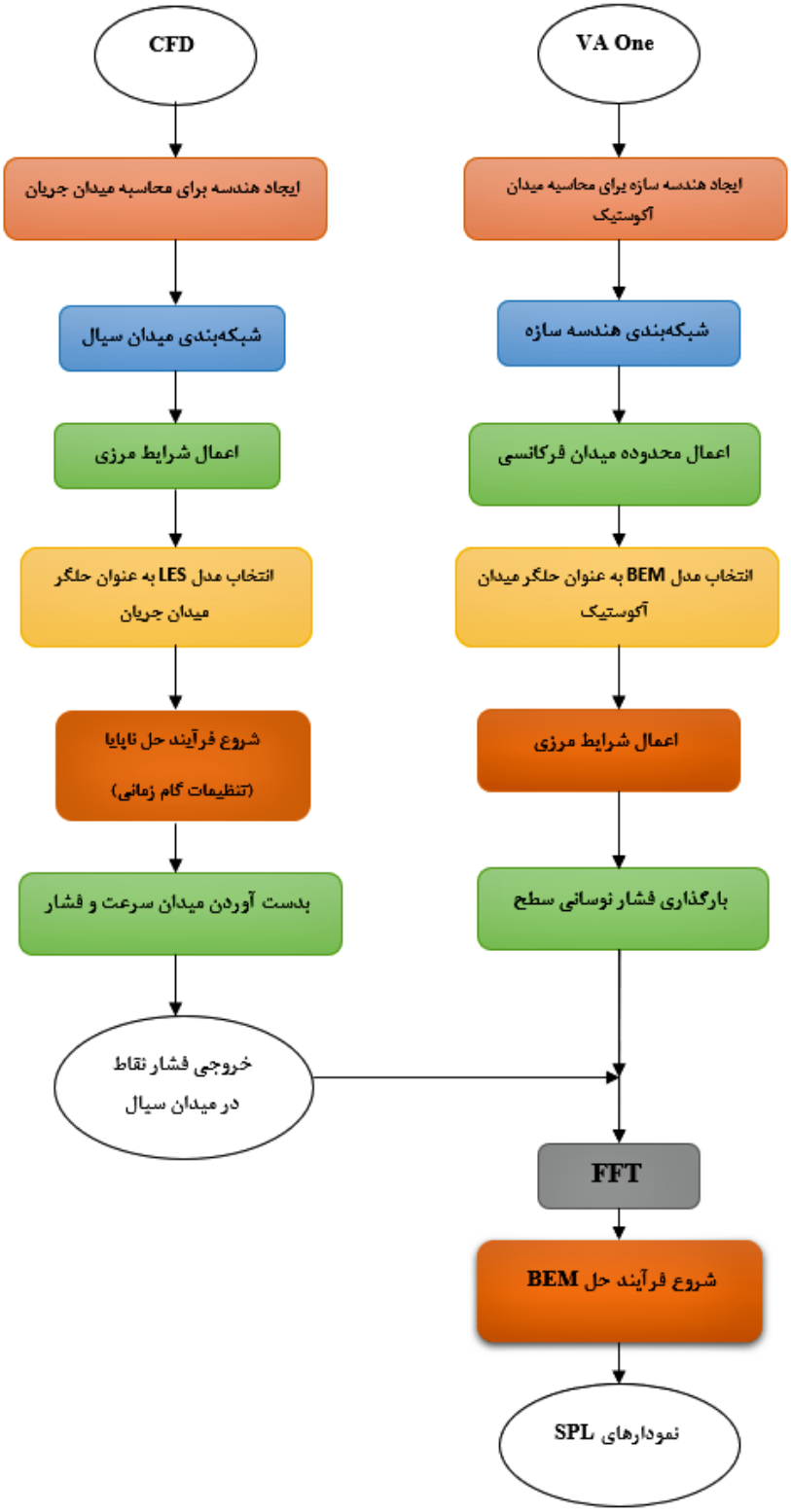
$$G\left(x,x'\right)=\begin{cases}1/\Delta \rightarrow if\left|x-x'\right|\le\Delta/2\\ 0\end{cases} \tag{۵}$$

این تابع بیان می‌کند که گردابه‌های بزرگ‌تر از یک مقدار مشخص، مثلاً Δ به‌طور مستقیم محاسبه می‌شوند و گردابه‌های کوچک‌تر از آن تقریب زده می‌شوند. با اعمال تابع مقیاس به معادلات پیوستگی و مومنتوم، معادلات حاکم بر جریان در روش شبیه‌سازی گردابی بزرگ به‌صورت روابط (۶) و (۷) به دست می‌آیند[۲۰].

$$\frac{\partial\overline{u_i}}{\partial x}=0 \tag{۶}$$

$$\frac{\partial\left(\rho\overline{u_i}\right)}{\partial t}+\frac{\partial\left(\rho\overline{u_iu_j}\right)}{\partial x_j}= -\frac{\partial\overline{p}}{\partial x_i}\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\mu\left(\frac{\partial\overline{u_i}}{\partial x_j}+\frac{\partial\overline{u_j}}{\partial x_i}\right)\right] \tag{۷}$$

1 Boundary Element Method (BEM)
2 Fast Fourier Transform (FFT)



شکل ۲. فلوچارت فرآیند روش ترکیبی المان مرزی و دینامیک سیالات محاسباتی

Fig. 2. Schematic flowchart of hybrid CFD/BEM approach

۳- ۲- معادلات آکوستیک

به منظور نوشتن معادله انتگرال مرزی برای معادله هلمهولتز [۱۹]:

$$\nabla^2\phi + k^2\phi = 0 \tag{۸}$$

طرفین را در تابع جواب اساسی ϕ^* ضرب کرده و روی دامنه دالخواه Ω انتگرال می‌گیریم، بنابراین داریم:

$$\int_\Omega \left(\nabla^2\phi + k^2\phi\right)\phi^* dV = \int_\Omega \nabla^2\phi\phi^* dV + \int_\Omega k^2\phi\phi^* dV = 0 \tag{۹}$$

از قضیه دوم گرین داریم:

$$\int_\Omega \left(\phi^*\nabla^2\phi - \phi\nabla^2\phi^*\right)dV = \int_{\partial\Omega}\left(\phi^*\frac{\partial\phi}{\partial n} - \phi\frac{\partial\phi^*}{\partial n}\right)dS \tag{۱۰}$$

با مرتب سازی رابطه (۱۱) حاصل می‌شود:

$$\int_\Omega \left(\nabla^2\phi^* + k^2\phi^*\right)\phi dV = \int_{\partial\Omega}\left(\phi\frac{\partial\phi^*}{\partial n} - \phi^*\frac{\partial\phi}{\partial n}\right)dS \tag{۱۱}$$

از طرفی با استفاده از خواص دلتای دیراک داریم:

$$\int_\Omega \left(\nabla^2\phi^* + k^2\phi^*\right)\phi dV = \int_\Omega \phi\delta(x-\xi, y-\eta)dV = -\phi(x_0) \tag{۱۲}$$

که X_0 مختصات چشمه است. معادله انتگرال مرزی برای نقاط درونی ناحیه Ω:

$$\phi(x_0) + \int_{\partial\Omega}\phi\frac{\partial\phi^*}{\partial n}dS = \int_{\partial\Omega}\phi^*\frac{\partial\phi}{\partial n}dS \tag{۱۳}$$

بنابراین با فرض اینکه چشمه بر روی المان iام قرار گرفته باشد، معادله انتگرال مرزی بر حسب موقعیت مکانی چشمه در حالت کلی به صورت زیر می‌باشد [۱۹]:

$$C_i\phi_i(x_0) + \int_{\partial\Omega}\phi\frac{\partial\phi^*}{\partial n}dS = \int_{\partial\Omega}\phi^*\frac{\partial\phi}{\partial n}dS \tag{۱۴}$$

که C_i ضریب وابسته به موقعیت مکان چشمه می‌باشد و تأثیر چشمه را در سرتاسر دامنه نمایش می‌دهد. مقادیر C_iها عبارتند از:

$C_i = ۰/۵$ برای نقاط چشمه واقع شده در مرز هموار

$C_i = \alpha/۲\pi$ برای نقاط چشمه واقع شده در نقاط گوشه‌ای

$C_i = ۱$ برای نقاط چشمه واقع در دامنه Ω

۳- ۳- گسسته سازی و اعمال روش المان مرزی بر روی معادله انتگرال [۱۹]

معادله انتگرال مرزی بر حسب موقعیت مکانی چشمه به صورت پیوسته است و به منظور حل عددی با روش المان مرزی نیاز به گسسته سازی مرز ناحیه داریم، بدین منظور مرز $\partial\Omega$ را به N قطعه تقسیم می‌کنیم.

$$\partial\Omega = \bigcup_{j=1}^{N}\partial\Omega_j \tag{۱۵}$$

با فرض استفاده از المان‌های ثابت و قرار گرفن چشمه بر روی مرز هموار معادله انتگرال مرزی $C_i = ۰/۵$ به رابطه زیر تبدیل می‌شود:

$$\frac{1}{2}\phi_i(x_0) + \int_{\partial\Omega}\phi\frac{\partial\phi^*}{\partial n}dS = \int_{\partial\Omega}\phi^*\frac{\partial\phi}{\partial n}dS \tag{۱۶}$$

با جایگذاری داریم:

$$\frac{1}{2}\phi_i(x_0) + \int_{\bigcup_{j=1}^{N}\partial\Omega_j}\phi\frac{\partial\phi^*}{\partial n}dS = \int_{\bigcup_{j=1}^{N}\partial\Omega_j}\phi^*\frac{\partial\phi}{\partial n}dS \tag{۱۷}$$

در نتیجه:

$$\frac{1}{2}\phi_i\left(x_0\right)+\sum_{j=1}^{N}\int_{\partial\Omega_j}\phi\frac{\partial\phi_i^*}{\partial n}dS_j=\sum_{j=1}^{N}\int_{\partial\Omega_j}\phi_i^*\frac{\partial\phi}{\partial n}dS_j \quad (۱۸)$$

با فرض قرار گرفتن چشمه در مکان المان iام داریم:

$$\frac{1}{2}\phi_i+\sum_{j=1}^{N}\left(\int_{\partial\Omega_j}\frac{\partial\phi_i^*}{\partial n}dS_j\right)\phi_j=\sum_{j=1}^{N}\left(\int_{\partial\Omega_j}\phi_i^*dS_j\right)q_j \quad (۱۹)$$

با در نظر گرفتن

$$\hat{H}_{ij}=\int_{\partial\Omega_j}\frac{\partial\phi_i^*}{\partial n}dS_j,G_{ij}=\int_{\partial\Omega_j}\phi_i^*dS_j \quad (۲۰)$$

و با تعریف:

$$H_{ij}=\begin{cases}\hat{H}_{ij},i\neq j\\ \frac{1}{2}+\hat{H}_{ij},i=j\end{cases} \quad (۲۱)$$

رابطه (۱۹) به رابطه (۲۲) تبدیل می‌شود:

$$\sum_{j=1}^{N}H_{ij}\phi_j=\sum_{j=1}^{N}G_{ij}q_j \quad (۲۲)$$

رابطه را می‌توان به فرم ماتریسی نوشت:

$$HU=GQ \quad (۲۳)$$

که H و G ماتریس‌های اثر نامیده می‌شوند. پس از اعمال شرایط مرزی این دستگاه را می‌توان به فرم ماتریسی زیر تبدیل نمود:

$$CX=F \quad (۲۴)$$

که X بردار مجهولات بوده و با استفاده از روش‌های تکراری می‌توان دستگاه را حل نمود و مقادیر مجهول را تعیین نمود.

حال با فرض این که چشمه در داخل دامنه قرار گرفته باشد معادله انتگرال مرزی به صورت زیر می‌باشد:

$$\phi\left(x_0\right)+\int_{\partial\Omega}\phi\frac{\partial\phi^*}{\partial n}dS=\int_{\partial\Omega}\phi^*\frac{\partial\phi}{\partial n}dS \quad (۲۵)$$

با جایگذاری رابطه (۱۵) در رابطه (۲۵) و با فرض $q=\frac{\partial\phi}{\partial n}$ داریم:

$$\phi_i\left(X_0\right)=\sum_{k=1}^{N}G_{ik}q_k-\sum_{j=1}^{N}H_{ik}\phi_k \quad (۲۶)$$

که

$$G_{ik}=\int_{\partial\Omega_k}\phi_i^*dS_k,H_{ik}=\int_{\partial\Omega_k}\frac{\partial\phi_i^*}{\partial n}dS_k \quad (۲۷)$$

رابطه نشان می‌دهد که با داشتن نقطه‌ای درون ناحیه Ω می‌توان مقدار فشار را در آن نقطه محاسبه نمود [۱۹].

۳- ۴- سطح فشار صوت کلی

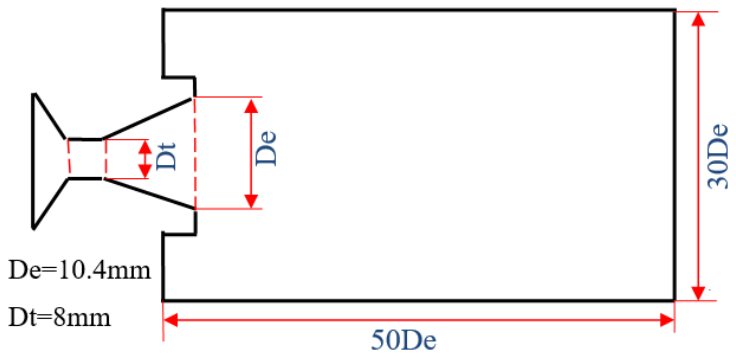
رابطه سطح فشار صوت کلی در رابطه (۲۸) آورده شده است.

$$OSPL=20\log_{10}\left(\frac{P_{rms}}{P_{ref}}\right) \quad (۲۸)$$

در رابطه (۲۸) P_{rms} مجذور متوسط مربعات نوسانات فشار است. ضمناً P_{ref} فشار مرجع بوده و برای هوا برابر با ۲×۱۰^{-۵} Pa و برای سایر سیالات $۱۰^{-۶}$ در نظر گرفته می‌شود [۲۱].

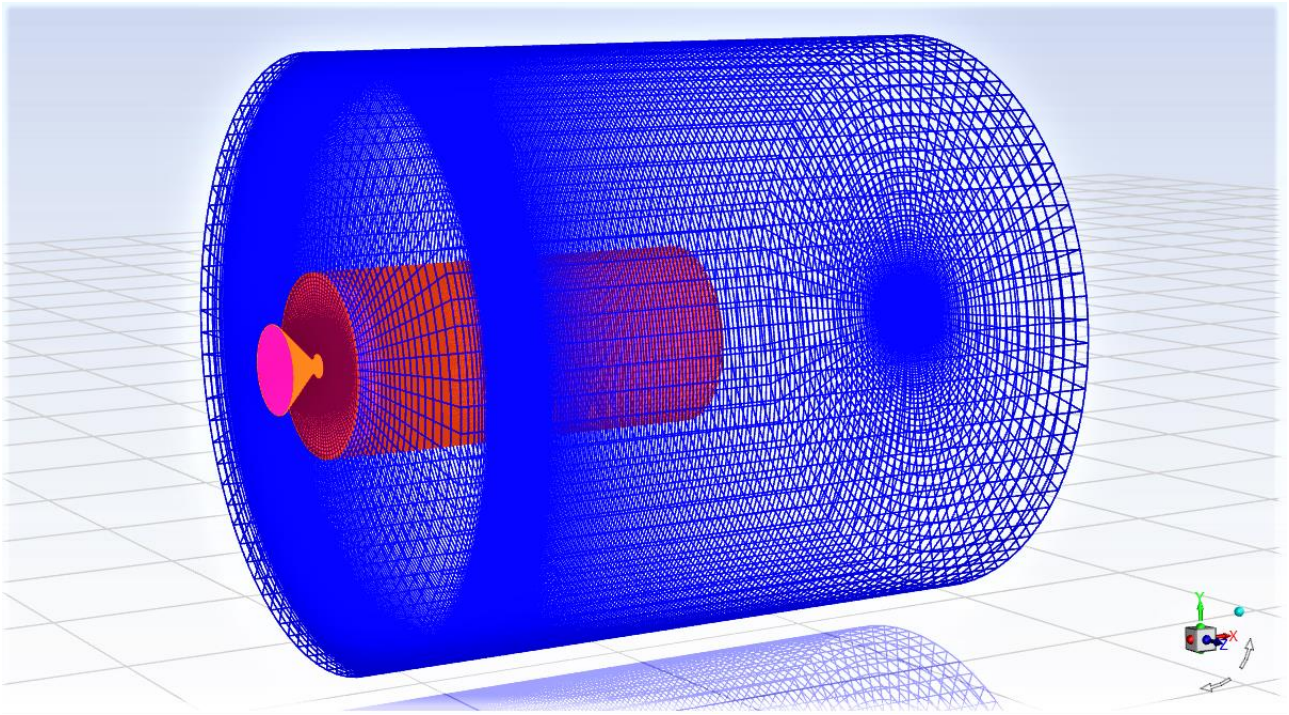
۴- اعتبارسنجی

از پژوهش ژانگ و همکاران [۱۰] برای اعتبارسنجی نتایج شبیه‌سازی کار حاضر استفاده شده است. این مرجع [۱۰] به صورت تجربی و عددی نویز حاصل از جریان خروجی جت مافوق صوت از یک نازل همگرا–واگرا را محاسبه کرده است. شماتیک شکل هندسی نازل و میدان حل مورد نظر در شکل ۳ قابل مشاهده است. قطر نازل در ورودی، گلوگاه و خروجی به ترتیب برابر ۵۸ و ۸ و ۱۰ میلیمتر می‌باشد. طول نازل در بخش‌های همگرا، گلوگاه



شکل ۳. هندسه نازل و ابعاد میدان حل عددی [۱۰]

Fig. 3. Nozzle geometry and solution domain dimensions [10]

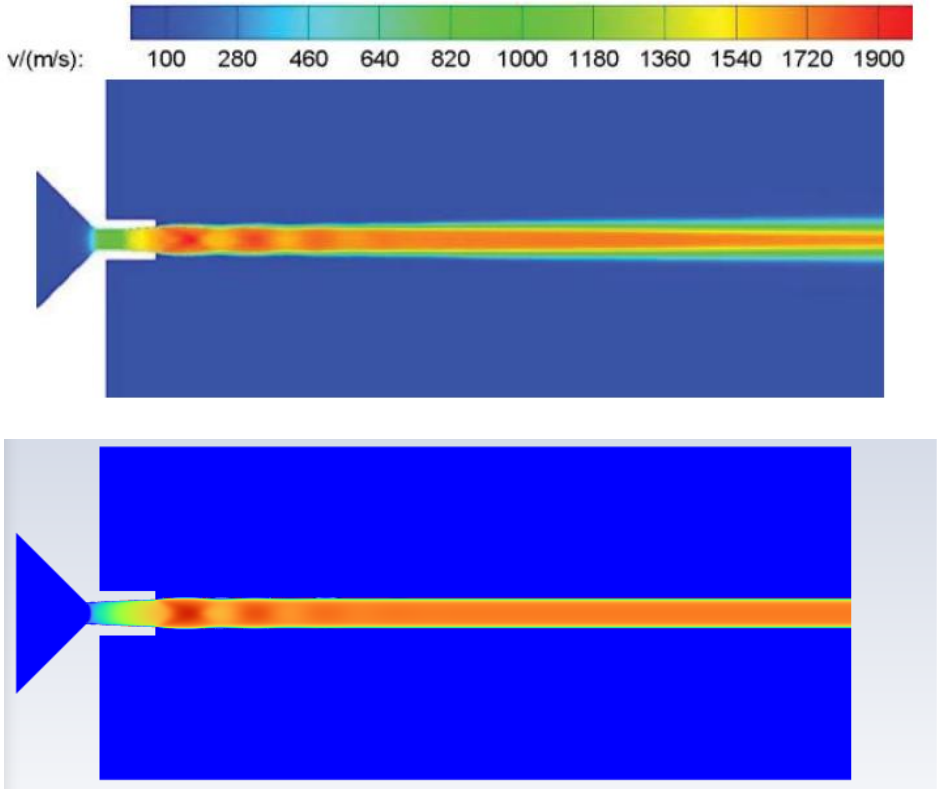


شکل ۴. شبکه حل عددی میدان سه بعدی

Fig. 4. Three-dimensional numerical grid

و واگرا نیز به ترتیب برابر ۲۵، صفر و ۲۵ میلیمتر است. مطابق با مرجع [۱۰] ،فشار و دمای سکون در ورودی نازل به ترتیب برابر ۱۰ بار و ۳۰۰۰ کلوین در نظر گرفته شده است و فرض شده که نازل در محیط ۱ بار تخلیه می‌شود.

با توجه به شکل ۴ برای شبکه‌بندی تقریباً ۱۶۶۸۰۰۰ سلول باسازمان در نظر گرفته شده‌است که از این میان ۲۴۰ سلول در راستای محور میدان حل قرار گرفته است. حدود ۲۰۰۰ سلول از این سلول‌ها در قسمت همگرا و واگرای نازل واقع شده‌اند. حلگر فلوئنت باتوجه به تراکم‌پذیر بودن جریان، چگالی‌پایه انتخاب شده‌است. مشابه با مرجع [۱۰]، از مدل توربولانسی شبیه‌سازی گردابه بزرگ برای این جریان گذرا استفاده شده است. گام زمانی حل برابر با ۰/۰۰۰۰۵ می‌باشد و برای اطمینان از همگرایی در هر گام زمانی، در هرگام حداکثر تعداد تکرار ۲۰۰ انتخاب شده‌است. در شکل ۵ کانتورهای سرعت کار حاضر با شکل موجود در مرجع [۱۰] مقایسه شده است. مشاهده



شکل ۵. مقایسه کانتورهای سرعت حاصل از مرجع [۱۰] (شکل بالا) با نتایج حاضر (شکل پایین)

Fig. 5. Comparison of velocity contours between Ref. [10] (top) and obtained results (down)

می‌شود که تغییرات میدان سرعت در حل حاضر تطابق مناسبی با نتایج مرجع مورد نظر دارد.

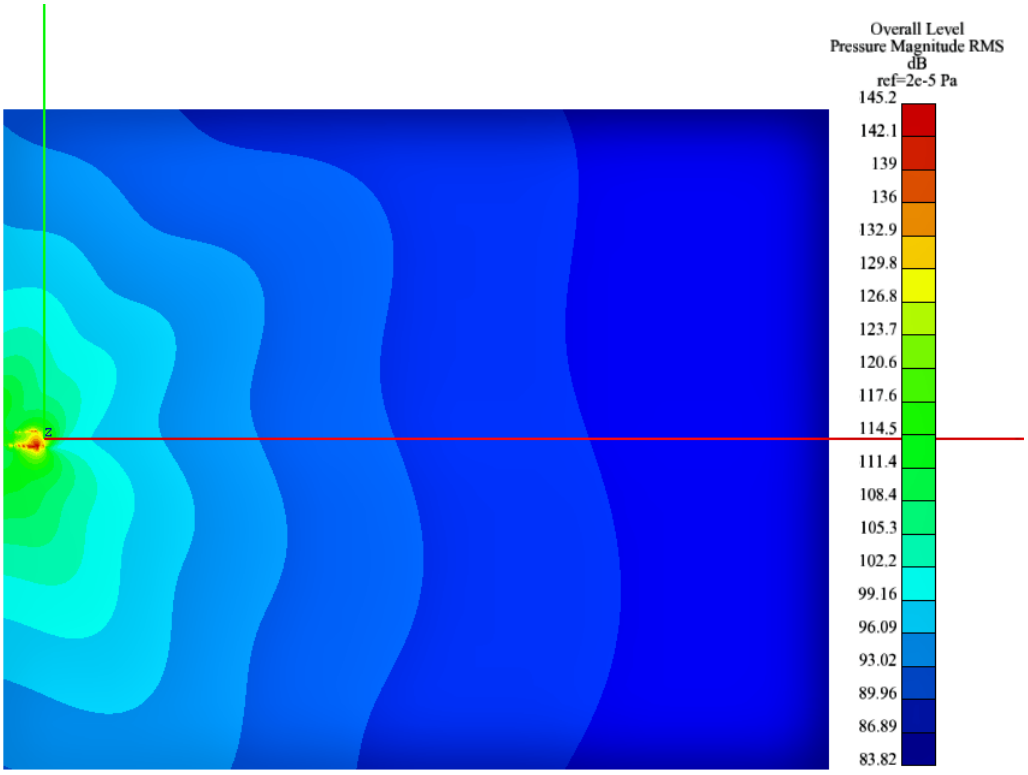
در شکل ۵ کانتورهای سرعت کار حاضر با شکل موجود در مرجع [۱۰] مقایسه شده است. مشاهده می‌شود که تغییرات میدان سرعت در حل حاضر تطابق مناسبی با نتایج مرجع مورد نظر دارد.

با توجه به مقایسات انجام شده و اطمینان از اینکه نتایج جریان در حل حاضر از اعتبار برخوردار است، می‌توان محاسبات مربوط به آکوستیک را انجام داد. اطلاعات ورودی لازم برای حل آکوستیک به روش المان مرزی ، از شبیه‌سازی عددی میدان جریان با گام زمانی ۰/۰۰۰۰۵ ثانیه در ۷۰۰ بازه زمانی خروجی گرفته شده است. سپس داده‌های فشار از طیف زمانی به طیف فرکانسی تبدیل شده و به عنوان داده‌های ورودی برای شبیه‌سازی به روش المان مرزی در محدوده فرکانسی۱۰۰ تا ۱۰۰۰ هرتز در پهنای باند ۵۰ هرتز استفاده شده است. مشابه با مرجع [۱۰]، پنج میکروفن در فاصله ۵ سانتیمتر از مرکز خروجی نازل در زوایای ۳۰، ۴۵، ۶۰، ۷۵ و ۹۰ درجه نسبت به محور نازل قرار داده شده است. کانتور فشار کلی صوت در شکل ۶ نشان داده شده است.

مقایسه نویز اندازه‌گیری شده در این پنج میکروفن با نتایج تجربی و عددی مرجع[۱۰] در شکل ۷ آورده شده است. همانطور که مشخص است، نتایج شبیه‌سازی کار حاضر تطابق خوبی با داده‌های تجربی نشان می‌دهد و بیشینه اختلاف سطح فشار کلی میکروفن‌ها با نتایج مرجع برابر با ۵ دسی‌بل است. خطای نتایج کار حاضر با نتایج تجربی تقریباً مشابه خطای عددی مرجع با نتایج تجربی است.

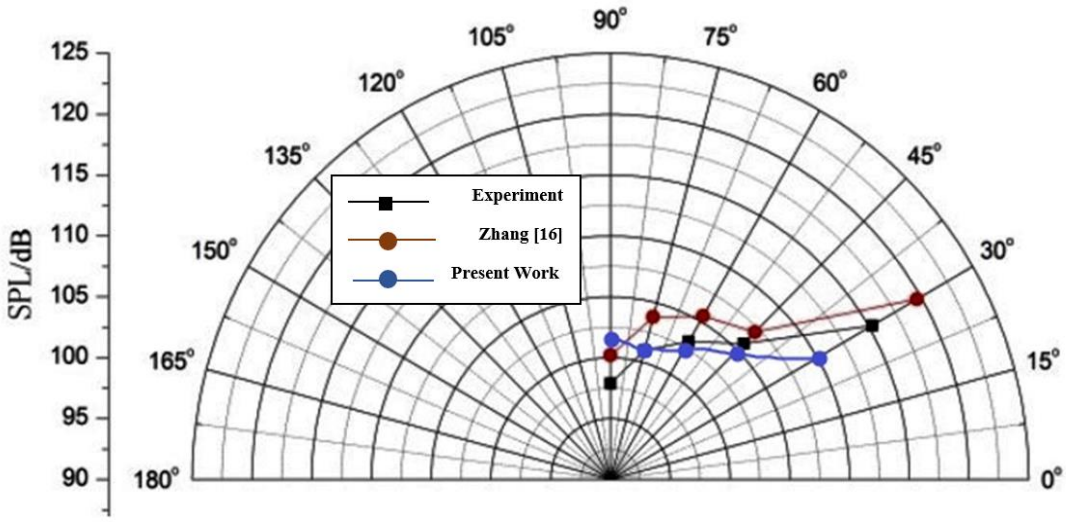
۵- بیان مسئله

در این پژوهش، ابعاد پرتابه متناسب با ابعاد واقعی انتخاب شده است. هندسه پرتابه و سطح منحرف‌کننده جریان جت در شکل ۸ قابل مشاهده است. هندسه شامل یک استوانه با دماغه مخروطی به قطر ۱ متر و ارتفاع ۱۵ متر می‌باشد. ارتفاع منحرف‌کننده گوه‌ای شکل جت خروجی موتور، ۳ متر و ابعاد قاعده آن $۳\times۳\,m^۲$ است. میدان حل دوردست، نیم‌کره‌ای به شعاع ۲۵ متر در نظر گرفته شده است.



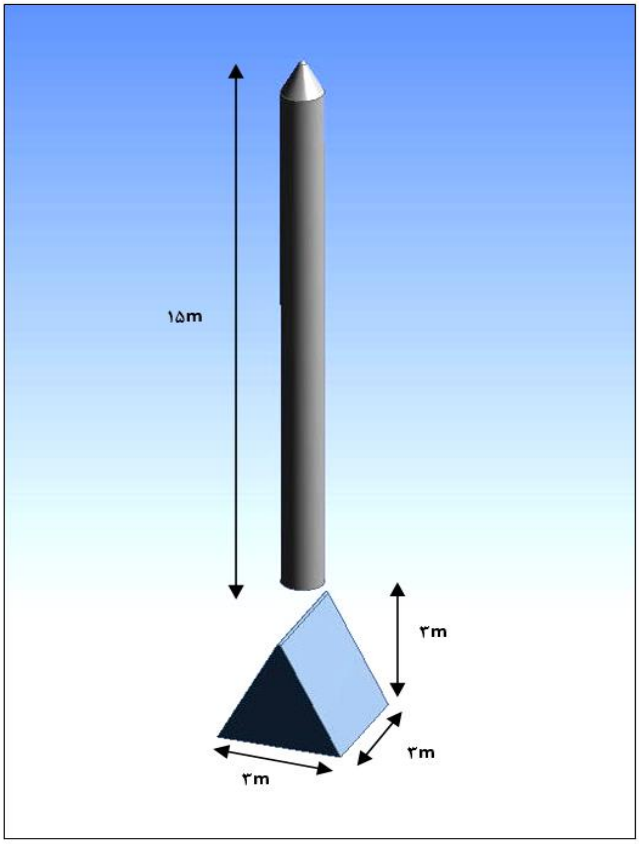
شکل ۶. کانتور فشار صوت کلی شبیه‌سازی آکوستیک جت آزاد

Fig. 6. OSPL in the acoustic simulation of free jet



شکل ۷. مقایسه نویز جت آزاد با حل عددی حاضر

Fig. 7. Comparison of free jet noise with the present numerical solution



شکل ۸. ابعاد پرتابه و سطوح منحرف‌کننده جریان جت

Fig. 8. Dimensions of projectile and jet flow deflector

۵- ۱- شرایط مرزی

در شکل‌های ۸ و ۹، هندسه و شرایط مرزی مسئله حاضر نشان داده شده است. برای مرز بیرونی، شرط مرزی فشار خروجی یک اتمسفر و دمای محیط ۳۰۰ کلوین در نظر گرفته شده است. ماخ جت مافوق صوت خروجی از موتور پرتابه برابر ۲، فشار خروجی آن برابر ۹۰ کیلوپاسکال و دمای جت خروجی برابر ۱۰۰۰ کلوین در نظر گرفته شده است. برای پرتابه و سطح منحرف‌کننده جت نیز شرط مرزی دیوار جامد اعمال شده است. از ۴ میکروفن برای اندازه‌گیری میزان بار صوتی در فواصل مختلف پرتابه استفاده شده است. محل نصب میکروفن بر روی پرتابه و مختصات آن در شکل ۱۰ و جدول ۱ ارائه شده است.

۵- ۲- شبکه حل عددی و بررسی استقلال شبکه

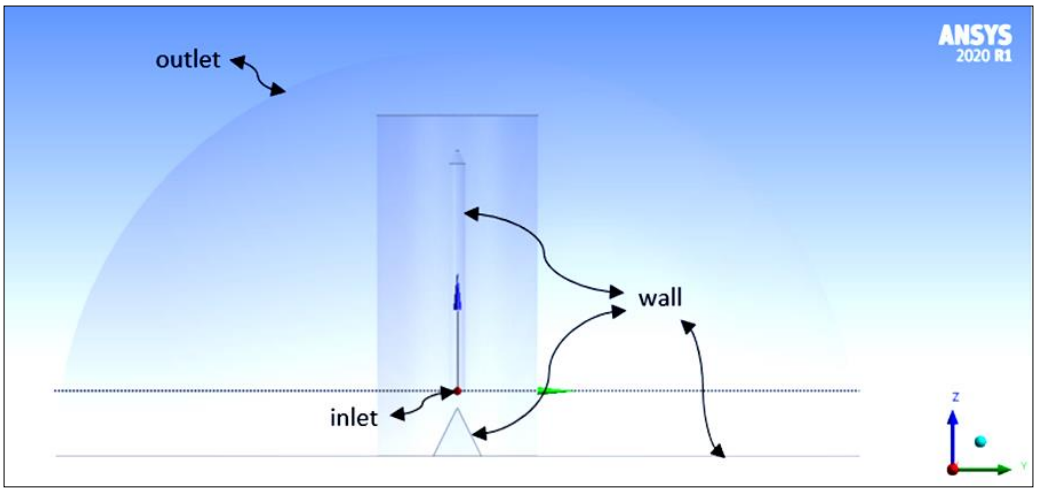
میدان حل به صورت بی سازمان و به تعداد حدود سه میلیون سلول شبکه‌بندی شده است. برای بررسی استقلال نتایج از شبکه محاسباتی از سه شبکه درشت، متوسط و ریز استفاده شده است. در جدول ۲، مقایسه شدت صوت در ۴ فرکانس ۱۰۰، ۱۵۰، ۲۰۰ و ۲۵۰ هرتز برای شبکه‌های محاسباتی مختلف در میکروفن شماره ۴ ارائه شده است. نتایج نشان می‌دهد که بیشینه اختلاف نتایج شبکه متوسط با شبکه‌های درشت و ریز به ترتیب حدود ۱۰ و ۱ درصد می‌باشد. در نتیجه شبکه متوسط با تعداد سلول ۲۹۸۵۶۵۴ که دقت بسیار خوبی داشته و از نظر هزینه محاسباتی به‌صرفه است به عنوان شبکه اصلی انتخاب شده است.

۶- نتایج

در این بخش، امواج صوتی در دو حالت با و بدون منحرف کننده جت مافوق صوت بررسی شده و نتایج دو حالت، با استفاده از نمودار سطح فشار صوت در هر فرکانس مورد مقایسه قرار گرفته‌اند. جزئیات نتایج مربوطه در ادامه آورده شده است.

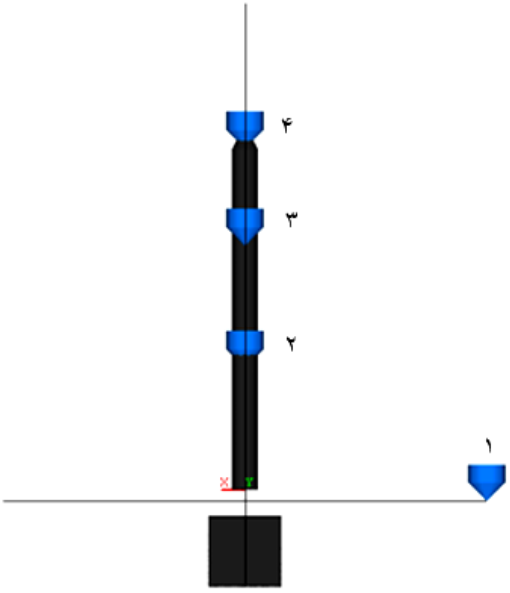
۶- ۱- نتایج حل عددی جریان

شکل ۱۱ کانتور سرعت در حالت برخورد جت به سطح منحرف‌کننده



شکل ۹. شرایط مرزی مسئله

Fig. 9. Problem boundary conditions



شکل ۱۰. جانمایی میکروفن‌ها

Fig. 10. Location of microphones

جدول ۱. مختصات مکانی میکروفن‌ها

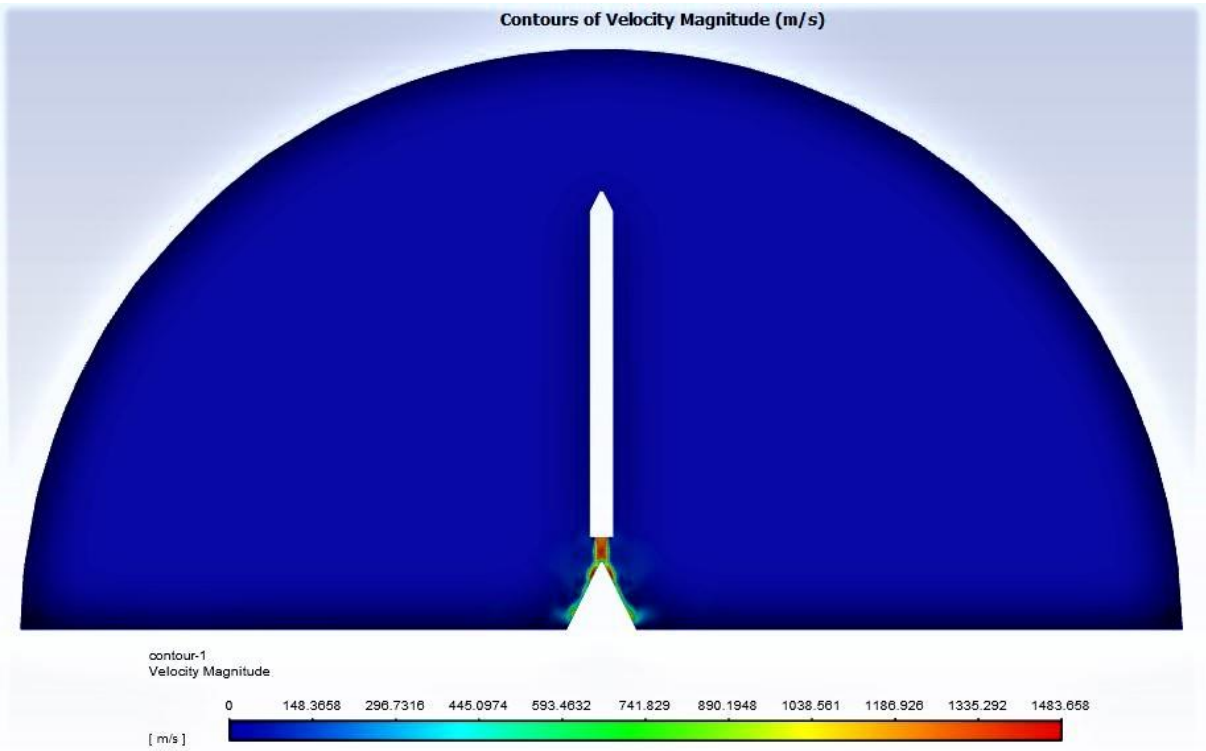
Table 1. Spatial coordinates of microphones

ردیف	پارامتر اندازه‌گیری	مختصات مکانی میکروفن		
		X (m)	Y (m)	Z (m)
۱	فشار	۱۰	۰	-۰/۵
۲	فشار	۰	۰	۵
۳	فشار	۰	۰/۵	۱۰
۴	فشار	۰	۰	۱۴

جدول ۲. مقایسه شدت صوت در فرکانس‌های متفاوت به‌ازای شبکه محاسباتی مختلف

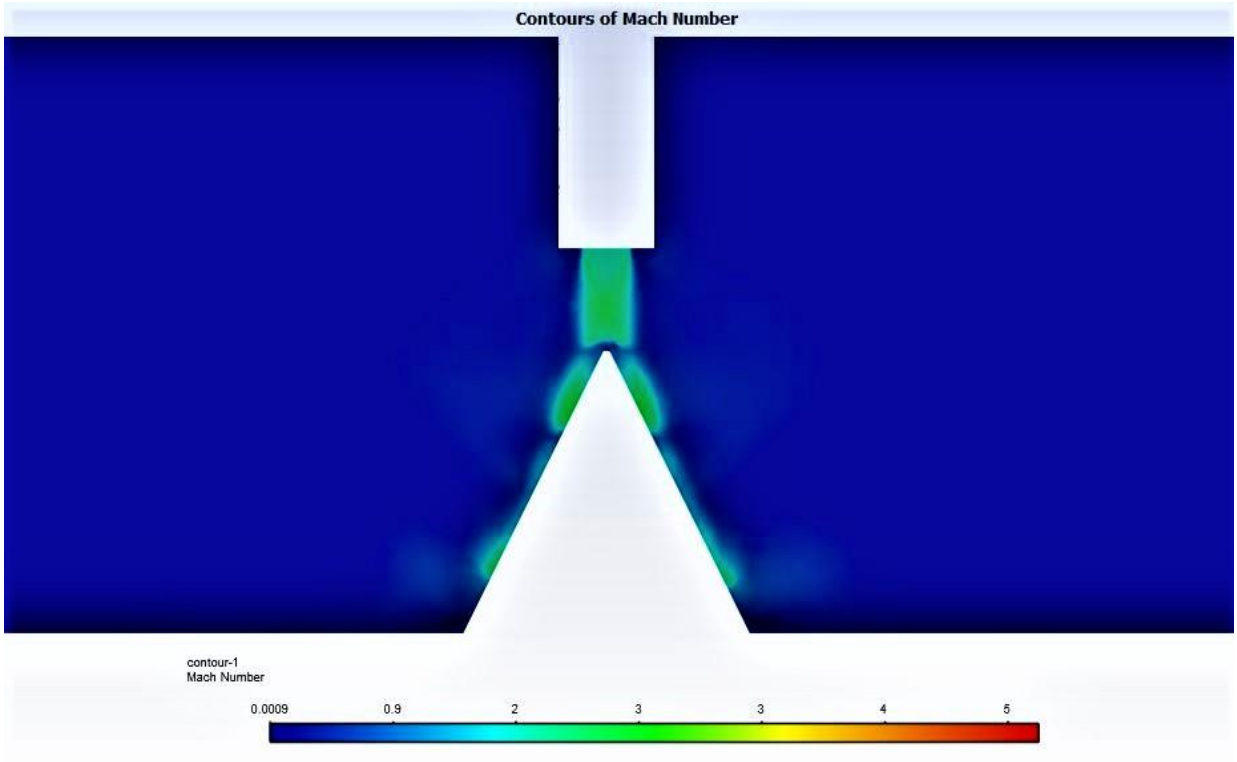
Table 2. Comparison of sound pressure levels at different frequencies for different numerical grids

شبکه‌ها	تعداد سلول	SPL (dB)				ماکزیمم اختلاف نسبت به شبکه متوسط
		f=۱۰۰ Hz	f=۱۵۰ Hz	f=۲۰۰ Hz	f=۲۵۰ Hz	
درشت	۱۳۲۵۸۹۴	۱۴۸/۸	۱۵۲/۴	۱۵۳	۱۵۲	٪۱۰
متوسط	۲۹۸۵۶۵۴	۱۴۰	۱۴۴	۱۴۴/۵	۱۴۵	-
ریز	۴۷۹۸۱۲۵	۱۴۰/۹۵	۱۴۵/۱	۱۴۵/۹	۱۴۶/۱	٪۱



شکل ۱۱. کانتور سرعت جریان

Fig. 11. Velocity contour



شکل ۱۲. کانتور ماخ جریان

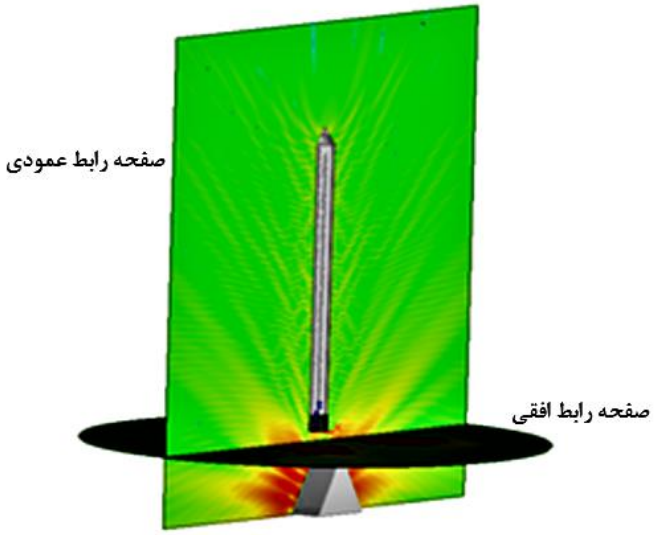
Fig. 12. Mach contour

را نشان می‌دهد. با توجه به کانتور ماخ جریان در شکل ۱۲ جریان با حداکثر سرعت از خروجی جت جدا شده و در راستای منفی بردار Z بر روی سطح شیبدار منحرف‌کننده جت، جریان می‌یابد. جریان در لحظه برخورد به قله منحرف‌کننده جت به دو قسمت منحرف می‌شود که سرعت در ابتدای سطح شیبدار همچنان حداکثر می‌باشد و سپس در پایین دست، از سرعت آن کاسته می‌شود.

قبل از حل آکوستیک، یک صفحه دوبعدی به عنوان صفحه رابط در ابعاد میدان سیال در مدل پرتابه و منحرف‌کننده جت در صفحه YZ و در امتداد محور Z تعریف شده است. همچنین صفحه رابط دیگری در نمای XY به مختصات (۰/۵-، ۰، ۰) در زیر جت تعبیه شده است. شکل ۱۳ این دو صفحه رابط را نشان می‌دهد. این صفحه، رابطی میان شبیه‌سازی دینامیک سیالات محاسباتی و شبیه‌سازی آکوستیکی است. نتایج از شبیه‌سازی میدان جریان در ۵۰۰ بازه زمانی به اندازه گام زمانی 10^{-5} ثانیه با استفاده از درون‌یابی بر روی مش صفحه‌های رابط، خروجی گرفته می‌شود. سپس داده‌های فشار بر روی مش صفحه رابط از طیف زمانی به طیف فرکانسی تبدیل شده و به عنوان داده‌های ورودی برای شبیه‌سازی به روش المان مرزی در ۱۵ فرکانس از ۱۰۰ تا ۸۰۰ هرتز در پهنای باند ۵۰ هرتز استفاده می‌شود. شبیه‌سازی آکوستیکی در میدان فرکانسی و شبیه‌سازی گذرای عددی در میدان زمانی صورت می‌گیرد. لذا به وسیله تبدیل فوریه سریع، از داده‌های میدان زمانی می‌توان فشار آکوستیکی در میدان فرکانسی را محاسبه نمود. در شکل ۱۴ نمودار تبدیل حوزه زمانی به حوزه فرکانسی برای پرتابه مورد نظر قابل مشاهده است.

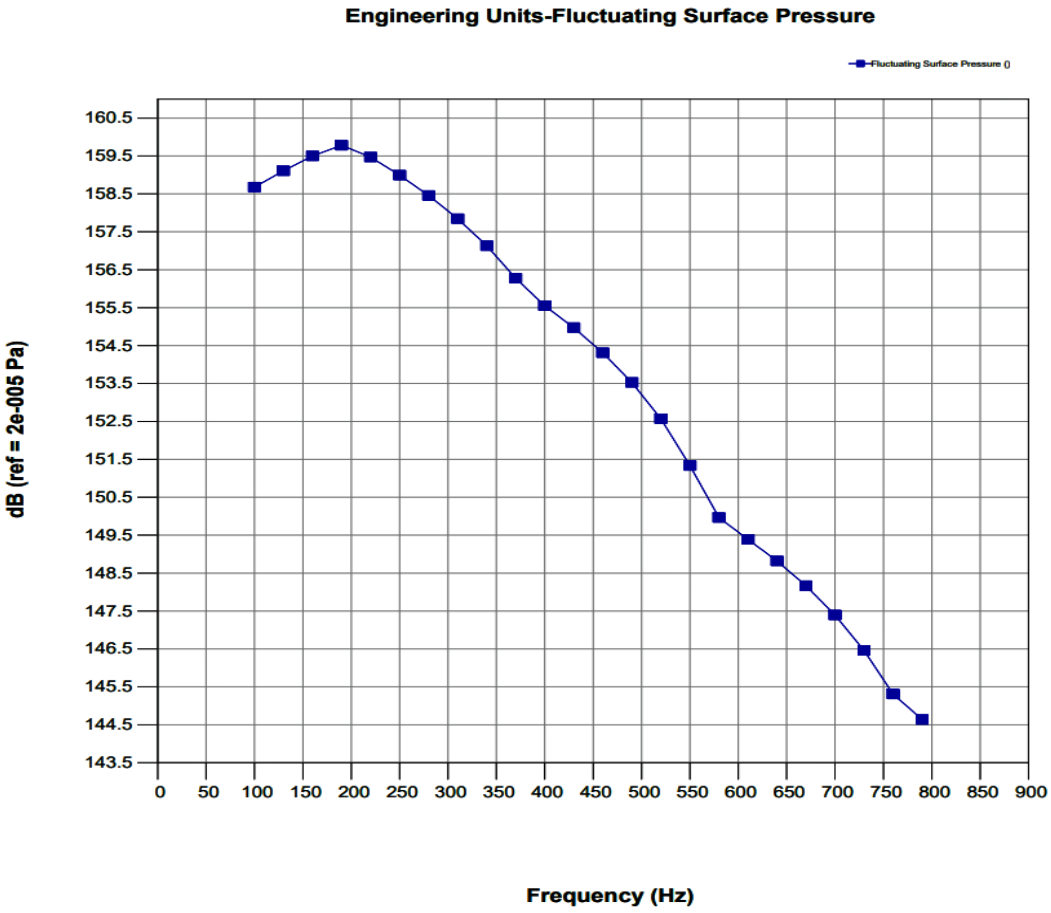
۶- ۲- نتایج آکوستیک

شکل ۱۵ و شکل ۱۶ از ۲ کانتور صوت تشکیل شده است. هر کانتور شامل سطح فشار کلی صوت را در صفحه رابط عمودی و افقی در دو حالت از پرتاب نشان می‌دهد. کانتورهای صفحه رابط عمودی نشان می‌دهند که بخش زیادی از امواج صوتی به داخل جسم صلب منتقل شده است. سپس بعد از تابش، بخشی از امواج توانسته‌اند بر روی سطح بازتاب شوند. همچنین مشاهده می‌شود که بازتاب نویز تولید شده بر روی بدنه پرتابه هر کدام تبدیل



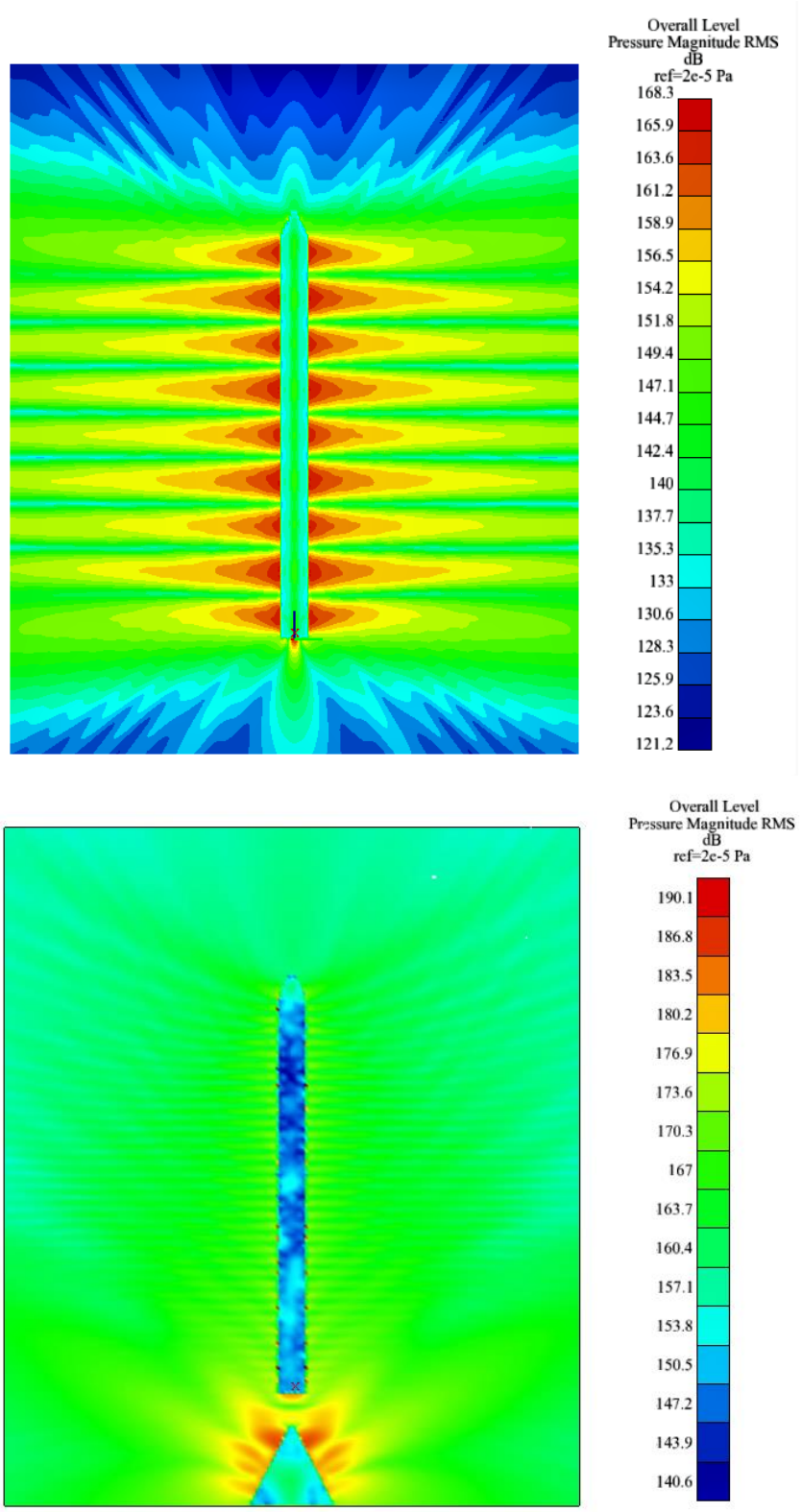
شکل ۱۳. صفحات رابط شبیه‌سازی دینامیک سیالات محاسباتی و آکوستیک

Fig. 13. CFD and acoustic simulation interfaces



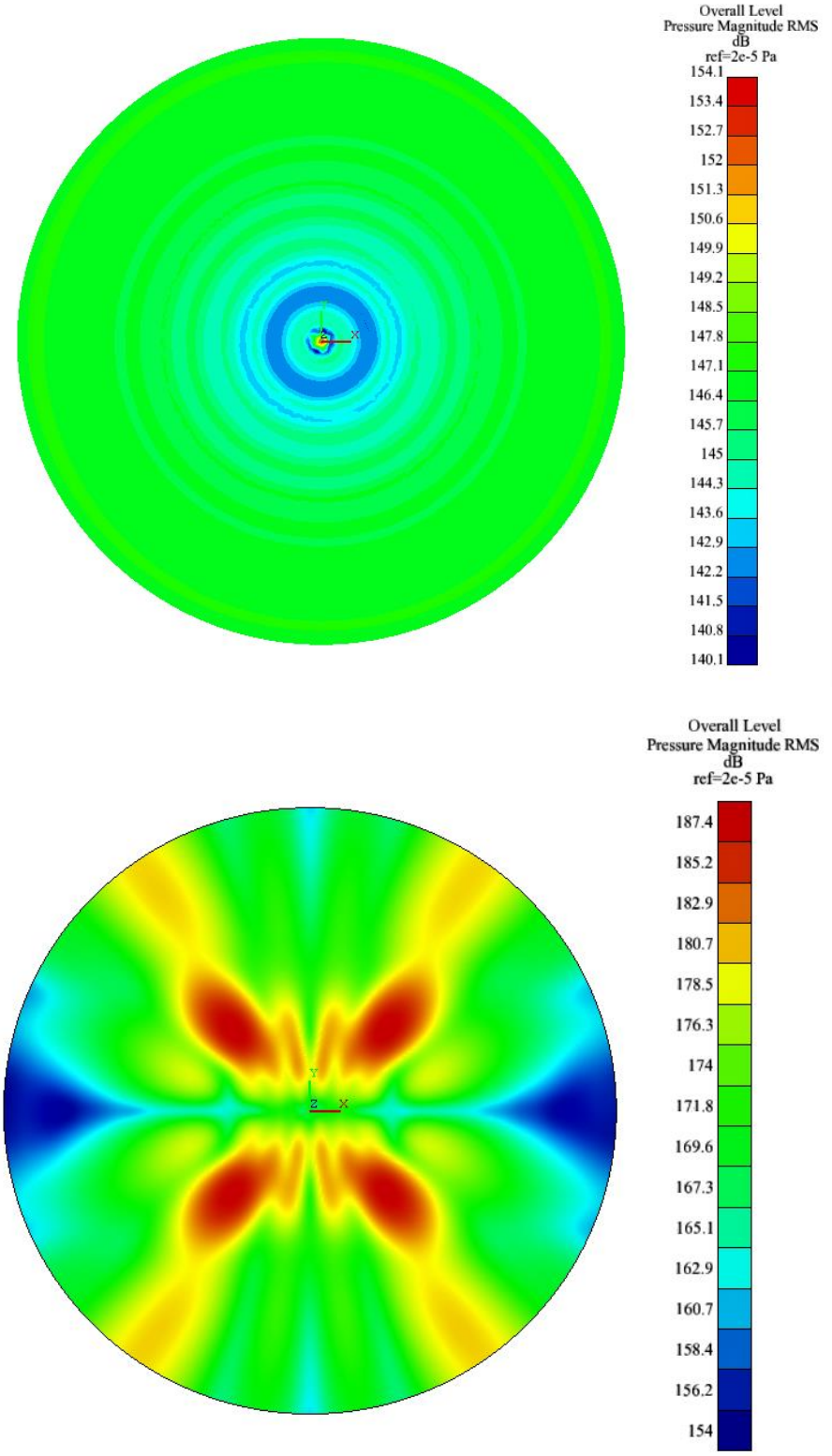
شکل ۱۴. نمودار فشار نوسانی سطح

Fig. 14. The fluctuating surface pressure curve



شکل ۱۵. کانتور سطح فشار صوت کلی بر صفحه رابط عمودی. الف: صفحه رابط عمودی پرتابه بدون منحرف‌کننده جت. ب: صفحه رابط عمودی پرتابه به همراه منحرف‌کننده جت.

Fig. 15. OSPL contour over the vertical interface a) Vertical interface of the projectile without jet flow deflector b) Vertical interface of the projectile with a jet flow deflector.



شکل ۱۶. کانتور سطح فشار صوت کلی بر صفحه رابط افقی.الف: صفحه رابط افقی پرتابه بدون منحرف‌کننده جت. ب: صفحه رابط افقی پرتابه به همراه منحرف‌کننده جت

Fig. 16. OSPL contour over the horizontal interface a) Horizontal interface of the projectile without jet flow deflector b) Horizontal interface of the projectile with a jet flow deflector.

به منبع صوتی مستقل شده‌اند.

شکل ۱۵ و ۱۶ (الف)، کانتور صوت در حالت پرتابه بدون منحرف‌کننده جت را نمایش می‌دهد. در راستای هسته اصلی جت در داخل پرتابه، نویز ۱۳۵ تا ۱۴۰ دسی‌بل است. بیشترین نویز به‌وجود آمده، بر روی بدنه پرتابه است که هر یک به صورت منبع صوتی مستقل در حال تابش هستند.

شکل ۱۵ و ۱۶ (ب)، کانتور صوت در حالت پرتابه با درنظر گرفتن منحرف‌کننده جت را نمایش می‌دهد. بیشترین اختلاط در زیر هسته اصلی جت و بر روی سطح منحرف‌کننده جت اتفاق افتاده است که نویز ۱۸۵ دسی‌بل را نشان می‌دهد. همچنین نویز در داخل پرتابه محدوده ۱۴۰تا ۱۵۰ دسی‌بل را شامل می‌شود. شکل ۱۵ (ب) انتشار و انحراف جریان بر روی سطح منحرف‌کننده جت را کاملاً نمایش می‌دهد که بر روی سطح شیبدار بیشترین نویز رخ می‌دهد.

۶- ۲- ۱- تغییرات طیف فرکانس در صفحه رابط

در این بخش، نتایج شبیه‌سازی به روش المان مرزی با توجه به اطلاعات ورودی داده شده از دینامیک سیالات محاسباتی در فرکانس‌های مشخص بر روی صفحه رابط در دو حالت مورد نظر پرتابه مورد مقایسه قرار می‌گیرند. در نمودار تبدیل حوزه زمانی به حوزه فرکانسی در شکل ۱۳ نشان داده شد که بازه فرکانسی ۱۵۰ تا ۲۵۰ هرتز، حداکثر فشار نوسانی سطح پرتابه و منحرف‌کننده جت است. شکل ۱۷ و ۱۸ از ۲ کانتور صوت تشکیل شده است. هر کانتور شامل سطح فشار صوت را در صفحه رابط عمودی در دو حالت از پرتابه در فرکانس مشخص نشان می‌دهد. کانتور صوت در فرکانس ۲۵۰ هرتز به عنوان کانتور با حداکثر اختلاط و انتشار امواج صوتی در دو حالت مقایسه شده است. از طرفی با افزایش فرکانس از فشار نوسانی سطح کم می‌شود بنابراین کانتور صوت در فرکانس ۷۳۰ هرتز به عنوان کانتور صوتی با فشار نوسانی کمتر در دو حالت مقایسه شده است.

با توجه به شکل ۱۷ کانتور صوت در فرکانس ۲۵۰ هرتز میدان نزدیک و میدان دور را نمایش می‌دهد. بیشترین فشار نوسانی سطح در حالت پرتابه بدون منحرف‌کننده جت بر روی بدنه پرتابه تا مرز ۱۴۰ دسی‌بل وجود دارد. از طرفی در حالت پرتابه با منحرف‌کننده جت بیشترین فشار نوسانی سطح بر روی سطح شیبدار منحرف‌کننده جت تا مرز ۱۸۰ دسی‌بل وجود دارد. نویز در داخل پرتابه بدون منحرف‌کننده جت شکل ۱۷ (الف) بازه ۱۱۵ تا ۱۳۰ دسی‌بل را شامل می‌شود. همچنین قسمت دماغه پرتابه، نویز ۱۲۵ دسی‌بل را نشان می‌دهد. از طرفی نویز در داخل پرتابه با منحرف‌کننده جت شکل ۱۷ (ب) بازه ۱۳۰ تا ۱۵۰ دسی‌بل را شامل می‌شود. همچنین قسمت دماغه پرتابه، نویز ۱۴۵ دسی‌بل را نشان می‌دهد. بصورت تقریبی در فرکانس مشخص ۲۵۰ هرتز، ۲۰ دسی‌بل اختلاف صوت در دو حالت پرتابه مورد مقایسه، وجود دارد.

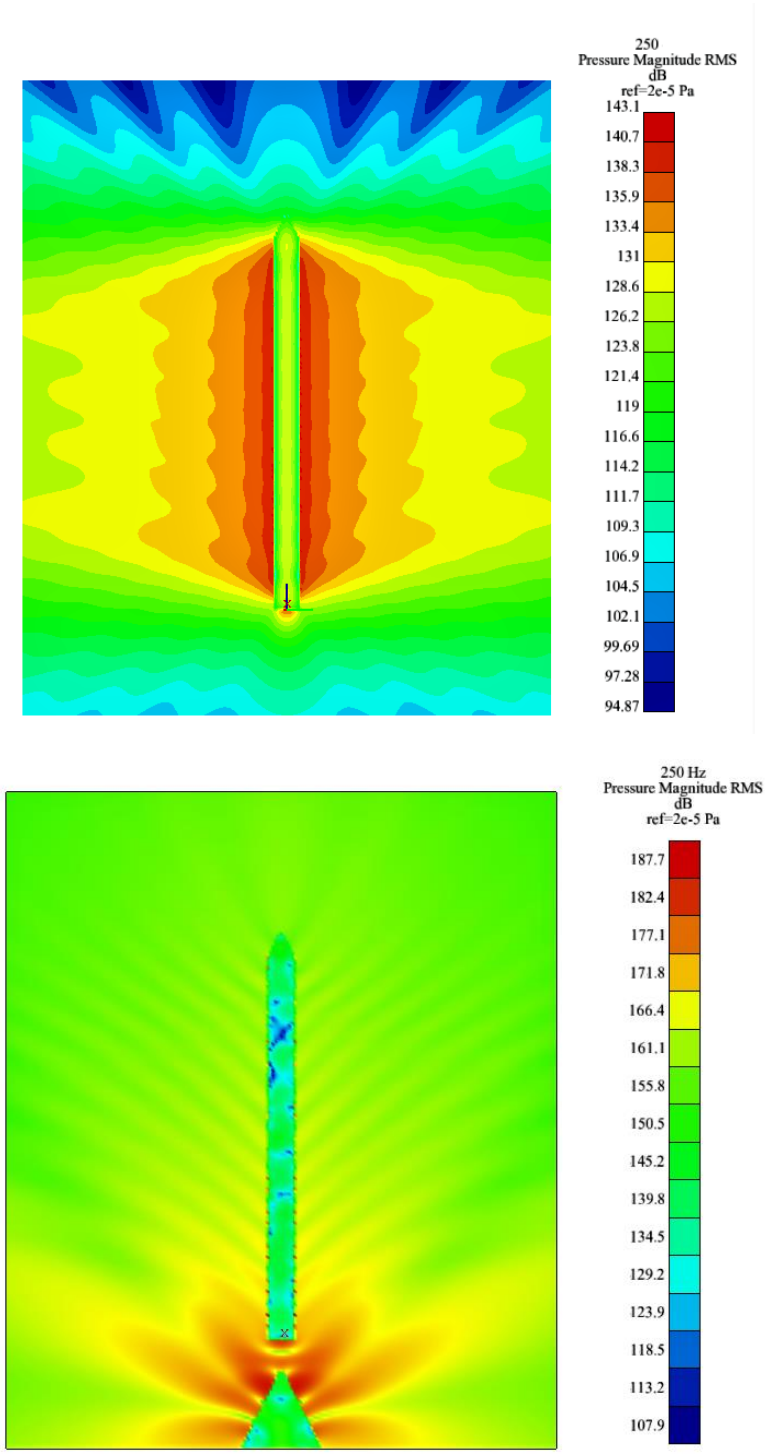
شکل ۱۸ کانتور صوت در فرکانس ۷۳۰ هرتز میدان نزدیک و میدان دور را نمایش می‌دهد. نویز در داخل پرتابه بدون منحرف‌کننده جت شکل ۱۸ (الف) بازه ۱۰۸ تا ۱۲۵ دسی‌بل را شامل می‌شود. همچنین قسمت دماغه پرتابه نویز ۱۲۰ دسی‌بل را نشان می‌دهد. از طرفی نویز در داخل پرتابه با منحرف‌کننده جت شکل ۱۸ (ب)، ۱۳۵ دسی‌بل را بصورت تقریباً یکنواخت نشان می‌دهد. بصورت تقریبی در فرکانس مشخص ۷۳۰ هرتز اختلاف صوت ۱۰ دسی‌بل در دو حالت مورد مقایسه وجود دارد.

این اختلاف میزان صوت در دو حالت پرتابه با شرایط حل مشابه، تأثیر بازتاب امواج صوتی از روی سطوح را مشخص می‌کند، در حالتی که پرتابه به همراه منحرف‌کننده جت است، متحمل فشار نوسانی صوت بیشتری می‌شود. کانتور صوت در طیف فرکانس‌های مشخص نشان می‌دهد که با افزایش فرکانس، میزان نوسان فشار سطح کم می‌شود، اما میزان تابش و بازتاب امواج از روی سطوح با طول موج کوتاه‌تر افزایش می‌یابد. نکته قابل توجه این است که در حالت پرتابه بدون منحرف‌کننده جت، حداکثر فشار نوسانی در راستای هسته اصلی جت اتفاق می‌افتد، درحالیکه در حالت پرتابه به همراه منحرف‌کننده جت، نوسان فشار سطح بطور تقریباً یکنواخت بر تمام سطح پرتابه تأثیر می‌گذارد.

۶- ۲- ۲- تغییرات طیف فرکانس در میکروفن‌ها

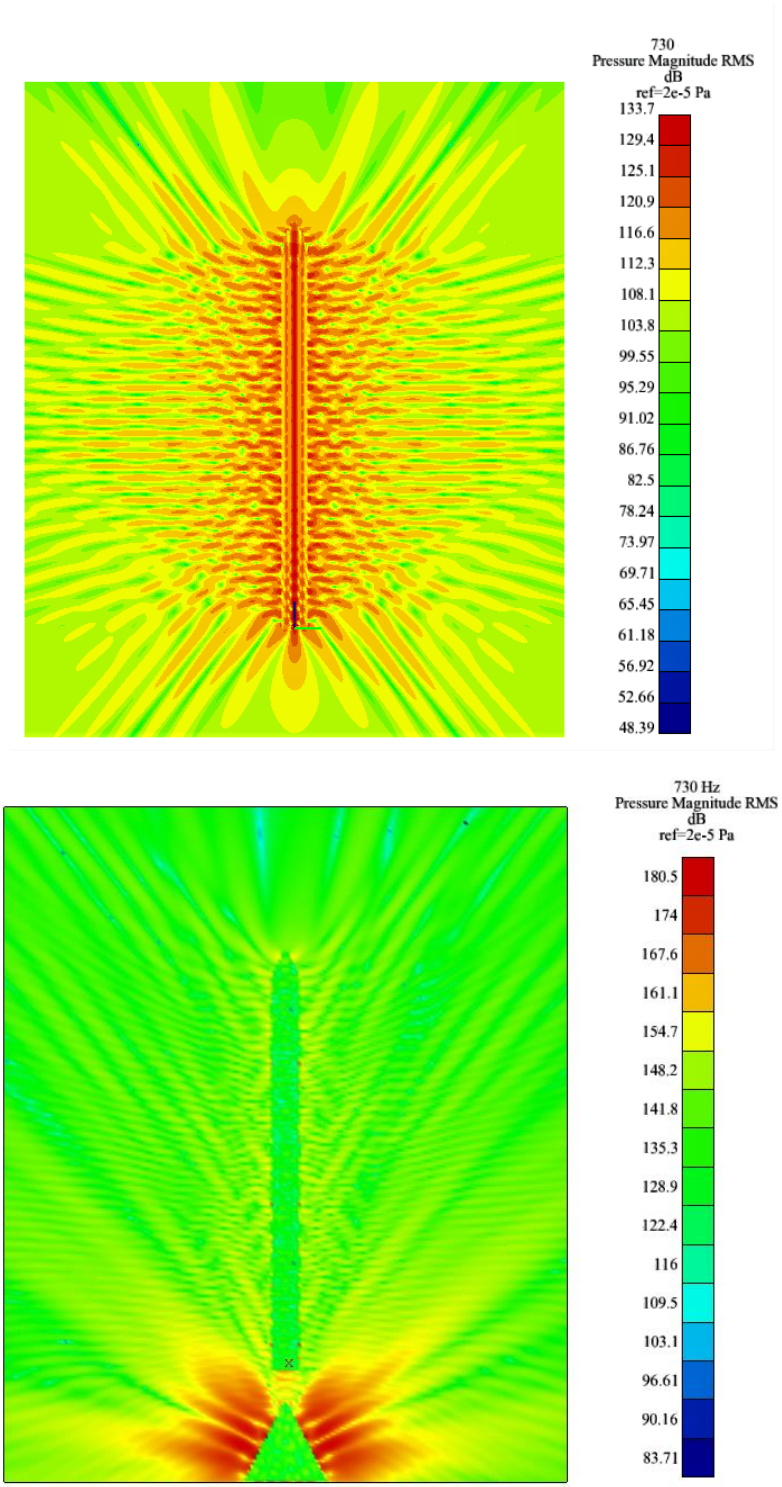
در این قسمت نتایج شبیه‌سازی به روش المان مرزی با توجه به اطلاعات ورودی داده شده از دینامیک سیالات محاسباتی در فرکانس‌های مشخص بر هر میکروفن در دو حالت مورد نظر پرتابه مورد مقایسه قرار گرفته‌اند. حالت پرتابه به همراه منحرف‌کننده جت با رنگ قرمز و حالت پرتابه بدون منحرف‌کننده جت با رنگ سبز نمایش داده شده است.

شکل ۱۹ نمودار میکروفن‌ها را نشان می‌دهد. میکروفن شماره ۱ که در فاصله ۱۰ متری از پرتابه در میدان دور قرار گرفته شده است را در فرکانس ۱۰۰ تا ۸۰۰ نشان می‌دهد. از ابتدای فرآیند، اختلاف ۲۰ دسی‌بل بین دو حالت مورد مقایسه وجود دارد و این اختلاف، تقریباً بطور نوسانی در بازه‌های فرکانسی وجود دارد. میکروفن شماره ۲ در ارتفاع ۵ متری از پرتابه و در مرکز سطح مقطع قرار گرفته است. در ابتدای فرآیند این میکروفن



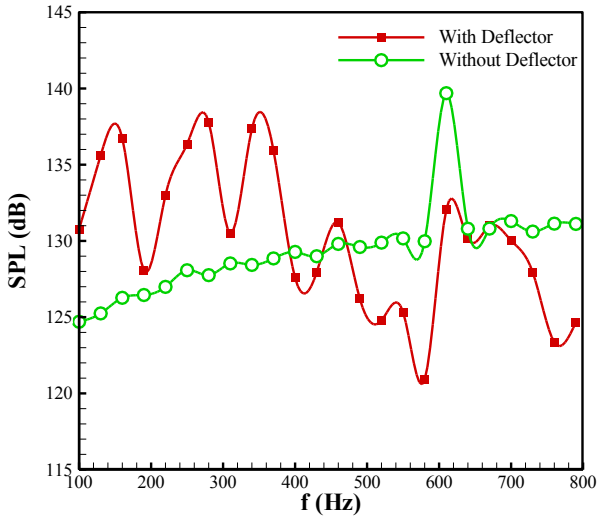
شکل ۱۷. کانتور فشار صوت بر صفحه رابط عمودی در فرکانس ۲۵۰ هرتز. الف: کانتور فشار صوت پرتابه بدون منحرف‌کننده جت در فرکانس ۲۵۰ هرتز. ب: کانتور فشار صوت پرتابه به همراه منحرف‌کننده جت در فرکانس ۲۵۰ هرتز.

Fig. 17. Sound pressure contour over the vertical interface at 250 Hz. a) Sound pressure contour for the projectile without flow deflector at 250 Hz. b) Sound pressure contour for the projectile with flow deflector at 250 Hz.

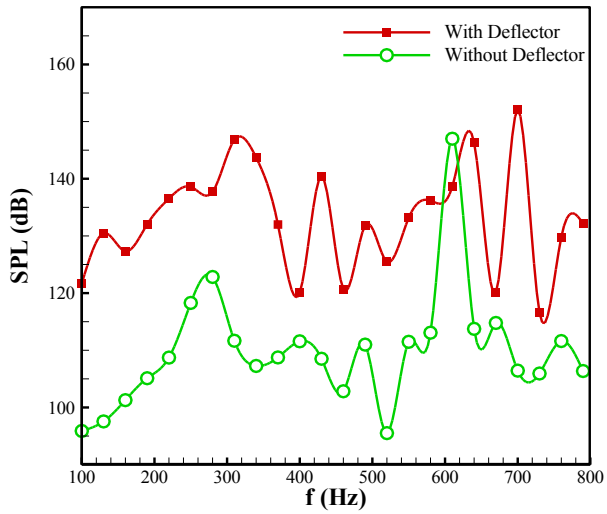


شکل ۱۸. کانتور فشار صوت بر صفحه رابط عمودی در فرکانس ۷۳۰ هرتز. الف: کانتور فشار صوت پرتابه بدون منحرف‌کننده جت در فرکانس ۷۳۰ هرتز. ب: کانتور فشار صوت پرتابه به همراه منحرف‌کننده جت در فرکانس ۷۳۰ هرتز.

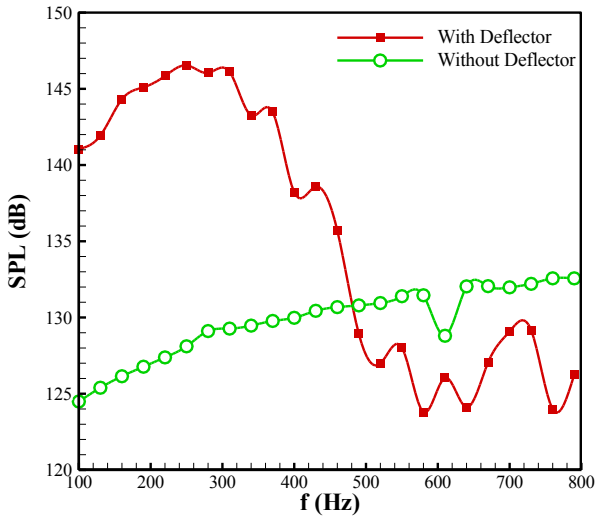
Fig. 18. Sound pressure contour over the vertical interface at 730 Hz a) Sound pressure contour for the projectile without flow deflector at 730 Hz b) Sound pressure contour for the projectile with flow deflector at 730 Hz



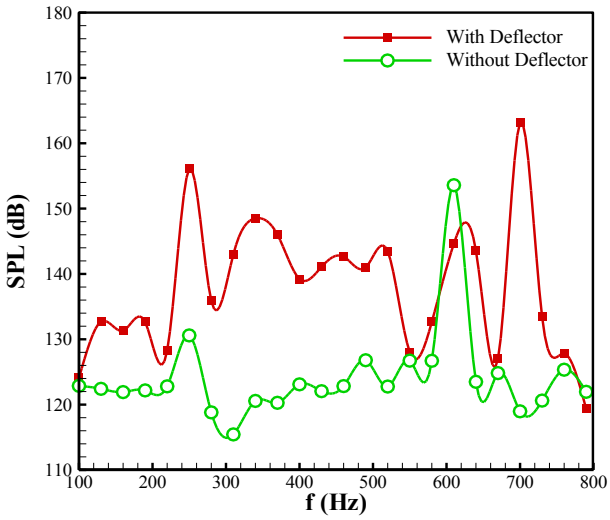
میکروفن ۲



میکروفن ۱



میکروفن ۴



میکروفن ۳

شکل ۱۹. نمودار فشار صوتی میکروفن‌ها در هر فرکانس

Fig. 19. Sound pressure of microphones at each frequency

اختلاف ۵ دسی‌بل را نشان می‌دهد. اما پرتابه در حالت بدون منحرف‌کننده جت (تا فرکانس ۶۱۰ هرتز که قله نویز در ۱۴۰ دسی‌بل اتفاق می‌افتد)، افزایش نویز یکنواخت را حس می‌کند. از طرفی در حالت پرتابه به همراه منحرف‌کننده جت، نویز نوسانی را نشان می‌دهد که با افزایش فرکانس، نویز کاهش می‌یابد. میکروفن شماره ۳ در ارتفاع ۱۰ متری پرتابه و بر روی بدنه قرار گرفته است. در ابتدای فرآیند، اختلاف صوتی بین دو حالت مشهود نیست. اما رفته‌رفته با افزایش فرکانس بطور نوسانی دچار اختلاف صوت می‌شوند. میکروفن شماره ۴ در ۱۴ متری پرتابه و در نزدیکی دماغه قرار داده شده است. در ابتدای فرآیند، در فرکانس ۱۰۰ هرتز، اختلاف صوت ۱۶ دسی‌بل بین دو حالت معین دیده می‌شود. در حالت پرتابه با منحرف‌کننده جت، نویز در فرکانس پایین افزایش می‌یابد که قله آن در ۲۵۰ هرتز رخ می‌دهد و رفته‌رفته از میزان صوت کاسته می‌شود. اما در حالت پرتابه بدون منحرف‌کننده جت، با یکنواختی بیشتری صوت افزایش می‌یابد.

۷- نتیجه‌گیری

در واقعیت، فرایند پرتاب از روی سکوی پرتاب بدون حضور سطوح منحرف‌کننده جریان وجود ندارد و فقط به عنوان نمونه‌ای بررسی تأثیر منحرف‌کننده جت بر تولید امواج صوتی درنظر گرفته شده است تا بتوان میزان تأثیر بازتاب امواج صوتی از روی سطوح منحرف‌کننده جت بر پرتابه را بدست آورد.

۱- سطوح منحرف کننده جریان بیشترین امواج صوتی را در فرکانس ۱۵۰ تا ۲۵۰ هرتز، تحمل می‌کنند.

۲- نویز تولید شده جت برخوردی در حالت همراه با سطوح منحرف‌کننده جریان ۸ تا ۱۰ دسی‌بل بیشتر از نسبت به حالت بدون حضور سطوح منحرف کننده جریان است.

۳- در حالت پرتابه بدون سطوح منحرف کننده فشار نوسانی سطح بصورت متمرکز در موازات هسته اصلی جت، حداکثر است.

۴- در حالت پرتابه همراه با سطوح منحرف کننده، فشار نوسانی سطح در قسمتی متمرکز نیست و در تمام قسمت‌های پرتابه بصورت یکنواخت افزایش می‌یابد.

۵- روش ترکیبی المان مرزی و دینامیک سیالات محاسباتی، روشی کارآمد برای محاسبه نویز میدان نزدیک و انتشار نویز در میدان دوردست است و می‌تواند مشکل عدم محاسبه امواج بازتابی صوت از روی دیواره‌ها را حل کند.

منابع

[1] I.B. Jahromi, Acoustics of transient supersonic jet collision with deflection wall experimentally using high temperature reflective shock tube fabrication,PhD Thesis, Sharif University, 2016 in Persian.

[2] A. Tosh, P. Liever, F. Owens, Y. Liu, A high-fidelity CFD/BEM methodology for launch pad acoustic environment prediction, in: 18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (33rd AIAA Aeroacoustics Conference), 2012, pp. 2107.

[3] J.N. Cole, R.T. England, R.G. Powell, Effects of Various Exhaust Blast Deflectors on the Acoustic Noise Wright Air Development Division, Air Research and Development Command, 1960.

[4] A. Krothapalli, E. Rajkuperan, F. Alvi, L. Lourenco, Flow field and noise characteristics of a supersonic impinging jet, Journal of Fluid Mechanics, 392 (1999) 155-181.

[5] T. Nonomura, K. Fujii, POD of aeroacoustic fields of a jet impinging on an inclined plate, in: 16th AIAA/CEAS aeroacoustics conference, 2010, pp. 4019.

[6] H. Honda, T. Nonomura, K. Fujii, M. Yamamoto, Effects of plate angles on acoustic waves from a supersonic jet impinging on an inclined flat plate, in: 41st AIAA fluid dynamics conference and exhibit, 2011, pp. 3260.

[7] H.J. Hussein, S.P. Capp, W.K. George, Velocity measurements in a high-Reynolds-number, momentum-conserving, axisymmetric, turbulent jet, Journal of Fluid Mechanics, 258 (1994) 31-75.

[8] S. Tsutsumi, T. Ishii, K. Ui, S. Tokudome, K. Wada, Study on acoustic prediction and reduction of Epsilon launch vehicle at liftoff, Journal of Spacecraft and Rockets, 52(2) (2015) 350-361.

[9] N. Karthikeyan, L. Venkatakrishnan, Acoustic characterization of jet interaction with launch structures during lift-off, Journal of Spacecraft and Rockets, 54(2) (2017) 356-367.

[10] L. Zhang, W.-j. Ruan, H. Wang, P.-x. Wang, Numerical Simulation of Supersonic Gas Jet Flows and Acoustics Fields, International Journal of Aerospace and

Mechanical Engineering, 10(2) (2016) 232-236.

[11] M.S. Escarti-Guillem, S. Hoyas, L.M. García-Raffi, Rocket plume URANS simulation using OpenFOAM, Results in Engineering, 4 (2019) 100056.

[12] Z.-t. Zhou, C.-f. Zhao, C.-y. Lu, G.-g. Le, Numerical studies on four-engine rocket exhaust plume impinging on flame deflectors with afterburning, Defence Technology, 17(4) (2021) 1207-1216.

[13] C. Prasad, E. Yenigelen, P.J. Morris, Effect of Launchpad Modification on the Hydrodynamic and Acoustic Modes of an Impinging Jet, in: AIAA Scitech 2021 Forum, 2021, pp. 1417.

[14] M. Varé, C. Bogey, Flow and Acoustic Fields of Rocket Jets Impinging on a Perforated Plate, AIAA Journal, (2022) 1-14.

[15] E. Yenigelen, P.J. Morris, The Use of a Noise Barrier with a Cut-out to Reduce Acoustic Levels During a Rocket Launch, in: AIAA AVIATION 2021 FORUM, 2021, pp. 2307.

[16] E. Yenigelen, P.J. Morris, Effects of a Noise Reduction Strategy Applied to a Supersonic Jet Impinging on an Inclined Flat Plate, in: AIAA Scitech 2021 Forum, 2021, pp. 1416.

[17] W. Cui, J. Xu, B.-C. Wang, P. Zhang, Q. Qin, The initial flow structures and oscillations of an underexpanded impinging jet, Aerospace Science and Technology, 115 (2021) 106740.

[18] Y. Mehta, V. Nataraj Bhargav, T. Willms, R. Kumar, Flowfield and Noise Characteristics of Supersonic Rectangular Impinging Jet, in: AIAA AVIATION 2022 Forum, 2022, pp. 3896.

[19] Z. Mehraban, Boundary element method on Helmholtz equation,PhD Thesis, Shahroud University of Technology, 1393 in Persian.

[20] N. Arezo, P. hamid, G. sajad, t. Abas, Numerical calculation of wind flow around the cylinder and correction of sound intensity with sound intensity, Journal of Madras Mechanical Engineering, 18, No. 3, pages 440-450, (1397 in Persian).

[21] M. Dehghan, A. Movahedi, A.A. Dehghan, Experimental Investigation of aero acoustic noise generation process from a wall mounted square cylinder at incidence (in Persian), Modares Mechanical Engineering, 17 (2017) 327-338.

چگونه به این مقاله ارجاع دهیم

M. Babaei Dooki, H. Parhizkar , S. Ghasemlooy, Numerical Simulation of Aero-Acoustic Noise from Supersonic Jet Reflection Using Computational Fluid Dynamics/Boundary Element Method, Amirkabir J. Mech Eng., 54(9) (2022) 2061-2084.

DOI: 10.22060/mej.2022.21230.7406

این صفحه عمداً خالی است