بیست و نهمین همایش بین المللی انجمن مهندسان مکانیک ایران و هشتمین همایش صنعت نیروگاه‌های حرارتی
دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران، ۴ تا ۶ خرداد ۱۴۰۰

ISME2021-IC1361

# تحلیل آکوستیکی یک بال‌نامحدود در شرایط نزدیک به سطح در رینولدز بحرانی

**حسین جباری[۱]، علی اسماعیلی[۲]، محمدحسن جوارشکیان[۳]***

[۱] دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه مکانیک و هوافضا، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد hossein.jabbari@mail.um.ac.ir
[۲] استادیار، گروه مکانیک و هوافضا، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد aliesmaeili@ferdowsi.um.ac.ir
[۳] استاد، گروه مکانیک و هوافضا، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد javareshkian@um.ac.ir

**چکیده**

در تحقیق پیش‌رو، ایده بررسی اثرات آکوستیکی یک بالواره در رینولدز بحرانی ($Re = ۱/۶۹ \times ۱۰^{۵}$) در شرایط نزدیک به سطح، معرفی و تحلیل شده است. روند این شبیه‌سازی بر مبنای ترکیب مدل آشفتگی انتقال تنش‌برشی و مدل آکوستیکی فاکس‌ویلیام‌هاوکینگز، است. به‌عبارتی هدف از این تحقیق، ضمن بررسی توانایی و دقت حل عددی در محاسبه صدای حاصل از جریان در دور دست، یافتن بیشینه میزان سطح فشار صوت مربوط به هندسه مورد نظر در شرایط بسیار متزلزل پیش از واماندگی (زاویه حمله ۱۶ درجه) بوده است. پس از انجام محاسبات لازم، نتایج مدلسازی به‌صورت منحنی‌های سطح فشار صوتی در $h/c = ۰/۱, ۰/۵$ و ۱ با استفاده از خروجی‌های حل آشفتگی به کمک آنالوژی آکوستیکی در محل گیرنده‌های مشخص، ارائه شده است. مطابق انتظار، فشار صوتی دریافت‌شده توسط گیرنده در شرایط نزدیکتر به منبع صوتی، کمتر و زمان رسیدن صوت به آن بیشتر است. همچنین نتایج نشان از بالا بودن میانگین سطح بیشینه فشار صوتی در سرعت یکسان برای بالواره نزدیکتر به سطح، دارند؛ چراکه با ادغام شدن گردابه‌های منتشر شده توسط بالواره با لایه‌مرزی روی سطح همراه است.

**واژه های کلیدی**

اثر سطح، شبیه سازی آیروآکو ستیک، سطح ف شار صوت، رینولدز بحرانی

**مقدمه**

در چند دهۀ اخیر، گسترش صنایع مختلف بویژه صنایع هوانوردی و هوافضا، ضمن فراهم کردن امکانات و شرایط ایده‌آل برای زندگی بشریت، با آلودگی‌های صوتی و خطرآفرین همراه بوده‌اند. این روند به گونه‌ایی بوده است که این موضوع را به یک مشکل زیست‌محیطی تبدیل کرده و تا سطح بالایی سلامتی انسان را تهدید کرده و می‌کند. به عنوان نمونه می‌توان به بسیاری از افرادی که در نزدیکی فرودگاه‌ها ساکن هستند و در معرض این نویز تولید شده قرار گرفته‌اند اشاره کرد که به نوعی سلامتیشان را تهدید می‌کند. فلذا فرآیند و تلاش برای کاهش نویز، امری حیاتی و چالش برانگیز در صنعت هوایی می‌باشد که امروزه پژوهشگران متخصص در این زمینه را به فائق آمدن بر این مهم ترغیب می‌کند. شناخت و درک عوامل و پدیده‌های تولیدکننده و تأثیرگذار بر نویزهای آیرودینامیکی، گامی مهم در مسیر کاهش نویزهای آیرودینامیکی و به عبارت کلی‌تر دست یافتن به استانداردهای لازم، می‌باشد.

آیروآکوستیک شاخه از آکوستیک است که تولید و ایجاد صوت توسط مصالحه شکل‌گرفته میان سیالات و آکوستیک و یا حرکت جریان‌های اغتشاشی را در برمی‌گیرد. قابل ذکر است که در راستای معرفی [۱] و بیان مفاهیم و روابط بنیادین [۲, ۳]، در این زمینه علمی، تلاش‌هایی در سطح گسترده صورت پذیرفته است و این روند به گونه‌ایی ادامه یافته که بعدها دیدگاه تحلیل آکوستیکی برای سطوح متحرک درون جریان و میدان آکوستیکی، به ارائه منابع و مراجع‌ایی همچون [۴-۶]، که ارائه کننده زاویه دیدی مؤثر در این زمینه می‌باشند، ختم شد. از دیگر نکات قابل بیان، وابستگی موجودیت صدا به محیط مادی است و به عبارتی حرکت آن در ماده را سرعت صوت می‌گویند. قابل ذکر است که سرعت و انتشار صوت در سیالات و جامدات متفاوت است، به عنوان نمونه این انتقال انرژی اگر در محیط‌های گاز[۱]، مایع[۲] و جامد[۳] صورت پذیرد. به علاوه، از جمله عوامل ایجاد صوت عبارتند از؛ نوسانات حجم یا جرم، نوسانات نیرویی در سیال و همچنین نوسانات تنش‌برشی در سیال [۷, ۸]. به علاوه حاکمیت معادلات غیر-خطی، همواره محاسبات مربوط به نویز تولید شده توسط جریان را مشکل کرده است، اما از طرفی با پیشرفت روزافزون ابزارهای محاسباتی همچون سیالات محاسباتی و آیروآکوستیک محاسباتی که کمک‌های شایانی به علوم مختلف از نقطه‌نظر علمی و عملی می‌کند، باعث شده است تا شیوه‌های بسیار پرهزینه و زمان‌بر تجربی و آزمایشگاهی به منظور بدست آوردن برخی روابط و تخمین‌ها، رفته رفته جای خود را به روش‌های محاسباتی و عددی بدهند. در همین راستا، با پیشنهاد استراتژی‌های بسیار با مزایا و معایب خاص خود، مسیر تحقیقاتی را در زمینۀ مکانیزم منابع صوتی، قابلیت پیش‌بینی

[1] Air borne sound
[2] Liquid borne sound
[3] Structure borne sound

نویزها و همچنین سازوکارها و فناوری‌های کاهش نویز برای پژوهشگران تا حدودی هموارتر کرده است.

همانطور که پیش‌تر بیان شد در مطالعات پیشین، صداها و نویزهای منتشر شده ناشی از برهمکنش و نوسانات شکل‌گرفته درون جریان در محدودهٔ رینولدز پایین علی‌الخصوص در شرایط نزدیک به سطح، کمتر مورد توجه بوده است و این در حالی است که رفتار و الگوهای جریان به علت وجود پدیده شناخته شدهٔ اثر سطح، علاوه بر پیچیدگی بسیار، حساسیت بالایی به فاصله از سطح و تغییر زاویه دارند. بنابراین در تحقیق پیش‌رو، هدف اصلی بحث و بررسی تاثیرات فاصله از سطح زمین بر روی نویز ایجاد شده اطراف یک بالواره می‌باشد که می‌تواند در طراحی ریزپرنده‌ها بسیار کاربردی و حائز اهمیت باشد.

**معادلات**

معادلات حاکم بر جریان سیال عبارتنداز؛ معادله بقاء جرم، اندازه حرکت و کمیت‌های اسکالر که همگی را می‌توان از معادله عمومی انتقال به دست آورد [۹]. این معادلات به روش حجم محدود و به صورت عددی گسسته شده و سپس برای همه حجم کنترل‌ها بر اساس تئوری گوسین بکار گرفته شده است. سپس شار نفوذ با روش تفاضل مرکزی و شار جابه‌جایی با روش تفاضلی بالادست مرتبه دوم محاسبه می‌شوند. در نهایت با حل معادلات گسسته شده و ارتباط میان ترم‌های سرعت و فشار که بر پایه الگوریتم نیمه ضمنی فشار مبنای *SIMPLE* می‌باشد، می‌توان میدان جریان حاکم را بدست آورد. به منظور دست‌یابی به حل درست و واقعی، یکی از المان‌های کلیدی در حل عددی جریان‌های سیال در کنار تولید شبکه و الگوریتم گسسته‌سازی جریان، مدل‌کردن جریان‌های آشفته است. بر اساس فیزیک مسئله موجود در تحقیق حاضر مناسب ترین مدل توربولانسی، مدل آشفتگی *k-ωSST* بهمراه دو معادله انتقالی اضافی برای پیش‌بینی دقیق ناحیه گذار است [۱۰, ۱۱] در حقیقت، به دنبال مطرح شدن پیشنهادهٔ منتر و لانگتری [۱۲]، مدل آشفتگی *k-ω SST* با دو معادله انتقال ترکیب شده که به ترتیب برای اینترمیتنسی[۴](۷) و شروع انتقال ضخامت-ممنتم ($Re_{\theta_t}$) می‌باشد، که این مدل را معمولا به نام *T-SST* می‌شناسند. به منظور انجام محاسبات مورد نظر عدد رینولدز با توجه به شرایط استاندارد شبیه‌سازی اعم از فشار استاتیکی، چگالی و دما در $Re = ۱/۶۹ \times ۱۰^{۵}$ که معادل سرعت ۲۴ $m/s$ می‌باشد.

در کدهای تجاری مانند *ANSIS*، روش فاکس ویلیام هاوکینگز به عنوان یک حوزه آیروآکوستیکی محاسباتی گنجانیده شده است. مطابق این روش هیچ مانعی بین منابع صوتی و گیرنده‌ها وجود ندارد و انتشار صدا به سمت فضای آزاد است. بنابراین درحالیکه می‌توان این روش را به طور صحیح برای پیش‌بینی نویز حاصل از جریان‌های آیرودینامیکی خارجی به‌کار برد. به تعبیری برای نویز داخل مجاری یا فضای محصور به‌کار نمی‌رود [۱۳].

به‌منظور مدلسازی و تعیین پارامترهای مربوط به بخش آکوستیکی حاصل از رفتار جریان از روش آکوستیکی فاکس ویلیام هاوکینگز است که بر مبنای قیاس آکوستیکی لایت هیل صورت پذیرفته است و با در نظر گرفتن سطوح و منابع صوتی در حال حرکت در توسعه یافته است:

$$\frac{1}{c_0^2}\frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - \nabla^2 p' = \frac{\partial}{\partial t}\{[\rho_0 v_n + \rho(u_n - v_n)]\delta(f)\} - \frac{\partial}{\partial x_i}\{[p_{ij}n_j + \rho u_i(u_n - v_n)]\delta(f)\} + \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j}\{T_{ij}H(f)\} \quad (۱)$$

در رابطه (۱) $p'$ فشار دور دست است، $p' = p - p$ و $u_i$ و $v_i$ به ترتیب مؤلفه سرعت سیال و سرعت سطحی در جهت $x_i$ هستند $u_n$ و $v_n$ نیز به ترتیب مولفه‌های سرعت سیال و سرعت سطحی در جهت عمود بر صفحه هستند، همچنین $\delta(f)$ (f=0) تابع دلتای دیراک و $H(f)$ مربوط به تابع پله است. متغیر f به‌گونه‌ایی است که مقدار صفر آن سطح تولید صدا و مقادیر بزرگ‌تر از صفر آن ناحیه انتشار موج را تشکیل می‌دهد. $T_{ij}$ تانسور تنش لایت‌هیل است که به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$T_{ij} = \rho u_i u_j + P_{ij} - c_0^2(\rho - \rho_0)\delta_{ij} \quad (۲)$$

$P_{ij}$ تانسور تنش فشاری است که برای سیال استوکسی به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$P_{ij} = P\delta_{ij}\mu\left[\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3}\frac{\partial u_k}{\partial x_k}\delta_{ij}\right] \quad (۳)$$

رابطه (۳) یک معادله موج می‌باشد که در سمت راست آن سه ترم منبع آکوستیکی ناهمگن قرار دارد و به ترتیب نماینگر منابع تک قطبی و دوقطبی و چهارقطبی می‌باشد. برای یک سطح ساکن جمله تک قطبی می‌تواند در نظر گرفته نشود؛ بنابراین نیاز است تا قیاسی میان جملات دوقطبی و چهار قطبی صورت پذیرد. شدت جمله دوقطبی به صورت زیر می باشد:

$$I_D \approx \rho u^6 c^{-3} l^2 \quad (۴)$$

و شدت جمله چهار قطبی برابر است با:

$$I_Q \approx \rho u^8 c^{-5} l^2 \quad (۵)$$

از دو معادله بالا نسبت شدت دوقطبی و چهار قطبی به‌صورت توان دوم نسبت سرعت به سرعت صوت به دست می‌آید [۳, ۱۴, ۱۵].

در تمامی موارد شبیه‌سازی شده سرعت جریان در ۲۴ $m/s$ تنظیم شده و لذا سهم منبع چهار قطبی در این شبیه سازی کمتر ۳درصد

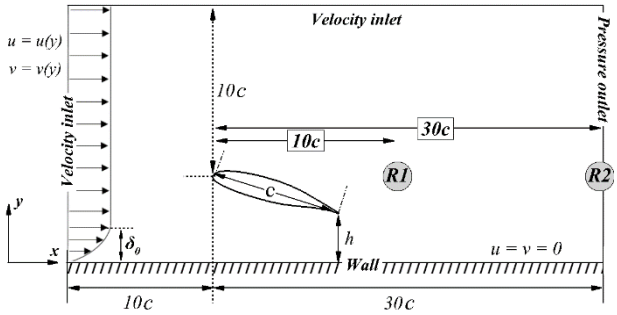
[4] Intermittency

می‌باشد و منبع اصلی ایجاد نویز منبع دوقطبی می‌باشد به همین دلیل است.

به‌علاوه نتایج حاصله از آنالوژی آکوستیکی در قالب سطح فشار صوت[5] با واحد دسی‌بل بر حسب فرکانس مربوطه ارائه می‌شود. این ترم همچون رابطه زیر قابل تعریف است:

$$SPL(dB) = 10\log_{10}\left(\frac{P^2}{{P_0}^2}\right) \qquad (۵)$$

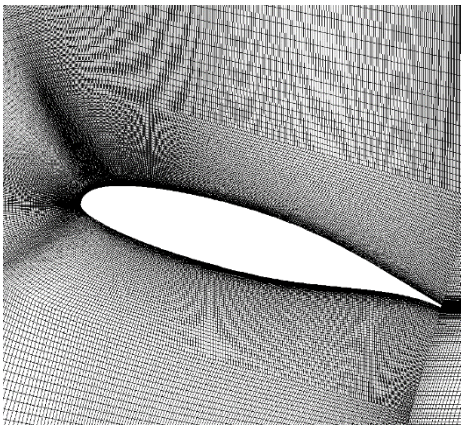
در تحقیق حاضر برای بالواره مورد نظر با توجه به بررسی اثر نزدیکی به سطح، از شبکه‌بندی نوع H استفاده شده است. سپس حوزه حل جریان مطابق با شکل ۱ سازماندهی شده، به‌گونه‌ای که در ناحیه بالا و جلویی حوزه جریان هر کدام فاصلهٔ ۱۰ برابر طول وتر از لبه‌ی حمله را دارا می‌باشند. همچنین ناحیه پایین‌دست جریان با فاصلهٔ ۳۰ برابر طول خط وتر از لبه‌ی حمله، شرط‌مرزی فشار خروجی در نظر گرفته شده و از شرط دیواره نیز برای سطح زیرین که همان سطح زمین میباشد و خود هندسه (بالواره) استفاده شده است. مرز ورودی از نوع سرعت ورودی می‌باشد ولی به دلیل وجود زمین در سطح زیرین حوزه جریان و تشکیل لایه‌مرزی در فواصل مجاور آن، لازم است که پروفیل سرعت حاکم بر مرز ورودی در نظر گرفته شود. برای لایه‌مرزی در حال توسعه بر روی سطح زمین نیز ضخامت لایه‌مرزی هدف $\delta = ۱/۰c$ بدست آمده که در ناحیهٔ قرارگیری بالواره با عدد در $Re = ۱/۶۹ \times ۱۰^{۵}$ مطابقت دارد. این مهم همچون مراجع [۱۶-۱۹] صورت پذیرفته است.



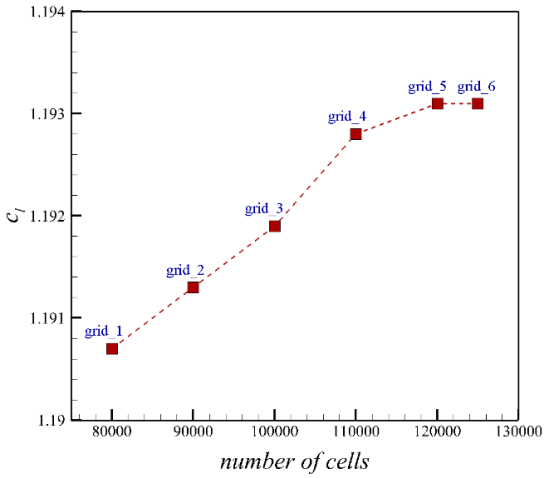

شکل ۱: طرحواره‌ای از میدان محاسباتی، ابعاد و دستگاه مختصات مکانی

همچنین مطابق با شکل ۲، به‌منظور دست یافتن به اهداف این تحقیق از شبکه محاسباتی با سازمان همراه استفاده‌شده است. پس چندین شبیه‌سازی با تعداد سلول‌های مختلف، تعداد سلول‌ها را به‌گونه‌ای بهینه شد همچون شکل ۳، که با ریزتر شدن شبکه تغییری در نتایج ایجاد نشود و شبکه انتخابی با حدود ۱۲۵۰۰۰سلول با درصد عمود بودن بالا و اسکیونس[6] پایین بوده تا بتوان حل را با درصد خطایی پایین و جواب‌های منطقی محاسبه کرد.

همانطور که پیش‌تر بیان شد شبیه‌سازی‌ها حول بالواره در چهار حالت نزدیک به سطح با نسبت ارتفاع به وتر ۰/۱ و ۰/۵ و ۱ انجام شده است. طول وتر بالواره ۰/۱متر می‌باشد. شرایط مرزی، ابعاد دامنه محاسباتی و حوزه جریان همچون شکل ۱ در نظر گرفته شده است و همچنین گام زمانی مربوطه ۰/۰۰۰۴ می‌باشد. دو گیرنده در مختصات (۱،۰،۰) و (۳،۰،۰) که نسب به طول وتر بی‌بعد شده است؛ وجود دارند. (این مختصات با سعی و خطای بسیار در نظر گرفته شد است). شایان‌ذکر است همانطور که بیان شد شرایط در فلوئنت به گونه‌ایی است که اثرات انعکاس صوت در نظر گرفته نمی‌شود.



شکل ۲: نمایی از شبکه محاسباتی




شکل ۳: نمودار استقلال از شبکه برای ضریب برآ

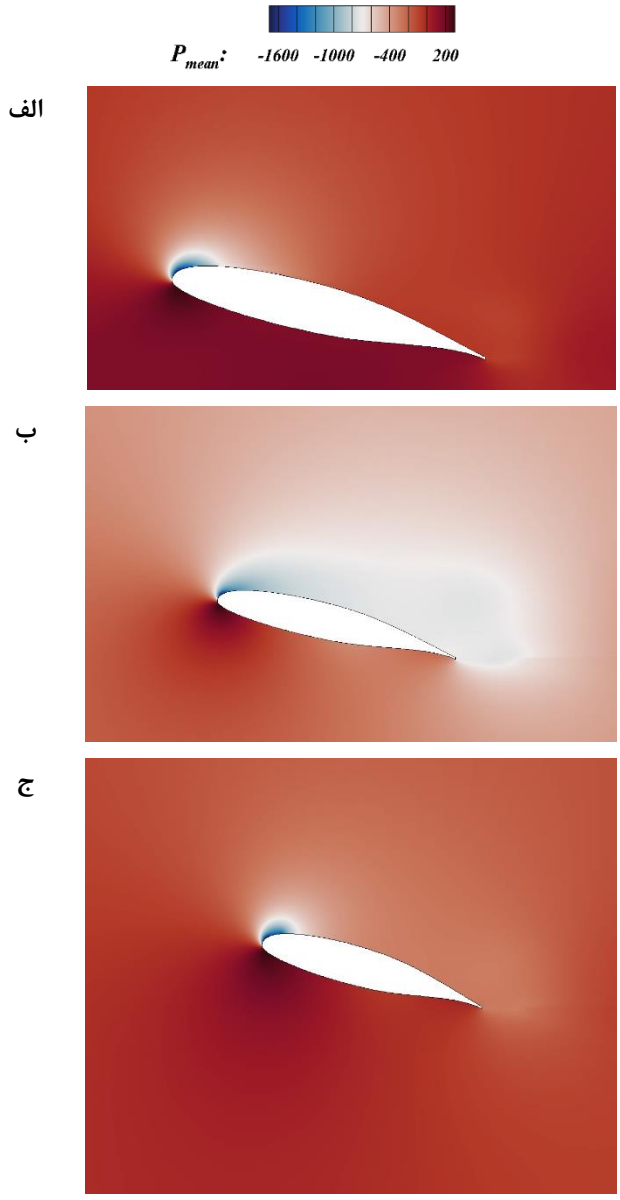
## نتایج

در این بخش به منظور بررسی دقیق اثرات جریان در پایین دست بالواره در فواصل مختلف در ایجاد نویز آیرودینامیکی، محاسبات آیروآکوستیکی حول بالواره در زاویه حمله ۱۶درجه که شرایط پیش‌از واماندگی برای این بالواره می‌باشد، صورت پذیرفت. همانطور که پیش‌تر بیان شد بالواره مورد نظر در معرض جریانی (غیر) اغتشاشی با رینولدز $Re = ۱/۶۹ \times ۱۰^{۵}$ می‌باشد. به طور کلی صدای آیرودینامیکی غالبا

[5] Sound pressure level (SPL)

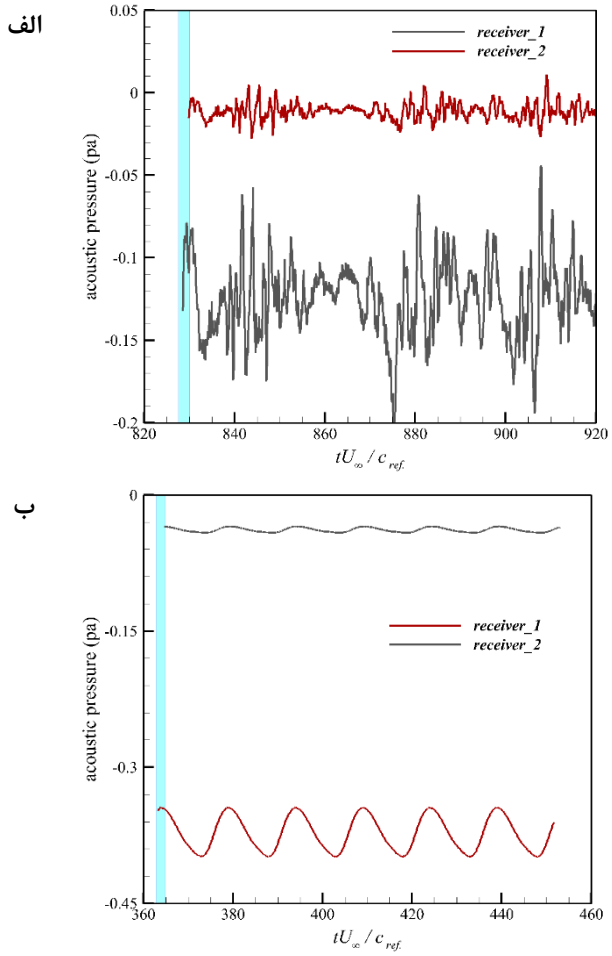
[6] Skewness

ناشی از دو پدیده کاملا مختلف منتشر می‌شود. یکی صدای ناشی از تکانه است که از حرکت سطوح بر روی یکدیگر و یا حرکت سطوح در شرایط غیر یکنواخت جریان، منتج می‌شود. به عبارتی اثر عبور جریان سیال بر روی یک هندسه و وارد شدن نیروهای آیرودینامیکی به بدنه آن‌ها که اصولا تبدیل انرژی توربولانسی به آکوستیکی را به دنبال دارد موجب تولید نوسانات فشاری می‌شود که با انتشار صوت همراه است [۴]. این تبدیل انرژی اغلب در لبه‌های تیزی همچون لبه فرار، به صورت کامل اتفاق می‌افتد و به علاوه می‌تواند متأثر از برهمکنش و ترکیب لایه‌های برشی نیز واقع شود. همچنین شایان ذکر است که نواحی کم فشار مستعد تشکیل ریزش گردابه‌های هستند که منشأ اصلی نویز آیرودینامیکی از نوع دو قطبی می‌باشد که به عنوان نمونه مطابق شکل ۴ الف تا ج برای هر یک از $h/c$ ها توزیع فشار متوسط نشان داده شده است.

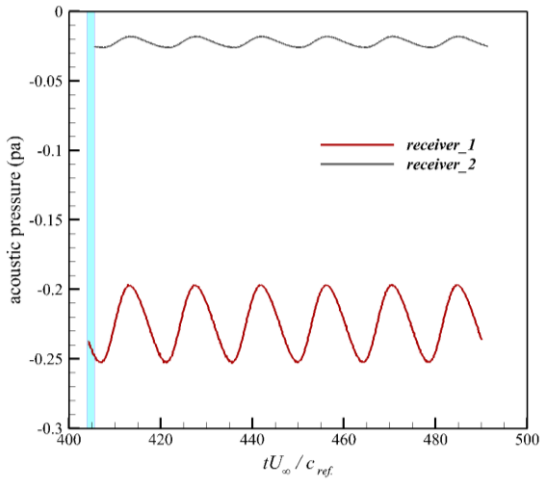



شکل ۴: توزیع فشار متوسط به ترتیب برای الف) $h/c$=۰/۱، ب) $h/c$= ۰/۵ و ج) $h/c$= ۱

از طرفی مطابق با منحنی‌های فشار صوتی دریافت شده توسط گیرنده‌ها در شکل ۵ الف تا ج، رسم شده است. مشاهده می‌شود که در گیرنده دوم فشار صوتی با تأخیری حدود ۰/۰۱ ثانیه (ناحیه آبی رنگ) نسبت به گیرنده اول نوسان می‌کند. بدیهی است که دورتر بودن گیرنده دوم از منبع صوتی (بالواره)، منجر به دیرتر دریافت شدن فشار صوتی می‌باشد. از دیگر نکات قابل توجه ضعیف‌تر بودن شدت فشار صوتی و یا سیگنال‌های صوتی در گیرنده اول می‌باشد که متأثر از ریزش گردابه‌های توسعه یافته در آن ناحیه می‌باشد. همچنین می‌توان بر افزایش سطح متوسط فشار صوتی با کاهش فاصله به سطح اشاره کرد که با اختلاف فشار صوتی در دو گیرنده همراه است این مهم منتج شده از برهمکنش‌های صورت گرفته میان گردابه‌های منتشر شده با سطح زمین است.



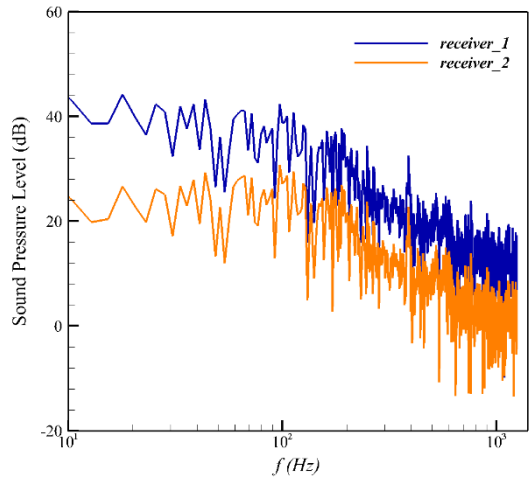
ج



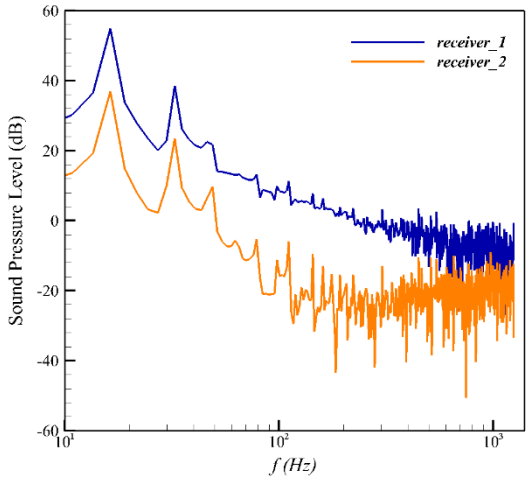

شکل ۵: میزان فشار صوتی دریافت‌شده توسط دو گیرنده در الف) $h/c$=۰/۱، ب) $h/c$= ۰/۵ و ج) $h/c$= ۱

بنابر نتایج ارائه شده و آنالوژی صوتی می‌توان بر این نکته تأکید کرد که برای هر یک از نرخ‌های $h/c$، حداکثر فشار صوت در محدوده ی فرکانس ریزش گردابه‌ها رخ می‌دهد. این مهم بدان معناست که تولید نویز آیرودینامیکی حاصل از برخورد جریان که به نوعی ناشی از منابع دو قطبی می‌باشند، حاصله از پایداری و ناپایداری این دسته از گردابه‌هاست. در شکل ۶ منحنی سطح فشار صوتی بر مبنای فرکانس‌های مربوطه برای هر یک از $h/c$ ها با در نظر گرفتن دو گیرنده، به تفکیک به تصویر کشیده شده است. از جمله نکات مهم در این دسته از منحنی‌ها، توجه به فرکانس مربوط به حداکثر سطح فشار صوتی مربوط به هر یک از $h/c$ ها است که در جدول ۱ به تفکیک ارائه شده است و به نوعی می‌توان از آن‌ها به منظور بدست آوردن فرکانس صدای تولید شده یاد کرد که در ادامه به آن پرداخته شده است.

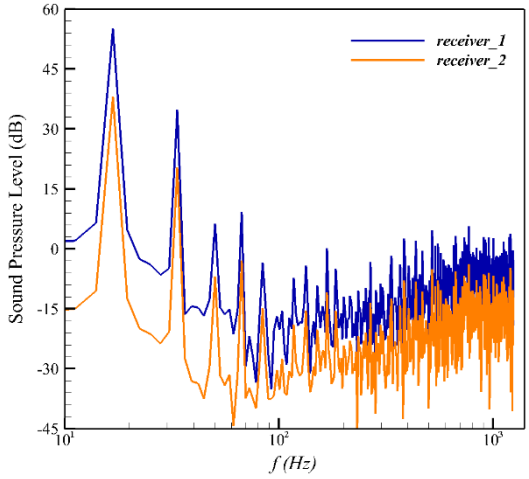
الف




ب




ج



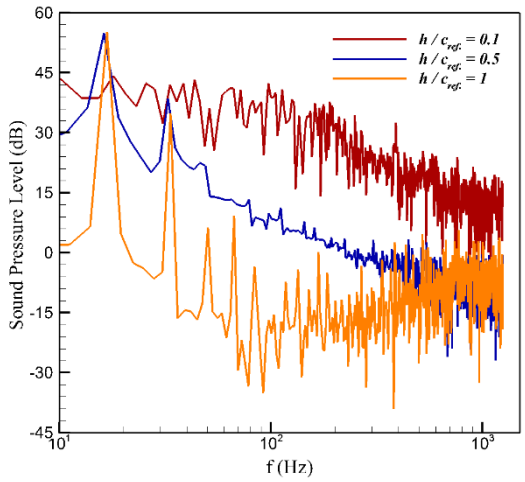

شکل ۶: سطح فشار صوتی دریافت‌شده توسط دو گیرنده در الف) $h/c$=۰/۱، ب) $h/c$= ۰/۵ و ج) $h/c$= ۱

جدول ۱: مقایسه حداکثر سطح فشار صوت با فرکانس‌های مربوطه (زاویه ۱۶)

| نرخ فاصله از سطح | حداکثر سطح فشار صوتی در گیرنده اول (dB) | حداکثر سطح فشار صوتی در گیرنده دوم (dB) | فرکانس (Hz) | |
|---|---|---|---|---|
| | | | $R_1$ | $R_2$ |
| $h/c$=۰/۱ | ۴۴/۵۲ | ۲۷/۲۹ | ۱۷/۷۸ | ۱۷/۸۲ |
| $h/c$=۰/۵ | ۵۴/۱۱ | ۳۶/۷۹ | ۱۵/۹۸ | ۱۶/۰۹ |
| $h/c$=۱/۰ | ۵۷/۰۹ | ۳۸/۵۸ | ۱۶/۷۲ | ۱۶/۷۵ |

مطابق با داده‌های جدول ۱ که از شکل ۶ استخراج شده است بیشترین سطح فشار صوت مربوط به $h/c$= ۱ می‌باشد که حدودا برابر با ۵۷/۰۹ دسی‌بل است و در فرکانس ۱۶/۷۲ قرار دارد، این در حالی است که سطح فشار صوتی در ۰/۵، $h/c$= ۰/۱ برای گیرنده اول به ترتیب ۵۴/۱ و ۴۴/۵۲ می‌باشد و به عبارتی با کاهش فاصله به سطح میزان سطح فشار صوتی شیبی منفی خواهد داشت. این روند به گونه‌ایی است هرچه فاصله از سطح کمتر شود میزان فرکانس مربوط

به بیشترین سطح فشار صوتی، شیبی افزایشی در پیش می‌گیرد. شکل ۷ تفسیری بر این ادعاست.




شکل ۷: سطح فشار صوتی دریافت‌شده توسط گیرنده اول در $h/c=$ ۰/۱، ۰/۵ و ۱

در آخر ذکر این نکته خارج از لطف نیست که بدانیم تمامی فرکانس‌های ذکر شده و شدت سطح فشار صوتی به ترتیب در بازهٔ ۲۰ تا ۲۰۰۰۰ هرتز و ۰ تا ۱۲۰ دسی‌بل قرار دارند که همگی در محدودهٔ شنوایی انسان جای می‌گیرند و نتیجتا ارقامی که برای بهینه‌یابی المان زبری بدست آمده هرگز برای سلامت شنوایی انسان مضر نمی‌باشد.

## نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

به دنبال شبیه‌سازی‌های آکوستیکی صورت گرفته در شرایط نزدیک به سطح، محل مناسب گیرنده‌ها با سعی و خطای بسیار یافت شد؛ چرا که محل بحرانی و تولید نویز در هر یک از $h/c$ متفاوت می‌باشد و توزیع فشار بر روی هر یک از حالت‌ها ابزاری مفید برای یافتن این محل بود. به عبارتی نواحی کم فشار مستعد تولید نویزها می‌باشند. در ادامه با در نظر گرفتن دو گیرنده صوتی سعی شد تا با انجام تحلیل آکوستیکی، میزان آلودگی صوتی ناشی نویز آیرودینامیکی بوجود آمده، تعیین شود. نتایجی همچون فشار صوتی و سطح فشار صوتی متأثر از ریزش گردابه‌ها از جمله مهمترین پارامترها در تحلیل آکوستیکی می‌باشد. نتایج حاصله نشان از افزایش سطح فشار صوتی با افزایش فاصله از سطح دارند و در مقابل با کاهش فاصله از سطح بر میزان فرکانس مربوطه افزوده می‌شود که منتج شده از بر همکنش گردابه‌ها منتشر شده با لایه‌مرزی روی سطح می‌باشد که هسته گردابه‌ها را قوی‌تر می‌کند. با تحقیق و بررسی آنالوژی آکوستیکی، بیشترین فرکانس تولید شده در حداکثر سطح فشار صوتی مربوط به حالت‌های زبر بود که همگی در محدودهٔ شنوایی انسان قرار گرفته و سلامتی انسان را هرگز تحدید نمی‌کند.

## مراجع


[1] L. Gutin, "On the sound field of a rotating propeller," 1948.

[2] M. J. Lighthill, "On sound generated aerodynamically I. General theory," *Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences*, vol. 211, no. 1107, pp. 564-587, 1952.

[3] J. F. Williams, "Hydrodynamic noise," *Annual Review of Fluid Mechanics*, vol. 1, no. 1, pp. 197-222, 1969.

[4] C. Wagner, T. Hüttl, and P. Sagaut, *Large-eddy simulation for acoustics*. Cambridge University Press, 2007.

[5] M. Goldstein, "High frequency sound emission from moving point multipole sources embedded in arbitrary transversely sheared mean flows," *Journal of Sound and Vibration*, vol. 80, no. 4, pp. 499-522, 1982.

[6] M. E. Goldstein and E. Envia, "Sound Generation in the Presence of Moving Surfaces with Application to Internally Generated Aircraft Engine Noise," 2002.

[7] T. Colonius and S. K. Lele, "Computational aeroacoustics: progress on nonlinear problems of sound generation," *Progress in Aerospace sciences*, vol. 40, no. 6, pp. 345-416, 2004.

[8] C. Norberg, "Fluctuating lift on a circular cylinder: review and new measurements," *Journal of Fluids and Structures*, vol. 17, no. 1, pp. 57-96, 2003.

[9] M. H. Djavareshkian and A. Esmaeili, "Neuro-fuzzy based approach for estimation of Hydrofoil performance," *Ocean Engineering*, vol. 59, pp. 1-8, 2013.

[10] N. Rostamzadeh, R. M. Kelso, and B. Dally, "A numerical investigation into the effects of Reynolds number on the flow mechanism induced by a tubercled leading edge," *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, vol. 31, no. 1, pp. 1-32, 2017.

[11] Q. Qu, W. Wang, P. Liu, and R. K. Agarwal, "Airfoil aerodynamics in ground effect for wide range of angles of attack," *AIAA Journal*, vol. 53, no. 4, pp. 1048-1061, 2015.

[12] R. B. Langtry and F. R. Menter, "Correlation-based transition modeling for unstructured parallelized computational fluid dynamics codes," *AIAA journal*, vol. 47, no. 12, pp. 2894-2906, 2009.

[13] I. ANSYS, "ANSYS fluent theory guide, release 19.1," *ANSYS Inc, Canonsburg*, 2018.

[14] آ. نجفیان *et al.*, " بررسی عددی تاثیر هندسه سطح مقطع در نویز حاصل از جریان باد حول مدل‌های مختلف," نشریه علمی پژوهشی مهندسی هوانوردی, vol. 19, no. 1, pp. 62-73, 2017.

[15] J. F. Williams and D. L. Hawkings, "Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion," *Philosophical Transactions for the Royal Society of London. Series A,*

[18] W. He, P. Yu, and L. K. Li, "Ground effects on the stability of separated flow around a NACA 4415 airfoil at low Reynolds numbers," *Aerospace Science and Technology,* vol. 72, pp. 63-76, 2018.

[19] Z. Li, C. Lan, L. Jia, and Y. Ma, "Ground effects on separated laminar flows past an inclined flat plate," *Theoretical and Computational Fluid Dynamics,* vol. 31, no. 2, pp. 127-136, 2017.

*Mathematical and Physical Sciences,* pp. 321-342, 1969.

[16] S. Foshat, "Numerical investigation of the effects of plasma actuator on separated laminar flows past an incident plate under ground effect," *Aerospace Science and Technology,* vol. 98, p. 105646, 2020.

[17] W. He, J. M. Pérez, P. Yu, and L. K. Li, "Non-modal stability analysis of low-Re separated flow around a NACA 4415 airfoil in ground effect," *Aerospace Science and Technology,* vol. 92, pp. 269-279, 2019.