

## تحلیل عددی نویز موتور جت با عدد ماخ ۰/۷۵ با استفاده از روش

## شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده

سوفیا عدالتخواه	محمود عدمی	احسان یاری*
دانشجوی دکتری مجتمع دانشگاهی مکانیک	دانشیار مجتمع دانشگاهی مکانیک	استادیار مجتمع دانشگاهی مکانیک
دانشگاه صنعتی مالک اشتر	دانشگاه صنعتی مالک اشتر	دانشگاه صنعتی مالک اشتر
sophia.edalatkhah@gmail.com	adami@mut-es.ac.ir	ehsanyari@mut-es.ac.ir

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۴/۰۲/۲۸

تاریخ دریافت: ۱۴۰۴/۰۱/۱۷

## چکیده

هدف از مقاله حاضر تحلیل عددی نویز انتشاری از یک نازل با ماخ ۰/۷۵ با استفاده از روش عددی می‌باشد. تحلیل عددی با استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی و نرم‌افزار انسیس-فلوئنت<sup>۱</sup> انجام شده است. به منظور مدل‌سازی اغتشاش جریان حول جت از مدل آشفتگی<sup>۲</sup> شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده استفاده شده است. شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده مدل ترکیبی است که خواص مابین شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ و ناویر-استوکس<sup>۳</sup> متوسط‌گیری شده رینولدز را دارد. به دلیل زمان‌بر بودن و پیچیدگی شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ، در این مقاله از شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده<sup>۴</sup> استفاده شده تا داده‌ها سریع‌تر استخراج شوند و دقت آن ارزیابی شود. برای عملکرد از یک جت با قطر ۰/۰۵ متر در شرایط جریان ناپایا استفاده گردیده است. شبکه کاملاً سازمان‌یافته با لایه‌مرزی ایجاد شده است، میزان فشار ورودی ۱۴۷ کیلوپاسکال در نظر گرفته شده و در فاصله ۳۰ برابر قطر جت، تعداد ۱۴ دریافت‌کننده در زوایای متفاوت که این فواصل استاندارد در منابع ذکر شده است را در نظر گرفته و نویز را استخراج نموده که با فاصله گرفتن و افزایش زاویه از خروجی جت، نویز کاهش پیدا می‌کند. سطح فشار صوت پیش‌بینی شده برای مکان‌های ناظر، دارای میانگین انحراف ۶ دسی‌بل از داده‌های مرجع بوده و برای اکثر مکان‌ها دارای انحراف حدود ۴ دسی‌بل است. داده‌های تجربی مورد استفاده برای اعتبارسنجی توسط آزمایشگاه مطالعات آیرودینامیک پواتیه فرانسه<sup>۵</sup> ارائه گردیده است.

**واژگان کلیدی:** موتور جت، آیروآکوستیک، شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده، دینامیک سیالات محاسباتی.

نویسنده مسئول\*

## ۱. مقدمه

نویز به صدای ناخواسته یا نامطلوبی اشاره دارد که مزاحم یا مختل کننده تلقی می‌شود [۱]. در زمینه آکوستیک و صدا، نویز اغلب یک ماهیت تصادفی، آشفته یا غیرقابل پیش‌بینی دارد که می‌تواند از منابع مختلفی از جمله ماشین‌آلات، ترافیک، فرآیندهای صنعتی یا سایر عوامل محیطی ناشی شود. در زمینه‌های مختلف، مانند فیزیک، الکترونیک و ارتباطات، نویز ممکن است به تغییرات یا تداخل تصادفی اشاره نماید که می‌تواند سیگنال‌ها یا انتقال داده‌ها را تحت تأثیر قرار دهد. بنابراین اغلب تلاش می‌شود تا نویز را در تنظیمات مختلف به حداقل رساند یا کنترل کرد تا آلودگی صوتی کاهش یابد [۲]. از مهم‌ترین منابع ایجاد نویز می‌توان به دستگاه‌ها و تجهیزاتی مثل کمپرسورها، ژنراتورها و سیستم‌های تهویه مطبوع مثل فن‌ها و دمنده‌ها و نویز جت‌ها اشاره کرد.

در معرفی نویز جت می‌توان گفت که نوعی نویز است که از اختلاط آشفته گازهای خروجی پرسرعت با هوای اطراف در نازل موتور جت ایجاد می‌شود [۳]. در سال‌های اخیر، با افزایش تعداد هواپیماها و همچنین احداث فرودگاه‌های جدید در مجاورت شهرها، محدودیت‌های سطح فشار صوت<sup>۶</sup> به یک چالش اساسی برای سازندگان هواپیما و موتورها تبدیل شده است. چهار منبع اصلی نویز در جت‌های مافوق صوت وجود دارد: نویز اختلاط آشفته<sup>۷</sup>، نویز مرتبط با شوک پهن‌بند<sup>۸</sup>، انتشار موج ماخ<sup>۹</sup> و نویز تشدید فرکانس بالا<sup>۱۰</sup> [۴]. نویز اختلاط آشفته هم در جت‌های مافوق صوت و هم در جت‌های مادون صوت یافت می‌شود و در اثر آشفته‌گی در لایه برشی جت ایجاد می‌شود. نویز اختلاط آشفته،

منبع غالب نویز در جهت پایین دست<sup>۱۱</sup> است. آشفته‌گی در لایه اختلاط جت باعث ایجاد نوسانات فشار و در نتیجه تولید نویز می‌شود. این نویز ناشی از تداخل امواج صوتی تولیدشده در اثر آشفته‌گی‌های مختلف در لایه اختلاط است. نویز مرتبط با شوک پهن‌بند اساساً توسط گرداب‌های متلاطم ایجاد می‌شود. انتشار موج ماخ، نویزی است که توسط گردابه‌های آشفته در لایه برشی با سرعت همرفتی فراصوتی<sup>۱۲</sup> نسبت به محیط اطراف تولید می‌شود. در نهایت، نویز تشدید فرکانس بالا یک پدیده بازخورد رزونانسی است که توسط تعامل ساختارهای متلاطم مقیاس بزرگ و المان‌های شوک ایجاد می‌شود [۴].

روش‌های تجربی، داده‌های ضروری را برای درک، توصیف و کاهش نویز جت در هواپیماها فراهم می‌کنند. این روش‌ها، شبیه‌سازی‌های عددی را تکمیل کرده و در تلاش گسترده‌تری برای رسیدگی به نگرانی‌های زیست‌محیطی و افزایش پایداری صنعت هوانوردی مشارکت دارند. با این حال چالش‌هایی چون هزینه و منابع، پیچیدگی اندازه‌گیری‌ها در آزمایش‌های نویز جت و نگرانی‌های ایمنی در شرایط عملیاتی در برابر روش‌های تجربی در حوزه جت نویز هواپیما وجود دارد و این امر اهمیت روش‌های عددی در این حوزه را برجسته می‌سازد.

از متداول‌ترین روش‌های شبیه‌سازی عددی جت نویز هواپیما می‌توان به روش‌هایی چون شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ<sup>۱۳</sup> [۵]، مدل‌سازی با معادلات ناویر-استوکس متوسط‌گیری شده رینولدز<sup>۱۴</sup> [۶]، رویکرد اوپلری- لاگرانژی<sup>۱۵</sup> [۷]، روش المان‌مرزی<sup>۱۶</sup> [۸]، و روش فاکس-ویلیامز-هاوکینگز<sup>۱۷</sup> اشاره کرد [۹]. از مطالعات عددی که با روش گردابه‌های بزرگ بر روی

جت نویز انجام شده می‌توان به کارهای زیر اشاره کرد. اوزون و همکارانش در سال ۲۰۰۴ به بررسی ترکیب روش‌های آکوستیکی انتگرالی<sup>۱۸</sup> با شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ برای پیش‌بینی نویز جت پرداختند. آن‌ها محاسبات نویز را برای جت با ماخ ۰/۹، رینولدز ۴۰۰۰۰۰ ارائه کردند و نتایج را با یکدیگر و همچنین با نتایج آزمایش‌ها در شرایط جریان مشابه مقایسه کردند. نتایج آن‌ها نشان داد که روش‌های آکوستیکی انتگرالی، نتایج مشابهی با روش انتگرال حجمی (که همان قیاس آکوستیک لایتهیل<sup>۱۹</sup> است) با هزینه بسیار کمتر ارائه می‌دهد [۱۰].

توکر در سال ۲۰۰۸ به بررسی نقش مدل‌های شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ بر روی جت نویز پرداخت و نشان داد که در شبیه‌سازی‌های کاربردی جریان جت، عواملی مانند تعریف دقیق شرایط مرزی، مدل‌سازی جریان در نزدیکی دیواره و ساختار شبکه محاسباتی نسبت به انتخاب نوع خاصی از مدل شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ، اهمیت بیشتری دارند. او همچنین استدلال کرد که در شرایط واقعی جریان جت با سرعت و دمای بالا، جداسازی اثرات ناشی از روش‌های عددی از اثرات مدل شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ بسیار دشوار است و در برخی موارد، شبیه‌سازی بدون استفاده از مدل شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ می‌تواند به نتایج بهتری منجر شود [۱۱].

لابی و همکارانش در سال ۲۰۱۲ به بررسی یک روش ترکیبی شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ-آیروآکوستیک محاسباتی<sup>۲۰</sup> برای پیش‌بینی نویز جت پرداختند. آن‌ها یک رویکرد جدید برای شبیه‌سازی تولید و انتشار صدا با استفاده از استراتژی تجزیه دامنه برای مسائل آیروآکوستیک معرفی کردند [۱۲].

باستی و نیکلاس در سال ۲۰۱۴ به بررسی و تجزیه و تحلیل شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ برای مدل‌سازی منبع در نویز جت پرداختند. آن‌ها در این مطالعه، یک شبیه‌سازی گردابی بزرگ را از یک جت مافوق صوت، داغ و تک جریان برای استخراج آمار دونقطه‌ای مربوط به مدل‌سازی منبع در نویز جت، تحلیل کردند. تحلیل آن‌ها بر اساس قیاس صوتی تعمیم‌یافته انجام شد و شامل معرفی یک تخمین‌گر نویز مبتنی بر انتگرال حجمی و نشان دادن ارتباط بین فشارهای صوتی در میدان دور و تابع همبستگی<sup>۲۱</sup> دونقطه‌ای منابع در قیاس صوتی بود [۱۳].

نیر و همکارانش در سال ۲۰۱۵ تجزیه و تحلیل تناوب نویز جت مافوق صوت با شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ همگام شده را بررسی کردند. آن‌ها نشان دادند که فرکانس‌های بالاتر از سیگنال منبع در جهتی عمود بر محور جت از محل منبع باقی می‌مانند و بعلاوه داده‌ها برجستگی نسبی باندهای مختلف فرکانس در جهات خاص و انسجام فضایی آن‌ها را نشان می‌دهد [۱۴].

محک و همکارانش در سال ۲۰۱۷ روش مقرون به صرفه هیبریدی نوع ناویر-استوکس میانگین‌گیری شده رینولدز/ شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ برای پیش‌بینی تلاطم جت و نویز را پیشنهاد دادند. آن‌ها پردازش نویز را با استفاده از رویکرد فاکس ویلیامز-هاوکینگز انجام دادند. شبیه‌سازی‌های آن‌ها برای اعداد ماخ ۰/۷۵ و ۰/۸۷ (سرد و گرم) ساخته شده بود. نتایج برای سطح کلی فشار صوت در ۲ تا ۳ درصد اندازه‌گیری‌ها مشاهده و جهت‌گیری صدا نیز برای هر دو مورد به دقت ثبت گردید. آن‌ها نتیجه گرفتند که شبیه‌سازی رینولدز پایین می‌تواند در صرفه‌جویی در زمان و هزینه مفیدتر باشد و در عین حال نتایج نسبتاً دقیقی ارائه دهد [۱۵].

ویجا در سال ۲۰۱۹ به بررسی یک روش آکوستیک پیشرفته همراه با شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ مرتبه بالا برای تحلیل نویز جت پرداخت. او بر توسعه یک چهارچوب ترکیبی برای شبیه‌سازی انتشار نویز پیچیده جت متمرکز بود. این چهارچوب شامل دو مرحله کلیدی بود: ابتدا، محاسبه منابع صوتی با استفاده از یک حلگر حجم محدود برای شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ و سپس، انتقال این منابع به یک حلگر معادلات اغتشاش صوتی برای شبیه‌سازی انتشار امواج صوتی [۱۶].

هورنر و همکارانش در سال ۲۰۲۱ تأثیر تغییر شکل‌های لبه انتهایی<sup>۲۲</sup> بر جریان جت و نویز را با روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ بررسی کردند. آن‌ها از شبیه‌سازی‌های گردابی بزرگ برای بررسی پتانسیل تغییر شکل‌های لبه انتهایی برای کاهش نویز جت استفاده کردند. آن‌ها نتیجه گرفتند که برای پیکربندی‌های در نظر گرفته شده، به نظر نمی‌رسد تغییر شکل‌های لبه انتهایی تأثیر قابل توجهی بر نویز داشته باشد [۱۷].

مراتیلا و همکارانش در سال ۲۰۲۳ به آنالیز نویز جت نصب‌شده با استفاده از روش ترکیبی شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ/معادلات اغتشاش آکوستیکی با مرتبه بالا پرداختند. هدف از انجام پژوهش آن‌ها، مطالعه دینامیک جریان و خصوصیات آکوستیکی جت برای پیش‌بینی نویز حاصل از جت خروجی در فواصل مختلف است. آن‌ها تأکید کردند که منابع صوتی اولیه به دلیل گردابه جت منحصراً در داخل ستون جت تولید می‌شوند. از آنجایی که این‌ها منابع آشفته اصلی هستند، وجود صفحه تخت در دامنه، تأثیر قابل توجهی بر تولید آن‌ها ندارد. برای این مورد خاص، ممکن است جت فقط

در مرحله شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ شبیه‌سازی شود. در این مرحله، صفحه تخت تنها در معادلات اغتشاش آکوستیکی ترکیب می‌شود. این ترکیب می‌تواند تأثیر قابل توجهی بر انتشار صدا و اثرات متقابل جت-سطح داشته باشد [۱۸].

در رساله ارائه‌شده توسط مایکل زاکی در سال ۲۰۲۴ روش‌های تحلیل عددی نویز با استفاده از مدل شبیه‌سازی گردابه‌های جداشده تأخیری<sup>۲۳</sup> و مدل آکوستیکی فاکس-ویلیامز-هاو کینگز بررسی شده‌است، که بر روی پیش‌بینی نویز میدان دور در شرایط واماندگی در پروفیل ناکا ۲۴۰۰۱۲ متمرکز است. نتایج نشان می‌دهد که روش ترکیبی دینامیک سیالات محاسباتی-آیروآکوستیک محاسباتی می‌تواند مکانیزم‌های نویز ناشی از جریان‌های گردابه‌ای را با دقت بالایی شبیه‌سازی کند. این تحقیق از مدل شبیه‌سازی گردابه‌های جداشده تأخیری به‌عنوان یک روش هیبریدی استفاده کرده که دقت بیشتری نسبت به معادلات ناویر-استوکس متوسط‌گیری شده رینولدز در حل جریان‌های ناپایدار و جداشده دارد. نویز محاسبه‌شده با داده‌های تجربی مقایسه شده و میانگین انحراف اندکی در برخی شرایط مشاهده شده است [۱۹].

در سال ۲۰۲۴ سیمونه جاکرینی به بررسی استفاده از روش‌های پیشرفته دینامیک سیالات محاسباتی برای تحلیل نویز جت و کاهش آن در نازل‌های هواپیما پرداخته‌است. روش‌های شبیه‌سازی گردابه‌های جداشده تأخیری و مدل‌های عددی آکوستیک برای مطالعه نویز در نازل‌های گرد و دندانه‌دار<sup>۲۵</sup> استفاده شده‌اند. این مطالعه به شناسایی سازوکارهای فیزیکی کاهش نویز، از جمله طراحی الگوهای دندانه در

نازل‌های دنداندار، کمک می‌کند. همچنین شبیه‌سازی‌های دقیق با استفاده از ابزارهای متن‌باز مانند این-فوم<sup>۲۶</sup> انجام شده که نشان‌دهنده امکان‌پذیری استفاده از کدهای متن‌باز برای پیش‌بینی دقیق ویژگی‌های آیرودینامیکی و آکوستیکی است. نتایج این تحقیق تأکید بر اهمیت انتخاب مش‌بندی مناسب و روش‌های شبیه‌سازی برای تحلیل دقیق نویز جت دارد [۲۰].

## ۲. روابط حاکم

روابط حاکم بر دینامیک جریان سیال معادلات پیوستگی و مومنتوم و انرژی هستند که به صورت زیر بیان می‌گردد [۲۱]:

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} u_i \tilde{u}_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (۱)$$

$$\frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{u}_i)}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial \bar{\sigma}_{ij}}{\partial x_j} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (۲)$$

$$\frac{\partial (\bar{\rho} e_o)}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} e_o \tilde{u}_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial (\bar{p} \tilde{u}_i)}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( C_p \frac{\mu}{Pr} \frac{\partial \tilde{T}}{\partial x_j} + q_j \right) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \tilde{u}_i (\bar{\sigma}_{ij} + \tau_{ij}) \right) \quad (۳)$$

در معادلات ارائه شده،  $\rho$  نشان‌دهنده چگالی سیال،  $t$  زمان و  $u_j$  و  $u_i$  مؤلفه‌های سرعت در جهت‌های مختلف می‌باشد  $p$  فشار،  $\sigma_{ij}$  تانسور تنش لزج و  $\tau_{ij}$  تنش برشی است.  $e_o$  انرژی کل سیستم را نشان می‌دهد، درحالی‌که  $C_p$  ضریب گرمای ویژه در فشار ثابت،  $\mu$  ویسکوزیته دینامیکی و  $Pr$  عدد پرانتل می‌باشد. همچنین  $T$  دما و  $q_j$  شار حرارتی را نشان می‌دهد.

برای روش شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده<sup>۲۷</sup>، روابط به

شکل زیر تغییر می‌کنند:

$$Y_K = \rho k^{2/3} / l_{les} \quad (۴)$$

$$l_{les} = \min (l_{rke}, l_{les}) \quad (۵)$$

$$l_{rke} = k^{2/3} / \varepsilon \quad (۶)$$

$$l_{les} = C_{des} \Delta_{max} \quad (۷)$$

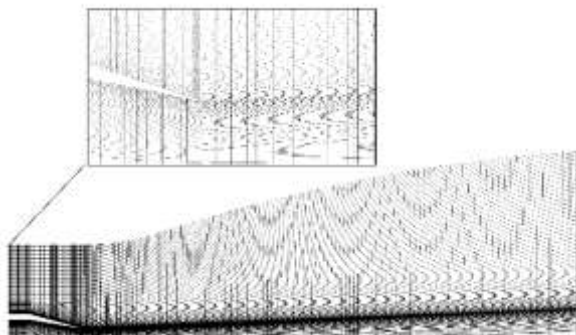
$$l_{les} = l_{rke} - f_d \max (0, l_{rke} - C_{des} \Delta_{max}) \quad (۸)$$

در معادلات مربوط به شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده،  $Y_K$  نرخ اتلاف انرژی جنبشی آشفتگی،  $k$  انرژی جنبشی آشفتگی و  $l_{les}$  مقیاس طول شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده است.  $l_{rke}$  مقیاس طول RANS،  $\varepsilon$  نرخ اتلاف انرژی جنبشی آشفتگی و  $C_{des}$  ثابت کالیبراسیون مدل با مقدار ۰/۶۱ می‌باشد.  $\Delta_{max}$  حداکثر اندازه شبکه محاسباتی و  $f_d$  تابع اصلاح فاصله از دیوار را نشان می‌دهد.

این معادلات نشان می‌دهند که مدل شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده از یک رویکرد ترکیبی استفاده می‌کند که بین مدل‌سازی نایر-استوکس متوسط‌گیری شده رینولدز و شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ بر اساس مقیاس طول محاسبه شده تغییر می‌کند. این امر به مدل اجازه می‌دهد تا در نزدیکی دیواره‌ها از رویکرد نایر-استوکس متوسط‌گیری شده رینولدز و در مناطق دور از دیواره از رویکرد شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ استفاده کند، که منجر به بهبود دقت در پیش‌بینی جریان‌های پیچیده می‌شود [۲۲].

## ۳. روند حل عددی و شرایط مرزی

در مطالعه حاضر از نرم‌افزار حل عددی آنسیس-فلوئنت



شکل ۲. شبکه‌بندی هندسه

### ۳-۲. بررسی استقلال حل از شبکه در مدل‌سازی

#### جریان

در این مطالعه، استقلال حل از شبکه برای مدل‌سازی جریان مش در نرم‌افزار انسیس-فلونت برای چهارمش به ترتیب  $1.8 \times 10^5$ ،  $2.88 \times 10^5$ ،  $4.2 \times 10^5$  و  $5.76 \times 10^5$  المان را شامل می‌شوند.

با توجه به نمودار ارائه‌شده، تفسیر و تحلیل استقلال حل از شبکه به شرح زیر است:

-روند کلی نمودار نشان می‌دهد که با افزایش تعداد المان‌ها، تغییرات در فشار استاتیک کاهش می‌یابد.

-بین دونقطه آخر ( $4.2 \times 10^5$  و  $5.5 \times 10^5$  المان) تغییرات بسیار کم است، که نشان‌دهنده نزدیک شدن به استقلال حل از شبکه است.

-در این نمودار، با توجه به تغییرات کم بین دونقطه آخر، حل تقریباً مستقل از شبکه شده است.

-تغییرات فشار استاتیک بین شبکه  $4.2 \times 10^5$  و  $5.5 \times 10^5$  المان حدود ۰/۰۳ درصد است که بسیار ناچیز است.

-این تغییر کوچک نشان می‌دهد که افزایش بیشتر تعداد المان‌ها تأثیر قابل‌توجهی بر دقت نتایج نخواهد داشت.

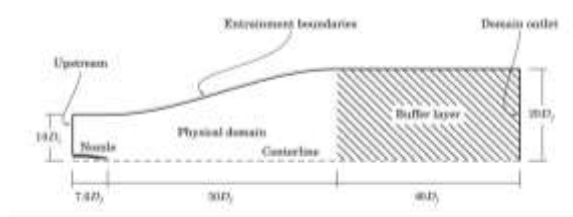
-شبکه با  $4.2 \times 10^5$  المان به‌عنوان شبکه بهینه

که از روش‌های انتگرالی بر مبنای لایتهیل مانند فاکس-ویلیام-هاوکینگز برای محاسبه نویز استفاده می‌کند، استفاده‌شده است. حلگر استفاده‌شده با توجه به مدل فاکس-ویلیامز-هاوکینگز بر مبنای چگالی است و نتایج خروجی با فرض شرایط ناپایا و با استفاده از الگوریتم حل کوپل<sup>۲۸</sup> صورت گرفته است. با توجه به چرخش<sup>۲۹</sup> زیاد در جریان، برای گسسته‌سازی عبارات جابجایی از طرح عددی سریع<sup>۳۰</sup> استفاده‌شده است [۲۳].

### ۳-۱. هندسه و تولید شبکه محاسباتی

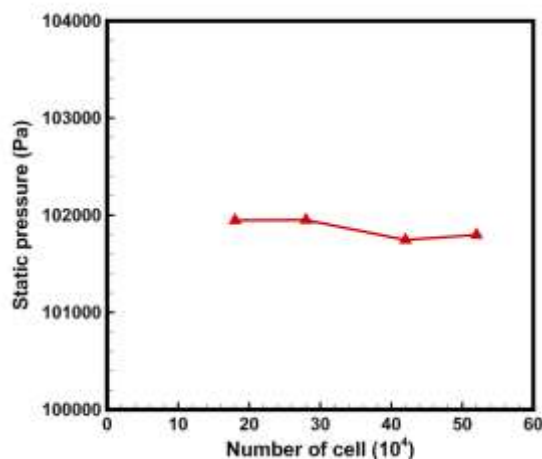
در شکل ۱ نمایی از ابعاد هندسه‌ی نازل جت مرجع [۲۱] بهمراه دامنه محاسباتی و در شکل ۲ شبکه‌بندی انجام‌شده در این پژوهش قابل‌مشاهده است. جهت تحلیل جریان شبکه‌بندی دامنه حل توسط نرم‌افزار انسیس مشینگ<sup>۳۱</sup> به‌صورت با سازمان<sup>۳۲</sup> انجام‌شده است. و تعداد  $4.2 \times 10^5$  المان استفاده شده است.

مش محاسباتی مورد استفاده برای محاسبه دوبعدی شامل  $4.2 \times 10^5$  المان چهارضلعی است که در نزدیکی دیواره نازل قرار گرفته و روی لایه برشی جت متمرکز شده‌اند.



شکل ۱. هندسه نازل و میدان محاسباتی [۲۱]

انتخاب شده است و برای ادامه مطالعه مناسب است، زیرا استقلال حل از شبکه را تا حد قابل قبولی تأمین می‌کند.



شکل ۳. نمودار استقلال حل از شبکه برحسب ۴ مش رسم شده

جدول ۱. مشخصات جریان

شماره	پارامتر	مقادیر
۱	$U_j / c_\infty$	۰/۷۵
۲	$T_j / T_\infty$	۱/۰
۳	$P_\infty$	۱۰۱۳۰۰ پاسکال
۴	$\rho_\infty$	۱.۲۲۵۵۶۱ کیلوگرم بر متر مکعب
۵	$c_\infty$	۳۴۰.۱۷۴ متر بر ثانیه
۶	$U_\infty$	۰.۰ متر بر ثانیه
۷	$T_\infty$	۲۸۸.۰ کلوین
۸	$T_\theta$	۳۲۰.۴ کلوین
۹	$Re_{D^*}$	۵۰۰۰۰

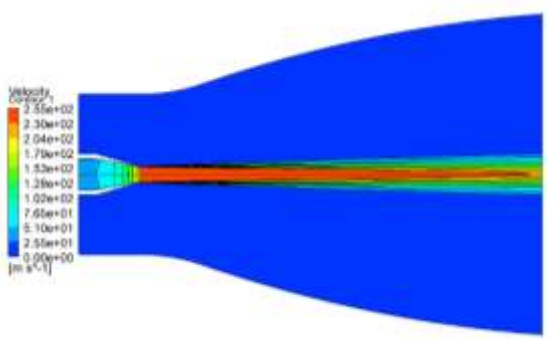
### ۳-۳. شرایط مرزی

در این مقاله، پس از تعریف مدل‌های مورد استفاده، که با اعمال آن‌ها معادلات حاکم بر مسئله مشخص می‌شود، به تعیین شرایط مرزی<sup>۳۳</sup> پرداخته شده است. مرزهای ورودی با نوع فشار میدان دور<sup>۳۴</sup> تعریف شده‌اند که نمایانگر جریان با ماخ ورودی ۰/۷۵ و فشار و دمای مشخص وارد دامنه سیالاتی اطراف نازل جت می‌شوند.

برای خروجی‌ها در دامنه سیالاتی طراحی شده، شرط فشار خروجی<sup>۳۵</sup> با وجود فشار جو در نظر گرفته شده است. برای دیواره‌های نازل، شرایط دیواره<sup>۳۶</sup> با اعمال مقدار مومنوم عدم لغزش و شرط حرارتی آدیاباتیک در نظر گرفته شده‌اند.

### ۳-۴. حل جریان

در شکل‌های زیر کانتورهای پارامترهای جریان در دامنه سیالاتی اطراف نازل با توجه به محور<sup>۳۷</sup> به صورت متقارن محوری ترسیم شده‌اند.



شکل ۵. کانتور سرعت خروجی از نازل

با توجه به کانتور سرعت ارائه شده، توزیع سرعت و جریان به صورت زیر است:

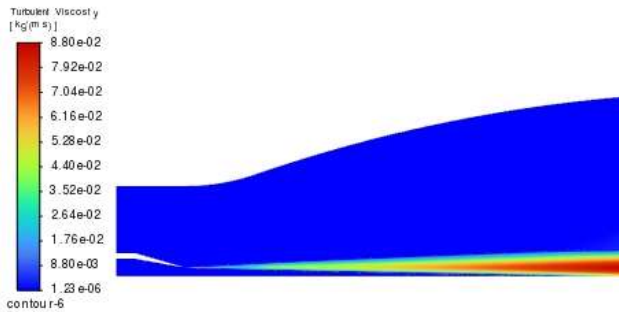
۱. سرعت در هسته پتانسیل تقریباً ثابت و برابر با سرعت خروجی نازل است.

۲. در لایه برشی، گرادیان شدید سرعت وجود دارد که با تغییر رنگ از قرمز به آبی مشخص است.

۳. با حرکت به سمت پایین دست، سرعت محوری کاهش می‌یابد که با تغییر رنگ از قرمز به نارنجی و زرد مشخص است.

پدیده‌های جریان و منابع نوین:

۱. ناپایداری‌های کلوین-هلمهولتز<sup>۳۸</sup> در لایه برشی که منجر به تشکیل ساختارهای گردابه‌ای مقیاس بزرگ می‌شود.



شکل ۷. کانتور آشفته ویسکوزیته در اطراف نازل جت

شکل ۷ کانتور ویسکوزیته آشفتگی را در اطراف یک نازل جت نشان می‌دهد.

-بیشترین مقدار ویسکوزیته آشفتگی (رنگ قرمز) در لایه برشی جت مشاهده می‌شود.

-یک لایه برشی بین جریان سریع جت و محیط اطراف تشکیل شده است.

-این لایه برشی محل اصلی تولید آشفته است، که با ویسکوزیته آشفتگی بالا مشخص می‌شود.

-افزایش تدریجی ویسکوزیته آشفتگی در طول جت نشان‌دهنده اختلاط بیشتر بین جت و محیط اطراف است.

این کانتور به‌طور کلی نشان می‌دهد که چگونه ویسکوزیته آشفتگی در اطراف یک جت خروجی از نازل توزیع می‌شود. این اطلاعات برای درک بهتر مکانیزم‌های اختلاط، انتقال مومنتوم و انرژی در جریان‌های جت بسیار مفید است. همچنین می‌تواند در بهینه‌سازی طراحی نازل‌ها و پیش‌بینی عملکرد سیستم‌های پیش‌رانش جت مورد استفاده قرار گیرد.

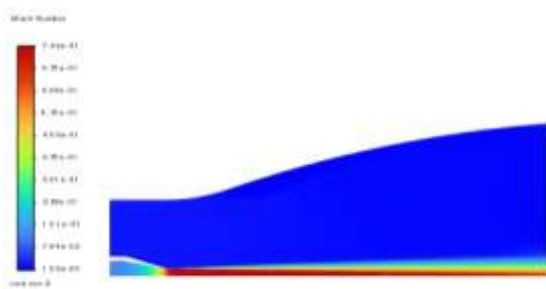
#### ۴. نتایج

در این قسمت نتایج حاصل از شبیه‌سازی بررسی می‌گردند.

۲. شکست ساختارهای مقیاس بزرگ به ساختارهای کوچک‌تر که منبع اصلی نویز با فرکانس بالا است.

۳. تداخل ساختارهای آشفته با یکدیگر و با جریان میانگین که منجر به تولید نویز می‌شود.

شکل ۶ کانتور عدد ماخ خروجی از نازل را نشان می‌دهد و با توجه به مقادیر به دست آمده مشاهده می‌شود مقدار ماخ در گلوگاه نازل به ۰/۷۵ رسیده است.



شکل ۶. کانتور عدد ماخ خروجی از نازل

با توجه به کانتور عدد ماخ ارائه شده توزیع سرعت و جریان به صورت زیر است:

-سرعت در مرکز جت (هسته پتانسیل) بیشترین مقدار را دارد.

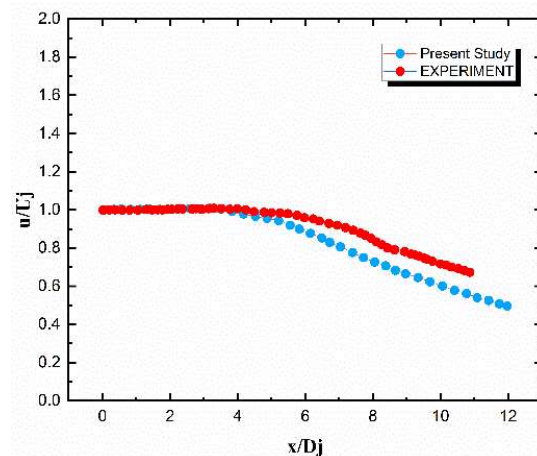
-در لایه برشی<sup>۳۹</sup>، گرادیان سرعت شدید است و با حرکت از مرکز به سمت اطراف، سرعت به تدریج کاهش می‌یابد.

-با افزایش فاصله از نازل، عرض جت افزایش می‌یابد و سرعت مرکزی کاهش می‌یابد.

-جریان در مرکز جت تقریباً موازی با محور است، اما در لایه برشی مؤلفه‌های شعاعی نیز وجود دارند.

-حداکثر عدد ماخ: در تصویر، حداکثر عدد ماخ ۰/۷۴۹ است که تقریباً با عدد ماخ ۰/۷۵ در مرجع [۲۱]

مطابقت دارد (خطای کمتر از ۰/۲ درصد).



شکل ۸. پروفیل خط مرکزی سرعت محوری [۲۴]

شکل ۸ پروفیل خط مرکزی سرعت محوری می‌باشد. محور عمودی  $(u/U_j)$  نسبت سرعت محوری به سرعت خروجی جت را نشان می‌دهد. محور افقی  $(x/D_j)$  فاصله از خروجی نازل را برحسب قطر جت نشان می‌دهد. نتایج مطالعه حاضر با داده‌های ناسا [۲۴] نشان می‌دهد:

۱- ناحیه هسته پتانسیل:  $(x/D_j=4-0)$  که سرعت تقریباً ثابت است  $(u/U_j \approx 1)$ .

در این ناحیه، نویز اختلاط آشفته غالب است.

۲- ناحیه انتقال:  $(x/D_j=4-6)$  که سرعت محوری شروع به کاهش می‌کند.

۳- ناحیه توسعه‌یافته:  $(x/D_j > 6)$  در این ناحیه شیب کاهش سرعت محوری افزایش یافته است.

۴- انتهای ناحیه اندازه‌گیری:  $(x/D_j=12)$  سرعت به حدود ۵۰٪ سرعت اولیه کاهش یافته است.

نویز فرکانس پایین در این ناحیه غالب می‌شود.

برای جمع‌بندی موارد زیر را می‌توان ارائه داد:

۱. تطابق کلی: هر دو مجموعه داده روند مشابهی را نشان می‌دهند.

۲. ناحیه هسته پتانسیل: تطابق بسیار خوب بین همه

داده‌ها مقدار خطا  $> 1\%$  می‌باشد.

۳. ناحیه انتقال: شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده (مطالعه حاضر) کمی زودتر از داده‌های تجربی کاهش سرعت را نشان می‌دهد و مقدار خطا ۸٪ است.

۴. ناحیه توسعه‌یافته: مطالعه حاضر نسبت به نتایج تجربی کاهش سرعت بیشتری را نشان می‌دهند و مقدار خطا ۱۲٪ است.

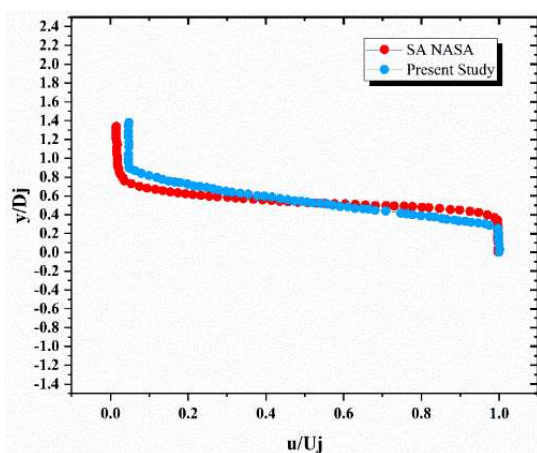
دلایل خطا می‌تواند شامل موارد زیر باشد:

۱. محدودیت‌های مدل آشفتگی در روش شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده.

۲. تفاوت در شرایط مرزی بین شبیه‌سازی و آزمایش.

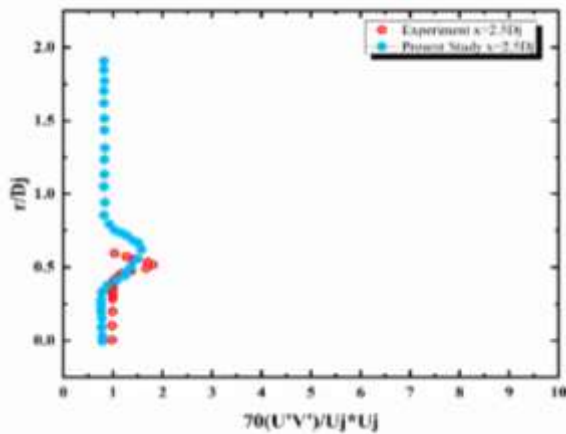
۳. عدم قطعیت‌های اندازه‌گیری در داده‌های تجربی.

این تحلیل نشان می‌دهد که روش شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده به‌کاررفته در مطالعه حاضر، به‌طور کلی نتایج قابل قبولی را در مقایسه با داده‌های تجربی ارائه می‌دهد، اما در نواحی دورتر از خروجی نازل، تفاوت‌هایی وجود دارد که می‌تواند ناشی از عوامل ذکر شده در بخش دلایل خطا باشد.



شکل ۹. پروفیل‌های شعاعی سرعت محوری بر حسب  $y/D_j$  در مقایسه با داده‌های مرجع [۲۴]

این نمودار پروفیل‌های شعاعی سرعت محوری (شکل ۹) را برای یک جت نازل با عدد ماخ ۰/۷۵

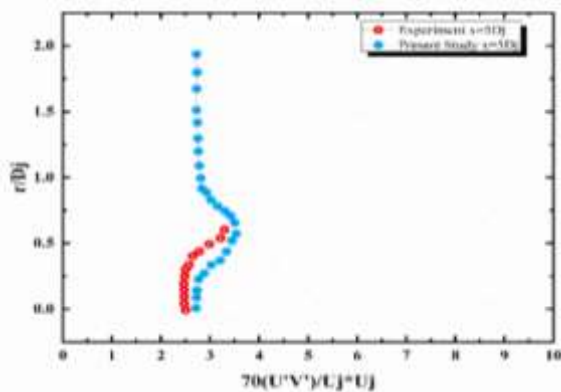


شکل ۱۰. پروفیل‌های شعاعی همبستگی UV پیش‌بینی شده و اندازه‌گیری شده برای (x=2.5Dj) نسبت به داده‌های تجربی

[۲۱]

مطالعه حاضر تطابق نسبتاً خوبی با داده‌های تجربی نشان می‌دهد، اما مقدار پیک را کمی بیشتر از مقدار واقعی پیش‌بینی می‌کند. لایه برشی در این فاصله هنوز بسیار نازک است.

با افزایش فاصله محوری از خروجی نازل، شدت همبستگی سرعت نوسانی (U'V') افزایش می‌یابد و پروفیل شعاعی آن گسترش می‌یابد. این پدیده نشان‌دهنده افزایش شدت آشفتگی و گسترش لایه برشی جت به سبب فاصله از نازل است.



شکل ۱۱. پروفیل‌های شعاعی همبستگی UV پیش‌بینی شده و اندازه‌گیری شده برای (x=5Dj) در مقایسه با داده‌های تجربی

مرجع [۲۱]

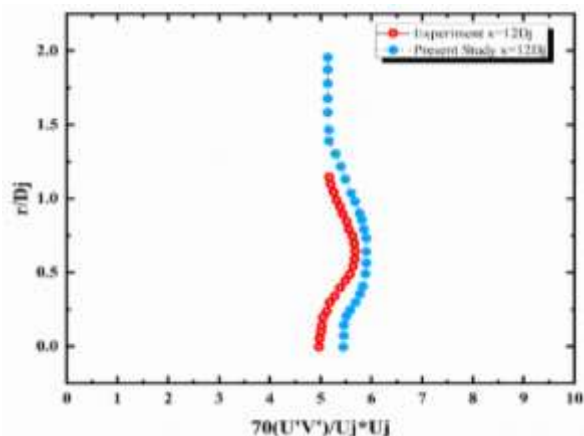
در فاصله x=5Dj، پروفیل همبستگی پهن‌تر شده و

نشان می‌دهد که با استفاده از روش شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده شبیه‌سازی شده است. محور افقی (u/Uj) نسبت سرعت محوری به سرعت خروجی جت را نشان می‌دهد، در حالی که محور عمودی (y/Dj) نسبت فاصله شعاعی به قطر جت را نمایش می‌دهد. محور تقارن نمودار در y/Dj=0.5 قرار دارد که مرکز جت را نشان می‌دهد. در مرکز جت، سرعت محوری به حداکثر مقدار خود (u/Uj ≈ 0.5) می‌رسد و این ناحیه منبع اصلی تولید نویز اختلاط آشفته است.

(0 < y/Dj < 1) لایه‌های برشی داخلی و (0.5 < y/Dj < 1) دارای گرادینان سرعت شدیدی هستند و منبع اصلی نویز پهن‌بند و فرکانس بالا محسوب می‌شوند. در لبه‌های جت (y/Dj ≈ 0 و y/Dj ≈ 1)، کاهش سریع سرعت مشاهده می‌شود که محل تشکیل ساختارهای گردابه‌ای مقیاس بزرگ است. خارج از جت (y/Dj < 0) و (y/Dj > 1)، سرعت به صفر نزدیک می‌شود و این نواحی بر نویز فرکانس پایین تأثیرگذارند. مقایسه نتایج مطالعه حاضر با داده‌های ناسا [۲۴] نشان می‌دهد که تطابق کلی خوبی وجود دارد، اما تفاوت‌هایی به‌ویژه در لایه‌های برشی و مناطق خارجی جت مشاهده می‌شود. این تفاوت‌ها می‌تواند ناشی از تفاوت در مدل‌های آشفتگی، شرایط مرزی و پارامترهای شبیه‌سازی باشد و ممکن است بر پیش‌بینی دقیق طیف نویز آکوستیکی، به‌خصوص در فرکانس‌های متوسط و بالا، تأثیرگذار باشد.

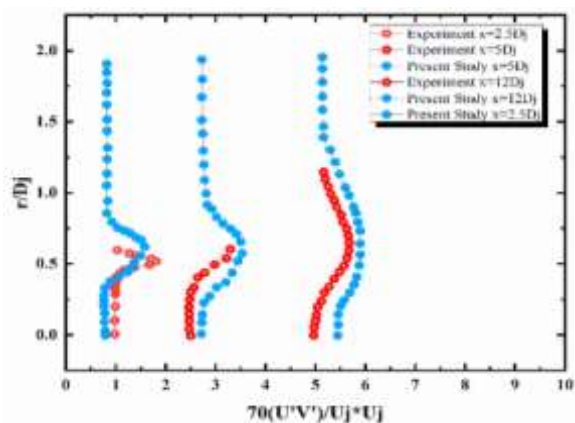
در فاصله x=2.5Dj از خروجی نازل، پروفیل همبستگی UV نسبتاً باریک است. حداکثر مقدار همبستگی در حدود ۱.۵ (70(U'V')/Uj\*Uj) است.

حداکثر مقدار آن به حدود ۳ افزایش یافته است. مطالعه حاضر روند کلی را به خوبی پیش‌بینی می‌کند، اما در نزدیکی محور جت ( $r/D_j \approx 0$ ) مقادیر را بیشتر از داده‌های تجربی تخمین می‌زند. گسترش جت در این فاصله قابل توجه است.



شکل ۱۲. پروفیل‌های شعاعی همبستگی  $uv$  پیش‌بینی شده و اندازه‌گیری شده برای ( $x=12D_j$ ) [۲۱]

در فاصله  $x=12D_j$ ، پروفیل همبستگی بسیار پهن‌تر شده و حداکثر مقدار آن به حدود ۵.۵ رسیده است. مطالعه حاضر روند کلی را خوب پیش‌بینی می‌کند، اما در نزدیکی محور جت و در لبه‌های خارجی، اختلافاتی با داده‌های تجربی وجود دارد. جت در این فاصله کاملاً توسعه یافته است.



شکل ۱۳. پروفیل‌های شعاعی همبستگی  $uv$  پیش‌بینی شده و اندازه‌گیری شده برای ( $x=12D_j$  و  $x=5D_j$ ،  $x=2.5D_j$ ) [۲۱]

شکل ۱۳ پروفیل‌های شعاعی همبستگی  $uv$  را در سه موقعیت محوری مختلف ( $70(U'V')/U_j*U_j$ ) برای یک جت خروجی ( $x=12D_j$ ،  $x=5D_j$ ،  $x=2.5D_j$ ) نشان می‌دهد. محور عمودی ( $r/D_j$ ) نسبت فاصله شعاعی به قطر جت را نشان می‌دهد، در حالی که محور افقی مقدار همبستگی نرمال شده  $uv$  را نمایش می‌دهد.

۱. گسترش جت: با حرکت جت به سمت جلو (افزایش  $x$ )، جت گسترش یافته و دهانه خروجی باز می‌شود. این را می‌توان از افزایش عرض پروفیل‌ها در موقعیت‌های محوری بالاتر مشاهده کرد.

۲. تغییرات شدت همبستگی: مقدار حداکثر همبستگی  $uv$  با افزایش فاصله از خروجی نازل ( $x$ ) افزایش می‌یابد. این نشان‌دهنده افزایش شدت آشفتگی و اختلاط در جت با فاصله گرفتن از نازل است.

۳. مقایسه نتایج تجربی و محاسباتی: نمودار نتایج مطالعه حاضر (خطوط آبی) را با داده‌های تجربی (نقاط قرمز) مقایسه می‌کند. به‌طور کلی، توافق خوبی بین نتایج محاسباتی و تجربی وجود دارد، اما برخی تفاوت‌ها نیز مشاهده می‌شود.

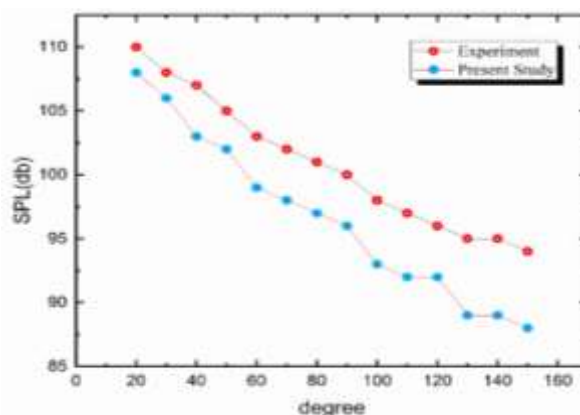
۴. تغییرات شکل پروفیل: با افزایش  $x$ ، شکل پروفیل‌ها تغییر می‌کند. در نزدیکی خروجی نازل ( $x=2.5D_j$ )، پروفیل‌ها نسبتاً باریک هستند، اما با افزایش فاصله، پهن‌تر و متقارن‌تر می‌شوند.

۵. لایه برشی: پیک‌های پروفیل‌ها نشان‌دهنده موقعیت لایه برشی جت هستند، جایی که بیشترین اختلاط و تنش رینولدز رخ می‌دهد. با افزایش  $x$ ، این لایه برشی گسترده‌تر می‌شود.

۶. دقت پیش‌بینی: مطالعه حاضر به‌طور کلی روند تغییرات را به خوبی پیش‌بینی می‌کند، اما در برخی

نقاط، مانند نزدیک محور جت در  $x=12D_j$ ، اختلافاتی با داده‌های تجربی وجود دارد.

۷. تقارن: پروفیل‌ها تقریباً متقارن هستند، که نشان‌دهنده توسعه متعادل جت در جهت شعاعی است. این نمودار اطلاعات ارزشمندی در مورد ساختار آشفتگی و اختلاط در جت خروجی ارائه می‌دهد و نشان می‌دهد که چگونه این ویژگی‌ها بافاصله از نازل تکامل می‌یابند.



شکل ۱۴. سطح فشار صوت برحسب زاویه قرارگیری اطراف خروجی نازل

شکل ۱۴ مقایسه‌ای بین سطح فشار صوتی برحسب درجه را برای دو مجموعه داده نشان می‌دهد: داده‌های آزمایشگاهی از منبع [۲۱] و نتایج مطالعه حاضر. نمودار برای ۱۴ دریافت‌کننده [۲۱] در زوایای مختلف رسم شده است.

۱. محدوده زاویه‌ای: نمودار از حدود ۲۰ درجه تا ۱۵۰ درجه را پوشش می‌دهد.
۲. محدوده سطح فشار صوت: مقادیر سطح فشار صوت از حدود ۹۰ دسی‌بل تا ۱۱۰ دسی‌بل متغیر است.
۳. روند کلی: هر دو منحنی روند نزولی مشابهی را نشان می‌دهند، که با افزایش زاویه، سطح فشار صوتی کاهش می‌یابد. این نشان می‌دهد که مدل عددی استفاده‌شده

در مطالعه حاضر، رفتار کلی انتشار صوت را به خوبی پیش‌بینی می‌کند.

۴. تطابق داده‌ها: نتایج مطالعه حاضر به‌طور کلی با داده‌های آزمایشگاهی همخوانی خوبی دارند، اما تفاوت‌هایی نیز مشاهده می‌شود.

-بیشترین میزان انحراف ۶ دسی‌بل می‌باشد و میانگین اختلاف سطح فشار صوت بین دو نمودار حدود ۴.۱۴ دسی‌بل است. این نشان می‌دهد که مطالعه حاضر به‌طور متوسط مقادیر سطح فشار صوت را حدود ۴.۱۴ دسی‌بل کمتر از داده‌های آزمایشگاهی پیش‌بینی می‌کند.

-تغییرات خطا با زاویه: درصد خطا در زوایای مختلف متفاوت است. بیشترین خطا در زوایای بالاتر ( $100^\circ$  و  $140^\circ$ ) مشاهده می‌شود که می‌تواند نشان‌دهنده نیاز به بهبود مدل در پیش‌بینی انتشار صوت در زوایای دورتر از محور جت باشد.

-دقت در زوایای مختلف: مدل در زوایای پایین (نزدیک به محور جت) دقت بیشتری دارد و با افزایش زاویه، اختلاف بین نتایج عددی و آزمایشگاهی افزایش می‌یابد.

-این مقایسه می‌تواند برای اعتبارسنجی و بهبود مدل‌های پیش‌بینی صوتی در جت‌ها استفاده شود.

-نتایج می‌تواند در طراحی بهتر سیستم‌های کاهش نویز و بهینه‌سازی عملکرد جت‌ها مفید باشد.

در مجموع، نتایج نشان می‌دهد که مطالعه حاضر توانسته است با دقت نسبتاً خوبی الگوی انتشار صوت جت را پیش‌بینی کند، اگرچه همچنان فرصت‌هایی برای بهبود، به‌ویژه در زوایای بالاتر، وجود دارد.

## ۵. نتیجه‌گیری

این پژوهش به بررسی عددی نویز انتشاری از یک نازل با ماخ ۰/۷۵ با استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی پرداخته است. هدف اصلی، ارزیابی توانایی مدل آشفتگی شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده در پیش‌بینی جریان و نویز جت بوده است. شبیه‌سازی با استفاده از نرم‌افزار انسیس-فلوئنت انجام شد و از روش فاکس-ویلیامز-هاوکینگز برای محاسبه انتشار صوت استفاده گردید.

نتایج شبیه‌سازی شامل پروفیل‌های سرعت، همبستگی uv، و سطح فشار صوتی با داده‌های تجربی مقایسه شد.

نتایج نشان داد که:

روش شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده توانایی خوبی در پیش‌بینی الگوی کلی جریان و انتشار صوت جت دارد. مقایسه با داده‌های تجربی نشان داد که مدل در پیش‌بینی سرعت محوری و همبستگی uv در نزدیکی خروجی نازل دقت خوبی دارد.

سطح فشار صوت پیش‌بینی شده برای مکان‌های ناظر دارای میانگین انحراف ۶.۰ دسی‌بل از سطوح اندازه‌گیری شده و برای اکثر مکان‌ها دارای انحراف حدود ۴ دسی‌بل است. داده‌های تجربی مورد استفاده برای اعتبار سنجی توسط آزمایشگاه آیرودینامیک پواتیه فرانسه [۲۱] ارائه شده‌اند.

پیش‌بینی سطح فشار صوتی با داده‌های آزمایشگاهی همخوانی نسبتاً خوبی داشت.

بیشترین اختلاف در پیش‌بینی سطح فشار صوت در زوایای نزدیک به محور جت و زوایای بالا مشاهده شد. این مطالعه نشان داد که روش شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده می‌تواند به‌عنوان یک ابزار مؤثر و کم‌هزینه‌تر

نسبت به شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ برای پیش‌بینی نویز جت مورد استفاده قرار گیرد، اگرچه همچنان نیاز به بهبود در برخی جنبه‌ها وجود دارد.

## ۶. فهرست علائم

تعریف	پارامتر/عبارت
ثابت کالیبراسیون مدل شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده	$C_{des}$
ضریب گرمای ویژه در فشار ثابت	$C_p$
قطر	$D$
شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده	DES
قطر جت	$D_j$
انرژی داخلی	$e$
انرژی کل	$e_o$
فرکانس	$f$
تابع اصلاح فاصله از دیوار	$f_a$
فاکس-ویلیامز-هاوکینگز	FW – H
انرژی جنبشی آشفتگی	$k$
طول	$L$
شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ	LES
مقیاس طول شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده	$l_{les}$
مقیاس طول RANS	$l_{rke}$
عدد ماخ	$M$
عدد ماخ جریان آزاد	$M_\infty$

$\varepsilon$	نرخ اتلاف انرژی جنبشی آشفتنگی
$\mu$	ویسکوزیته دینامیکی
$\rho$	چگالی
$\rho_{\infty}$	چگالی جریان آزاد
$\tau_{ij}$	تنش برشی

$P$	فشار
$P_0$	فشار سکون
Pr	عدد پراتل
$q_j$	شار حرارتی
$r$	شعاع
RANS	معادلات ناویر-استوکس متوسط‌گیری شده رینولدز
Re	عدد رینولدز
SPL	سطح فشار صوت
$T$	دما
$T_0$	دمای سکون
$t$	زمان
$U$	سرعت محوری
$u$	مؤلفه سرعت در جهت X
$U_{\infty}$	سرعت جریان آزاد
$U_j$	سرعت خروجی جت
$U'V'$	همبستگی نوسانات سرعت
$v$	مؤلفه سرعت در جهت Y
$w$	مؤلفه سرعت در جهت Z
$x$	موقعیت محوری
$y$	موقعیت شعاعی
$Y_k$	نرخ اتلاف انرژی جنبشی آشفتنگی
$\Delta_{max}$	حداکثر اندازه شبکه محاسباتی
$\sigma_{ij}$	تانسور تنش لزجت

- [1] Suter, Alice H. "Noise and its effects." In *Administrative conference of the United States*, vol. 14. 1991.
- [2] Fuchs, H. V., X. Zha, X. Zhou, and H. Drotleff. "Creating low-noise environments in communication rooms." *Applied Acoustics* 62, no. 12 (2001): 1375-1396.
- [3] Xu, Qiang. "Experimental Study of Jet Noise Characteristics of Series Connected Nozzles." In *Fluids Engineering Division Summer Meeting*, vol. 41995, pp. 223-226. 2005.
- [4] Martens, Steven, and Ludwig Haber. "Jet noise reduction for high speed exhaust systems." In *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*, vol. 43161, pp. 805-814. 2008.
- [5] Brès, Guillaume A., and Sanjiva K. Lele. "Modelling of jet noise: a perspective from large-eddy simulations." *Philosophical Transactions of the Royal Society A* 377, no. 2159 (2019): 20190081.
- [6] Azarpeyvand, Mahdi. "Some aspects of RANS based jet noise prediction." PhD diss., University of Southampton, 2008.
- [7] Melnikova, Valeriia G., Andrey S. Epikhin, and Matvey V. Kraposhin. "The eulerian–Lagrangian approach for the numerical investigation of an acoustic field generated by a high-speed gas-droplet flow." *Fluids* 6, no. 8 (2021): 274.
- [8] Proskurov, Stanislav, Michael Moessner, Roland Ewert, Markus Lummer, and Jan W. Delfs. "Fan noise shielding predictions with a coupled DG/FM-BEM method for installed aircraft engines." In *AIAA AVIATION 2021 FORUM*, p. 2167. 2021.
- [9] Alhawwary, Mohammad A., and Zhi J. Wang. "Implementation of a FWH approach in a high-order LES tool for aeroacoustic noise predictions." In *AIAA Scitech 2020 Forum*, p. 1724. 2020.
- [10] Uzun, Ali, Anastasios S. Lyrantzis, and Gregory A. Blaisdell. "Coupling of integral acoustics methods with LES for jet noise prediction." *International Journal of Aeroacoustics* 3, no. 4 (2004): 297-346.
- [11] Tucker, Paul. "The LES model's role in jet noise." *Progress in Aerospace Sciences* 44, no. 6 (2008): 427-436.
- [12] Labbe, Odile, Christophe Peyret, Gilles Rahier, and Maxime Huet. "A hybrid LES/CAA method applied to jet noise prediction." In *18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (33rd AIAA Aeroacoustics Conference)*, p. 2106. 2012.
- [13] Bassetti, Alessandro, and Joseph W. Nichols. "Analysis of LES for source modeling in jet noise." In *20th AIAA/CEAS aeroacoustics conference*, p. 2905. 2014.
- [14] Sasidharan Nair, Unnikrishnan, Lionel Agostini, and Datta V. Gaitonde. "Analysis of intermittency of supersonic jet noise with synchronized les." In *21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, p. 2532. 2015.
- [15] Mahak, M., I. Z. Naqavi, and P. G. Tucker. "Cost-effective hybrid RANS-LES type method for jet turbulence and noise prediction." *International Journal of Aeroacoustics* 16, no. 1-2 (2017): 97-111.

- [16] Moratilla-Vega, Miguel. "A coupled LES/high-order acoustic method for jet noise analysis." PhD diss., Loughborough University, 2019.
- [17] Horner, Colby, Adrian Sescu, Mohammed Z. Afsar, and Eric Collins. "Effect of plate trailing edge deformations on jet flow and noise: an LES investigation." In *Eighteenth International Conference on Flow Dynamics*. 2021.
- [18] Moratilla-Vega, Miguel A., Hao Xia, and Gary J. Page. "Installed jet noise analysis using a coupled LES/APE high-order method." *Flow, Turbulence and Combustion* 113, no. 3 (2024): 667-693.
- [19] Zaki, Michael Lawrence Abdulla. "CFD-CAA Analysis of Light-Stall Noise Prediction Using DDES and FW-H Analogy for NACA 0012 Airfoil." Master's thesis, University of Twente, 2024.
- [20] Giaccherini, Simone. "High fidelity CFD methods for the aero-acoustic design of modern turbofan engines." (2024).
- [21] Andersson, Niklas, Lars-Erik Eriksson, and Lars Davidson. "A study of Mach 0.75 jets and their radiated sound using large-eddy simulation." In *10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, p. 3024. 2004.
- [22] Shur, M., P. R. Spalart, M. Strelets, and A. Travin. "Detached-eddy simulation of an airfoil at high angle of attack." In *Engineering turbulence modelling and experiments 4*, pp. 669-678. Elsevier Science Ltd, 1999.
- [23] Thies, Andrew T., and Christopher KW Tam. "Computation of turbulent axisymmetric and nonaxisymmetric jet flows using the K-epsilon model." *AIAA journal* 34, no. 2 (1996): 309-316.
- [24] "Turbulence Modeling Resource: ASJ: Axisymmetric Subsonic Jet." Langley Research Center. [https://turbmodels.larc.nasa.gov/jetsubsonic\\_val.html](https://turbmodels.larc.nasa.gov/jetsubsonic_val.html).

پی‌نوشت

- 
- <sup>1</sup> Ansys-Fluent  
<sup>2</sup> Turbulence model  
<sup>3</sup> Reynolds-averaged Navier–Stokes equations  
<sup>4</sup> DES  
<sup>5</sup> Aerodynamics Poitiers (France)  
<sup>6</sup> Sound Pressure Level (SPL)  
<sup>7</sup> Turbulent mixing noise  
<sup>8</sup> Broadband shock associated noise  
<sup>9</sup> Mach wave emission  
<sup>10</sup> Screech  
<sup>11</sup> Downstream direction  
<sup>12</sup> Supersonic convection speed  
<sup>13</sup> Large Eddy Simulation (LES)  
<sup>14</sup> Reynolds Average Navier-Stoks (RANS)  
<sup>15</sup> Eulerian-Lagrangian Approach  
<sup>16</sup> Boundary Element Method (BEM)  
<sup>17</sup> Ffowcs-Williams and Hawkings (FW-H)  
<sup>18</sup> Integral Acoustics  
<sup>19</sup> Lighthill's Acoustic

- 
- 20 Computational aeroacoustics (CAA)
  - 21 Correlation
  - 22 Trailing Edge
  - 23 DDES
  - 24 NACA 0012
  - 25 Chevron
  - 26 OpenFOAM
  - 27 Detached Eddy Simulation (DES)
  - 28 Coupled
  - 29 Vorticity
  - 30 Quick
  - 31 Ansys Meshing
  - 32 Structure
  - 33 Boundary condition
  - 34 Pressure far field
  - 35 Pressure outlet
  - 36 Wall
  - 37 Axis
  - 38 Kelvin-Helmholtz
  - 39 Shear layer
  - 40 SA NASA