

مطالعه عددی پدیده هواصوتی ناشی از جریان حول استوانه‌های پشت سر هم با استفاده از روی کرد شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ

عبداله محمدی^۱، مهدی رضانی‌زاده^{۲*}

۱. مرکز تحصیلات تکمیلی، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری

۲. دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری

چکیده

در این تحقیق، صدای تولیدشده توسط اندرکنش گردابه‌های ناشی از جریان حول استوانه‌های پشت سر هم، در حالت ناپایا مورد مطالعه قرار گرفته است. مطالعه عددی اثرات هندسه استوانه بر رفتار هواصوتی جریان، توسط روی کرد شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ، نظریه کرل و الگوی ویلیام-هاوکنگز انجام شده است. صحت و دقت روش عددی به کار گرفته‌شده، با استفاده از نتایج تجربی موجود، بررسی شده است. نتایج صدای دریافتی از میکروفن‌ها، تشابه خوبی با صدای اندازه‌گیری‌شده تجربی در طیف‌های مختلف قدرت را نشان می‌دهند. با توجه به نتایج به‌دست‌آمده، زاویه جدایش جریان حول استوانه، ۱۱۸ درجه نسبت به نقطه سکون بوده و میزان چگالی طیف قدرت صدا در اعداد استروهال صفر تا ۰/۵، بین ۶۰ تا ۹۵ دسی‌بل متغیر می‌باشد. ضمناً، تراز فشار صدا در این بازه عدد استروهال، روندی نزولی به صورت لگاریتمی از ۱۰ تا صفر دسی‌بل را طی می‌کند.

کلید واژه‌ها: اندرکنش گردابه‌ها، استوانه‌های پشت سر هم، پدیده هواصوتی، عدد استروهال

۱. مقدمه

شبیه‌سازی و شناسایی سازوکار صدای تولید شده ناشی از اندرکنش گردابه‌ها در اطراف هندسه، بسیار مهم می‌باشد، زیرا در طیف گسترده‌ای از مطالعات کاربردی، شامل جریان اطراف چرخ‌ها به هنگام فرود هواپیما، تراگذارهای (مبدل‌های) حرارتی صنعتی و در انواع مسائل مختلف آیرودینامیکی رخ می‌دهد. بسته به نوع هندسه و جدایش جریان از جسم، صدای تولید شده توسط این آشفتگی می‌تواند از میدان دورتر از جسم نیز شنیده شود. به همین دلیل، روش‌های جدید مهندسان را قادر می‌سازد که درک بهتری از فیزیک جریان و صدای تولیدی داشته و با اصلاح روش‌های طراحی، صدای تولید شده را کاهش دهند. مسئله صدای تولید شده توسط گردابه‌ها، توسط محققین معدودی مورد مطالعه قرار گرفته است. لوکارد و همکاران در سال ۲۰۰۷ [۱]، صدای ناشی از جریان حول استوانه‌های پشت سر هم که در آن، فاصله مراکز استوانه از

یکدیگر به اندازه ۳/۷ برابر قطر آن‌ها بود را به صورت تجربی مورد بررسی قرار دادند. لازم به ذکر است که در فاصله بین این استوانه‌ها، گردابه‌هایی ایجاد می‌شوند. با توجه به این که در نزدیکی میدان جریان، به سبب وجود گردابه‌ها، امکان بررسی صدای تولیدی وجود نداشت، آن‌ها صدا را توسط گیرنده‌ها (میکروفن‌ها) در خارج از میدان آشفته دریافت نمودند. علاوه بر آزمایش تجربی، دولان در سال ۲۰۰۹ [۲] با استفاده از روی کرد ناپایای میانگین‌گیری رینولدز معادلات ناویه-استوکس (رتس)^۱، جریان مذکور را در حالت دو بعدی شبیه‌سازی نمود. اختلاف عمده بین نتایج شبیه‌سازی عددی به‌دست‌آمده توسط دولان با داده‌های تجربی را می‌توان به نادیده گرفتن مؤلفه‌ی سرعت در بعد سوم و ضعف روی کرد مذکور در شبیه‌سازی نسبت داد. هاجسون و بروکس [۳] نیز در تحقیقات خود، اطلاعات مهم دیگری راجع به جریان حول استوانه‌های پشت سر هم و صدای تولید ناشی از آن‌ها را ارائه نمودند. آن‌ها نشان دادند که صدای تولید

* نویسنده پاسخگو: ramezanizadeh@ssau.ac.ir

¹ RANS; Reynolds-Averaged Navier-Stokes

شده را می‌توان، بسته به اختلاف فازهای مختلف بین نیروهای آیرودینامیکی وارد بر هریک از استوانه‌ها، شدت یا کاهش داد.

هیلمن و همکاران در سال ۲۰۰۶ [۴]، به منظور شبیه‌سازی هواصوتی جریان حول بال، از حل مرتبه اول معادلات اوایلر دو- بعدی استفاده نمودند. با توجه به نتایج به‌دست آمده توسط آن‌ها، برای نیل به انتشار کم صدا، باید طراحی بخش بیرونی بال به صورتی باشد که حداکثر C_L در سرعت پایین ایجاد شود. لذا، افزایش سطح بیرونی بال، باعث کاهش سرعت مربوط به C_L حداکثر بال می‌شود. وبستر و همکاران در سال ۲۰۱۱ [۵]، جهت شبیه‌سازی هواصوتی جریان حول تیغه‌های توربین از رویکرد رنس با الگوی آشفتگی $k-\omega$ استفاده نمودند. نتایج شبیه‌سازی آن‌ها نشان دادند که جدایش جریانی در امتداد طول تیغه روتور اتفاق نمی‌افتد و داده‌های تجربی نیز مؤید این مطلب می‌باشند. آن‌ها در تحقیقات خود، تولید و انتشار امواج صوتی در بسامدهای پایین را محاسبه نمودند و بیان داشتند که دامنه‌ی صدا، همانند الگوی تابش تک‌قطبی است و انتشار صدا با وابستگی به یک‌جهت، دارای خصوصیتی دوقطبی می‌باشد. میلر و همکاران در سال ۲۰۱۱ [۶]، مطالعاتی در رابطه با انواع روش‌های شبیه‌سازی لایه مرزی جهت تحلیل صدا انجام دادند. براساس نتایج به‌دست آمده توسط آن‌ها، شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ (ال‌ای‌اس)^۱ بهترین روش جهت محاسبه جریان و تحلیل صدا می‌باشد. علاوه بر این، اعلام نمودند که استفاده از رویکرد شبیه‌سازی عددی مستقیم (دی‌ان‌اس)^۲ در اعداد ماخ بالا، در حال حاضر به لحاظ فنی امکان‌پذیر نیست.

اسلومسکی در سال ۲۰۱۱ [۷]، نشان داد که برای شبیه‌سازی عددی صدای ناشی از اغتشاشات جریان آشفته عبوری از روی یک پله، می‌توان نتایج خوبی با استفاده از رویکرد شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ به دست آورد. او از الگوی ویلیام-هاوکنگز جهت محاسبه صدا و از الگوی ریز شبکه‌ای اسماغورینسکی در بسامدهای ۱۰ الی ۳۰ کیلوهرتز استفاده نمود. لازم به ذکر است که او در

تحقیقات خود از رویکرد ال‌ای‌اس براساس روابط ناویه-استوکس تراکم‌ناپذیر و از قیاس‌های صوتی برای محاسبه انتشار صدا، بدون در نظر گرفتن فرض‌های فشرده صوتی، استفاده نمود. نتایج شبیه‌سازی او نشان دادند که صدای قابل توجهی در بالای پله با یک مؤلفه‌ی عمودی بسیار قوی همراه است که با نتایج تجربی هم‌خوانی دارد.

التاول و وانگ در سال ۲۰۱۱ [۸]، با استفاده از رویکردهای رنس ناپایا و ال‌ای‌اس، به بررسی انتشار امواج ناشی از گردابه‌های ایجادشده در لبه فرار ایرفویل^۳ پرداختند و نتایج حاصل را با یکدیگر مقایسه نمودند. آن‌ها در تحقیقات خود، ابتدا نحوه تشکیل و میزان قدرت گردابه‌ها (منبع تولید صوت) را با استفاده از رویکردهای مذکور شبیه‌سازی نموده و سپس نتایج حاصل را جهت بررسی انتشار امواج در معادله لایت‌هیل^۴ که حل عددی با استفاده از روش عنصر (المان) محدود می‌باشد، قرار دادند. با توجه به نتایج به‌دست آمده توسط آن‌ها، صدای تولید شده در نزدیکی لبه حمله ایرفویل در بسامدهای پایین قابل مقایسه با صداها‌ی ناشی از لبه فرار در بسامدهای بالا می‌باشد که در مجموع، صدای قابل ملاحظه‌ای ایجاد می‌شود. مشخصات صوتی محاسبه شده، نشان می‌دهند که انطباق خوبی با نتایج تجربی در اطراف میدان جریان و محل میکروفن‌ها وجود دارد. آن‌ها بیان داشتند که استفاده از روش محاسباتی هیپریدی، اجازه می‌دهد تا مطالعه دقیق‌تری از چگونگی انتشار و محل تولید صدا (محل تشکیل هسته گردابه) انجام شود.

سوتسومی و همکاران در سال ۲۰۱۱ [۹]، به منظور شبیه‌سازی عددی هر چه دقیق‌تر انتشار امواج ناشی از برخورد جریان جت اُبرآوایی (مافوق‌صوت)^۵ به صفحه مورب از رویکرد شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ با ضریب اسماغورینسکی $C_s = 0.1$ استفاده نمودند. در شبیه‌سازی آن‌ها، دو نمونه موج صوتی شامل موج ناشی گردابه‌های ایجاد شده بر اثر برش لایه‌های سیال خروجی از جت و امواج ناشی از برخورد سیال با دیواره مشاهده می‌شود. آن‌ها بیان داشتند که نباید از انتشار صدای اختلاطی در

³ Airfoil

⁴ Lighthill

⁵ Supersonic

¹ LES; Large Eddy Simulation

² DNS; Direct Numerical Simulation

الگوی که در این زمینه ارائه شده، الگوی اسماکورینسکی است که هنوز به طور گسترده‌ای مورد استفاده قرار می‌گیرد [۱۱]. همانند بیش‌تر الگوهای مقیاس زیر شبکه‌ای موجود، این الگو نیز از مفهوم لزجت گردابه‌ای استفاده می‌کند که بخش بی‌اثر (کروی) تانسورهای مقیاس زیر شبکه‌ای τ_{ij}^n را به نرخ کرنش میدان سرعت حل‌شدنی $\bar{S}_{ij}$ مربوط می‌سازد [۱۱ و ۱۰]. با فرض تعادل (مقیاس‌های کوچک تمام انرژی دریافتی از مقیاس‌های بزرگ را به‌طور آنی و بسیار سریع مستهلک می‌کنند)، رابطه‌ای برای v_t به صورت زیر حاصل می‌گردد:

$$v_t = (C_s \Delta)^{1/2} |\bar{S}| \quad (5)$$

که در آن، C_s ضریب اسماکورینسکی، $|\bar{S}| = (\bar{S}_{ij} \bar{S}_{ij})^{1/2}$ و Δ پهنای صافی (فیلتر) (طول صافی) می‌باشد. پهنای صافی (فیلتر) برابر با اندازه شبکه در نظر گرفته شده و به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\Delta = (\Delta_x \Delta_y \Delta_z)^{1/3} = (\Delta V_{ijk})^{1/3} \quad (6)$$

در معادلات اصلی ناویه-استوکس، $\bar{u}_i$ به جای u_i ، $\bar{P} + \frac{1}{3} \delta_{ij} \tau_{kk}$ به جای P و $v_t + v_t$ به جای v (لزجت گردابه‌ای نام دارد) قرار می‌گیرند [۱۱]. از آنجا که نوسانات آشفتگی مقیاس‌های زیر شبکه‌ای در نزدیکی دیواره به سمت صفر میل می‌کنند، لذا لزجت گردابه‌ای v_t نیز باید به سمت صفر میل نماید. برای این منظور، تابع استهلاك (تابع استهلاك ون-دریست) f_μ به شکل زیر در نظر گرفته شده است:

$$f_\mu = 1 - e^{\left(\frac{-y^+}{26}\right)} \quad (7)$$

برای اعمال تابع استهلاك مذکور در لزجت گردابه‌ای، به جای ضریب C_s در رابطه ۵، از ضریب $C_s f_\mu$ استفاده شده است.

در معادلات صوتی، جهت پیش‌بینی انتشار صدا در میدان جریان و محل گیرنده‌ها (میکروفن‌ها) با استفاده از معادله کرل، می‌توان از یک نیروی نوسانی $\tilde{F}$ در سیال تراکم‌ناپذیر که در ابتدا در حالت ساکن است، استفاده نمود:

$$\rho \frac{\partial}{\partial t} (\tilde{u}(\vec{x}, t) - \rho) = \quad (8)$$

$$-\frac{\partial}{\partial x_i} \left[\frac{F_i}{r} \right] = \frac{1}{c} \frac{x_i}{r^2} \left[\frac{\partial F_i}{\partial t} \right]$$

که در آن F_i مؤلفه‌ای برداری از نیروی حاصل در سیال، c سرعت صدا در محیط ساکن و r فاصله محل نقطه ارزیابی

منطقه جت آزاد غفلت نمود و بازتاب امواج از صفحه مورب مقابل جریان جت نیز باید در نظر گرفته شود. براساس نتایج آن‌ها، صدای ناشی از موج ضربه (شوک) ایجاد شده بر اثر برخورد با صفحه، در مقایسه با سایر موارد، قوی‌تر می‌باشد.

در این تحقیق، ابتدا فیزیک جریان حول استوانه‌ها با استفاده از رویکرد ال‌ای‌اس شبیه‌سازی شده و سپس با در نظر گرفتن میکروفن‌هایی در اطراف میدان جریان، میزان قدرت و طیف انتشار امواج با استفاده از نظریه کرل و الگوی ویلیام-هاوکنگز مورد مطالعه قرار گرفته است. لازم به ذکر است که جهت انجام شبیه‌سازی‌ها، از بسته نرم‌افزاری فلوئنت نسخه ۱۴ استفاده شده است.

۲. معادلات حاکم

در هر جریان آشفته، اندازه‌ی بزرگ‌ترین مقیاس‌های طولی در حدود ابعاد دامنه حل بوده و کوچک‌ترین آن‌ها به گردابه‌های در حال اضمحلال مربوط بوده که در آن‌ها اثرات لزجت غالب می‌باشند [۱۰]. در رویکرد شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ، معادلات ناویه-استوکس برای گردابه‌هایی حل می‌شوند که بزرگ‌تر از ابعاد شبکه هستند و اثر مقیاس‌های زیر شبکه‌ای الگو می‌شود. غالباً، مقیاس‌های بزرگ عامل تأثیرگذار بر اختلاط، انتقال حرارت و سایر کمیت‌های مهندسی بوده و مقیاس‌های کوچک رفتار کم و بیش عمومی از خود نشان داده و بر مقیاس‌های بزرگ تأثیر می‌گذارند. این دو مقیاس، توسط تابع صافی (فیلتر) از هم جدا می‌شوند [۱۱]. معادلات حاکم در رویکرد ال‌ای‌اس عبارت‌اند از:

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{u}_i \bar{u}_j)}{\partial x_j} = \quad (2)$$

$$-\left(\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} \right) + \frac{1}{Re} \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\sigma}_{ij} - \tau_{ij})$$

که در آن

$$\sigma_{ij} = (\nu \mu S_{ij}) \quad (3)$$

$$\tau_{ij} = (\bar{u}_i \bar{u}_j - \bar{u}_i \bar{u}_j) \quad (4)$$

$\bar{u}_i \bar{u}_j$ و $\bar{u}_i \bar{u}_j$ بیانگر متوسط زمانی مؤلفه‌های سرعت و تانسور تنش زیر شبکه‌ای می‌باشد که باید الگو شود. اولین

تصادفی واریانس خطی (ω) در سرتاسر طول استوانه برابر

$$(11)$$

$$\omega(\eta) = 2\omega_{\max} |\eta|$$

و نتایج توزیع واریانس خطی در ضریب لاپلاس همبستگی برابر است با:

$$\omega_{\max} = 1/L_1 \quad (12)$$

که در آن، L_1 لاپلاس طول مقیاس همبستگی در بعد سوم است. با استفاده از الگوهای آماری در بعد سوم، توزیع فاز مورد استفاده در معادله ۱۰ در امتداد طول استوانه و بعد زمان برابر است با:

$$\Theta_\eta = \Theta + \frac{\phi_\eta}{2\pi} \frac{d}{U} \quad (13)$$

رابطه فوق، راه مناسبی برای اعمال برخی از ویژگی‌های میدان جریان سه-بعدی برای محاسبه صدا است. در مطالعه تجربی [۱]، میکروفن‌ها به اندازه یک طول موج از منبع صوتی قرار داده شده‌اند. محل قرارگیری میکروفن‌ها باید در جایی باشد که تنها تحت تأثیر امواج صوتی قرار گیرند و به عبارت دیگر، در نزدیکی میدان هیدرودینامیکی نباشند [۲].

به منظور تجزیه و تحلیل صدای میدان نزدیک، از فرمول کرل فشرده^۱ استفاده شده است. با فرض دو قطبی بودن صدا در میدان، رابطه‌ای کامل برای فشار در فاصله r از یک منبع دو قطبی با قدرت F_i برابر است:

$$p'(\tilde{x}, t) = \frac{1}{4\pi c} \frac{x_i}{r} \left[\frac{\partial F_i}{\partial t} + \frac{c F_i}{r} \right] \quad (14)$$

معادله فوق با معادله کرل فشرده در نزدیک میدان تفاوت دارد و رابطه‌ای معکوس با فاصله r از ناظر دارد. با استفاده از فرمول اصلی دوقطبی، عبارت‌های وابسته به بسامد را می‌توان برای طیف‌های صوتی شبیه‌سازی شده محاسبه نمود. رابطه‌ی معمول برای علامت‌های هماهنگ (سیگنال‌های هارمونیک) برابر با $\frac{1}{i\omega} = \int dt$ می‌باشد و برای بیان رابطه‌ی بین طول موج (λ)، عدد استروهال و عدد ماخ داریم:

$$p'(\tilde{x}, t) = \frac{1}{4\pi c} \frac{x_i}{r} \left[\frac{\partial F_i}{\partial t} \right] \left[1 - \frac{c}{i\omega r} \right] = p_{\text{curls}} \left[1 + \frac{i\lambda}{2\pi r} \right] \quad (15)$$

¹ Compact Curle

تا مرکز استوانه می‌باشد. کروش، نشان‌دهنده‌ی مقدار گرفته شده در زمان قبل $\Theta = t - \frac{r}{c}$ است. با فرض نیروی

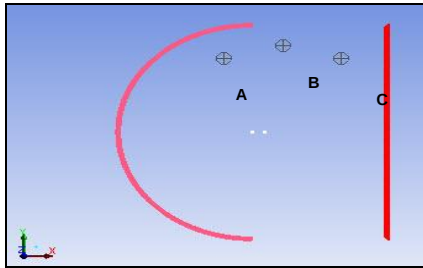
هماهنگ (هارمونیک) $F_i(t) = \text{Re}(F_i e^{-i\omega t})$ داریم:

$$4\pi c^2 (\rho(\tilde{x}, t) - \rho_\infty) = -F_i \frac{i\omega}{c} \frac{x_i}{r} \frac{e^{-i\omega \Theta}}{r} \quad (9)$$

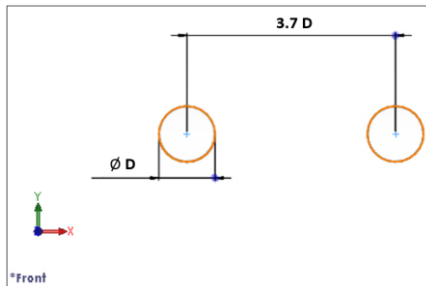
از این رو، در شبیه‌سازی فرض می‌شود که صدا دارای طبیعتی دوقطبی و مقدار آن نیز توسط نیروی نوسان کنترل شود. در شبیه‌سازی ال‌ای‌اس، می‌توان این اطلاعات را به شیوه‌ای ساده فراهم نمود. با این حال، داده‌های هماهنگ (هارمونیک) نیروی گذرای حاصل از این نوع شبیه‌سازی، به شدت وابسته به آهنگ صدای بسامد اندرکنش گردابه‌ها می‌باشد. در شبیه‌سازی‌های دو-بعدی، عمدتاً به دلیل تمرکز بیش از حد روی تنش‌های رینولدز در نزدیکی میدان، محدود شدن اندازه گردابه‌های ثانویه ایجاد شده در پشت استوانه و نیز در نظر نگرفتن نوسانات در بعد سوم، نتایج خوبی حاصل نمی‌گردند. در واقع، این نوسانات در بعد سوم، در مرحله ریزش گردابه‌ها به عنوان آشفتگی در فشار روی سطح جسم و همبستگی فاز ضریب برآ و پسا آشکار می‌شود. به دلیل فاصله موجود در بین استوانه‌ها و هم‌چنین، ناپایداری و ریزش متناوب گردابه‌ها، در نزدیکی استوانه‌ها موجی سه-بعدی ایجاد می‌شود. به دلیل نوسانات در بعد سوم که ناشی از گردابه‌های تشکیل شده می‌باشند، تغییراتی در فاز برآ و پسای معادله کرل اعمال می‌گردند:

$$4\pi c^2 (\rho(\tilde{x}, t) - \rho_\infty) = \int_{-\eta/r}^{\eta/r} \frac{1}{c} \frac{x_i(\eta)}{r(\eta)} \left[\frac{\partial F_i(\eta)}{\partial t} \right] d\eta = \int_{-\eta/r}^{\eta/r} -F_i \frac{i\omega}{c} \frac{x_i(\eta)}{r(\eta)} \frac{e^{-i(\omega\Theta + \phi_\eta)}}{r(\eta)} d\eta$$

که در آن، η مختصات در بعد سوم (مختصات در جهت محور استوانه)، $F_i(\eta)$ نیروی مقطعی در جهت i ، $r(\eta)$ فاصله نقطه ارزیابی از یک مکان خاص در بعد سوم و $x_i(\eta)$ مختصات نقطه ارزیابی در بعد سوم استوانه می‌باشند. ضمناً، به علت انتشار امواج در میدان، توزیع فاز نوسانی (ϕ_η) در بعد سوم رخ می‌دهد. در این تحقیق، روش اصلاح شده‌ای برای استفاده از معادله ۸ استفاده شده است. براساس مطالعه کاسالینو و جاکوب [۱۲]، توزیع فاز

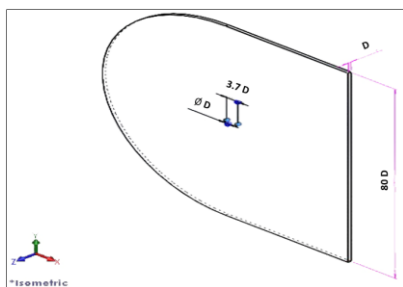


شکل ۱ محل قرارگیری میکروفن‌ها.



شکل ۲ مشخصات استوانه‌های مورد نظر در این تحقیق.

به منظور دستیابی به اطلاعات هواصوتی جریان در فواصل دور از پشت الگو و همچنین تأکید بر صحت شرط مرزی انتخاب شده در مرز خروجی (شکل ۳)، دامنه حل به صورت ۴۰ برابر قطر استوانه در پشت الگو، ۴۰ برابر قطر استوانه قبل از الگو و برابر با قطر استوانه در بعد سوم در نظر گرفته شده است.



شکل ۳ دامنه محاسباتی در نظر گرفته شده در این تحقیق.

جهت انتخاب شبکه محاسباتی مناسب که در آن خطاهای عددی به حداقل برسند و از طرف دیگر هزینه محاسبات بهینه شود، شبکه‌های مختلفی با تعداد گره‌های متفاوت برای این مسئله مورد بررسی قرار گرفته‌اند. در نهایت، شبکه‌ای با ۲۰۲۱۰۳۴ عنصر (المان) هیبریدی (شکل ۴) که با نزدیک شدن به استوانه‌ها، ریزتر می‌شود، به عنوان شبکه بهینه مد نظر قرار گرفته است.

$$= p_{\text{curls}} \left[1 + \frac{i}{2\pi \text{St} M (r/d)^2} \right]$$

با استفاده از معادله ۱۵، برای اصلاح وابستگی بسامد متناسب با تراز فشار صدای شبیه‌سازی شده، داریم:

$$\text{SPL}_c (\text{dB}) = 20 \log_{10} \left[\sqrt{1 + \frac{1}{4\pi^2 \text{St}^2 M^2 (r/d)^2}} \right] \quad (16)$$

۳. روش حل عددی

شبیه‌سازی‌های عددی هواصوتی انجام شده در این تحقیق، با استفاده از بسته نرم‌افزاری فلوئنت نسخه ۱۴ انجام شده است. دو استوانه به قطر D با فاصله ۳/۷ D (بین مراکز) در سرعت جریان آزاد U قرار داده شده‌اند که قطر استوانه ۵۷/۱۵ میلی‌متر و سرعت جریان آزاد ۴۴ متر بر ثانیه می‌باشند (شکل ۱ و ۲). اعداد رینولدز و ماخ جریان به ترتیب برابر با $10^5 \times 1/66$ و ۰/۱۲۷۴ هستند. در این مطالعه، رویکرد ال‌ای‌اس با ضریب اسمانگورینسکی ۰/۱، گسسته‌سازی مکانی مرتبه ۲ و گسسته‌سازی زمانی مرتبه ۴ رونگ-کوتا مورد استفاده قرار گرفته‌اند. فشار محیط برابر ۶۵۰ میلی‌متر جیوه در نظر گرفته شده و به منظور حل معادلات جریان و فشار از الگوریتم سیمپل^۱ غیردائم استفاده شده است. ضمناً، گام زمانی ۰/۰۱ ثانیه و تعداد تکرار در هر گام زمانی ۴۰ مرتبه در نظر گرفته شده است. پس از هم‌گرایی حل، شبیه‌سازی عددی جریان تا ۱۶/۵ ثانیه انجام شده است.

در جدول ۱، موقعیت قرار گرفتن میکروفن‌ها با توجه به مرکز استوانه بالادست ارائه شده است. همان‌طور که قبلاً نیز اشاره شد، مکان قرارگیری میکروفن باید در جایی باشد که تنها امواج صوتی وجود داشته باشند، به عبارت دیگر، در نزدیکی میدان هیدرودینامیکی نباشد (میدان دور) [۳].

جدول ۱ محل قرارگیری میکروفن‌ها.

نام	x/d	y/d	z/d
میکروفن A	-۸/۳۳	۲۷/۸۱۷	۰
میکروفن B	۹/۱۱	۳۲/۴۹	۰
میکروفن C	۲۶/۵۵	۲۷/۸۱۵	۰

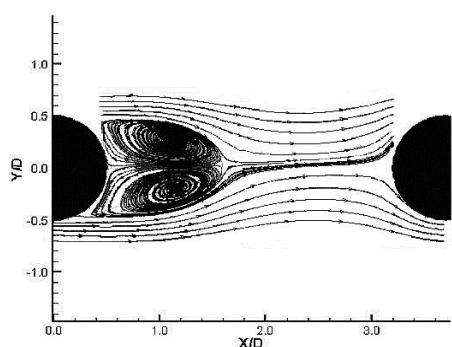
¹ SIMPLE; Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations

توسط رویکرد ال‌ای‌اس در این تحقیق، در مقایسه با داده‌های تجربی، کم‌تر از ۲ درصد می‌باشد.

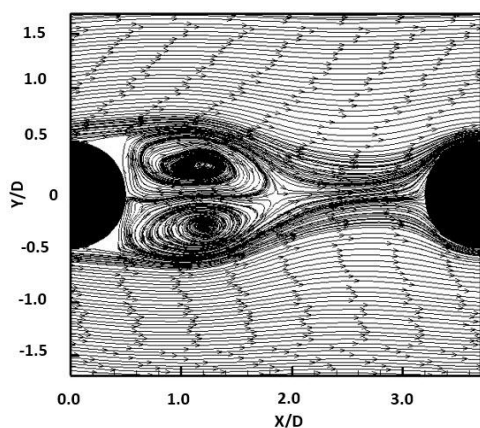
جدول ۳ مقایسه ضرایب آیرودینامیکی به‌دست آمده در این تحقیق با نتایج عددی و تجربی موجود برای استوانه پایین‌دست.

روی کرد	تعداد گره	پایین‌دست $\bar{C}_D$	پایین‌دست C'_L
رئس ناپایا [۲]	۲۰۵۵۰۸	۰/۲۴۵	۰/۴۸۷
ال‌ای‌اس	۳۷۲۵۳۸	۰/۲۸-۰/۳۲	۰-۰/۰۰۰۳۳۹
تجربی [۱]	-	۰/۲۴-۰/۳۵	۰

در شکل‌های ۵ و ۶، خطوط جریان حاصل از شبیه‌سازی عددی حاضر با خطوط جریان مربوط به نتایج تجربی موجود [۱] مقایسه شده‌اند. با توجه به بررسی‌های انجام‌شده در مرجع [۱]، عدم تقارن ایجاد شده در نتایج تجربی به علت زاویه‌دار بودن جزئی جریان نسبت به خط

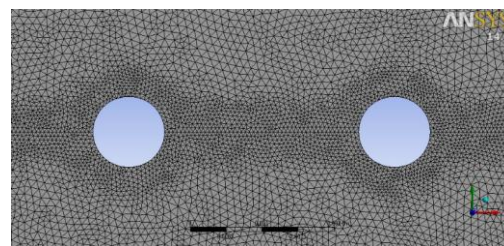


(الف)



(ب)

شکل ۵ مقایسه خطوط جریان در بین دو استوانه ناشی از نتایج شبیه‌سازی عددی در این تحقیق با نتایج تجربی موجود. (الف) خطوط جریان ناشی از نتایج تجربی مرجع [۱]، (ب) خطوط جریان میانگین حاصل از رویکرد ال‌ای‌اس.



شکل ۴ شبکه محاسباتی مورد استفاده در نزدیکی استوانه‌های پشت سر هم.

۴. رفتار هواصوتی جریان

به منظور بررسی رفتار هواصوتی جریان، شبه‌سنگ‌های (پارامترهای) مختلفی از جمله ضرایب برآ، پسا و فشار سطح، تراز فشار صدا، طیف‌های مختلف چگالی قدرت صدا و عدد استروهال مورد مطالعه قرار گرفته‌اند. ضمناً، جهت درک کامل نحوه انتشار امواج صدا در میدان جریان، تغییرات عدد استروهال از صفر تا ۲ تعیین شده است.

در مطالعه حاضر، نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی، علاوه بر مقایسه با داده‌های تجربی موجود [۱]، با نتایج شبیه‌سازی عددی دولان [۲] نیز مقایسه شده‌اند. نتایج عددی و داده‌های تجربی نشان می‌دهند که دامنه نوسان برای استوانه پایین‌دست در مقایسه با استوانه بالادست بزرگ‌تر است (جدول ۲ و ۳). این عامل، به دلیل برخورد گردابه‌های ایجاد شده توسط استوانه بالادست بر استوانه پایین‌دست می‌باشد. دامنه نوسان پسا در هر استوانه نیز از همین روند پیروی نموده و میانگین پسا در استوانه پایین‌دست کمتر از استوانه بالادست می‌باشد. استوانه بالادست، به شکل نوعی سپر در مقابل استوانه پایین‌دست قرار می‌گیرد و سبب کاهش سرعت جریان در برخورد به آن و در نتیجه کاهش پسای آن می‌شود.

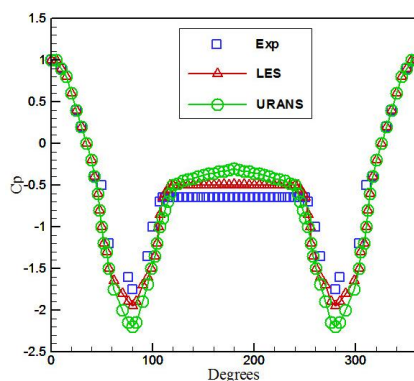
جدول ۲ مقایسه ضرایب آیرودینامیکی به‌دست آمده در این تحقیق با نتایج عددی و تجربی موجود برای استوانه بالادست.

روی کرد	تعداد گره	بالادست $\bar{C}_D$	بالادست C'_L
رئس ناپایا [۲]	۲۰۵۵۰۸	۰/۳۳۸	۰/۰۸۶
ال‌ای‌اس	۳۷۲۵۳۸	۰/۴۷-۰/۴۹	۰-۰/۰۰۰۴
تجربی [۱]	-	۰/۴۹-۰/۵۲	۰

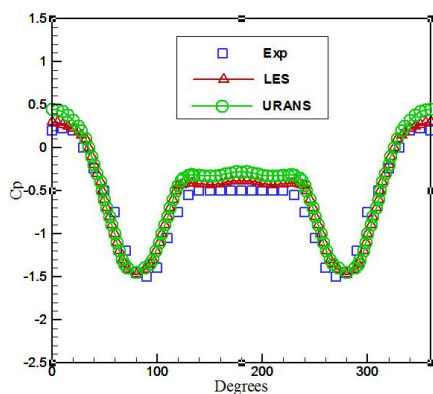
همان‌طور که در جداول ۲ و ۳ مشاهده می‌شود، اختلاف بین ضرایب آیرودینامیکی (برآ و پسای) به دست آمده

نتایج تجربی در زاویه ۱۱۸ درجه نسبت به نقطه سکون به‌دست آمده است. علاوه بر این، در ناحیه جریان جدا شده، نتایج شبیه‌سازی با رویکرد ال‌ای‌اس، در مقایسه با نتایج رویکرد یورنس^۱، به نتایج تجربی نزدیک‌تر می‌باشند. در شکل ۸، مقدار ضریب فشار متوسط شبیه‌سازی شده در نزدیکی نقطه سکون استوانه پایین‌دست با نتایج تجربی دارای مقداری خطا می‌باشد. دلیل این رفتار، پیش‌بینی ضعیف رویکردهای عددی در تعیین مقدار تنش رینولدز است.

در شکل ۹، نتایج حاصل از سرعت متوسط جریان روی خط گذرنده از مرکز استوانه‌ها ($y=0$) با مقادیر تجربی و عددی موجود مقایسه شده‌اند. با توجه به نتایج به‌دست آمده، سرعت متوسط جریان در نزدیکی استوانه پایین‌دست در $x/d=2/7$ ، به دلیل افزایش مقدار قدرت گردابه‌ها در فاصله بین استوانه، نسبت به نتایج تجربی دارای اختلاف بیشتری می‌باشد. ضمناً، سرعت متوسط جریان پس از استوانه بالادست، به خوبی شبیه‌سازی شده است.

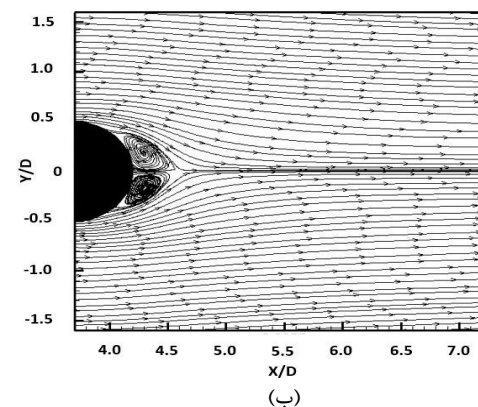
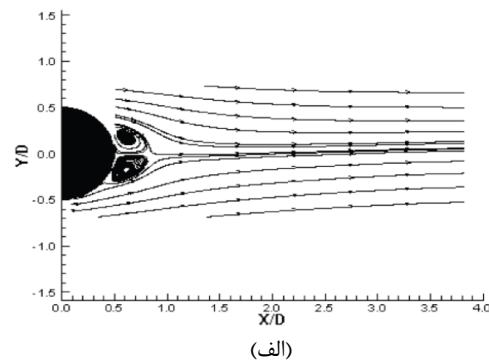


شکل ۷ ضریب فشار متوسط روی سطح استوانه بالادست.



شکل ۸ ضریب فشار متوسط روی سطح استوانه پایین‌دست.

عبوری از مرکز استوانه‌ها می‌باشد. با دقت در خطوط جریان نشان داده شده در شکل‌های مذکور، مشاهده می‌شود که شکل گردابه‌های تشکیل‌شده در پشت استوانه‌ها در شبیه‌سازی عددی مطابقت خوبی با نتایج آزمایش‌های تجربی دارد. ضمناً، زاویه جدایش و محل به هم رسیدن گردابه‌های پشت استوانه‌ها به خوبی پیش‌بینی شده‌اند.

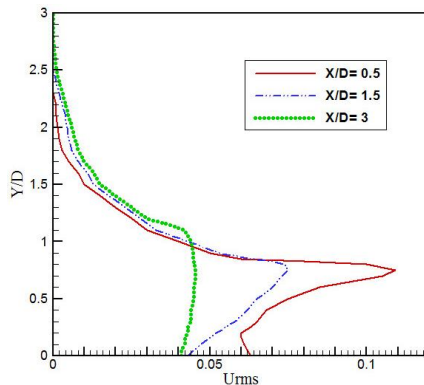


شکل ۶ مقایسه خطوط جریان در پایین‌دست استوانه دوم ناشی از نتایج شبیه‌سازی عددی در این تحقیق با نتایج تجربی موجود، الف) خطوط جریان ناشی از نتایج تجربی مرجع [۱]، ب) خطوط جریان میانگین حاصل از رویکرد ال‌ای‌اس.

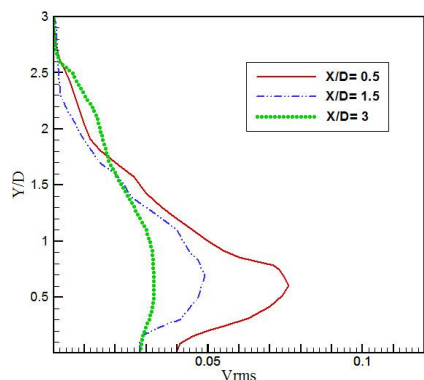
ضریب فشار متوسط محاسبه شده روی سطح استوانه‌های بالادست و پایین‌دست در شکل‌های ۷ و ۸ نشان داده شده است. نتایج شبیه‌سازی حاصل از رویکرد ال‌ای‌اس در مقایسه با نتایج رویکرد یورنس^۱، مطابقت بهتری با داده‌های تجربی نشان می‌دهند. برای استوانه بالادست، تطابق قابل قبولی برقرار است. البته در شبیه‌سازی‌های عددی، پیش‌بینی محل نقاط جدایی جریان کمی بیشتر از

¹ URANS; Unsteady Reynolds Averaged Navier-Stocks

نمودارهای U_{rms} ، V_{rms} و W_{rms} در سه مقطع مختلف پشت الگو در شکل‌های ۱۲، ۱۳ و ۱۴ نشان داده شده است. همان‌طور که در این شکل‌ها مشاهده می‌شود، به علت تقارن الگو، تنها نیمی از نمودار نمایش داده شده‌اند. مقادیر بیشینه مؤلفه‌های نوسانی سرعت در حوالی خط مرکزی، ناشی از تداخل گردابه‌های تشکیل شده در لبه‌های بالا و پایین الگو می‌باشند. با افزایش فاصله مقطع از الگو در امتداد جریان، مقادیر بیشینه کاهش یافته و در فواصل دور، از شدت تغییرات آن کاسته می‌شود. علت این امر نیز کاهش قدرت گردابه‌ها در مقاطع دورتر از الگو می‌باشد.

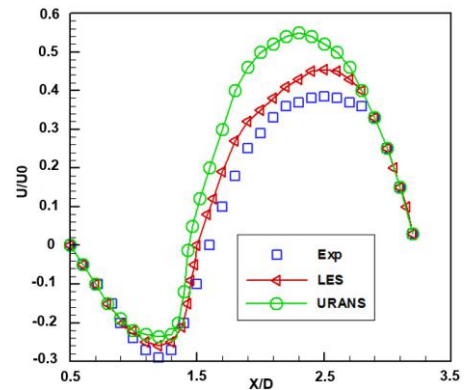


شکل ۱۲ منحنی تغییرات U_{rms} در مقاطع مختلف پشت الگو در راستای جریان.



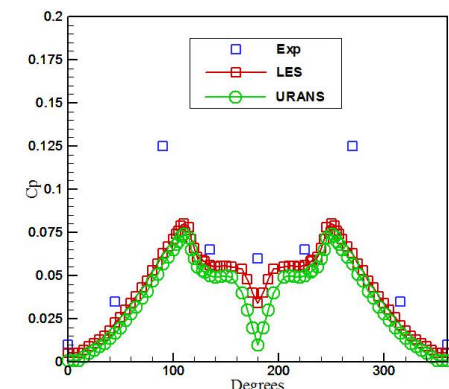
شکل ۱۳ منحنی تغییرات V_{rms} در مقاطع مختلف پشت الگو در جهت عمود بر جریان.

با اندازه‌گیری مؤلفه‌های نوسانی u' ، v' و w' ، روند تغییرات انرژی آشفتگی جریان $(k = \frac{1}{2}(\overline{u'^2} + \overline{v'^2} + \overline{w'^2}))$ در مقاطع مختلف پشت الگو در شکل ۱۵ نشان داده شده است. همان‌طور که انتظار می‌رود، در مقاطع اولیه پشت

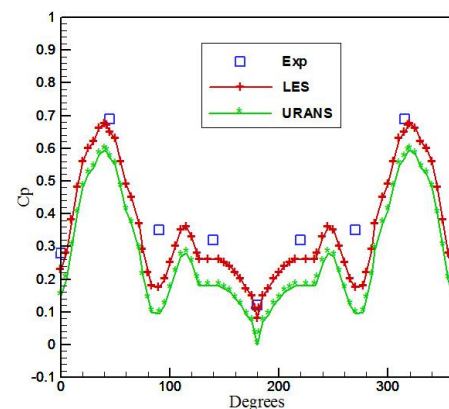


شکل ۹ مقایسه سرعت متوسط جریان روی خط گذرنده از مرکز استوانه‌ها ($y=0$).

در شکل‌های ۱۰ و ۱۱، به ترتیب ضریب فشار اغتشاشی شبیه‌سازی شده روی سطح استوانه‌های بالادست و پایین‌دست، با نتایج تجربی و عددی موجود مقایسه شده‌اند. با توجه به میزان اغتشاشات در پشت استوانه، مقداری خطا بین نتایج مشاهده می‌شود ولی رویکردهای عددی توانسته‌اند نقاط اوج در بالای استوانه‌ها را شبیه‌سازی نمایند.

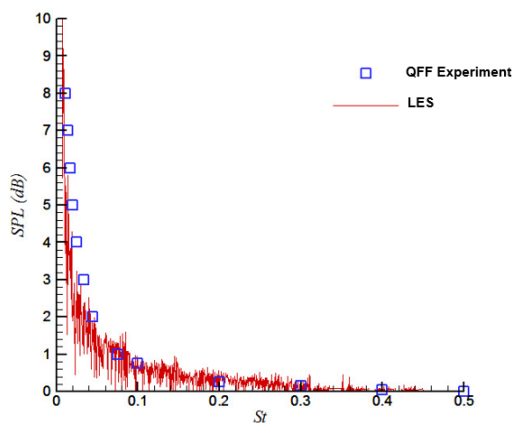


شکل ۱۰ ضریب فشار اغتشاشی روی سطح استوانه بالادست.



شکل ۱۱ ضریب فشار اغتشاشی روی سطح استوانه پایین‌دست.

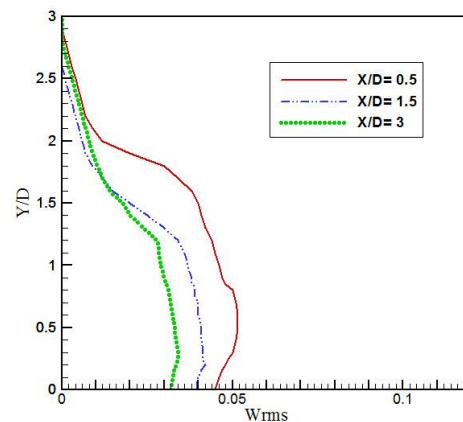
حداکثر تلسانس استاندارد در دریافت علامت‌های (سیگنال‌های) وابسته به زمان $(\tau_c \approx \frac{2\pi N_c}{St})$ برقرار خواهد شد. میکروفن A و C به ترتیب در بالادست و پایین‌دست استوانه قرار دارند، در حالی که میکروفن B، کمی بالاتر از آن‌ها می‌باشد. محل قرارگیری میکروفن‌های A و C باید به گونه‌ای باشد که کم‌تر تحت تأثیر نیروهای آیرودینامیکی استوانه‌ها قرار گیرند، اما با توجه به موقعیت میکروفن B، علامت‌های (سیگنال‌های) صوتی ثبت‌شده توسط آن دقیق‌تر خواهند بود. در شکل ۱۶، تراز فشار صدا برحسب عدد استروهل به دست آمده توسط رویکرد ال‌ای‌اس در محل میکروفن B با داده‌های تجربی مربوطه مقایسه شده است. تراز فشار صدا در بازه اعداد استروهل صفر تا ۰/۵، روندی نزولی به صورت لگاریتمی از ۱۰ تا صفر دسی‌بل را طی می‌کند.



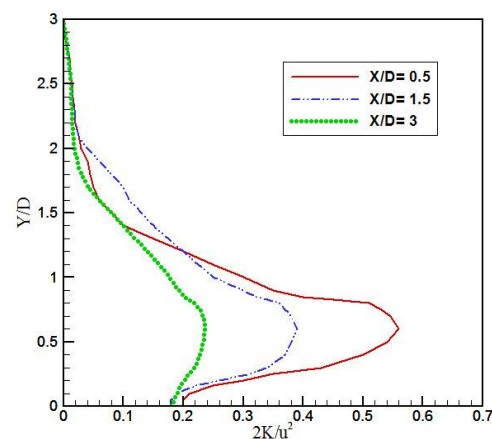
شکل ۱۶ تراز فشار صدای گرفته شده توسط میکروفن B.

میکروفن B در $r/d=33/74$ که مربوط به یک طول موج در بسامد صدا $(St=0/232)$ می‌باشد، قرار داده شده است. ضمناً، شبیه‌سازی صدا در محدوده‌ای اعداد استروهل بین صفر تا ۲ انجام شده است. در نتیجه، حداکثر تصحیح مورد نیاز در نزدیک میدان و $St=0/1$ ، برابر ۰/۵۶ دسی‌بل می‌باشد. به طوری که اگر شبیه‌سازی در بسامد پایین‌تر انجام شود، اثرات نزدیک میدان برجسته‌تر خواهند شد. فشار صوتی میدان جریان در حوزه زمان، در شکل ۱۷ نشان داده شده است. فشار صوتی میدان جریان، اثرات استفاده از دو توزیع فاز زمانی و مکانی را نشان می‌دهد. جهت همبستگی زمانی فشار صوتی، از ۱۰۰ علامت

الگو، به علت حضور گردابه‌های بزرگ‌تر و پر قدرت‌تر، انرژی آشفتگی جریان بیشتر است.



شکل ۱۴ منحنی تغییرات W_{rms} در مقاطع مختلف پشت الگو در جهت عمود بر جریان.

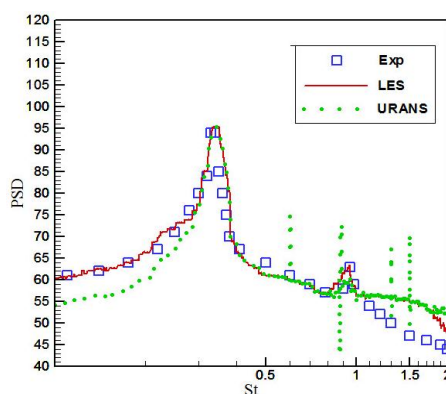


شکل ۱۵ تغییرات انرژی جنبشی آشفتگی در مقاطع مختلف پشت الگو.

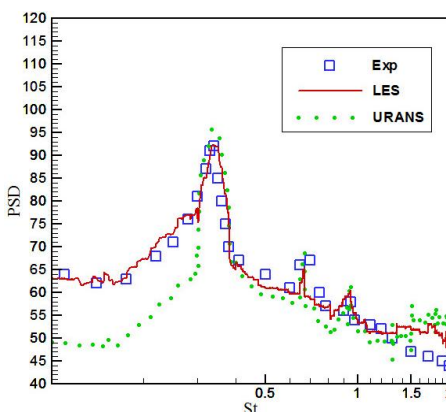
مسئله مهم در شبیه‌سازی صدا، برآورد ضریب همبستگی^۱ در بعد سوم است. لذا برای به دست آوردن طول‌های همبستگی (L_1) در مسایل مختلف، از الگوهای آماری استفاده می‌شود [۲]. در این تحقیق، برای برآورد میدان صدا در بعد سوم، از مقیاس طول همبستگی $L_1 = 0/17$ استفاده شده است. ضمناً، از برآورد مقیاس زمانی نیز برای همبستگی زمانی ضرایب نیروی مقطعی (τ_c) استفاده می‌شود [۳]. در اینجا، فرض شده که اغتشاشات در هر $N_t = 60$ دوره گردابه، رخ می‌دهند. با این فرض، تقریباً

^۱ Correlation Coefficient

تابع همینگ^۱ پردازش شده‌اند، به طوری که وضوح بسامد برابر با ۳/۱۲۵ هرتز (یکسان با آزمایش تجربی) می‌باشد. میزان چگالی طیف قدرت صوتی گرفته شده توسط میکروفن A (شکل ۱۸)، در اعداد استروغال بین صفر تا ۰٫۵، بین ۵۷ تا ۹۲ دسی‌بل متغیر می‌باشد. اما همان‌طور که در شکل‌های ۱۹ و ۲۰ مشاهده می‌شود، به سبب اندرکنش گردابه‌های بین استوانه‌ها و پشت استوانه پایین‌دست، میزان چگالی طیف قدرت صوتی گرفته شده توسط میکروفن‌های B و C بیشتر می‌باشد که مقادیر آن به ترتیب بین ۶۱ تا ۹۶ دسی‌بل و ۶۴ تا ۹۳ دسی‌بل متغیر هستند.



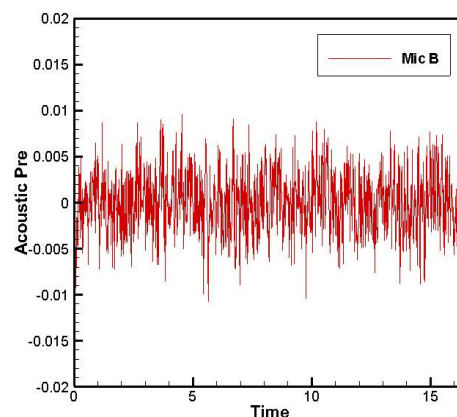
شکل ۱۹ چگالی طیف قدرت صوتی گرفته شده توسط میکروفن B.



شکل ۲۰ چگالی طیف قدرت صوتی گرفته شده توسط میکروفن C.

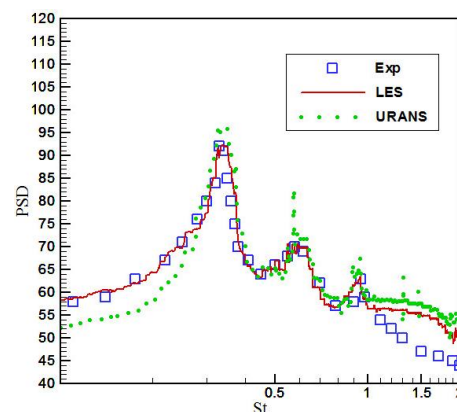
ضمناً، با افزایش عدد استروغال از ۰٫۵ تا ۲، روندی نزولی چگالی طیف قدرت صوتی به خوبی قابل مشاهده است.

(سیگنال) لحظه‌ای داده‌های رویکرد ال‌ای‌اس در محدوده $0 \leq \tau \leq 1$ استفاده شده است. ضمناً، برای شبیه‌سازی اثرات توزیع فاز مکانی، استوانه به ۱۰۰ برش در بعد سوم در محدوده $0 \leq \eta \leq 1$ تقسیم شده است. با توجه به شکل ۱۷، فشار صوتی تغییرات قابل توجهی در بعد زمان دارد.



شکل ۱۷ فشار صوتی میدان جریان در حوزه زمان.

در شکل‌های ۱۸، ۱۹ و ۲۰، چگالی طیف قدرت صوتی گرفته شده از میکروفن‌های مختلف نشان داده شده است. موقعیت میکروفن B مربوط به حدود یک طول‌موج در محل برش گردابه‌ها می‌باشد. همان‌طور که قبلاً ذکر شد، اثرات نزدیک میدان برای محدوده بسامدهای مهم، قابل اغماض می‌باشند. به منظور کاهش حجم دریافت داده‌های عددی و اداره کردن بهتر آن توسط نرم‌افزار، بیشتر نتایج عددی نمونه‌برداری شده در بسامد ۸٫۸۸۲ کیلوهرتز تنظیم شده‌اند. در تحلیل طیفی، داده‌ها با استفاده از



شکل ۱۸ چگالی طیف قدرت صوتی گرفته شده توسط میکروفن A.

¹ Hamming function

three dimensional design for a silent aircraft," AIAA Journal, Paper no. 2006-241, 2006.

- [5] K. Ramachandran, Z. Webster, M. Zhuang, "A comprehensive numerical study of aerodynamics and aeroacoustics of wind turbine blade configurations," AIAA Journal, Paper no. 2011-723, 2011.
- [6] S. Miller, M. Gallman, M. Moeller, "Review of turbulent boundary layer models for acoustic analysis," AIAA Journal, Paper No. 2011-1083, 2011.
- [7] J. Slomski, "Numerical investigation of sound from turbulent flow over a forward facing step," AIAA Journal, Paper no. 2011-2775, 2011.
- [8] A. Eltaweel, M. Wang, "Numerical simulation of broadband noise from airfoil wake interaction," AIAA Journal, Paper no. 2011-2802, 2011.
- [9] S. Tsutsumi, R. Takaki, Y. Nakanishi, K. Okamoto, "Numerical study on acoustic radiation from a supersonic jet impinging to an inclined plate," AIAA Journal, Paper no. 2011-2922, 2011.
- [10] R. Farhadiazar, M. Ramezanizadeh, M. Taeibi-Rahni, M. Salimi, "Compound triple jets film cooling improvements via velocity and density ratios: large eddy simulation," Journal of Fluids Engineering, Transactions of the ASME, vol. 133, pp. 031202-1-13, 2011.
- [11] M. Taeibi-Rahni, M. Ramezanizadeh, D. Ganji, A. Darvan, S. Soleimani, E. Ghasemi, H. Bararnia, "Comparative study of large eddy simulation of film cooling using a dynamic global-coefficient subgrid scale eddy-viscosity model with RANS and Smagorinsky modeling," International Communications in Heat and Mass Transfer, vol. 38, pp. 659-667, 2011.
- [12] D. Casalino, M. Jacob, M. Roger, "Prediction of rod-airfoil interaction noise using the FW-H analogy," AIAA Journal, vol. 41, no. 2, pp. 182-191.
- [13] C. Wagner, T. Huttel, P. Sagaut, "Large Eddy Simulation for Acoustics," Cambridge University Press, ISBN-13978-0-511-29466-2, 2007.
- [14] P. Ewert, U. Schroder, "Reconstructed sub grid methods for acoustics predictions at all reynolds numbers," 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Aerospace Exposition, Paper no. 2011-4713, 2011.
- [15] T. Colonius, "An overview of simulation, modeling and active control of flow/acoustic

۵. نتیجه‌گیری

در این تحقیق، مطالعه عددی پدیده هواصوتی ناشی از جریان حول استوانه‌های پشت سر هم با استفاده از رویکرد شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ انجام شده است. از نظریه کرل و الگوی ویلیام-هاو کینگز برای شبیه‌سازی اثرات تولید و انتشار صدا در میدان جریان استفاده شده است. محدوده‌ی بسامدهای بالا و پایین در این مطالعه با استفاده از منطق فشرده‌ی معادلات صوتی تعیین شده است. نتایج میانگین و لحظه‌ای ناشی از شبیه‌سازی عددی با نتایج تجربی موجود مقایسه شده‌اند. اختلاف بین ضرایب آیرودینامیکی (برآ و پسا) حاصل از شبیه‌سازی عددی، نسبت به داده‌های تجربی موجود، کمتر از ۲ درصد می‌باشد. در شبیه‌سازی صوتی، جهت درک بهتر مسئله، محاسبات در محدوده اعداد استروهاال بین صفر تا ۲ انجام شده‌اند. با توجه به نتایج به‌دست آمده، میزان تغییرات اصلی مشخصه‌های صوتی در اعداد استروهاال بین صفر تا ۰/۵ می‌باشد. ضمناً، انطباق خوبی بین نتایج چگالی طیف قدرت صوتی تا عدد استروهاال یک وجود دارد اما با افزایش عدد استروهاال، مقدار خطا افزایش می‌یابد. با توجه به نتایج به‌دست آمده، جدایش جریان حول استوانه در زاویه ۱۸ درجه نسبت به نقطه سکون رخ می‌دهد و میزان توان طیف چگالی صوتی در اعداد استروهاال صفر تا ۰/۵، بین ۶۱ تا ۹۶ دسی‌بل متغیر می‌باشد. ضمناً، تراز فشار صوتی در این بازه عدد استروهاال، روندی نزولی به صورت لگاریتمی از ۱۰ تا صفر دسی‌بل را طی می‌کند.

۶. فهرست منابع

- [1] D. Lockard, M. Khorrami, M. Choudhari, "Tandem cylinder noise predictions," AIAA Journal, 13th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Paper no. 2007-3450.
- [2] J. Doolan, "Flow and noise simulation of the NASA tandem cylinder experiment using open foam," AIAA Journal, vol. 57, no. 4, pp. 3157, 2009.
- [3] F. Hutcherson, T. Brooks, "Noise radiation from single and multiple rod configurations," AIAA Journal, 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Paper no. 2006-2629, 2006.
- [4] J. Hileman, Z. Spakovszky, M. Drela, M. Sargeant, "Aerodynamic and aeroacoustic

resonance,” AIAA Journal, 51th AIAA Aerospace Sciences Meeting Aerospace Exposition, Paper no. 2013-0473, 2013.

resonance in open cavities,” AIAA Journal, vol. 74, no. 5, pp. 0076, 2011.

[16] A. Inproceedings, “Sub grid turbulence modeling for unsteady flow with acoustic

Numerical investigation of aeroacoustic behavior of flow over tandem cylinders applying large eddy simulation approach

A. Mohammadi, M. Ramezanizadeh*

1. Center of Graduate Studies, Shahid Sattari Aeronautical Univ. of Sci. and Tech.
2. Dept. of Aerospace Eng., Shahid Sattari Aeronautical Univ. of Sci. and Tech.

Abstract

In this research, the sound produced by vortices interactions of unsteady flow over tandem cylinders is investigated. Cylinders geometrical effects on the flow aeroacoustic behavior are numerically studied applying the large eddy simulation approach, the Curl theory, and the Ffowcs Williams-Hawkings model. Numerical validation and its accuracy are investigated using the available experimental results. The sound detected by the microphones shows good agreement compared to the experimentally recorded sounds at different power spectrums. According to the obtained results, flow separation over the cylinder occurs at 118 degrees measured from the flow stagnation point and at the Strouhal numbers of 0 to 0.5, magnitude of noise power spectrum density varies between 60 to 95 dB. Also, the sound pressure level in the range of considered Strouhal numbers decreases from 10 dB to zero dB, logarithmically.

Keywords: Vortices Interactions, Tandem Cylinders, Aeroacoustic Phenomenon, Strouhal Number

pp. 1-12 (In Persian)

* Corresponding author E-mail: ramezanizadeh@ssau.ac.ir