



بررسی تاثیر پارامترهای نویز جت با استفاده از الگوریتم محاسبات بار آکوستیکی وارد بر پرتابه در حین صعود اولیه

مصطفی محمودی^{۱*}، جاماسب پیرکندی^۲، داود پورعبدالله^۳

^{۱,۲} دانشیار، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

^۳ دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشگاه تهران، ایران

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۱۱/۰۴؛ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۲/۰۳/۱۳؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۵/۰۹

چکیده

در حین پرتاب یک پرتابه، سطوح فشار آکوستیکی شدیدی در اطراف آن به وجود می‌آید. از این رو شناسایی و تحلیل بارهای آکوستیکی جهت ملاحظات برای پرتابه‌ها حائز اهمیت است. در این پژوهش، برای محاسبات سطوح فشار آکوستیکی و پیش‌بینی نویز در خروجی جت پرتابه، با استفاده از معادلات مطرح‌شده توسط روش الدرد و با بهره‌گیری از نرم‌افزار متلب تهیه الگوریتم و کد مناسب برای محاسبات بار آکوستیکی صورت گرفته است. برای مدل‌سازی هندسه و تحلیل پرتابه در پژوهش حاضر، یک نمونه پرتابه آزمایشگاهی که به صورت تجربی و از نظر آکوستیکی بررسی شده، به کار رفته است. پارامترهای مؤثر در بار آکوستیکی شناسایی شده و تأثیر آن‌ها روی میزان سطح فشار آکوستیکی پرتابه بررسی شده و نمودارهای سطح فشار صوتی در محدوده فرکانس معین و کانتورهای آن در میدان هندسی اطراف پرتابه به دست آمده است. از جمله این عوامل، شیب هدایت‌کننده جریان خروجی نازل و نسبت فاصله جت نازل از سکوی پرتاب به قطر نازل است.

کلمات کلیدی: جت پرتابه؛ سطح فشار آکوستیکی؛ الگوریتم محاسباتی؛ شیب هدایت‌کننده؛ نسبت فاصله به قطر نازل.

Investigation of the Effect of Noise Parameters of Jet Using Acoustic Load Calculation Algorithm on the Launch Vehicle During Lift-Off

Mostafa Mahmoodi^{1*}, Jamasb Pirkandi², Davoud Pourabdollah³

^{1,2} Assoc. Prof., Aerospace. Eng., Malek Ashtar University, Tehran, Iran

³ MSc Student, Mech. Eng., University of Tehran, Tehran, Iran

Abstract

During the launch of a space vehicle, the intense sound pressure levels created around the vehicle. Therefore identification and analysis of acoustical loads of launch vehicle is an important issue of consideration. In this study, for calculation of acoustic pressure levels and prediction of noise at the discharge of the nozzle jet, presented formula of Eldred was used with the assistance of MATLAB software and the algorithm and code were obtained to handle acoustical loads. In this research, the geometry of one launch vehicle sample was used. The effective parameters including the slope of deflector and the ratio of nozzle outlet distance from launch pad to the jet outlet diameter, were identified and investigated. The curves of sound pressure levels and contours of SPL around the launch vehicle field are obtained versus to the interval of specified frequencies.

Keywords: Jet; Sound pressure level; Computational algorithm; Slope of deflector; ratio of distance to nozzle diameter.

۱- مقدمه

در ابتدای پرتاب، موتورهای یک وسیله نقلیه فضایی روشن می‌شوند و موجی با فشار بالا از ناحیه نازل آن‌ها بیرون می‌آید. این موج اولیه پرتابه را در بر می‌گیرد. هنگامی که موتورها به صورت کامل کار می‌کنند، میدان صوتی در درجه اول توسط تلاطم نوسانی در منطقه اختلاط جریان خروجی به وجود می‌آید. پس از پرتاب، با شتاب گرفتن پرتابه، بار صوتی ناشی از فشار صوتی روی آن کاهش می‌یابد. هنگامی که سرعت پرتابه از سرعت صوت بیشتر می‌شود، بار آکوستیکی ناشی از نیروی پیشران در پرتابه به صفر می‌رسد. بارهای وارد بر پرتابه نتیجه ناپایداری دینامیکی در لایه‌های مرزی آشفته مافوق صوت است که بر روی سطح آن جریان دارد [۱].

ارتعاشات بزرگ در محدوده ۱۰۰ تا ۱۰۰۰۰ هرتز (چرخه در ثانیه) می‌تواند منجر به تولید تنش‌های تناوبی شدید شده و احتمال خستگی پرتابه در ۱۰ تا ۲۰ ثانیه اول پرواز در حین بلند شدن ایجاد شود [۲]. طیف وسیعی از روش‌های عمدتاً تجربی در تلاش برای ایجاد یک رابطه فیزیکی بین پارامترهای جریان خروجی و نویز جت به کار گرفته شده است. یک روش تجربی، توسط الدرد [۳]، هنوز در پیش‌بینی بارهای صوتی در محیط پرتاب بسیار مؤثر است.

کار آزمایش کروئوپالی [۴] و دیگران نشان داده است که بین شدت آشفستگی و نوسان جریان و سطح فشار صدا ایجاد شده در میدان خارج از جریان ارتباط زیادی وجود دارد. انتظار می‌رود، این همبستگی از آنجایی باشد که انرژی توربولانس منبع، از عمل برشی سیال به وجود می‌آید.

کارهای اولیه توسط لایت هیل [۵،۶] این اصل را نشان داد که تابش صدای آئوردینامیکی نتیجه تلاطمی است که اجازه می‌دهد تا مدل تولید میدان صدا با استفاده از توزیع منبع چهار قطبی ایجاد شود. برای جریان‌های دارای سرعت پایین، تفسیر فیزیکی این مفهوم منجر به معادله موج ناهمگن می‌شود که لایت هیل با استفاده از توابع گرین توانست آن را حل کند. سپس توان آکوستیکی حاصل از آن، متناسب با سرعت جت به توان هشتم نشان داده شد. این سرعت جت به توان هشت رسیده، قانون مقیاس آکوستیک است که توسط لایت هیل برای جت‌های زیر صوت اظهار گردید؛ با این حال، برای جریان‌های با سرعت بالاتر، نتایج معادله موج ناهمگن نامعتبر است.

کاندولا [۷] یک بررسی عالی از قوانین مقیاس انجام داد و برخی از کاستی‌های آن‌ها را ارائه کرد. با استفاده از استدلال‌های ساده انرژی می‌توان نشان داد که برای جریان‌های با سرعت بسیار زیاد، توان صوتی پیش‌بینی شده با استفاده از این قانون مقیاس بندی به بیش از صد درصد قدرت پیش‌رانه تبدیل می‌شود. برای رفع این نتیجه غیر فیزیکی، توان سرعت جت برای مقیاس تابش توان صدا کاهش می‌یابد. در واقع، چندین نظریه [۸،۹] برای پشتیبانی از توان صدای مدل مقیاس با توان سوم سرعت جت در جریان‌های خروجی با عدد ماخ زیاد ارائه شده است. قوانین مقیاس تجربی بیشتری برای پیش‌بینی سطح صدای جت پیشنهاد شده است و روند کلی این است که برای پیش‌بینی نویز، توان سرعت جت باید برای سرعت خروجی جت مافوق صوت کاهش یابد.

بر اساس نظریه لایت هیل، گلدستین [۱۰] فرض کرد که جریان‌های آشفته محلی همگن و همسانگرد هستند. مشابه مدل گلدستین، مدل منبع نویز پرودمن [۱۱] توان آکوستیکی را در واحد حجم صدایی ارزیابی می‌کند که توسط چهار قطبی ایجاد می‌گردد و به طور معمول در جریان‌های آشفته فراصوتی پیدا می‌شود. هر دو قیاس آکوستیکی گلدستین و پرودمن از مدل دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) نویر- استوکس رینولدز میانگین (RANS) بال خروجی پرتابه استفاده می‌کنند. تعدادی اشکال در هر دو مدل گلدستن و پرودمن وجود دارد. اول، این مدل‌ها فقط پیش‌بینی‌هایی را در داخل محیط محاسباتی انجام می‌دهند. دوم، سطح نویز کلی به طور مستقیم از لایه‌های برشی آشفته برآورد می‌شود اما اجازه انتشار نویز در خارج از تلاطم را نمی‌دهد. سرانجام، هیچ اطلاعاتی در مورد محتوای فرکانس نویز پیش‌بینی شده ارائه نمی‌شود. مدل پرودمن و RANS یک مقدار حداقلی از توان محاسباتی را لازم دارد. وقتی که با یک مدل شبیه‌سازی گردابه جدا شده گذرا ترکیب می‌گردد با مدل قیاس آکوستیکی فاکس ویلیامز-هاوکینز [۱۲] مقایسه می‌شود.

۲- الگوریتم محاسباتی بار آکوستیکی

برای محاسبه سطوح فشار آکوستیکی روی پرتابه از روش تجربی الدرد [۳] مطابق الگوریتم با مراحل توضیح داده شده در شکل ۱ استفاده می‌گردد.

سپس توان کلی صدا با استفاده از رابطه ۱ محاسبه می‌گردد. لازم به ذکر است که در این رابطه W_{OA} قدرت کلی صدا بر حسب وات (W)، E تعداد نازل، F نیروی پیشرانش هر موتور با واحد نیوتن، U_e سرعت خروجی نازل بر حسب متر بر ثانیه است. η درصد بازده کلی آکوستیک است.

$$W_{OA} = \frac{\eta}{2} E F U_e \quad (1)$$

در مرحله سوم، چهارم و پنجم از الگوریتم نشان داده شده در شکل یک، به ترتیب، سطح توان کلی صدا، L_W ، با استفاده از معادله ۲ و قطر نازل معادل برای پرتابه‌های با بیش از یک نازل، d_e بر حسب متر، با استفاده از معادله ۳ و طول هسته جریان خروجی جت، x_t بر حسب متر با رابطه ۴ به دست می‌آید.

$$L_W = 10 \log_{10} \left[\frac{W_{OA}}{10^{-12}} \right] \quad (2)$$

$$d_e = \sqrt{E} d_{ei} \quad (3)$$

$$x_t = 3.45 d_e (1 + 0.38 M_e)^2 \quad (4)$$

که در رابطه ۳ d_{ei} قطر خروجی نازل تکی است و در رابطه ۴ متغیر M_e عدد ماخ جریان خروجی کاملاً توسعه یافته است. در مرحله ششم، جریان خروجی به برش‌هایی که در شکل ۱ نشان داده شده است تقسیم می‌شود. فرض بر این است که هر برش در مرکز خود متمرکز شده است تا یک محل منبع فرض شده را تشکیل دهد.

در مرحله بعد، نرمال توزیع توان صدا، $10 \log_{10} \left[\frac{x_t W(x)}{W_{OA}} \right]$ ، در طول خروجی پرتابه، جایی که تابع $W(x)$ توان صدا در طول محوری در امتداد جریان است محاسبه می‌گردد. روش الدرد ایجاب می‌کند که معادله این توزیع بر اساس رابطه ۵ باشد [۳].

$$10 \log_{10} \left[\frac{x_t W(x)}{W_{OA}} \right] = 13.8 \log_{10} \left[\frac{x}{x_t} \right], \quad \frac{x}{x_t} < 1.1$$

$$= -75 \left(\log_{10} \left[\frac{x}{1.6 x_t} \right] \right)^3 \quad (5)$$

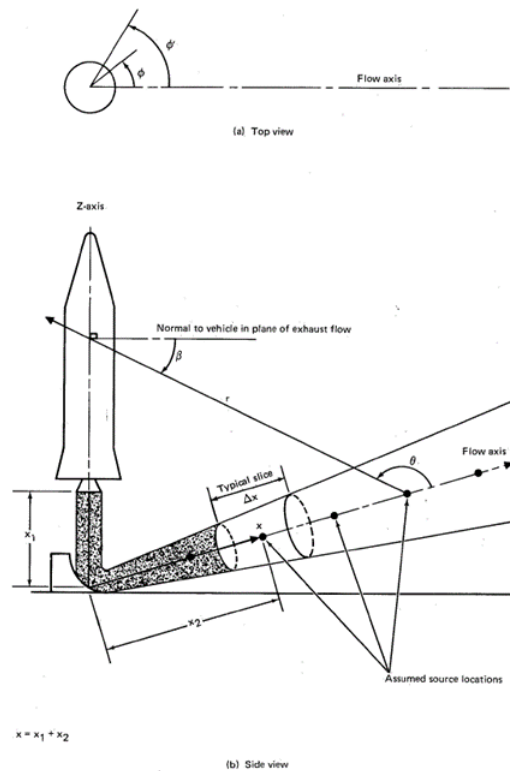
$$- 65 \left(\log_{10} \left[\frac{x}{1.6 x_t} \right] \right)^2 - 3,$$

$$1.1 \leq \frac{x}{x_t} \leq 2.6$$



شکل ۱- الگوریتم محاسباتی بار آکوستیکی پرتابه

در اولین مرحله، محاسبه محور جریان نسبت به پرتابه مطابق شکل ۲ که در آن x نشان دهنده فاصله در امتداد جریان خروجی است، در نظر گرفته می‌شود.



شکل ۲- شماتیک هندسه پرتابه و موقعیت منابع صوتی لحاظ شده در خروجی پرتابه [۳]

فرض شده است. θ زاویه بین خط مرکز جریان و r است و $DI(b, \theta)$ شاخص جهتی (DI) الگوی صدای تابشی است

$$SPL_{s,b,p} = L_{w,s,b} - 10 \log_{10}[r^2] - 11 + DI(b, \theta) \quad (9)$$

سپس سطح فشار صوت در هر باند در هر نقطه مورد نظر بر روی پرتابه با استفاده از جمع لگاریتمی از هر منبع فرضی در درون جریان با رابطه ۱۰ محاسبه می‌شود. فشار آکوستیک کل در هر نقطه مورد نظر با استفاده از یک جمع لگاریتمی با رابطه ۱۱ حاصل می‌گردد.

$$SPL_{b,p} = 10 \log_{10} \left[\sum_s \left(10^{\left(\frac{SPL_{s,b,p}}{10} \right)} \right) \right] \quad (10)$$

$$SPL_p = 10 \log_{10} \left[\sum_{All b} \left(10^{\left(\frac{SPL_{b,p}}{10} \right)} \right) \right] \quad (11)$$

شاخص جهتی برای جریان‌های متلاطم (آشفته) خروجی جت‌ها به شدت به مشخصه موتور پرتابه بستگی دارد. مدل‌های مختلفی برای محاسبه شاخص جهتی ارائه شده است. از آن جمله می‌توان به معادله اصلاحی الدرد، معادلات اول، دوم و سوم ویلیبی [۱۳] و رابطه پلاتکین [۱۴] نام برد. در این مطالعه از روش معادله سوم ویلیبی که تطابق زیادی با نتایج تجربی دارد استفاده می‌شود. در رابطه ۱۲ معادله سوم ویلیبی نشان داده شده است.

$$DI(St, \theta) = 0.088828 + 7.411814 \log_{10}[St] + 1.607279(\log_{10}[St])^2 + \Delta \quad (12)$$

$$\begin{aligned} \Delta = 0, & \quad 90^\circ < \theta < 170^\circ \\ = 0, & \quad 170^\circ \leq \theta < 180^\circ, St > 0.04345, \\ = 61.7691 + 45.3515 \log_{10}[St], & \quad 170^\circ \leq \theta < 180^\circ, \\ & \quad 0.01 \leq St \leq 0.04345 \end{aligned}$$

$$= -28.9339, \quad 170^\circ \leq \theta < 180^\circ, St < 0.01$$

$$= -53 \log_{10} \left[\frac{x}{x_t} \right] - 15.5, \quad \frac{x}{x_t} > 2.6$$

در مرحله بعدی، توان آکوستیکی برای هر برش با معادله ۶ محاسبه می‌گردد و تبدیل طیف نرمال شده به پهنای باند معمولی برای هر برش، $L_{w,s,b}$ ، با استفاده از رابطه ۷ حاصل می‌شود.

$$L_{w,s} = 10 \log_{10} \left[\frac{x_t W(x)}{W_{OA}} \right] + L_w + 10 \log_{10} \left[\frac{\Delta x}{x_t} \right] \quad (6)$$

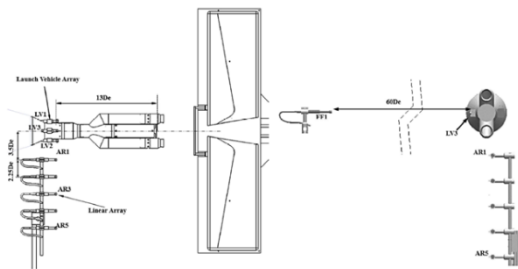
$$L_{w,s,b} = 10 \log_{10} \left[\frac{W(f, x) U_e a_0}{W(x) x a_e} \right] + L_{w,s} - 10 \log_{10} \left[\frac{U_e a_0}{x a_e} \right] + 10 \log_{10} [\Delta f_b] \quad (7)$$

در رابطه ۷ عبارت $W(f, x)$ توان صدا در مرکز هر باند فرکانس و در واحد طول محوری در امتداد جریان است. a_0 سرعت صوت در محیط و a_e سرعت صوت بر اساس دمای خروجی نازل می‌باشد و Δf_b پهنای باند در هر باند فرکانس است. روش الدرد نیاز به ترم توزیع طیف دارد، $10 \log_{10} \left[\frac{W(f, x) U_e a_0}{W(x) x a_e} \right]$ ، که معادله آن بر اساس رابطه ۸ است. برای برآورد معادله توزیع توان از یک منحنی خطی متناسب استفاده کرد.

$$\begin{aligned} &= 10 \log_{10} \left[\frac{f x a_e}{U_e a_0} \right] - 7, \\ & \quad \frac{f x a_e}{U_e a_0} < 0.8 \\ &= -12 \left(\log_{10} \left[\frac{f x a_e}{1.5 U_e a_0} \right] \right)^3 \\ & \quad - 20 \left(\log_{10} \left[\frac{f x a_e}{1.5 U_e a_0} \right] \right)^2 - 6.8, \\ &= -23 \log_{10} \left[\frac{f x a_e}{U_e a_0} \right] - 2.5, \\ & \quad \frac{f x a_e}{U_e a_0} > 3.5 \end{aligned} \quad (8)$$

در گام بعدی، سطح فشار آکوستیکی در هر باند فرکانس از هر منبع فرضی در درون جریان با رابطه ۹ به دست می‌آید. در این رابطه r طول فاصله یک نقطه مورد نظر روی پرتابه از منبع

خروجی هر نازل 0.3175 متر است که به عنوان طول مرجع D_e استفاده می‌شود. حین آزمایش، نسبت فشار نازل، یعنی؛ فشار سکون جت به فشار محیط، برابر با $7/82$ نگه داشته شده است. فشار محیط و دمای مرجع به ترتیب برابر $13/25$ پی اس آی (۹۱۳۵۵ پاسکال) و 300 کلوین لحاظ شده است. برای رسیدن به انبساط ایده آل در خروجی نازل، فشار سکون حدود 714396 پاسکال در ورودی مدل موردنیاز می‌باشد. برای اندازه‌گیری فشار آکوستیک میدان نزدیک از میکروفون‌های مختلف در موقعیت‌های نشان داده شده در شکل ۴ استفاده شده است.



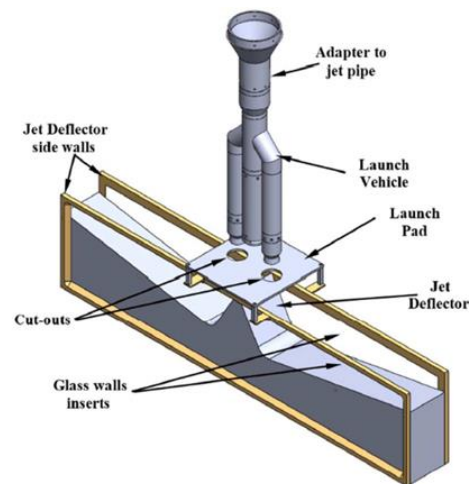
شکل ۴- جزئیات مکان میکروفون‌ها بر اساس مدل پرتابه [۱۷]

برای حل الگوریتم و کد محاسبات بار آکوستیکی به اطلاعات کمی از پارامترهای جریان خروجی پرتابه نیاز هست. این پارامترها عبارت هستند از تعداد موتورها، موقعیت مکانی جت‌های خروجی موتور پرتابه، قطر خروجی نازل، نیروی رانش موتور، سرعت خروجی پرتابه، دمای خروجی و موقعیت هندسی و شیب هدایت‌کننده جریان خروجی. در این تحقیق، دو عدد موتور در موقعیت هندسی (0.127 ، 0.049 ، 0) و (0.127 ، 0.049 ، 0) قرار دارند. نازل جت پرتابه به اندازه 0.127 متر بالاتر از سطح شیب‌دار صفحه تخت واقع شده است که موجب می‌شود یک جریان خروجی به اندازه 10 درجه از راستای عمودی نسبت به افق، در صفحه $Y-Z$ تغییر جهت دهد. بقیه پارامترهای موتور را می‌توان از اطلاعات موتور مشخص کرد. [۱۸] نیروی رانش موتور 900000 نیوتن و دمای خروجی موتور 3000 کلوین است. قطر خروجی نازل موتور مطابق مرجع 0.3175 متر و سرعت خروجی موتور 1740 متر بر ثانیه است. دمای محیط 300 کلوین در نظر گرفته شده است. موقعیت هر منبع نقطه‌ای 0.1 متر از هم فاصله دارد.

هنگامی که موج صوتی به سطح یک وسیله نقلیه فضایی برخورد می‌کند، فشار صوتی در مقایسه با مقدار پیش‌بینی شده در یک میدان آزاد افزایش می‌یابد. این اثر صوتی در مدل اصلی الدرد آورده نشده است. در این پژوهش، برای لحاظ کردن این اثر که به پراش سطحی معروف است، از مدل‌های ارائه شده توسط وینر [۱۵] و گودرا [۱۶] استفاده می‌شود.

۳- هندسه و شرایط میدان جریان

در این پژوهش، برای مدل سازی هندسه پرتابه و استفاده از نتایج تجربی آن برای حل عددی با الگوریتم محاسبات بار، از مقاله‌ای با عنوان «مشخصات آکوستیک اندرکنش جت با سازه پرتابه در طی پرتاب» استفاده می‌گردد که در سال 2017 در ژورنال هوافضا و پرتابه‌ها به چاپ رسیده است. این مقاله یک تحقیق آزمایشگاهی بوده که در آزمایشگاه ملی فضایی هند توسط کارتیکیان و ونکاتاکریشنان [۱۷]، به صورت تجربی انجام شده است. یک مدل CAD در شکل ۳ از این هندسه پرتابه به همراه مجموعه سکوی پرتاب نشان داده شده است.



شکل ۳- مدل CAD از اجزای مختلف پرتابه مورد استفاده در مقاله [۱۷]

در این مدل از یک هدایت‌کننده دوطرفه استفاده شده است. شعاع پیچش در انتهای شیب انحراف دهنده جریان جت برابر با قطر خروجی نازل (D_e) و طول کلی آن برابر 1 متر است. نازل‌های مخروطی برای شبیه‌سازی نازل وسیله پرتابه انتخاب شده‌اند. عدد ماخ نازل‌های طراحی شده برابر با 2 است. قطر

۴- نتایج

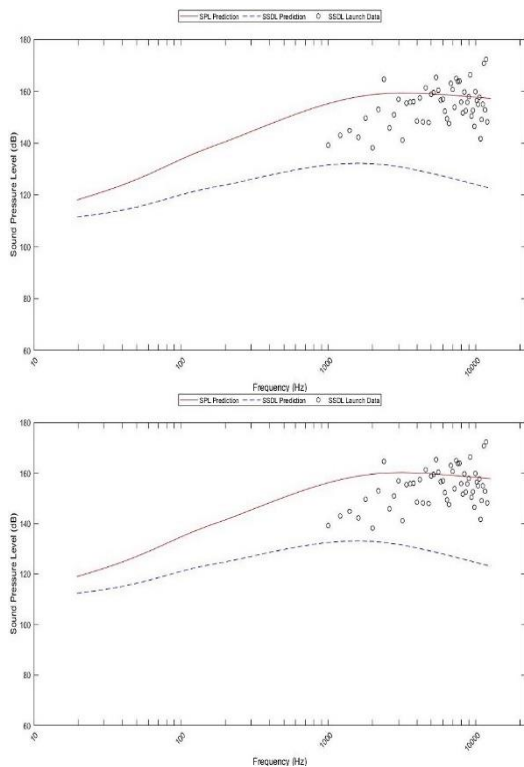
تمامی نمودارهای به دست آمده برای سطح فشار آکوستیک بر اساس فرکانس‌ها دارای «سطح چگالی طیف صدا» (SSDL) هستند. سطح چگالی طیف صدا با کم کردن پهنای باند فرکانس (Δf) از سطح فشار صوت (SPL) محاسبه می‌شود. همان‌طور که در معادله کینزler [۱۹] در زیر نشان داده شده است،

$$SSDL = SPL - 10 \log_{10}[\Delta f] \quad (13)$$

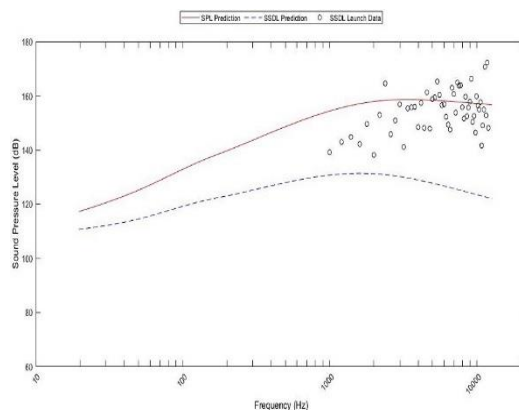
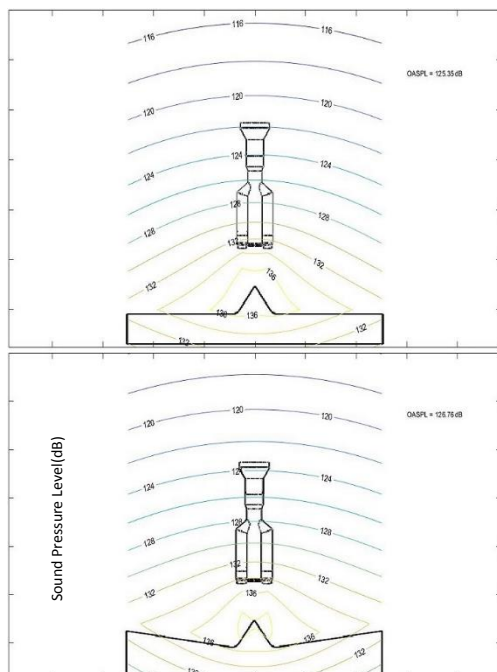
فرکانس‌های مورد استفاده در این تحلیل به صورت یک سوم اکتاو هستند:

۱۲۵، ۹۹/۲، ۷۸/۷، ۶۲/۵، ۴۹/۶، ۳۹/۴، ۳۱/۳، ۲۴/۸، ۱۹/۷، ۱۵/۷/۵، ۱۱/۵، ۹، ۷، ۵، ۴، ۳، ۲، ۱، ۰/۵، ۰/۳، ۰/۲، ۰/۱، ۰/۰۵، ۰/۰۳، ۰/۰۲، ۰/۰۱، ۰/۰۰۵، ۰/۰۰۳، ۰/۰۰۲، ۰/۰۰۱، ۰/۰۰۰۵، ۰/۰۰۰۳، ۰/۰۰۰۲، ۰/۰۰۰۱، ۰/۰۰۰۰۵، ۰/۰۰۰۰۳، ۰/۰۰۰۰۲، ۰/۰۰۰۰۱، ۰/۰۰۰۰۰۵، ۰/۰۰۰۰۰۳، ۰/۰۰۰۰۰۲، ۰/۰۰۰۰۰۱، ۰/۰۰۰۰۰۰۵، ۰/۰۰۰۰۰۰۳، ۰/۰۰۰۰۰۰۲، ۰/۰۰۰۰۰۰۱.

برای مشاهده تأثیر شیب هدایت‌کننده جریان سه مقدار صفر، ده و بیست درجه برای آن در نظر گرفته می‌شود. کانتور سطوح فشار آکوستیکی در میدان جریان پرتابه با استفاده از مدل معادله سوم ویلبی و با لحاظ کردن سطح پراش در شکل‌های ۵ و ۶ به دست آمده‌اند. برای مقایسه نتایج، نسبت فاصله نازل جت از سکوی پرتاب نسبت به قطر نازل برابر با ۴ و سرعت جت خروجی ۱۷۴۰ متر بر ثانیه و در قطر ثابت ۳۱/۷۵ میلی‌متر برای نازل جت پرتابه لحاظ می‌شود.



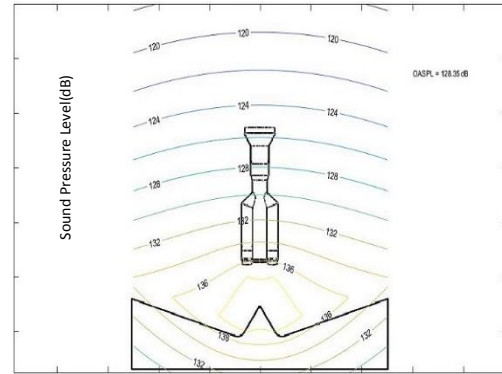
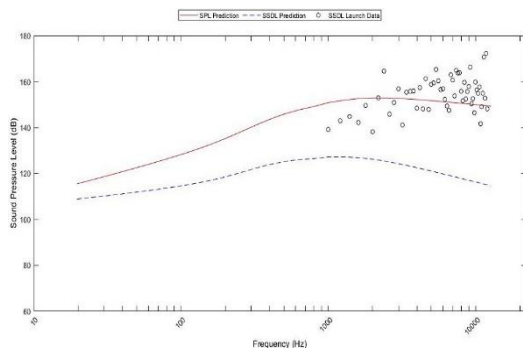
شکل ۵- سطوح فشار آکوستیکی پرتابه برای میکروفون LV1 با استفاده از شاخص جهتی معادله سوم ویلبی و با پراش سطح برای شیب هدایت‌کننده جریان خروجی با مقادیر صفر، ۱۰ و ۲۰ درجه (برحسب دسی‌بل)



جدول ۱- مقادیر متوسط فشار آکوستیکی با استفاده از مدل شاخص جهتی معادله سوم ویلیبی برای شیب‌های مختلف هدایت‌کننده جریان خروجی جت پرتابه (برحسب دسی‌بل)

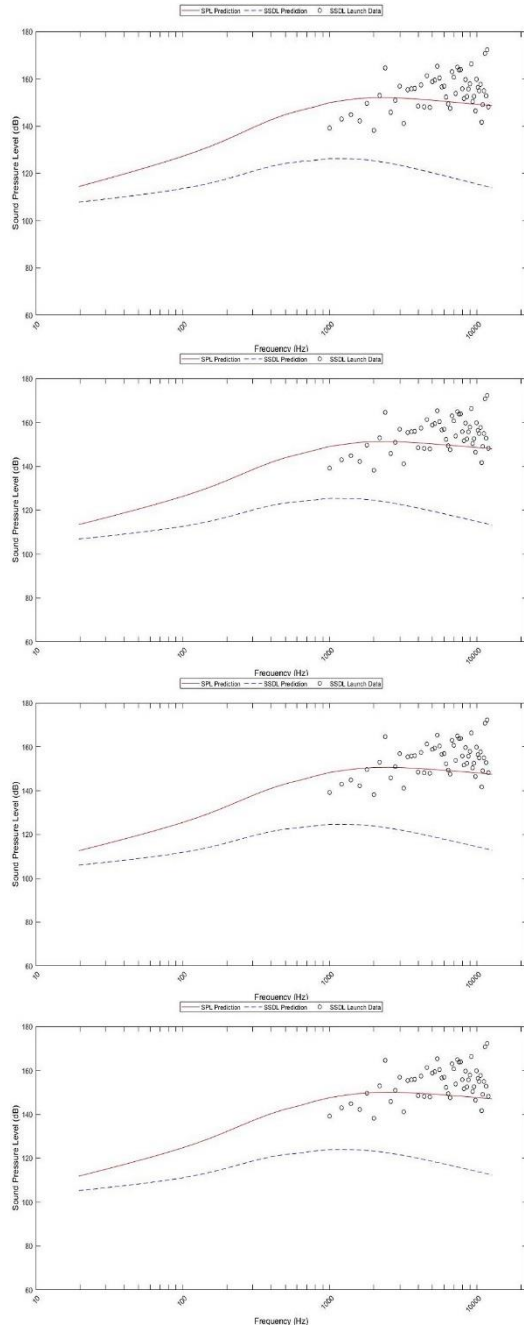
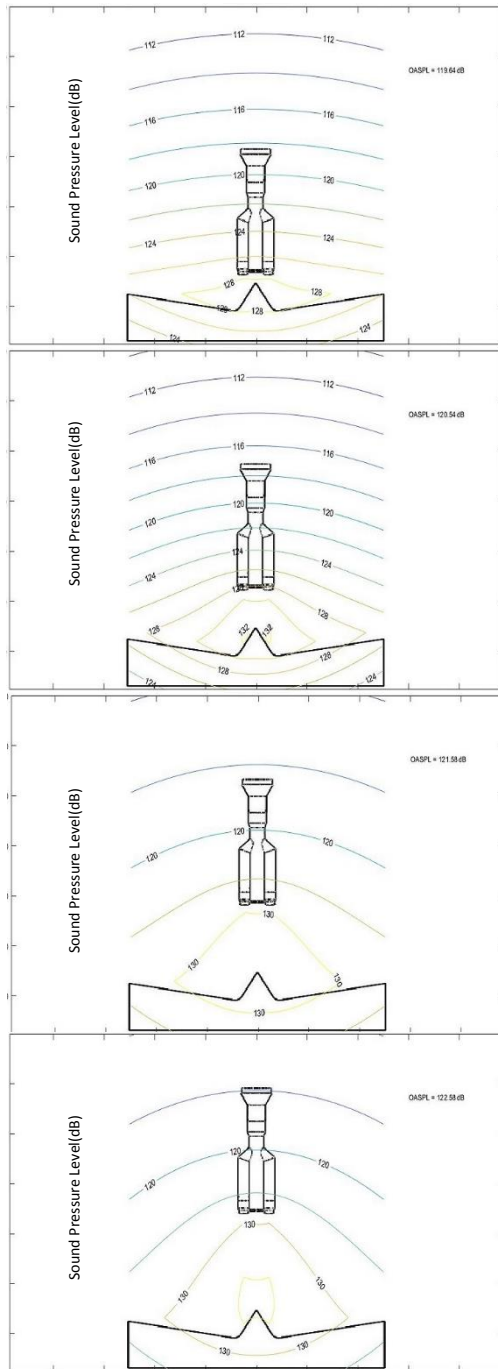
شیب هدایت کننده (درجه)	۰	۱۰	۲۰
AR1	۱۶۹/۱	۱۶۹/۸	۱۷۰/۷
AR2	۱۶۹/۴	۱۷۰/۲	۱۷۱/۳
AR3	۱۶۹/۶	۱۷۰/۶	۱۷۱/۷
AR4	۱۶۹/۸	۱۷۰/۸	۱۷۲/۱
AR5	۱۶۹/۹	۱۷۱	۱۷۲/۵
LV1	۱۶۸/۶	۱۶۹/۳	۱۷۰/۱
LV2	۱۶۸/۲	۱۶۸/۸	۱۶۹/۵
LV3	۱۶۸/۴	۱۶۹	۱۶۹/۸
FF1	۱۶۲	۱۶۲/۱	۱۶۲

برای بررسی تأثیر پارامتر فاصله جت پرتابه، مقادیر مختلف نسبت فاصله جت از سکوی پرتاب نسبت به قطر خروجی پرتابه در ۵ اندازه صفر، ۴، ۸، ۱۲ و ۱۶ بررسی گردید. در کانتورهای نشان داده شده در شکل‌های ۷ و ۸ مقادیر سطح فشار آکوستیکی با مدل ویلیبی معادله سوم با در نظر گرفتن سطح پراش برای میکروفون FF1 حاصل شده‌اند. برای مقایسه نتایج، سرعت جت خروجی ۱۷۴۰ متر بر ثانیه در قطر ثابت ۳۱/۷۵ میلی‌متر برای هر دو پرتابه لحاظ می‌شود. شیب هدایت‌کننده جریان خروجی برابر با ۱۰ درجه است.



شکل ۶- کانتور سطوح فشار آکوستیکی پرتابه برای میکروفون LV1 با استفاده از شاخص جهتی معادله سوم ویلیبی و با پراش سطح برای شیب هدایت‌کننده جریان خروجی با مقادیر صفر، ۱۰ و ۲۰ درجه در فرکانس متوسط ۲۱۲۰ هر تز (برحسب دسی‌بل)

شیب هدایت‌کننده جریان خروجی تأثیر به‌سزایی در طراحی‌ها و ملاحظات بررسی پرتابه‌ها دارد. این کمیت، جزء متغیرهایی هست که خارج از خود وسیله پرتابه است و می‌توان تغییرات فراوانی در شکل و اندازه آن جهت تحلیل و بهینه‌سازی پرتابه‌ها روی آن‌ها پیاده‌سازی کرد. با توجه به نمودارها و کانتورهایی که برای حالات مختلف شیب هدایت‌کننده جریان خروجی حاصل شد، می‌توان مشاهده کرد که با بیشتر شدن شیب هدایت‌کننده جریان جهت بیشترین زاویه تابش تغییر پیدا می‌کند. قسمت خروجی جت به طور قابل‌توجه از نظر میدان صوتی تغییر می‌یابد و در مقادیر متوسط به تدریج ۰/۶ تا ۱/۵ دسی‌بل به ازای هر ۱۰ درجه افزایش می‌یابد. در جدول ۱ مقادیر متوسط فشار آکوستیکی برای زوایای شیب مختلف هدایت‌کننده نشان داده شده است.

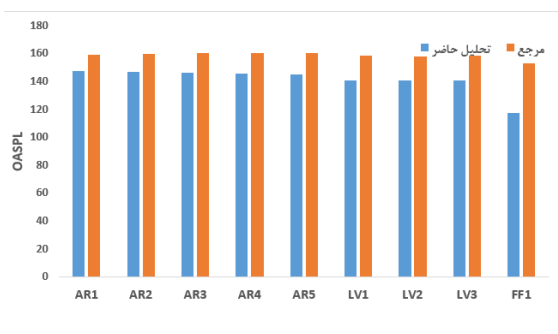


شکل ۷- سطوح فشار آکوستیکی پرتابه برای میکروفون FF1 با استفاده از شاخص جهتی معادله سوم ویلیبی و با پراش سطح برای نسبت فاصله به قطر نازل جت برابر با مقادیر صفر، ۴، ۸، ۱۲ و ۱۶ (برحسب دسی بل)

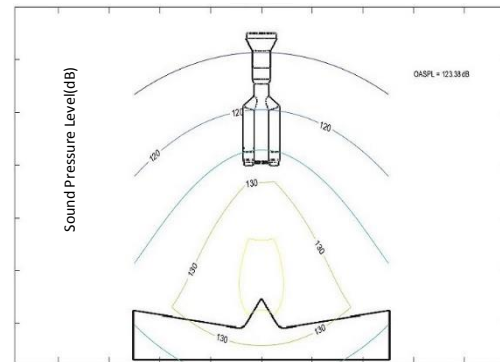
جدول ۲- مقادیر متوسط سطح فشار آکوستیکی با استفاده از مدل شاخص جهتی معادله سوم ویلبی برای نسبت‌های مختلف فاصله نازل از سکوی پرتاب به قطر جت پرتابه (برحسب دسی‌بل)

نسبت فاصله به قطر	۰	۴	۸	۱۲	۱۶	
AR1	۱۶۹/۱	۱۶۹/۸	۱۷۰/۶	۱۷۲	۱۷۵/۱	
AR2	۱۶۹/۷	۱۷۰/۲	۱۷۰/۸	۱۷۱/۸	۱۷۳/۵	
AR3	۱۷۰/۱	۱۷۰/۶	۱۷۱	۱۷۱/۶	۱۷۲/۵	
AR4	۱۷۰/۶	۱۷۰/۸	۱۷۱	۱۷۱/۳	۱۷۱/۸	
AR5	۱۷۰/۹	۱۷۱	۱۷۱	۱۷۱	۱۷۱/۱	
LV1	۱۶۸/۵	۱۶۹/۳	۱۷۰/۲	۱۷۱/۸	۱۷۸/۱	
LV2	۱۶۷/۹	۱۶۸/۸	۱۶۹/۸	۱۷۱/۴	۱۷۴/۳	
LV3	۱۶۸/۲	۱۶۹	۱۷۰	۱۷۱/۶	۱۷۵	
FF1	۱۶۳	۱۶۲/۱	۱۶۱/۴	۱۶۰/۷	۱۶۰/۲	

در شکل ۹ مقادیر محاسبه شده از حل با مقادیر سطح فشار آکوستیکی کلی حاصل از آزمایش در مقاله مرجع، ۱۷ به صورت نموداری مقایسه شده‌اند. نتایج نشان می‌دهد که اختلاف حل در میکروفون‌های میدان نزدیک به هم نزدیک هستند، ولی برای میدان دور دست این اختلاف زیاد است. این نکته بیانگر این است که حل انجام شده در میدان نزدیک قابل قبول‌تر است و اساساً این روش برای میدان نزدیک پیاده‌سازی شده است.



شکل ۹- مقایسه نتایج بدست آمده از کد عددی با نتایج گزارش شده در مرجع ۱۷



شکل ۸- کانتور سطوح فشار آکوستیکی پرتابه برای میکروفون FF1 با استفاده از شاخص جهتی معادله سوم ویلبی و با پراش سطح برای نسبت فاصله به قطر نازل جت برابر با مقادیر صفر، ۰.۴، ۰.۸، ۱.۲ و ۱.۶ در فرکانس متوسط ۲۱۲۰ هرتز (برحسب دسی‌بل)

همان‌طور که از کانتورهای سطوح هم‌تراز فشار آکوستیکی قابل مشاهده است با فاصله گرفتن پرتابه نسبت به سکوی پرتاب، اندازه متوسط سطح فشار آکوستیکی به تدریج افزایش پیدا کرده است. لازم به ذکر است که این افزایش تدریجی تا فاصله مشخصی اتفاق می‌افتد و بعد از آن با فاصله بیشتر پیدا کردن این مقادیر شروع به کاهش پیدا خواهند کرد از طرفی موقعیت قرارگیری سنسورها به گونه‌ای است که با پرتاب وسیله تا مقدار بررسی شده اندازه سطح فشار آکوستیکی زیاد شده است.

نکته‌ی مهم دیگر که قابل توجه می‌باشد با افزایش فاصله بیشترین ناحیه‌ی دارای مقدار سطوح فشار آکوستیکی از سکوی پرتاب فاصله می‌گیرد و دیگر ناحیه هدایت‌کننده، برخورد شدید میدان آکوستیکی را تجربه نمی‌کند. در جدول ۲ مقادیر متوسط سطح فشار آکوستیکی برای سنسورهای مختلف آورده شده است.

۵- نتیجه‌گیری

در میدان نزدیک، با افزایش زاویه شیب هدایت‌کننده جریان خروجی جت، تغییر تدریجی در مقادیر متوسط فشار آکوستیکی ایجاد می‌شود. در مواردی به ازای هر ۱۰ درجه زیاد شدن زاویه، تا ۰/۶ تا ۱/۵ دسی‌بل افزایش می‌یابد. برای میدان دور دست، افزایش شیب تأثیر چندانی نداشته و مقادیر متوسط سطح فشار آکوستیکی تقریباً ثابت باقی می‌ماند. از میان متغیرهای ذکر شده، تعداد موتور، با بررسی پرتابه دارای یک و دو عدد موتور، کمترین تأثیر را در تغییرات به وجود آمده در سطوح فشار آکوستیکی را دارا است.

کمیت نسبت فاصله جت نازل از سکوی پرتاب به اندازه قطر جت که در مرجع [۱۷] در سه مقدار ۴، ۸ و ۱۲ به صورت تجربی مورد آزمایش و تحلیل قرار گرفته بود. برای ارزیابی تأثیر این پارامتر بر روی بار آکوستیکی پرتابه در پژوهش حاضر، مدل شاخص جهتی معادله ویلبی سوم به کار رفت که نسبت به سایر مدل‌های جهتی، دقت بیشتری در پیش‌بینی میدان آکوستیکی دارد. برای تحلیل بیشتر دو مقدار صفر و ۱۶ نیز به بررسی‌ها اضافه شد. همان‌طور که در جدول ۲ نشان داده شده است برای میکروفون‌های LV1، LV2 و LV3 با افزایش مقدار نسبت فاصله، مقادیر متوسط فشار آکوستیک تا حدود یک دسی‌بل به ازای هر مقدار این نسبت زیاد می‌شود. برای میکروفون‌های AR1، AR2، AR3، AR4 و AR5 این مقدار افزایش کمتر است. روند تغییرات مقادیر اندازه‌گیری شده برای میکروفون‌ها با نتایج محاسبات مدل‌های به کار رفته مطابقت خوبی دارد. برای میکروفون FF1 این روند کاملاً عکس است. به گونه‌ای که در محاسبات با افزایش نسبت فاصله، سطح فشار آکوستیکی کاهش می‌یابد، در صورتی که در اندازه‌گیری تجربی این روند افزایشی است.

نتایج حاصل از کد نوشته شده و نتایج آزمایشگاهی مرجع ۱۷ با هم اختلاف کمی دارند که این اختلاف برای میکروفن‌های دورتر بیشتر است. این نکته بیانگر این است که حل انجام شده در میدان نزدیک قابل قبول‌تر است و اساساً این روش برای میدان نزدیک پیاده‌سازی شده است.

۶- علائم، نشانه‌ها و ارقام

x_i	طول هسته جریان خروجی جت، m
d_e	قطر معادل، m
D_e	قطر خروجی نازل جت، m
F	نیروی پیشران موتور، N
U_e	سرعت خروجی جت، m/s
E	تعداد موتور پرتابه
f	فرکانس، Hz
M_e	عدد ماخ
a_e	سرعت صوت بر اساس دمای خروجی نازل، m/s
a_0	سرعت صوت در محیط، m/s
W_{OA}	توان آکوستیکی کل، W
L_w	توان آکوستیکی هر برش، dB
η	بازده آکوستیکی
θ	زاویه بین خط مرکز جریان و بردار مکان، deg
DI	شاخص جهتی، dB
Δf	پهنای باند، Hz
St	عدد استروهل
SPL	سطح فشار صوت، dB
$SSDL$	سطح چگالی طیف صدا، dB

- [10] Goldstein, M.E. & B. Rosenbaum (1973) Effect of Anisotropic Turbulence on Aerodynamic Noise. *JASA*, Vol. 54, pp. 630-645.
- [11] Proudman, I (1952) The Generation of Noise by Isotropic Turbulence. *Proceedings of the Royal Society of London, Series A, Mathematical&Physical Sci*, Vol. 214, Issue 1116, pp. 119-132.
- [12] Ffowcs Williams, J. & Hawkins, D (1969) Sound Generation by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion. *Philosophical Transactions of Royal Society of London, Series A, Mathematical&Physical Sci*, Vol. 264, Issue 1151, pp. 321-342.
- [13] Wilby, J. F (2005) Liffoff Noise (Technical Memorandum 179-04).
- [14] Plotkin, K. J. & Sutherland, L. C. (2007). Prediction of the Acoustics Environment Induced by the Launch of Ares I Vehicle (Report WR 07-27). Wyle Laboratories.
- [15] Wiener, F. M (1947) Sound Diffraction by Rigid Spheres and Circular Cylinders. *JASA*, Vol. 19, Num. 3.
- [16] Czyn, H. & Gudra T (1992) Force Due to Diffraction of Sound Wave on Small Diameter Cylindrical Particles. *J. De Physique III*, Vol. 2, pp. 741-744.
- [17] N Karthikeyan¹ and L Venkatakrishnan² Experimental Aerodynamics Division, CSIR-National Aerospace Laboratories Bangalore - 560 2017, India.
- [18] Boeing Company (1967) F-1 Engine. Saturn V News Reference, pp. 3-1 – 3-10.
- [19] Kinsler, L. E. & Frey A. R (1962) *Fundamentals of Acoustics* (Second Edition). John Wiley & Sons, New York, NY.

مراجع

- [1] Canabal, F. & Frendi A (2006) Study of the Ignition Overpressure Suppression Technique by Water Addition. *J. Spacecraft&Rockets*, Vol. 43, No. 4, pp. 853-865.
- [2] Robertson, J. E (1971) Prediction of In-flight Fluctuating Pressure Environments Including Protuberance Induced Flow (Report WR 71-10). Wyle Laboratories.
- [3] Eldred, K. M (1971) Acoustic Loads Generated by the Propulsion System (NASA Technical Note SP-8072).
- [4] Krothapalli, A., Venkatakrishnan, L., Lourenco, L., Greska, B., & Elavarasan, R (2003) Turbulence and Noise Suppression of a High-speed Jet by Water Injection. *J. Fluid Mechanics*, Vol. 491, pp. 131-159.
- [5] Lighthill, M. J (1952) On Sound Generated Aerodynamically, I. General Theory. *Proceedings of the Royal Society of London. Series A, Mathematical&Physical Sci*, Vol. 211, pp. 564–587.
- [6] Lighthill, M. J (1954) On Sound Generated Aerodynamically, II. Turbulence as a Source of Sound. *Proceedings of the Royal Society of London, Series A, Mathematical&Physical Sci*, Vol. 222, pp. 1–32.
- [7] Kandula, M. & Vu, B (2003) On the Scaling Laws for Jet Noise in Subsonic and Supersonic Flow. AIAA.
- [8] Ffowcs Williams, J. E (1963) The Noise from Turbulence Convected at High Speed. *Philosophical Transactions for the Royal Society of London, Series A, Mathematical&Physical Sci*, Vol. 255, Issue 1061, pp. 469-503.
- [9] Tam, C. K. W (1972) On the Noise of a Nearly Ideally Expanded Supersonic Jet. *J.Fluid Mech*, Vol. 51, Part 1, pp. 69-95.