

# شبیه‌سازی عددی میدان صوتی ناشی از تخلیه جت در جریان عرضی با استفاده از روی کرد شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ

حورا آبدۀ کخا<sup>۱</sup>، محمد طیبی‌رهنی<sup>۱\*</sup>، مهدی رمضانی‌زاده<sup>۲</sup>

۱. دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

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

## چکیده

مسئله تخلیه جت در جریان عرضی، یکی از مسائل پرکاربردی است که همواره در تحقیقات مختلف علمی و مهندسی مورد تحلیل و مطالعه قرار گرفته است. شناسایی سازوکار تولید صدا توسط این جریان مسئله مهمی است که کمتر مورد توجه قرار گرفته است. لذا در این تحقیق، میدان جریان و میدان صوتی حاصل از تزریق یک جت در جریان عرضی به صورت دو بعدی با استفاده از روی‌کرد شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ و الگوی زیرشبکه‌ای اسماکورینسکی شبیه‌سازی شده‌اند. مسئله در سه نسبت سرعت مختلف، در عدد رینولدز جت ثابت مورد بررسی قرار گرفته است. برای گسسته‌سازی مشتق‌های مکانی از روش فشرده مرتبه شش و برای انتگرال‌گیری زمانی از روش رونگ - کوتای مرتبه چهار استفاده شده است. به منظور اطمینان از صحت عملکرد کد عددی تدوین شده، مسائل مختلف و متنوعی با استفاده از آن شبیه‌سازی و نتایج حاصل با نتایج عددی و تجربی موجود مقایسه شده است. با استفاده از تبدیل فوریه تاریخچه فشار، بسامدهای اصلی حاکم بر میدان صوتی در نقاط مختلفی در بالادست و پائین‌دست جت تعیین و بررسی شده‌اند. مشاهده شد که میدان صوتی این جریان تک‌مُدی نبوده و چند مَدی است. علاوه بر این، مَدی‌های مختلف در بازه‌های زمانی مختلف فعال و غیرفعال می‌شوند. همچنین، با تغییر نسبت سرعت جت به جریان عرضی، سازوکار تولید امواج صوتی و اندازه بسامدهای بی‌بعد حاکم بر میدان صوتی تغییر می‌کنند.

**کلیدواژه‌ها:** تخلیه جت، جریان عرضی، میدان صوتی، شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ، تاریخچه فشار، تبدیل فوریه.

## ۱. مقدمه

مسئله تخلیه جت در جریان عرضی در زمینه‌های مختلف هوافضا از جمله انتقال حرارت، پیش‌رانش، هواپیماهای عمود پرواز، موشک، کنترل وسایل پرنده، کنترل جریان و بسیاری از مسائل عملی یا علمی دیگر کاربرد زیادی دارد [۱ و ۲]. از طرفی، کنترل تولید صدا توسط جریان فوق‌بسیار مهم است. لذا، شناخت هرچه بهتر فیزیک این مسأله از اهمیت بسیاری برخوردار است. علت تولید صدا در مسئله تخلیه جت در جریان عرضی را می‌توان ناشی از چهار عامل دانست. این چهار عامل عبارتند از: برخورد جت با جریان اصلی و تولید گردابه، اندرکنش گردابه‌های تشکیل‌شده در بالادست و پائین‌دست جریان با گوشه‌های ورودی جت (بسته به نوع مسأله، ممکن

است در بالادست ورودی جت، گردابه‌ای تشکیل نشود)، اندرکنش گردابه‌ها با یکدیگر و حرکت گردابه‌ها در لایه مرزی. تولید و انتشار صدا توسط سیال، پدیده‌ای غیرخطی است و معادلات ناویر-استوکس بر آن حاکم است. البته، لایت هیل در سال ۱۹۵۲، با ارائه نظریه قیاس صوتی، این مسئله را با معادله خطی صوتی مقایسه کرد. این قیاس صوتی برای پیش‌بینی صدای جت، فن، بالگرد و تمامی مسائل هواصوتی (ایروآکوستیک)<sup>۱</sup> به کار گرفته شد. ولی در دهه‌ی نود با پیشرفت رایانه‌ها و ارائه‌ی روش‌های عددی جدید، بررسی مستقیم مسایل هواصوتی با حل عددی معادلات ناویر-استوکس شروع شد. هاردین و پوپ (۱۹۹۴) یک روش دو مرحله‌ای غیرخطی برای شبیه‌سازی تولید و انتشار صدا ارائه کردند. برتری این روش نسبت به روش

<sup>۱</sup> Aeroacoustic

\* نویسنده پاسخگو: Taeibi@sharif.edu

$$G = \begin{pmatrix} \bar{\rho}\tilde{V} \\ \bar{\rho}\tilde{u}\tilde{V} + \bar{p}\eta_x \\ \bar{\rho}\tilde{v}\tilde{V} + \bar{p}\eta_y \\ (\bar{E} + \bar{p})\tilde{V} \end{pmatrix} \quad (2)$$

$$F_v = \begin{pmatrix} F_{v1} \\ F_{v2} \\ F_{v3} \\ F_{v4} \end{pmatrix} = \quad (3)$$

$$\begin{pmatrix} \xi_x(\psi_{xx} - \tau_{xx}) + \xi_y(\psi_{xy} - \tau_{xy}) \\ \xi_x(\psi_{xy} - \tau_{xy}) + \xi_y(\psi_{yy} - \tau_{yy}) \\ \tilde{u}F_{v1} + \tilde{v}F_{v2} - \xi_x(q_x + Q_x) - \xi_y(q_y + Q_y) \\ G_{v1} \\ G_{v2} \\ G_{v3} \\ G_{v4} \end{pmatrix}$$

$$G_v = \begin{pmatrix} G_{v1} \\ G_{v2} \\ G_{v3} \\ G_{v4} \end{pmatrix} =$$

$$\begin{pmatrix} \eta_x(\psi_{xx} - \tau_{xx}) + \eta_y(\psi_{xy} - \tau_{xy}) \\ \eta_x(\psi_{xy} - \tau_{xy}) + \eta_y(\psi_{yy} - \tau_{yy}) \\ \tilde{u}G_{v1} + \tilde{v}G_{v2} - \eta_x(q_x + Q_x) - \eta_y(q_y + Q_y) \end{pmatrix}$$

مختصات منحنی الخط با روابط زیر از مختصات دکارتی حاصل می‌شوند:

$$\xi = \xi(x, y), \quad \eta = \eta(x, y) \quad (4)$$

در معادلات فوق،  $\bar{E}, \bar{\rho}, \tilde{u}, \tilde{v}, \bar{p}$  به ترتیب بیانگر فشار، مؤلفه‌های سرعت، چگالی و انرژی کل هستند. در ضمن:

$$\bar{E} = \frac{p}{\gamma-1} + \frac{1}{\gamma}\rho(\tilde{u}^2 + \tilde{v}^2) \quad (5)$$

و تانسور تنش برشی ( $\psi$ ) به شکل ذیل است:

$$\psi_{ij} = \frac{\tau_{ij}}{Re} \left( \tilde{S}_{ij} - \frac{1}{\gamma} \tilde{S}_{kk} \delta_{ij} \right) \quad (6)$$

که تانسور نرخ کرنش میانگین‌گیری شده ( $S$ ) عبارت است از:

$$\tilde{S}_{ij} = \frac{1}{\gamma} \left( \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad (7)$$

و تانسور تنش برشی زیر شبکه‌ای با استفاده از الگوی زیر شبکه‌ای اسماکورینسکی عبارت است از:

$$\tau_{ij} = -\gamma C_{sgs} \bar{\rho} \Delta^{\frac{1}{2}} \tilde{S}_M \left( \tilde{S}_{ij} - \frac{1}{\gamma} \tilde{S}_{kk} \delta_{ij} \right) + \quad (8)$$

$$\frac{\gamma}{\gamma} C_i \bar{\rho} \Delta^{\frac{1}{2}} \tilde{S}_M^{\frac{1}{2}} \delta_{ij}$$

که در آن:

لایت هیل این است که قدرت منبع صدا را به صورت مستقیم محاسبه کرده و تابش صدا را نیز علاوه بر پراکندگی آن، در نظر گرفت. هاردین و پوپ [۱۹۹۵] روش خود را برای محاسبه تولید صدا توسط حفره دو بعدی به کار بردند. شن و سورنسن نیز این روش را برای محاسبه‌ی صدای تولیدشده ناشی از عبور جریان از روی استوانه به کار بردند [۳]. راولی و کلنیوس [۴] نیز با استفاده از شبیه‌سازی مستقیم میدان صوتی و استفاده از روش فشرده مرتبه شش برای حل میدان صوتی و جریان روی حفره، مدهای میدان صوتی حاصل از عبور جریان از روی حفره را به صورت عددی شبیه‌سازی کردند.

اخیراً تحقیقاتی در مورد شناخت فیزیک تولید صدای حاصل از جت آزاد، انجام شده است، اما در ارتباط با صدای حاصل از جت در جریان عرضی تحقیقات زیادی انجام نگرفته است. لذا در این مقاله، میدان جریان و صوتی تخلیه جت در جریان عرضی شبیه‌سازی عددی خواهد شد و فیزیک تولید صدای ناشی از آن مورد بررسی قرار خواهد گرفت. برای شبیه‌سازی مستقیم میدان‌های جریان و صوتی، معادلات ناویر-استوکس با استفاده از روش عددی، دقیق حل خواهند شد.

## ۲. مواد و روش‌ها

### ۲-۱. معادلات حاکم

معادلات حاکم شامل معادلات پیوستگی، اندازه حرکت و انرژی هستند. با فیلترگیری مکانی از این معادلات، معادلات بی بعد روی کرد شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ در مختصات منحنی الخط دو بعدی به شکل ذیل به دست می‌آید [۳ و ۵]:

$$\frac{1}{J} \frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial \xi} (F - F_v) + \frac{\partial}{\partial \eta} (G - G_v) = 0 \quad (1)$$

که در آن:

$$U = \begin{pmatrix} \bar{\rho} \\ \bar{\rho}\tilde{u} \\ \bar{\rho}\tilde{v} \\ \bar{E} \end{pmatrix}, \quad F = \begin{pmatrix} \bar{\rho}\tilde{U} \\ \bar{\rho}\tilde{u}\tilde{U} + \bar{p}\xi_x \\ \bar{\rho}\tilde{v}\tilde{U} + \bar{p}\xi_y \\ (\bar{E} + \bar{p})\tilde{U} \end{pmatrix},$$

سپس، نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی جریان روی صفحه تخت، برای نشان دادن پیش‌بینی رشد لایه مرزی، با داده‌های تجربی بلازیوس مقایسه گردیده است. در ادامه، جریان حفره باز در دو حالت دارای مد لایه برشی و دیگری دارای مد دنباله که یکی از مسائل مهم هواصوتی (ایروآکوستیکی) است، شبیه‌سازی و با داده‌های نیمه تجربی رزیتزر [۷] و راولی و همکاران [۴] مقایسه شد. مسئله لایه اختلاط نیز که یکی از جریان‌های معروف در جریان‌های آشفته است، با استفاده از رویکردهای شبیه‌سازی عددی مستقیم و شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ، شبیه‌سازی و با نتایج تجربی و عددی موجود [۸ و ۵] مقایسه گردید. در نهایت، تخلیه جت دو بعدی در جریان عرضی شبیه‌سازی و نتایج حاصل با نتایج تجربی میخائیل و ساواج و نتایج عددی کرای و فوجی [۹] مقایسه گردیده است. نتایج کامل مربوط به این مقایسه‌ها در مرجع [۳] ارائه شده است.

### ۲-۳. شرایط مرزی و شبکه عددی

همان‌طور که در شکل ۱ نشان داده شده است، هندسه مسئله شامل جریان جتی است که به صورت عمودی وارد جریان عرضی می‌شود. در این مطالعه سه عدد رینولدز مختلف جریان عرضی و سه نسبت سرعت جت به جریان عرضی مورد بررسی قرار گرفته است. در ورودی جریان عرضی از نمودار جریان یک هفتم توانی با ضخامت لایه مرزی دو برابر قطر جت و در ورودی جریان جت از نمودار کاملاً توسعه یافته استفاده شده است. برای مرز بالائی شرط مرزی بی‌نهایت و برای مرز سمت راست، شرط مرزی خروجی اعمال شده است. در مرزهای جامد نیز شرط عدم لغزش اعمال شده است.

در شکل ۱، امواج صوتی منعکس‌شده از مرزهای غیرفیزیکی با خط‌چین نشان داده شده است. اگر این شرایط مرزی بدون تمهیدات خاص اعمال شوند، باعث انعکاس امواج صوتی به داخل میدان خواهند شد. لذا، استفاده از شرایط مرزی غیرانعکاسی در این گونه مرزها ضروری است. در کد عددی تدوین شده از

$$\tilde{S}_M = (\tilde{S}_{ij} \tilde{S}_{ij})^{1/2} \quad (9)$$

و  $C_{sgs}$  ضرایب الگو و  $\Delta$  پهنای فیلتر هستند. شار حرارتی و شار حرارتی زیرشبکه‌ای نیز عبارتند از:

$$q_i = - \frac{\bar{\mu}}{(\gamma-1)M_r Re Pr} \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_i} \quad (10)$$

$$Q_i = \frac{-C_{sgs} \rho \Delta^2 \tilde{S}_M}{Pr_t} \frac{\partial T}{\partial x_i}$$

رابطه گاز کامل را می‌توان به صورت ذیل بیان نمود:

$$\bar{p} = \frac{\bar{p} T}{\gamma M_r} \quad (11)$$

ارتباط لزجت (ویسکوزیته) مولکولی و دما نیز با استفاده از رابطه ساترلند برقرار می‌شود:

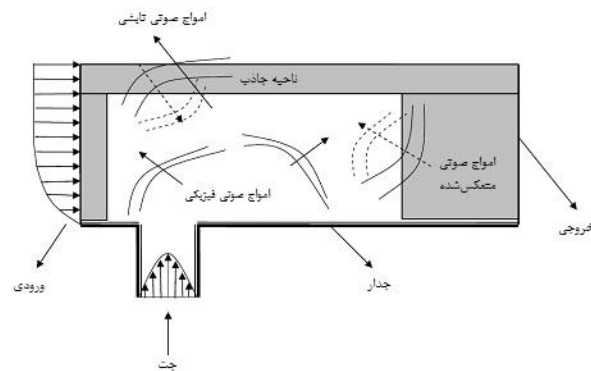
$$\frac{\bar{\mu}}{\mu_r} = \left( \frac{\bar{T}}{T_r} \right)^{r/2} \frac{T_r + S}{\bar{T} + S} \quad (12)$$

مقدار ثابت ساترلند نیز  $S=110K$  در نظر گرفته شده است. متغیرهایی که با شاخص (اندیس)  $r$  مشخص شده‌اند، متغیرهایی هستند که برای بی‌بعد کردن معادلات مورد استفاده قرار گرفته‌اند.

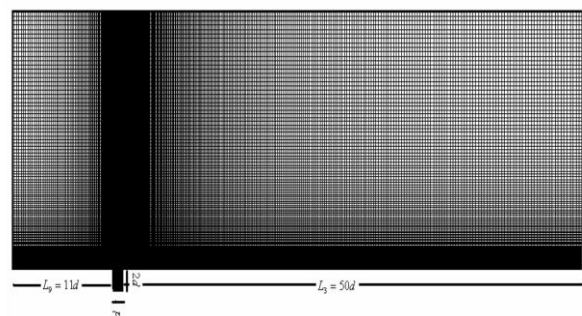
### ۲-۲. روش‌های عددی

ذکر این نکته ضروری است که امواج صوتی به قدری ضعیف هستند که به‌وسیله خطاهای ذاتی روش‌های عددی کم‌دقت از بین می‌روند. تحقیقات گذشته نشان داده که روش تفاضل محدود (افتراق متناهی) فشرده مرتبه شش و استفاده از شرایط مرزی غیرانعکاسی، پایه مناسبی برای شبیه‌سازی درست میدان صوتی حاصل از جریان ایجاد می‌کند [۶]. لذا در این تحقیق، برای گسسته‌سازی مشتق‌های مکانی از روش فشرده مرتبه شش و برای انتگرال‌گیری زمانی از روش رونگ - کوتای مرتبه چهار استفاده شد. برای حذف نوسانات عددی ناخواسته نیز از فیلترگیری مکانی مرتبه ده استفاده شده است.

به منظور اطمینان از صحت عملکرد کد عددی تدوین‌شده، پنج جریان مختلف شبیه‌سازی گردید و نتایج حاصل با نتایج موجود مقایسه شد. در ابتدا، مسئله گردابه تیلور که دارای حرکت گردابه به سمت خارج دامنه‌ی حل و میرا شدن گردابه در اثر لزجت (ویسکوزیته) و انتقال اندازه حرکت است، شبیه‌سازی شد و نتایج حاصل با نتایج حل دقیق مقایسه گردید.



شکل ۱ هندسه جریان و چگونگی انعکاس امواج صوتی در مرزهای آن.



شکل ۲ شبکه عددی به کار رفته در این تحقیق.

جت و دارای تعداد  $280 \times 105$  گره در داخل جریان عرضی می‌باشد.

### ۳. نتایج

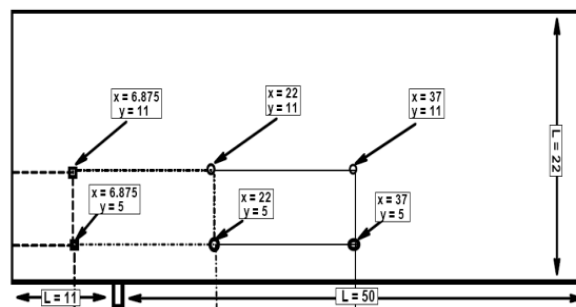
شبیه‌سازی جریان جت به داخل جریان عرضی در سه حالت مختلف انجام شده است. در هر سه حالت، عدد رینولدز جت ثابت و برابر با ۲۰۰۰ اعمال شده (به‌گونه‌ای که تغییر سرعت جت با تغییر لزجت آن جبران می‌شود) ولی عدد رینولدز جریان اصلی به ترتیب برابر با ۴۰۰۰، ۲۰۰۰ و ۱۰۰۰ در نظر گرفته شده است. در جدول ۱، مشخصات حالت‌های مختلف آورده شده است. همان‌طور که در شکل ۳ نشان داده شده است، به منظور بررسی تاریخچه فشار و تبدیل فوریه آن، دو نقطه در بالادست جریان و چهار نقطه در پائین‌دست جریان در نظر گرفته شده است.

در شکل ۴، خطوط جریان حاصل از تخلیه جت در جریان عرضی در نسبت سرعت ۰/۵ در دو زمان مختلف نشان داده شده است. پس از ورود جت به

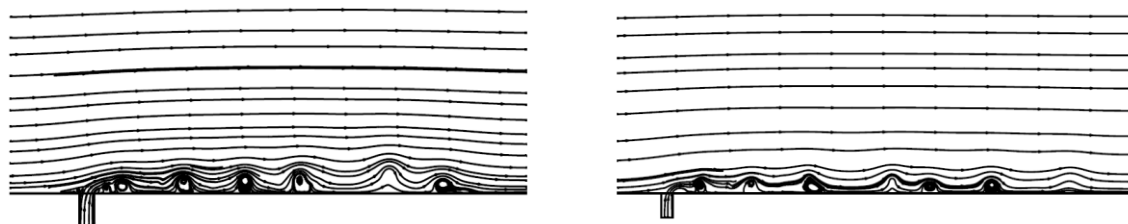
شرایط مرزی غیرانعکاسی و ناحیه جاذب برای میرا کردن گردابه‌های قوی استفاده شده است. در ناحیه جاذب، از یک ضریب اصطکاک در معادلات حاکم استفاده می‌شود که با مکان تغییر می‌کند [۱۰ - ۱۲]. مقدار این ضریب به آرامی از صفر تا یک مقدار مثبت تغییر می‌کند و باعث می‌شود که اغتشاشات بازتابیده از مرزها، قبل از عبور از این ناحیه و رسیدن به ناحیه فیزیکی جریان، میرا شوند.

برای داشتن بهترین شبکه، نیاز است که شبکه عددی در نقاطی که شیب‌ها (گرادیان‌ها) شدیدتر و تغییرات بیشتر است، به اندازه کافی ریز شود. لذا همان‌طور که در شکل ۲ نشان داده شده است، شبکه عددی مورد استفاده در محل برخورد جت و جریان اصلی، خروجی جت و مجاورت دیوارها ریز شده است. عدم وابستگی حل به شبکه عددی نیز با در نظر گرفتن چند شبکه که به ترتیب ریزتر شدند، بررسی شده و شبکه مناسب بر این اساس انتخاب شده است. شبکه نهایی دارای تعداد  $30 \times 30$  گره در داخل

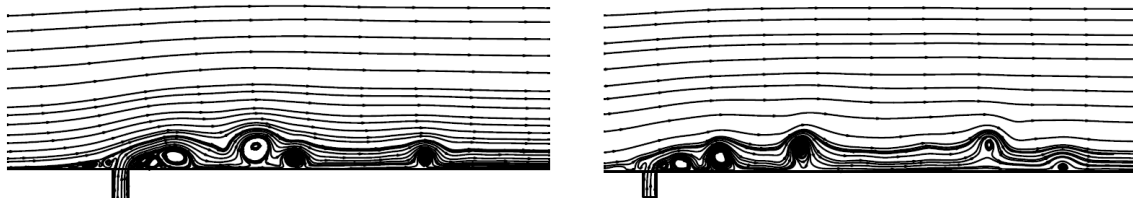
| جدول ۱ مشخصات حالت‌های مختلف در نظر گرفته شده در این تحقیق. |          |             |            |             |                                             |
|-------------------------------------------------------------|----------|-------------|------------|-------------|---------------------------------------------|
| حالت                                                        | جریان جت |             | جریان عرضی |             | عدد استرومال قله (پیک) اصلی در پائین دست جت |
|                                                             | عدد ماخ  | عدد رینولدز | عدد ماخ    | عدد رینولدز |                                             |
| اول                                                         | ۰٫۲۵     | ۲۰۰۰        | ۰٫۵        | ۴۰۰۰        | ۰٫۰۳۷۶۸                                     |
| دوم                                                         | ۰٫۵      | ۲۰۰۰        | ۰٫۵        | ۲۰۰۰        | ۰٫۱۲۱۴                                      |
| سوم                                                         | ۰٫۵      | ۲۰۰۰        | ۰٫۲۵       | ۱۰۰۰        | ۰٫۱۲۹۹                                      |



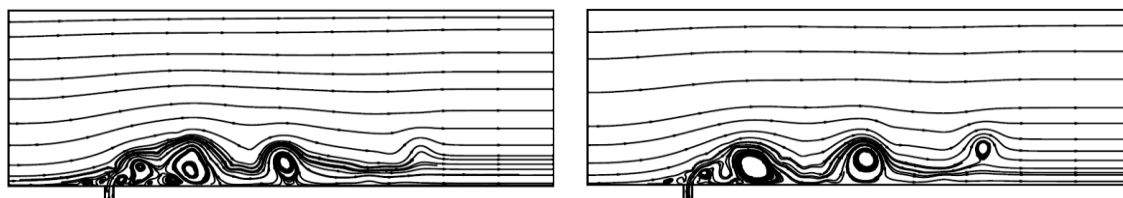
شکل ۳ نقاطی که تاریخچه فشار در آن‌ها بررسی شده است.



شکل ۴ خطوط جریان تخلیه جت در جریان عرضی در دو زمان مختلف در نسبت سرعت ۰٫۵.



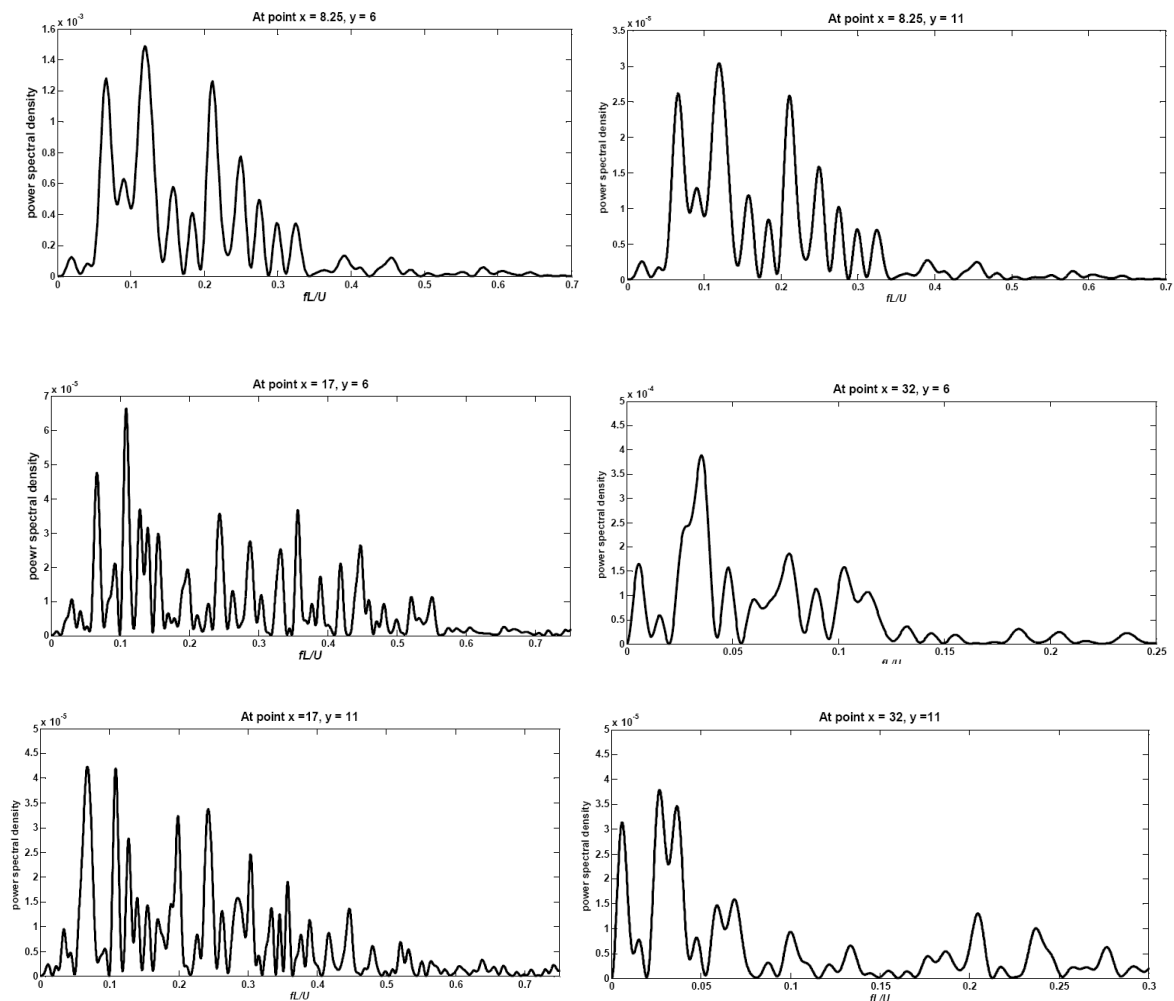
شکل ۵ خطوط جریان تخلیه جت در جریان عرضی در دو زمان مختلف در نسبت سرعت ۱.



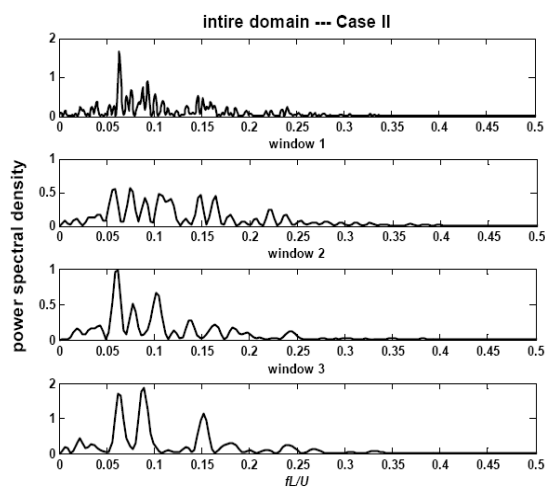
شکل ۶ خطوط جریان تخلیه جت در جریان عرضی در دو زمان مختلف در نسبت سرعت ۲.

کرده و از میدان جریان خارج می‌شوند. شکل‌گیری و حرکت این گردابه‌ها وابسته به زمان می‌باشد. با افزایش نسبت سرعت، همان‌طور که در شکل‌های ۵ و ۶ نشان داده شده است، نفوذ جت در داخل جریان عرضی بیشتر شده و اندازه گردابه‌ها بزرگ‌تر می‌شود.

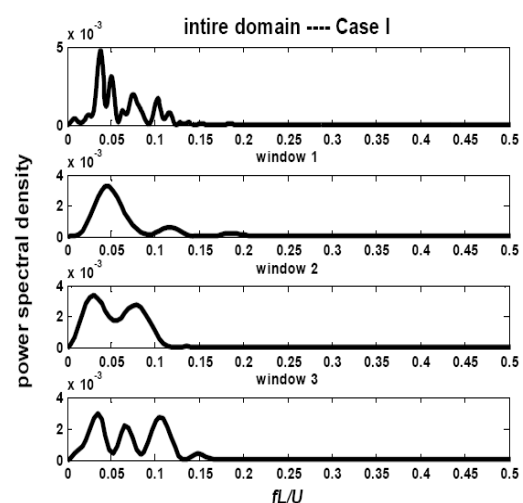
داخل جریان عرضی، در اثر برخورد جریان عرضی با آن، جریان جت به سمت سطح منحرف شده و در راستای جریان عرضی تغییر جهت می‌دهد. علاوه بر این، در اثر اندرکنش بین دو جریان، گردابه‌هایی ایجاد می‌شوند که به طرف پائین‌دست جریان عرضی حرکت



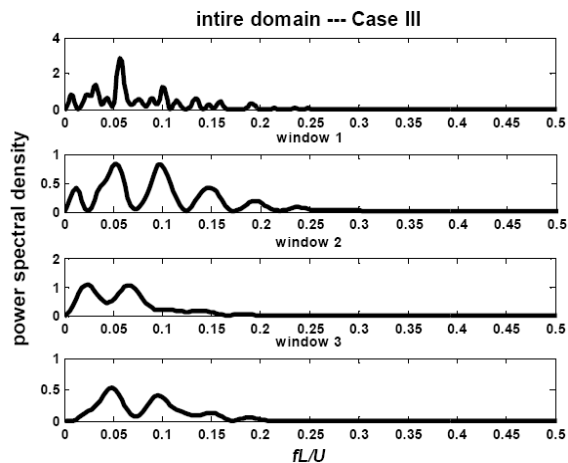
شکل ۷ تبدیل فوری تاریخچه فشار بی‌بعد در نقاط بالادست و پائین‌دست جت.



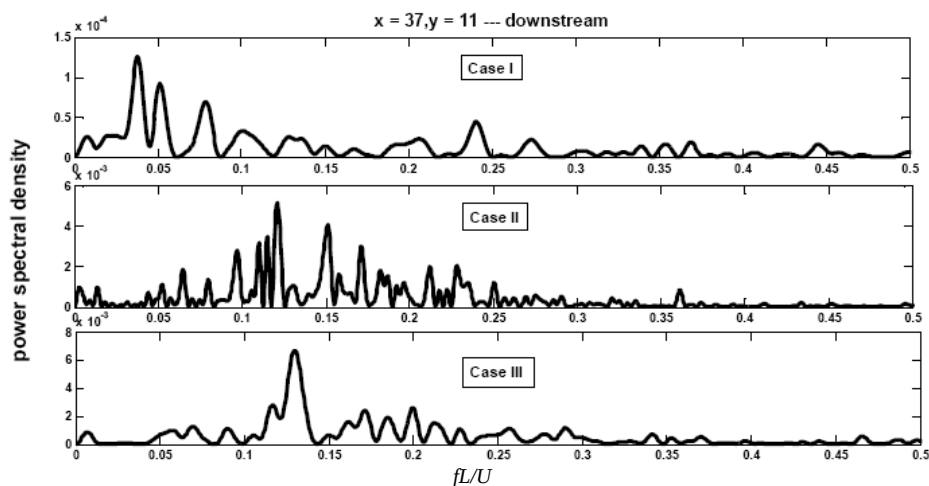
شکل ۹ مقایسه تبدیل فوری تاریخچه فشار در پائین‌دست جت مربوط به کل بازه زمانی و سه بازه زمانی کوچک‌تر آن در حالت دوم.



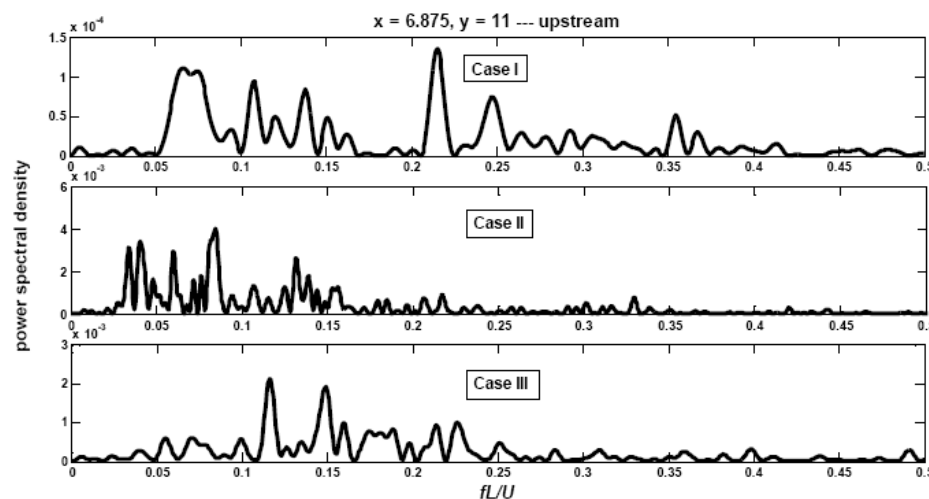
شکل ۸ مقایسه تبدیل فوری تاریخچه فشار در پائین‌دست جت مربوط به کل بازه زمانی و سه بازه زمانی کوچک‌تر آن در حالت اول.



شکل ۱۰ مقایسه تبدیل فوریه تاریخچه فشار در پائین‌دست جت مربوط به کل بازه زمانی و سه بازه زمانی کوچک‌تر آن در حالت سوم.



شکل ۱۱ مقایسه تبدیل فوریه تاریخچه فشار حالت‌های مختلف در پائین‌دست جت ( $X=37$  و  $Y=11$ ).



شکل ۱۲ مقایسه تبدیل فوریه تاریخچه فشار حالت‌های مختلف در بالادست جت ( $X=6.875$  و  $Y=11$ ).

جت با فاصله‌های مختلف از دیواره و چهار نقطه واقع در پائین‌دست جت، برای کل بازه زمانی بعد از رسیدن به حالت کاملاً توسعه‌یافته (شامل چندین چرخه)

علاوه بر این، گردابه بالادست جت نیز فضای بیشتری جهت انبساط پیدا می‌کند. در شکل ۷، تبدیل فوریه تاریخچه فشار بی‌بعد در دو نقطه واقع در بالادست

رینولدز جت و سرعت آن، کاهش سرعت جریان اصلی باعث می‌شود که قلّه اصلی در بسامد بالاتری مشاهده شود.

#### ۴. نتیجه‌گیری

در این تحقیق، میدان جریان و صوتی یک جت در جریان عرضی به صورت دو بعدی با استفاده از رویکرد شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ و الگوی زیرشبکه‌ای اسماکورینسکی شبیه‌سازی شد. مسئله در سه نسبت سرعت مختلف در عدد رینولدز جت ثابت مورد بررسی قرار گرفت. با استفاده از تبدیل فوریه تاریخچه فشار، بسامدهای اصلی حاکم بر میدان صوتی تعیین و بررسی شد. مشاهده شد که میدان صوتی این جریان تک مدی نبوده و چند مدی است. ضمناً، مدهای مختلف در بازه‌های زمانی مختلف فعال و غیرفعال می‌شوند. با توجه به نتایج به دست آمده، می‌توان گفت که با ثابت نگه‌داشتن عدد رینولدز جت و سرعت جریان اصلی، افزایش سرعت جت باعث می‌شود که قلّه (پیک) اصلی در بسامد بالاتری مشاهده شود. هم‌چنین، با ثابت نگه‌داشتن عدد رینولدز جت و سرعت آن، کاهش سرعت جریان اصلی باعث می‌شود که قلّه اصلی در بسامد بالاتری مشاهده شود.

#### ۵. مراجع

- [1] X. Zhang, D.W. Hurst, G.M. Lilley, "Transient flow features of a supersonic jet in a low speed cross flow," Agard Conference Proceedings 534, p. 1-16, 1993.
- [2] W. Schaeffler, L.N. Jenkins, "Isolated synthetic jet in cross flow: Experimental protocols for a validation dataset," American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) Journal, vol. 44, p. 2846-2856, 2006.
- [3] H. Abdehkakha, "Computational simulation of the flow and the acoustic fields of a jet into a crossflow," M.Sc. Thesis, Aerospace Engineering Department, Sharif University of Technology, I.R. Iran, Tehran, 2008, (In Persian).
- [4] S.B. Pope, "Turbulent flows," Cambridge University Press, 2000.
- [5] A. Uzuny, G.A. Blaisdell, A.S. Lyrintzis, "3-D large eddy simulation for jet aeroacoustics," AIAA/CIAS Aeroacoustics Conference and Exhibit, Hilton Head/SC, p. 3322, 2003.
- [6] J.E. Rossiter, "Wind-tunnel experiments on the flow over rectangular cavities at subsonic and transonic speeds," Aeronautical Research Council Reports and Memoranda, no. 3438, p. 1-55, 1967.

نشان داده شده است. این نمودارها نشان می‌دهند که میدان صوتی در این جریان، تک مدی نبوده و چند مدی است. البته، این نتیجه قبلاً در بررسی‌های تجربی ژانگ و همکاران [۱] مشاهده شده است.

در شکل ۸، تبدیل فوریه تاریخچه فشار در پائین‌دست جت مربوط به کل بازه زمانی و سه بازه زمانی کوچک‌تر از آن برای حالت اول ترسیم شده است. با توجه به تبدیل فوریه مربوط به سه پنجره از کل بازه زمانی و مقایسه آن‌ها با تبدیل فوریه مربوط به کل بازه زمانی، مشاهده می‌شود که مدهای اصلی بازه کلی، حداقل در یکی از بازه‌های (پنجره‌های) کوچک خود را نشان می‌دهند و چند مد اصلی در بازه‌های زمانی مختلف فعال و غیرفعال می‌شوند. به عبارت دیگر، بسامدهای اصلی حداقل در یکی از بازه‌های کوچک خود را نشان می‌دهند و می‌توان گفت که چند مد اصلی در بازه‌های زمانی مختلف به طور تصادفی فعال و غیرفعال می‌شوند. در شکل‌های ۹ و ۱۰، تبدیل فوریه تاریخچه فشار مذکور، به ترتیب برای حالت‌های دوم و سوم نیز ترسیم شده است. رویه مشاهده شده در حالت اول، در حالت‌های دوم و سوم نیز قابل رؤیت می‌باشد. با دقت در این نمودارها، مشاهده می‌شود که در هر سه حالت، اندرکنش جت با جریان عرضی و تشکیل گردابه‌ها در لایه مرزی و برخورد آن‌ها با یکدیگر، باعث تولید صدا و انتشار آن به سمت بالادست و پائین‌دست جت می‌شود.

در شکل‌های ۱۱ و ۱۲، تبدیل فوریه تاریخچه فشار مربوط به هر سه حالت، به ترتیب در نقاطی واقع در پائین‌دست و بالادست جت با یکدیگر مقایسه شده‌اند. مشاهده می‌شود که در هر ۳ حالت، میدان صوتی تک مدی نبوده و چند مدی می‌باشد. با توجه به این شکل‌ها و جدول ۱ می‌توان گفت که با ثابت نگه داشتن عدد رینولدز جت و سرعت جریان اصلی، افزایش سرعت جت باعث می‌شود که قلّه (پیک)<sup>۱</sup> اصلی در بسامد بالاتری مشاهده شود. به عبارت دیگر، در نسبت سرعت بالاتر، قلّه اصلی در بسامد بالاتری مشاهده می‌شود. هم‌چنین، با ثابت نگه‌داشتن عدد

<sup>1</sup> Peak

- [7] C.W. Rowley, T. Colonius, A.J. Basu, "On self-sustained oscillations in two-dimensional compressible flow over rectangular cavities," *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 455, p. 315-346, 2002.
- [8] A. Uzun, "3-D large eddy simulation for jet aeroacoustics," PhD Thesis, Purdue University, 2003.
- [9] W.B. Blake, V.R. Stewart, "Computational and experimental assessment of jet in cross flow," *Agard Conference Proceedings*, vol. 15, p. 1-13, 1993.
- [10] M. Israeli, S.A. Orszag "Approximation of radiation boundary conditions," *Journal of Computational Physics*, vol. 41, p. 115-135, 1981.
- [11] S. Abarbanel, D. Gottlieb, J.S. Hesthaven, "Well-posed perfectly matched layers for advective acoustics," *Journal of Computational Physics*, vol. 154, p. 266-283, 1999.
- [12] T. Colonius, S.K. Lele, P. Moin, "Boundary conditions for direct computation of aerodynamic sound generation," *American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) Journal*, vol. 31, p. 1574-1582, 1993.

## A large eddy simulation approach to numerical simulation of acoustic field formed by jet injection into a cross flow

H. Abdeh-kakha<sup>1</sup>, M. Taeibi-Rahni<sup>\*1</sup>, M. Ramezanizadeh<sup>2</sup>

1. Faculty of Aerospace Engineering, Sharif Univ. of Tech.

2. Faculty of Aerospace Engineering, Shahid Sattari Aeronautical Univ. of Sci.Tech.

### Abstract

Jet injection into a cross flow is a highly applicable problem which has been analyzed and studied in different scientific and engineering research fields. A significant problem which has attracted less attention is sound generation of jet injection flow. So flow and acoustic fields of this problem is studied by a two-dimensional large eddy simulation approach and the Smagorinsky model. This study was conducted for three different velocity ratios at constant jet Reynolds number. Spatial temporal discretizations were performed using the sixth order compact and the fourth order Runge-Kutta methods, respectively. Code verification was performed using several different problems and the obtained results were compared with the available numerical and experimental results. Main dominant frequencies of the acoustic field were obtained and investigated by applying the pressure history Fourier transform at different locations upstream and downstream of the jet. A multi-mode rather than a single-mode acoustic field was observed. In addition, various modes are activated and inactivated at different time intervals. Also, by varying the ratio of jet velocity to cross flow velocity, the sound generation mechanism and the non-dimensional frequencies that dominate the acoustic field change as well.

**Keywords:** Jet injection, Cross flow, Acoustic field, Large eddy simulation, Pressure history, Fourier transform.

pp. 14-22 (In Persian)

---

\* Corresponding author E-mail: Taeibi@sharif.edu