

شبه‌سازی آکوستیکی جت بر خوردی از موتور موشک با سازه سکوی پرتاب

مصطفی محمودی*	جاماسب پیرکندی	داود پورعبدالله
دانشیار	دانشیار	دانشجوی کارشناسی ارشد
دانشگاه صنعتی مالک اشتر	دانشگاه صنعتی مالک اشتر	دانشگاه تهران
mostafamahmoodi@mut.ac.ir	jamasb_p@yahoo.com	d.pourabdollah@ut.ac.ir

تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۱۰/۲۷

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۴/۲۰

چکیده

در این مقاله میدان جریان با حل دینامیک سیالاتی و آکوستیکی جت خروجی پرتابه برای یک مدل نمونه مشخص با نرم‌افزار فلونت^۱ بررسی شده است. مدل استفاده شده در این تحقیق، در یکی از مقالات قبلا به صورت تجربی در آزمایشگاه از نظر آکوستیکی بررسی گردیده است. سازه‌هایی که محیط پیرامون وسیله پرتابه را تشکیل می‌دهند، روی سطح نوفه^۲ اعمال شده بر پرتابه در هنگام بلند شدن آن تأثیر می‌گذارد. در مطالعه حاضر تلاش می‌شود تا با بررسی عددی سهم یک جزء ساختار پرتاب اصلی، یعنی سکوی پرتاب، نسبت به آکوستیک و میدان جریان در اطراف وسیله پرتابه معلوم که اطلاعات تجربی آن وجود دارد بر روی یک منحرف‌کننده جریان خروجی جت تعیین شود. بدین منظور ابتدا جهت اطمینان از حل عددی، میدان جریان سیال خروجی از جت پرتابه از نظر پارامترهای فشار و سرعت جریان و همچنین عدد ماخ بررسی گردید که با شرایط آزمایش ارائه شده در کار تجربی مطابقت داشت. سپس توسط نرم‌افزار مقادیر توان آکوستیکی به صورت کانتور^۳ در صفحه تقارن میدان جریان حاصل گردید. اندازه سطح فشار آکوستیکی در محل سنسورهای مشخص شده در کار تجربی، در تحقیق حاضر تعیین و با توجه به نتایج اطلاعات آکوستیکی، محاسبه گردید. مقایسه نتایج آکوستیکی از حل عددی در محل سنسورهای میدان نزدیک^۴ تطابق بسیار نزدیکی را در اندازه‌های کمتر از ۳/۳ درصد نشان داد. همان‌طور که قابل پیش‌بینی هم بود برای میدان دوردست^۵ این اختلاف نزدیک به ۸/۹ درصد است که این اختلاف مقدار بیشتری نسبت به نتایج میدان نزدیک است.

واژگان کلیدی: جت، آکوستیک پرتابه، دینامیک سیالات، حل عددی، سکوی پرتاب

۱. مقدمه

جت آکوستیکی می‌شود ولیکن با توجه به اثرات زیاد آن بر روی پرتابه، محاسبات آن مورد توجه محققان است. بارهای صوتی، دینامیک شدیدی از خود نشان می‌دهند که می‌تواند برای سازه پرتابه و زیرسیستم‌های الکترونیکی ظریف آن از

حیاتی‌ترین مرحله در طول صعود اولیه هر وسیله پرتاب، هنگام بلند شدن آن از روی سکوی پرتاب است. در این مرحله، پرتابه در معرض شدیدترین بارهای صوتی قرار می‌گیرد. اگرچه تنها بخش کوچکی از کل انرژی خروجی از موتور، منجر به تولید

جمله محموله، مضر باشد. طراحی و آزمایش ساختار پرتابه و زیرسیستم‌های آن، برای مقاومت در برابر بارهای صوتی در هنگام پرتاب، فرایندی پیچیده و بسیار دلهره‌آور است. هر تلاشی برای کاهش این بارها می‌تواند بر طراحی، وزن، و قابلیت اطمینان اجزای پرتابه و در نتیجه بر هزینه و زمان عملیاتی آن، تأثیر مستقیم بگذارد. محیط اطراف یک وسیله نقلیه پرتابی، هنگام بلند شدن، معمولاً شامل یک منحرف‌کننده جت، یک سکوی پرتاب و یک برج مرکزی است. سیستم‌های پشتیبانی پرتاب با انعکاس صدای تولید شده توسط نازل جت موتور به منابع صوتی تولید شده توسط وسیله پرتابی، اضافه می‌کنند. به نظر می‌رسد پارامترهایی مانند هندسه منحرف‌کننده جت، زاویه برخورد و فاصله بلند شدن، نقش مهمی در تعیین توزیع منابع صدا در طول جت منحرف شده ایفا می‌کنند. برآورد دقیق بارهای صوتی روی وسیله نقلیه، با مشخص کردن سهم سیستم‌های پشتیبانی پرتاب، برای ایجاد مکانیسم‌های مناسب برای کاهش نوفه در هنگام پرتاب بسیار ضروری است.

مبحث آکوستیک ارتباط بسیار نزدیکی با دینامیک سیالات دارد. نوفه آیرودینامیکی ایجاد شده از اغتشاش، از درون سیال تراکم‌پذیر (معمولاً هوا) به‌خاطر حرکت اجسام یا سیال، ناشی می‌شود. اغتشاشات ناشی از حرکت اجسام در سیال و یا حرکت خود سیال موجب تغییرات فشار و متعاقباً چگالی شده و سرعت صوت در سیال را تغییر می‌دهد. این تغییرات به‌صورت نوسانی بوده و منبع تولید امواج صوتی است. در مباحث مهندسی اندازه نوسانات فشار نسبت به فشار محیط به سطح فشار صوت معروف است.

بسیاری از صداهایی که از لحاظ فنی در صنعت مهم هستند از اغتشاشات جریان سیال تولید می‌شوند. بنابراین پدیده‌های مرتبط با امواج صوتی را می‌توان در چهارچوب دینامیک سیالات محاسباتی تحلیل و درک نمود. مهم‌ترین مسئله در مدل‌سازی عددی امواج صوتی این است که صوت‌ها از انرژی بسیار کمتری (به‌طور معمول چندین مرتبه کمتر) نسبت به

جریان سیال برخوردار هستند. منبع اصلی میدان آکوستیکی، توربولانس نوسانی در ناحیه اختلاط جریان خروجی موشک است [۱]. چون این ناحیه اختلاط، تمامی طول جریان خروجی را احاطه می‌کند، منبع نوفه در فاصله بزرگتری گسترش می‌یابد. نوفه تولید شده توسط موشک تابعی از ویژگی‌های جریان توربولانس است که آن هم به نوبه خود با پارامترها و هندسه جریان متوسط مرتبط است.

۲. پیشینه مطالعه

در سال ۲۰۰۱ تحقیقی در مورد تحلیل آکوستیک و کنش موج در یک موتور موشک با سوخت مایع توسط ابراهیمی و همکاران [۲] انجام شد. در این مقاله، انواع مختلف موج‌های غیرخطی به‌صورت عددی بررسی و کنش و واکنش آنها مطالعه گردید. شرایطی که تغییر موج‌ها قابل چشم‌پوشی است و یک روش برای تشخیص مود تحریک خطی موج با شکل‌های پیش فرض در این پژوهش ارائه گردید. نتایج نشان دادند که اثرات غیرخطی تأثیر ناچیزی در تغییر شکل موج در موتور موشک‌های صنعتی با سوخت مایع دارند.

گری آ. فلاندر و همکاران [۳] در سال ۲۰۰۳ ناپایداری‌های آیرودینامیک را در موشک‌ها بررسی کردند. در این تحقیق، ضرایبی جهت اصلاح ساختار موج آکوستیک در شرایط مرزی گردابه‌های ایجاد شده معرفی گردید و تا حدی این نقص‌ها با ترکیب ترم‌های انرژی چشمه/چاه ناشی از اثرات جریان چرخشی، برطرف شد.

در سال ۲۰۰۷ پژوهشی راجع به بارهای صوتی هنگام بلند شدن موشک، توسط سوتو^۷ و پیرک^۸ [۴] صورت گرفت. طبق بررسی آنها در تجهیزات داخلی موشک، مقادیر سطح فشار کلی صوت در محدوده ۱۴۰ تا ۱۶۰ دسی‌بل قرار داشت. با این حال مطابق نتایجی که گرفتند پیش‌بینی دقیق مقدار بارهای صوتی و نوسانات آکوستیک بسیار مشکل است و روابط تجربی و داده‌های آزمایشگاهی بیشتر مورد بررسی قرار می‌گیرد.

اسکووالد^۹ و فراگو^{۱۰} [۵] در سال ۲۰۰۸ آکوستیک محفظه احتراق یک موشک مجهز به رینگ‌های جاذب بررسی کردند. در این بررسی طول جاذب به‌عنوان پارامتری برای تعیین مودهای فرکانسی در نظر گرفته شد. با آزمایش و تجزیه و تحلیل عددی نشان داده شد که به‌دلیل ترکیب شدن حجم تشدید اضافی جاذب‌ها و محفظه احتراق استوانه‌ای، مقادیر ویژه سیستم کاهش می‌یابند.

در سال ۲۰۰۹ فوکودا^{۱۱} و همکاران [۶] اندازه‌گیری‌های صوتی یک موتور موشک با سوخت جامد را در دو سری آزمایش شلیک بررسی کردند. عوامل اصلی مؤثر بر داده‌های صوتی اندازه‌گیری شده مطالعه گردید و عدم اطمینان تجربی در حدود ۲ تا ۶ کیلوهرتز تخمین زده شد. علاوه‌براین، اثر زمین با استفاده از یک مدل امپدانس آکوستیک از داده‌های اندازه‌گیری استخراج گردید. نتایج نشان دادند که دقت پیش‌بینی سطح فشار صوت، در محاسبه دینامیک سیالات محاسباتی (CFD)^{۱۲} در حدود ۵ دسی‌بل است و برای پیش‌بینی میدان آکوستیک تولید شده در نزدیکی و دور از موتور موشک مؤثر است.

در همین سال تحقیق دیگری با عنوان تأثیر لرزش صوتی بر ساختار ماهواره در مرحله راه‌اندازی توسط ازدین^{۱۳} و شکیر^{۱۴} [۷] صورت گرفت. در این پژوهش از نرم‌افزار انسیس^{۱۵} و با روش المان محدود برای تحلیل عددی استفاده شد. تمرکز این مطالعه، یافتن یک همبستگی بین لرزش آکوستیک و صفحه ارتعاش بوده است. نتایج نشان دادند که جابه‌جایی، سرعت و شتاب در فرکانس پایین بیشتر از جابه‌جایی، سرعت و شتاب در فرکانس بالا است و مقادیر این پارامترها در مرکز صفحه نسبت به مقادیر آنها در حاشیه صفحه بیشتر است؛ همچنین نرخ مقدار فشار صوتی آغازین در هر سطح ثابت نبوده و با افزایش فرکانس، متغیر خواهد بود.

در سال ۲۰۱۰ پیرک و همکاران [۸] مشخصات آکوستیک محفظه احتراق موشک با سوخت مایع را مطالعه کردند. در این

تحقیق، به روش‌های توصیف رفتار آکوستیک در محفظه داخلی چهار شکل مختلف از یک محفظه احتراق پرداخته شده است. از مدل‌های تحلیلی ساده برای محاسبه فرکانس‌های تشدید آکوستیک استفاده شده و این نتایج با فرکانس‌های طبیعی آکوستیک اندازه‌گیری شده در شرایط اتاق مقایسه گردیده است و نتایج روش‌های تحلیلی و تجربی مطابقت خوبی نشان داد.

در سال ۲۰۱۳ پاندا^{۱۶} و همکاران [۹] شناسایی منابع سر و صدای موتور تست موشک و پرتاب موشک با استفاده از میکروفون آرایه فازی را با همکاری ناسا انجام دادند. یک میکروفون ۷۰، در ابعاد ۱۰ در ۱۰ فوت، با میکروفون آرایه فازی برای استفاده در محیط سخت پرتاب موشک، ساخته شده است. این آرایه در فاصله ۴۰۰ فوتی از پد قرار داده شد. هنگامی که وسیله نقلیه ۱۲۰ متر بالاتر از سطح پرتاب بود، بلندترین نوفه بیشتر از ۱۵۰ دسی‌بل اندازه‌گیری شد.

در سال ۲۰۱۴ جو^{۱۷} و همکاران [۱۰] تأثیر میله روی میدان آکوستیک و عوامل پایداری یک موتور راکتی سوخت جامد را بررسی کردند. تجزیه و تحلیل پایداری نشان داد که حالت آکوستیک با میله نسبت به حالت طولی چهارم در مقایسه با حالت آکوستیک بدون میله حساس‌تر است.

در سال ۲۰۱۷ احمد و همکاران [۱۱] تجزیه و تحلیل مقیاس چند زمانه از نوسانات فشار در موتورهای موشک سوخت جامد را تحقیق کردند. در این مطالعه نوسانات فشار صوتی برای حالت‌های صوتی تکی و یکپارچه آکوستیک در موتور موشک جامد با استفاده از روش مقیاس چند زمانه بررسی شد. دو مقیاس زمانی مستقل معرفی شدند. نتایج بررسی نشان داد که نوسانات در مقیاس زمانی سریع اتفاق می‌افتد در حالی که دامنه و فاز در مقیاس زمان آهسته تغییر می‌کند. همچنین تأثیر ناپایداری خطی و فرکانس حالت‌های طولی بر دامنه و فاز نوسانات برای هر دو حالت تکی و یکپارچه تعیین گردید.

در سال ۲۰۱۷ یک تحقیق آزمایشگاهی در آزمایشگاه ملی فضایی هند توسط کارتیکیان^{۱۸} و ونکاتاکریشنان^{۱۹} [۱۲]، به صورت تجربی انجام شد. در این مقاله، تأثیر نوفه و میدان جریان روی پرتابه با استفاده از هندسه‌های مختلف اجزای مهم سازه پرتابه و خروجی جت از طریق آن به سمت انحراف‌دهنده هدایت می‌گردد، به صورت تجربی در فواصل مختلف پرتابه از سکو و در دریافت‌کننده‌های نوفه در موقعیت‌های مشخص بررسی گردید.

در مقاله حاضر، با استفاده از هندسه به کار رفته در این مقاله مرجع، به تحلیل میدان جریان سیال و حل آکوستیکی آن به صورت عددی با نرم‌افزار فلوئنت پرداخته می‌شود.

در سال ۲۰۲۰ چنگ لانگ و همکاران [۱۳] میدان جریان و محیط آکوستیکی ناشی از وجود جت‌های متعدد در وسیله نقلیه پرتابی را در هنگام بلند شدن به صورت عددی با استفاده از معادله تراکم‌پذیر سه بعدی ناویر-استوکس^{۲۰}، طرح رو^{۲۱} مرتبه دوم، شبیه‌سازی مقیاس-تطبیقی (SAS)^{۲۲} و روش قیاس صوتی (FW-H)^{۲۳} شبیه‌سازی کردند.

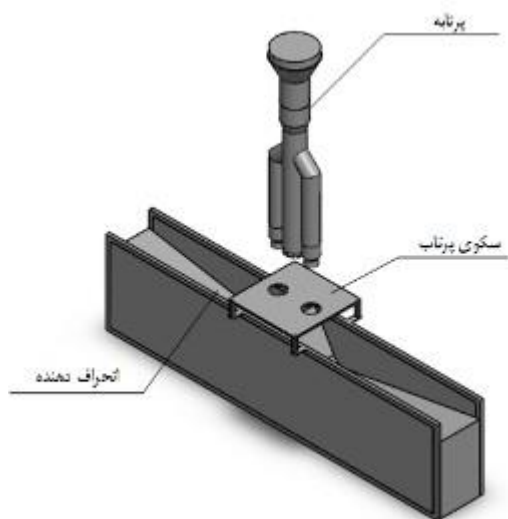
بر اساس نتایج به دست آمده، خطای نسبی بین نتایج عددی و داده‌های تجربی کمتر از ۱/۶٪ است. در ادامه تأثیر موقعیت برج، ارتفاع وسیله نقلیه و پیکربندی منحرف‌کننده بر روی محیط آکوستیکی وسیله نقلیه مورد بررسی قرار گرفت. نتایج نشان می‌دهد که سطح فشار کلی صدای (OASPL)^{۲۴} که به پرتابه با منحرف‌کننده یک طرفه می‌رسد، بزرگتر از منحرف‌کننده جت دو طرفه است.

در سال ۲۰۲۲ چنگ لانگ و همکاران [۱۴] شبیه‌سازی عددی جریان دو فازی گاز-مایع و میدان صوتی آن را انجام داده و میدان جریان را برای پیش‌بینی صوت جت خروجی از نازل موتور، شبیه‌سازی کردند. تأثیر زوایای تزریق مختلف آب و نسبت‌های سرعت جریان جرمی از جمله موارد مورد مطالعه در این تحقیق بود. نتایج نشان داد که تزریق آب، نه تنها دما، سرعت و گردابه را در فصل مشترک گاز-مایع و دمای پایین

منحرف‌کننده جت خروجی کاهش می‌دهد بلکه باعث کاهش صدای جت خروجی به میزان قابل توجهی می‌شود.

۳. هندسه

شکل مجموعه پرتابه لحاظ شده در این تحقیق، برای شبیه‌سازی هندسه سازه‌های پرتاب طراحی شده است. این مدل شامل اجزای وسیله پرتابه، انحراف‌دهنده جریان انفجار جت و سکوی پرتاب می‌باشد. یک مدل CAD در شکل ۱ نشان داده شده است.



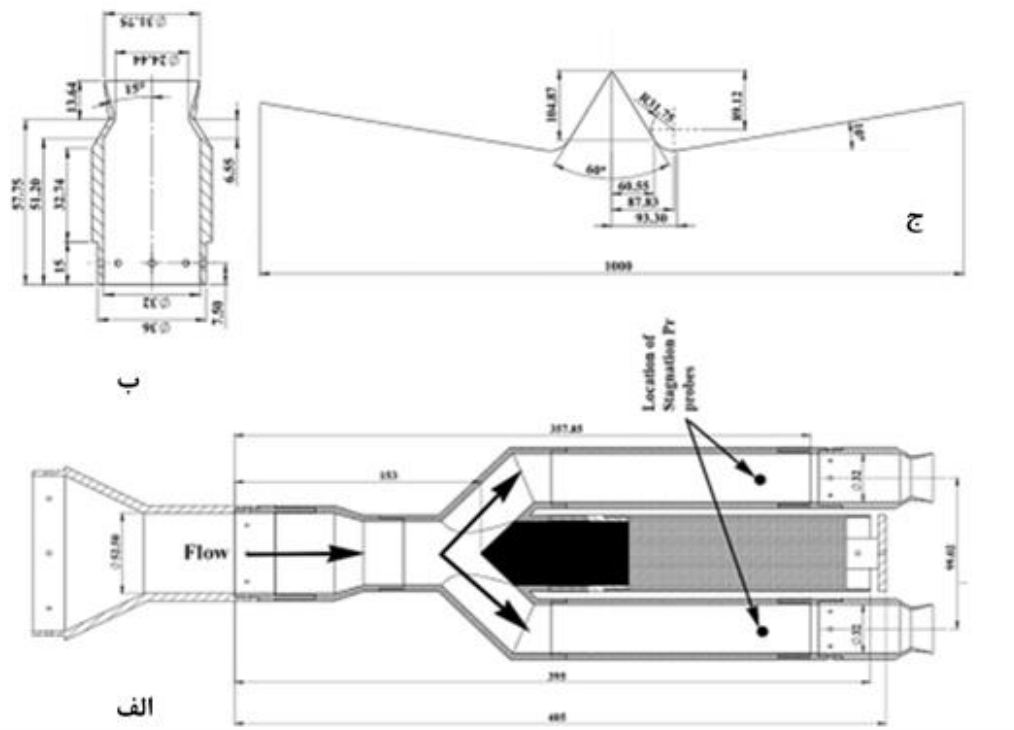
شکل ۱. هندسه مدل‌سازی شده مجموعه پرتابه

مدل وسیله پرتابه از دو قسمت تقویتی متصل به هسته مرکزی تشکیل شده است. این مدل با استفاده از یک آداپتور^{۲۵}، روی لوله جت نصب می‌شود. هوای تحت فشار ورودی از طریق قسمت اصلی پرتابه وارد مدل می‌گردد؛ جایی که در داخل آن به دو جریان تقسیم می‌شود که از قسمت‌های جداگانه عبور می‌کند و از طریق دو نازل جدا از هم خارج می‌شود.

در این مدل از یک انحراف‌دهنده دوطرفه استفاده شده است به طوری که در شرایط پرتاب اولیه جریان هوای خروجی نازل در داخل سوراخ‌های سکوی پرتاب در دو طرف نازل به صورت جدا از هم قرار می‌گیرد. شعاع پیشش در انتهای شیب

به‌طور کلی در وسایل نقلیه پرتابه، سطح آکوستیک میدان نزدیک در دو مکان اصلی است. (۱) روی بدنه وسیله پرتابه بسیار نزدیک به نازل‌ها، که بیشترین بارهای صوتی را نشان می‌دهد و (۲) دماغه مخروطی پرتابه (پرپود بار)، جایی که لوازم الکترونیکی و محموله حساس در آن واقع شده است. این موضوع به‌طور مستقیم در آزمایش‌های مدل مقیاس کوچک یا پرتابه‌های واقعی با ثبت اندازه‌گیری‌های سطح صوت در این مکان‌ها با میکروفون‌های ابزار دقیق میدان فشار انجام می‌شود.

انحراف‌دهنده جریان جت برابر با قطر خروجی نازل (D_e) و طول کلی آن برابر ۱ متر است. در این مقاله از پیکربندی سکوی پرتاب جامد (SLP)^{۲۶} استفاده شده است. این پیکربندی از یک صفحه تخت مربعی شکل به ابعاد 200×200 میلی‌متر تشکیل شده است، با دو برش دایره‌ای به قطر 0.042 متر، دقیقاً به اندازه‌ای که ابعاد خارجی بدنه نازل (0.04 متر) امکان‌پذیر باشد. صفحه سکوی پرتاب به دیواره‌های منحرف‌کننده جریان جت سوار شده است و فاصله آن از صفحه پایین L_p تا نوک انحراف‌دهنده در حدود $1/25$ برابر قطر خروجی نازل (D_e) است.



شکل ۲. جزئیات ابعاد الف) نازل LV، ب) نازل M 2.0 و ج) JBD²⁷

آرایه دوم از پنج میکروفون (AR1-5) در یک آرایه خط عمودی قرار گرفت که در مقابل جریان از طریق انحراف‌دهنده مطابق با خط مرکزی انحراف قرار دارد. اندازه‌گیری‌های میدان دوردست از طریق یک میکروفون تکی (FF1) که روبه‌روی مدل در خط LV3 در حدود ۶۰ برابر اندازه قطر نازل از صفحه حاوی خط مرکز مدل قرار گرفته است انجام شد.

۴. روابط حاکم بر جریان

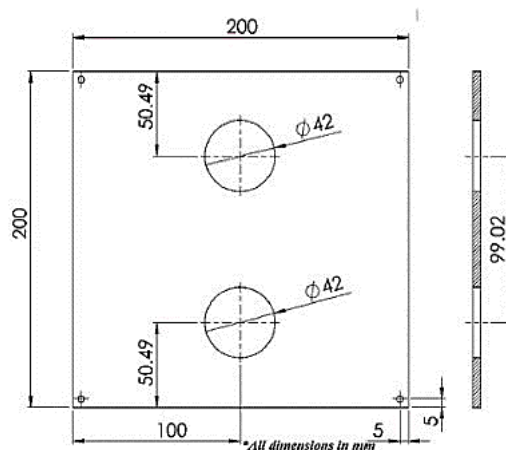
در تحلیل هیدرودینامیکی، معادلات اساسی حاکم بر جریان سیال، معادلات پیوستگی و انتقال مومنتوم است. این معادلات به ترتیب با روابط ۱ و ۲ تعریف شده‌اند.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i u_j) \\ = \rho g_i - \frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \end{aligned} \quad (2)$$

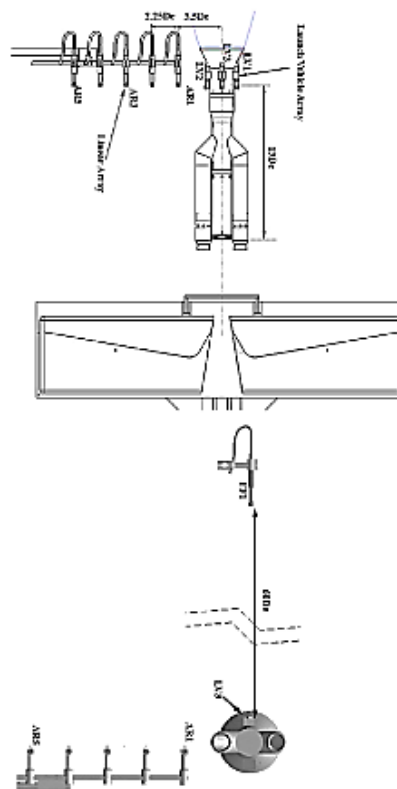
در روابط فوق، ρ چگالی سیال، u_i مولفه‌های سرعت سیال، P فشار و τ_{ij} تنش‌های برشی هستند.

برای تحلیل آکوستیکی، یکی از روش‌های متداول محاسباتی برای تعیین نوفه آیرودینامیکی با نرم‌افزار فلوئنت، مدل منبع نوفه پهن باند^{۲۸} است. این روش به حل‌گذرای معادلات حاکم بر جریان سیال نیازی ندارد. سرعت متوسط، انرژی جنبشی آشفتگی (k) و نرخ اتلاف آشفتگی (ϵ) مهم‌ترین متغیرهای ورودی در برای تمامی مدل‌های پهن باند هستند. مهم‌ترین روش پهن باند، استفاده از فرمول پرودمن^{۲۹} است. پرودمن با استفاده از قیاس آکوستیک لایت هیل^{۳۰}، رابطه‌ای برای توان آکوستیک تولید شده توسط آشفتگی ایزوتروپیک بدون جریان میانگین استخراج نمود. بعدها لایلی^{۳۱} براساس محاسبه تفاضل زمان تأخیر که در معادله پرودمن صرف‌نظر شده بود، رابطه جدیدتری ارائه کرد. هر دو رابطه معرف توان آکوستیک ناشی



شکل ۳. شکل سکوی پرتاب

مجموعه اول شامل سه میکروفون (LV1، 2 و 3) بود که در فواصل ۹۰ درجه‌ای بر روی مدل پرتابه در مکانی نصب می‌شود که مربوط به دماغه مخروطی در وسیله پرتابه است. جزئیات ابعادی مکان آرایه‌های میکروفون میدان نزدیک در شکل ۲ نشان داده شده است.



شکل ۴. جزئیات مکان میکروفون با توجه به مدل وسیله پرتابه

از آشفته‌گی ایزوتروپیک^{۳۳} در واحد حجم هستند که در معادله ۳ آمده است.

در رابطه ۳، پارامترهای u و l به ترتیب سرعت آشفته‌گی و طول مشخصه هستند. در همین رابطه ρ_0 چگالی، a_0 سرعت صوت و α ثابت مدل است. براساس ترم‌های k و ε ، معادله ۳ به صورت روابط ۴ و ۵ بازنویسی می‌شود. ثابت α_ε با استفاده از حل DNS^{۳۳} آشفته‌گی ایزوتروپیک برابر با ۰/۱ در نظر گرفته شده است. لازم به ذکر است که توان آکوستیک را می‌توان در واحد دسی‌بل در معادله ۶ نیز تعیین کرد.

$$P_A = \alpha \rho_0 \left(\frac{u^3}{l} \right) \frac{u^5}{a_0^5} \quad (۳)$$

$$P_A = \alpha_\varepsilon \rho_0 \varepsilon M_t^5 \quad (۴)$$

$$M_t = \frac{\sqrt{2k}}{a_0} \quad (۵)$$

$$L_p = 10 \log \left(\frac{P_A}{P_{ref}} \right) \quad (۶)$$

$$P_{ref} = 10^{-12} \text{ W/m}^3 \quad ?$$

فرمول پرودمن مقدار تقریبی از سهم توان کل آکوستیک بر واحد حجم در یک میدان آشفته مشخص را بیان می‌کند. به هر حال باید احتیاط لازم را هنگام تفسیر نتایج باتوجه به مفروضات اتخاذ شده لحاظ نمود. این مفروضات شامل اعداد رینولدز بالا، ماخ کوچک، ایزوتروپی آشفته‌گی و سرعت متوسط است.

۵. شبکه بندی و شرایط مرزی

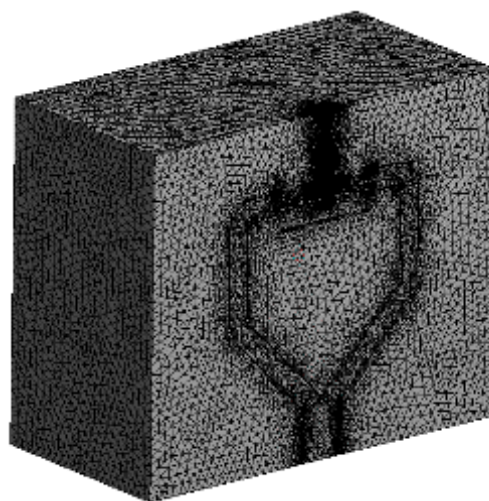
کیفیت مش بیشتر با مطالعه چهار پارامتر کیفیت المان، نسبت شکلی، ضریب کشیدگی و تعامد سنجیده می‌شود. به جز نسبت شکلی، بقیه پارامترها عددی بین صفر تا یک هستند. کیفیت المان و تعامد هرچه به عدد یک و ضریب کشیدگی هرچه به مقدار صفر نزدیک باشند کیفیت مش مناسب‌تر است.

در مورد نسبت کشیدگی نیز که مقدار آن یک و بالاتر از یک است هرچه به یک نزدیک‌تر باشد مش دارای کیفیت عالی خواهد بود. در این مسئله، هندسه نمونه با تعداد ۱۰۶۱۷۸۲ المان و ۲۰۱۲۴۴ عدد گره با محدوده کیفیت مناسب مطابق شکل جهت حل فلونت حاصل گردید.

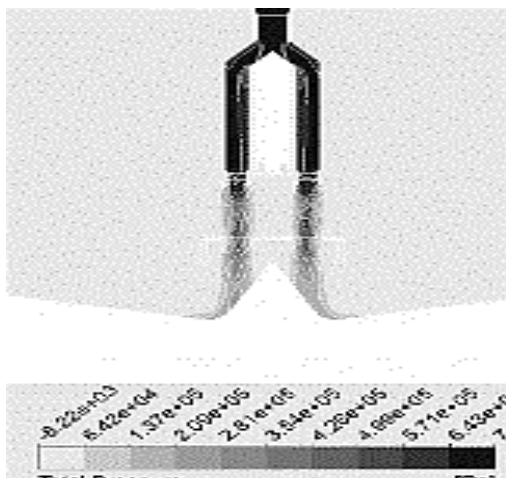
برای شبیه‌سازی واقعی شرایط پرتاب، عدد ماخ نازل ($M=2.0$) و نسبت فشار نازل، یعنی؛ فشار سکون جت به فشار محیط، برابر با ۷/۸۲ اعمال شد. فشار محیط و دمای مرجع به ترتیب برابر ۱۳/۲۵ psi پی اس آی (۹۱۳۵۵ پاسکال) و ۳۰۰ کلوین لحاظ شده است. برای رسیدن به انبساط ایده‌آل در خروجی نازل، فشار سکون حدود ۷۱۴۳۹۶ پاسکال (۱۰۳.۶psi) در ورودی مدل مورد نیاز بود. پارامتر L/D_e به‌عنوان فاصله بین صفحه خروجی نازل تا سطح بالای سکوی پرتاب نسبت به قطر خروجی نازل تعریف شده است. در این مطالعه، مقدار ۴ برای این پارامتر بررسی شده است.

برای حل میدان جریان سیال پایدار از مدل $k-\varepsilon$ با استفاده از روش تحقق‌پذیر^{۳۴} و با فعال نمودن گزینه تقویت رفتار دیواره^{۳۵} انجام گرفت. در قسمت تعریف سیال، هوا به‌عنوان گاز ایده‌آل با قانون ساترلند^{۳۶} انتخاب شده است. در بخش شرایط مرزی دو ناحیه ورودی و خروجی را به ترتیب با شرط مرزی فشار ورودی و فشار خروجی با مقدار نسبی برابر صفر لحاظ گردیده است. بقیه سطوح به‌عنوان دیوار در نظر گرفته شده است. قسمتی از هندسه که نسبت به آن تقارن وجود دارد با شرط مرزی تقارن تعریف گردیده است. در بخش روش حل، طرح ساده^{۳۷} با آیتم فشار مرتبه دو^{۳۸} و پارامترهای چگالی، مومنتم، انرژی جنبشی توربولانس، نرخ اتلاف توربولانس و انرژی از نوع مرتبه دو آپویند^{۳۹} انتخاب شد.

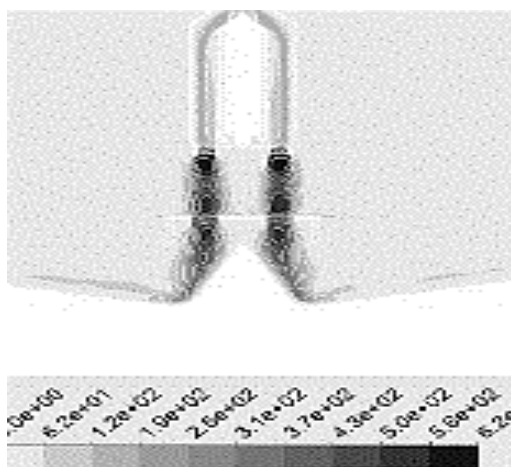
شدت توربولانس و نسبت ویسکوزیته به ترتیب برابر ۵٪ و ۱۰ لحاظ شد. حداکثر متوسط مانده خطا 10^{-5} به‌عنوان شرط همگرایی جواب قرار داده شد.



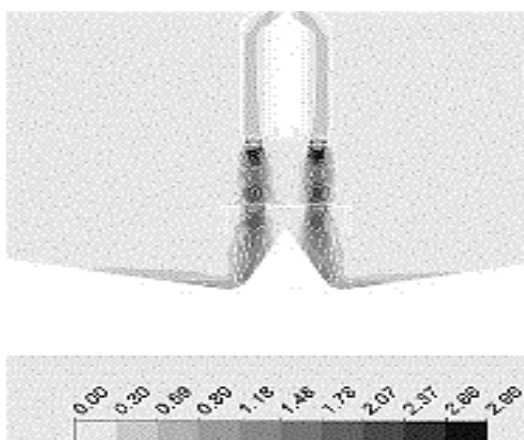
شکل ۵. مدل شبکه بندی شده



شکل ۶. کانتور فشار کل در صفحه تقارن پرتابه



شکل ۷. کانتور سرعت در صفحه تقارن پرتابه



شکل ۸. کانتور عدد ماخ در صفحه تقارن پرتابه

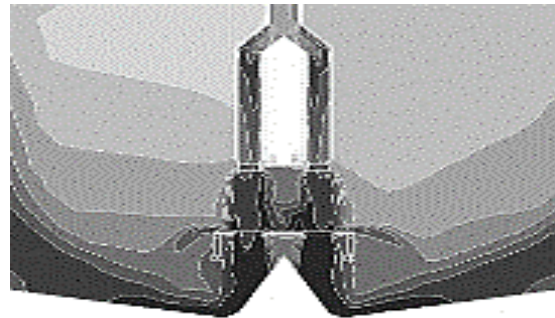
۶. نتایج

۶-۱. نتایج هیدرودینامیکی

با توجه به اینکه دقت حل آکوستیک به حل هیدرودینامیک بستگی دارد، ابتدا درستی نتایج حل عددی جریان خروجی جت بررسی می‌شود. بدین منظور حل جریان از نظر کمیت‌های فشار و سرعت (همچنین عدد ماخ خروجی جت) در محدوده دامنه میدان سیال حاصل می‌گردد. مطابق شکل ۶ و ۷ کانتور فشار و سرعت جریان خروجی در مرکز صفحه جریان نشان می‌دهد که نتایج هیدرودینامیکی حاصل از حل CFD مطابقت کاملی با نتایج آزمایش دارد. همان‌طور که در کانتور فشار مشخص است جریان خروجی از جت به صورت کامل؛ تشکیل جت را نشان می‌دهد و مقدار و محدوده فشار با نتایج آزمایش همخوانی دارد. همچنین مطابق شکل ۸ که مقدار عدد ماخ را نشان می‌دهد، محدوده عدد ماخ مقدار پیش‌بینی شده جهت تشکیل جت را درست ارزیابی می‌کند.

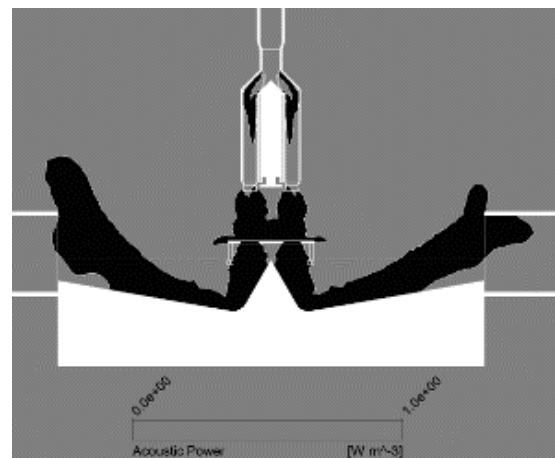
۶-۲. نتایج آکوستیکی

کمیت‌های آکوستیکی که از حل به‌دست آمده‌اند شامل توان آکوستیکی و سطح توان آکوستیکی برحسب دسی‌بل هستند. لازم به ذکر است که واحد توان آکوستیکی برابر وات بر مترمکعب است. در شکل‌های ۹ و ۱۰ کانتورهای سطح توان آکوستیکی نشان داده شده‌اند.



شکل ۹. نمای سطح توان آکوستیکی در صفحه تقارن پرتابه از

حلگر فلونت



شکل ۱۰. کانتور توان آکوستیک در صفحه تقارن پرتابه

جهت مقایسه نتایج، ابتدا در محل‌های میکروفون مقادیر آکوستیکی را که از حل به‌دست آمده‌اند نشان می‌دهیم. موردی که وجود دارد این است که حل CFD براساس روش مدل پهنای باند، پارامترهای توان آکوستیکی را ارائه می‌دهد؛

درحالی‌که نتایج مقاله به‌صورت سطح فشار آکوستیکی کل و سطح فشار هستند و هر دو پارامترهای فشار آکوستیکی هستند. جهت تبدیل این دو نوع کمیت‌ها رابطه ۷ را استفاده می‌کنیم. لازم به اشاره است که جهت انجام محاسبه، ابتدا مقادیر توان آکوستیکی به صورت متوسط در سطوح مشخص شده انجام می‌گیرد و سپس با در نظر گرفتن فاصله نقاط از جت خروجی و سطح بالایی انحراف‌دهنده، مقادیر مورد نظر حساب می‌گردد.

$$L_W = L_P + 10 \log_{10} \left(\frac{A_s}{A_0} \right) \quad (7)$$

یا به عبارت دیگر؛

$$L_P = L_W + 10 \log_{10} \left(\frac{A_0}{A_s} \right) \quad (8)$$

در رابطه فوق، A_0 سطح ناحیه‌ای کروی با اندازه یک مترمربع، و A_s بیانگر سطح ناحیه‌ای کروی با شعاعی به اندازه فاصله نقطه اندازه‌گیری سطح فشار آکوستیکی از منبع آن است. L_W نشان‌دهنده سطح توان آکوستیکی (برحسب دسی‌بل) و L_P سطح فشار آکوستیکی (دسی‌بل) را نشان می‌دهد.

از آنجایی که در مقاله سطح فشار آکوستیکی کلی (OASPL) اندازه‌گیری شده است؛ در این رابطه، بایستی سطح توان آکوستیکی به‌صورت مقدار میانگین در سطح فاصله نقطه مورد نظر تا منبع آکوستیک اندازه‌گیری شود. در جدول ۱ ستون اول شماره و نام میکروفون‌ها را نشان می‌دهد. سه ستون بعدی مکان میکروفون‌ها را در مختصات کارتزین با مبدأ سکوی پرتاب بیان می‌کنند.

ابتدا از حل CFD مقادیر مورد نیاز معادلات به‌دست آمده است. در نهایت، ستون آخر مقادیر محاسبه شده OASPL با استفاده از رابطه بحث شده و مقادیر به‌دست آمده از CFD است.

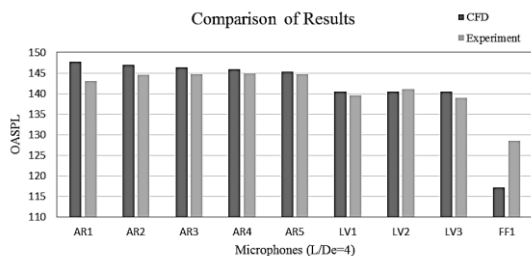
جدول ۱. محاسبات مقادیر سطح فشار آکوستیک از حل CFD

OASPL	موقعیت مکانی			سنسورها
	X(mm)	Y(mm)	Z(mm)	
۱۴۷/۷۳	۱۱۱	۵۸۷	۰	AR1
۱۴۷/۰۱	۱۸۲	۵۸۷	۰	AR2
۱۴۶/۴۱	۲۵۴	۵۸۷	۰	AR3
۱۴۵/۸۶	۳۲۵	۵۸۷	۰	AR4
۱۴۵/۲۷	۳۹۶	۵۸۷	۰	AR5
۱۴۰/۴۴	۳۳	۵۸۷	۰	LV1
۱۴۰/۴۴	-۳۳	۵۸۷	۰	LV2
۱۴۰/۴۴	۰	۵۸۷	۳۳	LV3
۱۱۷/۰۷	۰	۵۸۷	۱۸۰۰	FF1

مقادیر حساب شده که از حل CFD به دست آمد با مقادیر سطح فشار آکوستیکی کلی حاصل از آزمایش در مقاله مرجع، در شکل ۱۱ به صورت نموداری مقایسه شده‌اند.

۸. مآخذ

- [1] Langley Research Center, and K. M. Eldred, "Acoustic loads generated by the propulsion system", National Aeronautics and Space Administration, 1971.
- [2] Ebrahimi, R., K. Mazaheri, and A. Ghafourian, "Wave Interaction and Acoustic Analysis in Liquid Rocket Engines", 2001, pp.101-109.
- [3] Flandro, Gary A., and Joseph Majdalani, "Aeroacoustic instability in rockets", *AIAA journal*, 2003, Vol.41, no.3, pp.485-497.
- [4] Souto, Carlos, and Rogerio Pirk, "Acoustic Loads on a Sounding Rocket Lift-Off", In *19th International Congress of Mechanical Engineering*, 2007, pp.5-9.
- [5] Oswald, Michael, and Zoltan Farago, "Acoustics of rocket combustors equipped with absorber rings", In *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2008, p.5112
- [6] Fukuda, Kota, Seiji Tsutsumi, Kozo Fujii, Kyoichi Ui, Tatsuya Ishii, Hideshi Oinuma, Junichi Kazawa, and Kenji Minesugi, "Acoustic measurement and prediction of solid rockets in static firing tests", In *15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (30th AIAA Aeroacoustics Conference)*, 2009, p.3368.



شکل ۱۱. نمودار مقایسه نتایج حل CFD با مقاله مرجع

۷. نتیجه گیری

نتایج نشان می‌دهد که اختلاف حل هر دو (مقاله تجربی و حل CFD) در میکروفون‌های میدان نزدیک همواره زیر ۳/۳ درصد است. تا مقدار ۰/۴ درصد نیز مقادیر حل و آزمایش به هم نزدیک هستند. ولی برای میدان دوردست این اختلاف به ۸/۹ درصد رسیده است. این نکته بیانگر این است که حل CFD در میدان نزدیک قابل قبول تر است و اساساً این روش برای میدان نزدیک پیاده‌سازی شده است.

- [7] Ez-Deen, Safeen Yaseen, and A. B. Shakir, "Effect of acoustic vibration on the satellite structure at launch stage", In *International Conference on Modeling and Simulation (MS09) India*, 2009, Vol.1, p.3.
- [8] Pirk, Rogério, Carlos d'Andrade Souto, Dimas Donizeti da Silveira, Cândido Magno de Souza, and Luiz Carlos Sandoval Góes, "Liquid rocket combustion chamber acoustic characterization", *Journal of Aerospace Technology and Management*, 2010, Vol.2 pp.269-278.
- [9] Panda, Jayanta, Robert N. Mosher, and Barry J. Porter, "Identification of Noise Sources during Rocket Engine Test Firings and a Rocket Launch Using a Microphone Phased-Array", No. NASA/TM-2013-216625, 2013.
- [10] Joo, Seongmin, Junseong Kim, Heejang Moon, Junseo Yang, and Jihyung Lee, "Effect of pintle on the acoustic field and stability factors of a solid-propellant rocket motor with variable pintle thruster", *Journal of Mechanical Science and Technology*, 2015, Vol.29, pp.923-929.
- [11] Ahmed, Waqas, Adnan Maqsood, and Rizwan Riaz, "Multiple time scale analysis of pressure oscillations in solid rocket motors" *Results in physics*, 2018, Vol.8, pp.1068-1075.
- [12] Karthikeyan, N., and Lakshmi Venkatakrisnan, "Acoustic characterization of jet interaction with launch structures during lift-off", *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2017, Vol.54, no.2, pp.356-367.
- [13] Xing, Chenglong, Guigao Le, Lin Shen, Changfang Zhao, and Hao Zheng, "Numerical investigations on acoustic environment of multi-nozzle launch vehicle at lift-off", *Aerospace Science and Technology*, 2020, Vol.106, p.106140.
- [14] Xing, Chenglong, Guigao Le, and Hanyu Deng, "Numerical study on jet noise suppression with water injection during one-nozzle launch vehicle lift-off", *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, 2022, Vol.16, no.1, pp.1173-1194.

پی نوشت:

-
1. Fluent
 2. Noise
 3. Contour
 4. Near-Field
 5. Far-Field
 6. Flandro
 7. Souto
 8. Pirk
 9. Oschwald
 10. Farago
 11. Fukuda
 12. Computational Fluid Dynamics (CFD)
 13. Ez-Deen
 14. Shakir
 15. Ansys
 16. Panda
 17. Joo
 18. Karthikeyan
 19. Venkatakrisnan
 20. Navier Stokes
 21. Roe
 22. Scale-Adaptive Simulation
 23. Ffowcs Williams-Hawkings Equation

-
24. Overall Sound Pressure Level
 25. Adaptor
 26. Sound Pressure Level
 27. Jet Blast Deflector
 28. Broad Band Noise
 29. Proudman
 30. Light Hill
 31. Lyly
 32. Isotropic
 33. Direct Numerical Simulation
 34. Realizable
 35. Enhanced Wall Treatment
 36. Sutherland
 37. Simple
 38. Second Order
 39. Second Order Upwind