



## ارزیابی عددی جت عرضی پالسی در انحراف بردار تراست نازل

رامین کمالی مقدم\*

پژوهشگاه هوافضا، تهران، ایران

### تاریخچه داوری:

دریافت: ۶ خرداد ۱۳۹۶  
بازنگری: ۳۰ مهر ۱۳۹۶  
پذیرش: ۸ آبان ۱۳۹۶  
ارائه آنلاین: ۱۴ آبان ۱۳۹۶

### کلمات کلیدی:

جریان ناپایا  
مدل آشفتگی یورنس  
جت عرضی پالسی  
بردار تراست نازل

**چکیده:** در تحقیق حاضر، برای شبیه‌سازی تغییرات زمانی ساختارهای منسجم جریان آشفته و صرفه‌جویی زمان محاسبات، نرم‌افزاری با استفاده از رهیافت آشفتگی گذرای متوسط‌گیری رینولدز معادلات ناویر-استوکس توسعه‌یافته و از آن برای شبیه‌سازی عددی جت برخوردی در جریان خروجی نازل، تعیین دقیق ساختار جریان و میزان انحراف بردار تراست استفاده شده است. از آنجاکه نرم‌افزار توسعه‌یافته به روش گذرای متوسط‌گیری رینولدز معادلات ناویر-استوکس قابلیت استخراج فیزیکی جریان‌های وابسته به زمان را دارد، از این‌رو، در این مقاله برای بررسی قابلیت کد و اثر جت‌های برخوردی پالسی در کیفیت جریان خروجی نازل و میزان تغییر در بردار تراست، به تحلیل جت‌های پالسی با فرکانس‌های ۵۰، ۱۰۰ و ۲۰۰ هرتز پرداخته شده است. ابتدا اعتبارسنجی نتایج با مقایسه داده‌های تجربی صورت گرفته، سپس نحوه تغییرات و شکل‌گیری جت عرضی و تاثیر آن بر میدان جریان، توزیع فشار روی سطح نازل در فرکانس‌های پالسی مختلف مورد بررسی قرار گرفته است. در این مقاله، روابط حاکم بر رهیافت گذرای متوسط‌گیری رینولدز معادلات ناویر-استوکس تشریح و همچنین گام زمانی و شرایط مرزی بکاررفته نیز ارائه گردیده است. گسسته‌سازی معادلات به روش حجم محدود صورت گرفته و برای بهبود دقت محاسبات، از شبکه‌بندی چندبُلُکی باسازمان استفاده شده است.

### ۱- مقدمه

افزایش قابلیت تغییر بردار تراست باعث افزایش قدرت مانور وسایل پيشران هوایی می‌شود. از این‌رو یکی از اهداف مهم در طراحی هواپیماهای جنگنده، افزایش قدرت مانور آن است. در برخی از هواپیماها مانند اف۱۵، اف۱۸ و اف۲۲، این هدف بصورت مکانیکی و با تغییر دادن زاویه فلپهای متحرک موجود در انتهای جت خروجی تامین می‌شود. با توجه به اینکه این نوع تغییر تراست نیازمند مکانیزم پیچیده و سنگین مکانیکی است که هم وزن و هم پیچیدگی ساخت نازل هواپیما را افزایش می‌دهد، در شیوه‌های نوین از بردار شوک برای تغییر بردار تراست استفاده می‌شود. در این روش از یک جت برخوردی مافوق صوت در قسمت واگرای جریان خروجی نازل استفاده شده که باعث ایجاد یک شوک در جریان اصلی نازل می‌شود و جریان خروجی را در راستای شوک منحرف می‌کند. مشکل اساسی در این روش، تعیین دقیق مقدار دبی جت برخوردی، زاویه انحراف جریان خروجی و رفتار گاز خروجی بواسطه حضور جت است. از آنجاکه گاهی در مانورهای شدید، جت عرضی بصورت پالسی وارد می‌شود، شناخت تاثیر این پدیده در میزان انحراف بردار تراست و ساختار جریان خروجی نازل بسیار حائز اهمیت می‌باشد. برخورد جت مافوق صوت با جریان خروجی نازل، شکل پیچیده‌ای از جریان را ایجاد می‌کند که تعیین صحیح مشخصات آن بسیار مشکل است. این پیچیدگی در جت‌های برخوردی پالسی چند برابر می‌شود. در این راستا

می‌توان از روش‌های تجربی و تحلیلهای عددی کمک گرفت.

شبیه‌سازی عددی دقیق چنین جریانی، علاوه بر استفاده از روش‌های عددی مطمئن، نیازمند مدل‌سازی آشفتگی مناسب می‌باشد. آشفتگی ذاتاً یک پدیده غیردائم و سه‌بعدی است، اما فیزیک برخی جریانات به‌گونه‌ای است که تغییر متوسط مشخصات آنها تابعی از زمان نمی‌باشد و یکنواخت است. در این نوع جریانه‌ها، که ایستا نامیده می‌شوند، می‌توان از معادلات متوسط‌گیری‌شده رینولدز (رنس)<sup>۱</sup> برای مدل‌سازی آشفتگی استفاده نمود. چنانچه فیزیک جریانی غیرایستا باشد، حتی متغیرهای متوسط جریان نیز تابعی از زمان خواهند بود و لذا نمی‌توان از معادلات رنس برای مدل‌سازی آشفتگی استفاده نمود. در واقع معادلات رنس با متوسط‌گیری زمانی که انجام می‌دهند تغییرات زمانی ساختارهای اصلی جریان را از بین می‌برند و تنها اثرات تغییرات زمانی نوسانات آشفتگی را توسط مدل‌سازی آشفتگی مدل می‌کنند. مدل‌های آشفتگی مبتنی بر معادلات رنس بدلیل ماهیت ناپایای جریان اصلی، قادر به مدل‌سازی اثرات نوسانات منسجم جریان نبوده و معمولاً از دقت خوبی برخوردار نیستند [۴-۱]. از این‌رو معادلات رنس باید به‌گونه‌ای تغییر یابند که بتوانند ساختارهای نوسانات منسجم را از نوسانات آشفتگی جدا کند. رهیافتی که معادلات رنس را قادر به شبیه‌سازی تغییرات زمانی ساختارهای منسجم جریان می‌کند، روش گذرای متوسط‌گیری رینولدز معادلات ناویر-استوکس (یورنس)<sup>۲</sup> می‌باشد [۷-۵]. روش‌های شبیه‌سازی

1 Reynolds Averaged Navier–Stokes Equations (RANS)  
2 Unsteady Reynolds Averaged Navier–Stokes Equations (URANS)

نویسنده عهده‌دار مکاتبات: rkamali@ari.ac.ir

## ۲- روابط حاکم

چنانچه فیزیک جریانی غیرایستا باشد، حتی متغیرهای متوسط جریان نیز تابعی از زمان خواهند بود و نمی‌توان از معادلات رنس برای شبیه‌سازی جریان آشفتنه استفاده نمود. رهیافت یورنس، به‌گونه‌ای معادلات رنس را تغییر می‌دهد که بتواند ساختارهای نوسانات منسجم را از نوسانات آشفتگی جدا کند. در استخراج معادلات یورنس، از متوسط‌گیری جمعی بجای متوسط‌گیری زمانی استفاده می‌شود. این نوع متوسط‌گیری عملاً در آزمایشهای تجربی استفاده می‌شود اما برای استفاده آن در شبیه‌سازی عددی فرض می‌شود که ساختارهای ناپایایی منسجم<sup>۱</sup> به شکل پرودیک با زمان تغییر کنند [۱۶]. در اینصورت مجموع داده‌هایی که در هر سیکل نوسانی تکرار می‌شوند برای این نوع متوسط‌گیری قابل استفاده هستند. در این رهیافت هرمتغیری لحظه‌ای از جریان (مانند  $\eta$ ) را می‌توان بصورت مجموع متوسط جمعی آن ( $\langle \eta \rangle$ ) و مقدار نوسان آشفتگی آن ( $\eta'$ ) نوشت.

$$\eta(x_i, t) = \langle \eta \rangle(x_i, t) + \eta'(x_i, t) \quad (1)$$

در رابطه (۱)، مقدار متوسط جمعی تابع زمان می‌باشد. با رابطه (۲) می‌توان مقادیر متوسط جمعی را به یک ترم متوسط غیروابسته به زمان و ترم وابسته به زمان تجزیه نمود:

$$\langle \eta \rangle(x_i, t) = \bar{\eta}(x_i) + \tilde{\eta}(x_i, t) \quad (2)$$

در این رابطه  $\tilde{\eta}$  مقدار متغیر نوسانات منسجم جریان است که ساختار آشفتنه ندارد. در روش یورنس، دامنه زمان متوسط‌گیری  $\eta$  باید به اندازه کافی باشد تا تمام نوسانات ساختار منسجم آشفتگی در متوسط‌گیری دخیل باشند. تفاوت معادلات رنس و یورنس در متوسط‌گیری زمانی رابطه (۲)، دامنه زمانی متوسط‌گیری  $T$  است. با بکارگیری این تجزیه متغیرها و متوسط‌گیری زمانی، معادلات ناویراستوکس به شکل زیر در می‌آیند:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (3)$$

$$\frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i u_j}{\partial x_j} = - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \overline{\rho u_i u_j} - \rho \langle u_i' u_j' \rangle \right] \quad (4)$$

در این روابط،  $\overline{\rho u_i u_j}$ ، متوسط زمانی نوسانات منسجم و  $\rho \langle u_i' u_j' \rangle$  متوسط زمانی تنسور تنش رینولدز است. اگر تمام نوسانات جریان شامل نوسانات ساختارهای منسجم و نوسانات ساختار آشفتنه سرعت را  $u_i''$  بنامیم می‌توان رابطه (۵) را نوشت:

$$\rho u_i'' u_j'' = \overline{\rho u_i u_j} - \rho \langle u_i' u_j' \rangle \quad (5)$$

گردابه‌های بزرگ<sup>۱</sup> و شبیه‌سازی عددی مستقیم<sup>۲</sup>، روش‌هایی هستند که مستقیماً تمام نوسانات جریان بزرگتر از ابعاد شبکه را محاسبه می‌کنند. در دهه اخیر، تحقیقات زیادی به روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ برای استخراج تغییرات زمانی آشفتگی در شبیه‌سازی جریان جت عرضی صورت گرفته است [۸-۱۱]. در تمام این تحقیقات شبیه‌سازی جریان آشفتنه جت عرضی به روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ آورده شده‌اند اما در مراجع [۱۳ و ۱۴]، نتایج دو روش مدل‌سازی آشفتگی رنس و شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ باهم مقایسه شده‌اند که هر دو مرجع دقت بالاتر روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ نسبت به رنس را گزارش کرده‌اند. با اینکه مدل‌سازی آشفتگی به روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ دارای دقت مناسبی می‌باشد، اما از دیدگاه مهندسی و طراحی، استفاده از این روش دارای صرفه زمانی نیست. به همین دلیل بهره بردن از روش یورنس که هم از نظر زمانی دارای راندمان بالایی است و هم دارای دقت مناسبی در حل مسائل آشفتنه ناپایا است، انتخاب مناسبی به شمار می‌رود. در مراجع [۲ و ۳] نشان داده شده است که استفاده از روش آشفتنه یورنس در مدل‌سازی جت در جریان عرضی، دقت نتایج را نسبت به روش رنس بهبود داده است. در مرجع [۱۵] نیز خلاصه‌ای از تحقیقات انجام شده در انحراف بردار تراست توسط جت عرضی آورده شده است.

در مقاله حاضر، رهیافت آشفتنه یورنس برای شبیه‌سازی عددی جت برخوردی در جریان خروجی نازل، تعیین دقیق ساختار جریان و میزان انحراف بردار تراست توسعه داده شده و با نتایج معتبر تجربی اعتبارسنجی شده است. از آنجاکه کد توسعه‌یافته به روش یورنس قابلیت استخراج فیزیک جریان‌های وابسته به زمان را داراست، در این مقاله، برای بررسی قابلیت کد و اثر جت‌های برخوردی پالسی در کیفیت جریان خروجی نازل و میزان تغییر در بردار تراست آنها، به تحلیل جت‌های پالسی با فرکانس‌های ۵۰، ۱۰۰ و ۲۰۰ هرتز پرداخته شده است. طبق مطالعات صورت گرفته در مراجع، بررسی جت‌های پالسی توسط روش یورنس و تاثیر آن بر ساختار جریان و بردار تراست تاکنون صورت نگرفته است. در این مقاله، روابط حاکم بر رهیافت یورنس تشریح و همچنین گام زمانی و شرایط مرزی بکاررفته نیز ارائه گردیده است. گسسته‌سازی معادلات به روش حجم محدود و تعیین شارها به روش ای.یو.اس.ام<sup>۳</sup> صورت گرفته و برای بهبود دقت محاسبات، از شبکه‌بندی چندبندی باسازمان استفاده شده است. همچنین، برای تسریع محاسبات، از روش او.ام.پی<sup>۴</sup> و برای افزایش دقت حل، از روش مرتبه دو ام.یو.اس.سی.ال<sup>۵</sup> بهره گرفته شده است.

- 1 Large Eddy Simulation (LES)
- 2 Direct Numerical Simulation (DNS)
- 3 Advection Upstream Splitting Method (AUSM)
- 4 Open Multi-Processing (OMP)
- 5 Monotonic Upwind Scheme for Conservation Laws (MUSCL)

$$\Delta t_i = CFL \frac{\Omega_i}{(\Lambda_c^l + \Lambda_c^t + \Lambda_c^k)_i + C(\Lambda_v^l + \Lambda_v^t + \Lambda_v^k)_i} \quad (9)$$

که در آن  $CFL$  عدد کورانت،  $A_c^l$ ،  $A_c^t$  و  $A_c^k$  شعاع‌های طیفی شارهای غیرلزج در سه بعد و  $\Omega_i$ ، که حجم کنترل سلول محاسباتی هستند. از آنجاکه برای استخراج ساختارهای نوسانات منسجم در روش یورنس باید بازه زمانی انتگرالگیری کوچکتر از مقیاس زمانی ساختارهای نوسانی باشد، گام زمانی در حل عددی باید حداقل از مرتبه مقیاس زمانی کوچکترین ساختار منسجم آشفته در جریان انتخاب گردد. چون در مدلسازی جریان گذرا گام زمانی بیانگر گام برداشتن حل در زمان واقعی است، بنابراین گام زمانی انتخاب شده برای هر سلول محاسباتی باید یکسان و برابر با کوچکترین گام زمان محاسبه شده در کل میدان حل باشد:

$$\Delta t = \min(\Delta t_i) \quad (10)$$

در تبدیل رهیافت رنس به یورنس نحوه خروجی نتایج نیز بسیار مهم می‌باشد. با توجه به اینکه در شبیه‌سازی به روش یورنس با برداشتن هر گام، زمان فیزیک واقعی سپری می‌گردد، نتایج شامل دو بخش می‌شود: نتایج جریان لحظه‌ای و نتایج جریان متوسط. از آنجاکه در حالت دائم جریان، تنها نتایج همگرا شده جریان قابل قبول است، در روش رنس، نتایج پس از تکرار مشخص و رسیدن به معیار همگرایی، به عنوان خروجی نهایی جریان ثبت می‌شوند. اما در شرایط غیردائم نیاز به ثبت داده‌های جریان در هر لحظه می‌باشد. همچنین با توجه به اینکه آنچه در فیزیک واقعی ثبت می‌گردد، جریان متوسط است و نه جریان لحظه‌ای، بنابراین علاوه بر خروجی لحظه‌ای، برای مقایسه نتایج حاصل با داده‌های فیزیکی نیاز به متوسط‌گیری داده‌ها در یک بازه زمانی مناسب می‌باشد. از آنجاکه مبنای روش یورنس متوسط‌گیری جمعی است، برای خروجی نتایج نیز از متوسط‌گیری جمعی استفاده شده است. تمام نتایج ارائه شده در این مقاله، با متوسط‌گیری جمعی برای هر ۳۰۰ تکرار آخر حل، صورت گرفته است.

#### ۴- هندسه، تولید شبکه و استقلال حل از شبکه

در این مقاله، شبیه‌سازی انحراف بردار جریان خروجی از یک نازل با حضور جت عرضی که بصورت پالس سینوسی نوسان می‌کند مورد نظر است. مشخصات هندسه نازل مورد مطالعه و محل خروجی جت مافوق صوت برخوردی در شکل ۱ آورده شده است. همچنین دامنه حل برای شبیه‌سازی جریان مورد نظر، به صورت شکل ۲ در نظر گرفته شده است.

در این تحقیق، برای تولید شبکه باسازمان سه بعدی نازل، ابتدا بلوک‌بندی دامنه حل شامل ۸ بلوک صورت گرفته (شکل ۳) و سپس تولید شبکه بر مبنای یک روش جبری توانی انجام می‌شود. با توجه به قرارگیری محل دیواره در شبکه‌بندی بلوک‌های مدل مورد مطالعه، از کشیدگی دوطرفه برای بلوک‌هایی که بالا و پایین آنها دیواره است، کشیدگی یکطرفه به سمت بالا برای بلوک‌هایی که دارای دیواره در بالا هستند و کشیدگی یکطرفه به

ترم اول (ساختارهای منسجم) در سمت راست این معادله را می‌توان از رهیافت یورنس بدست آورد. برای بسته شدن معادلات یورنس، ترم‌های متوسط‌گیری شده زمانی (همچون تنش‌های رینولدز) را می‌توان از مدل‌های مختلف آشفته‌گی محاسبه نمود که در این مقاله از مدل‌سازی اسپالارت آماراس بدست می‌آیند. با جایگزینی (۵) در روابط (۳) و (۴) همان معادلات رنس (روابط (۲) و (۳)) حاصل می‌گردد با این تفاوت که برای استخراج ساختارهای نوسانات منسجم، بازه زمانی انتگرالگیری در یورنس باید بسیار کوچکتر از مقیاس زمانی ساختارهای نوسانی منسجم انتخاب گردد. بنابراین چنانچه جریان تراکم‌پذیر باشد، معادلات نهایی یورنس به فرم زیر در می‌آیند:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (6)$$

$$\frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i u_j}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \overline{\rho u_i'' u_j''} \right] \quad (7)$$

$$\frac{\partial \rho H}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial \rho H u_j}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ \lambda \frac{\partial T}{\partial x_i} - \overline{\rho u_j'' H} \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ u_i \left[ \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \overline{\rho u_i'' u_j''} \right] \right] \quad (8)$$

که در آن  $H$ ، آنتالپی کل و  $\lambda$  ضریب هدایت حرارتی است. معادلاتی که روش مدل‌سازی آماری را توصیف می‌کنند، بر مبنای متوسط‌گیری جمعی بیان شده‌اند، اما در عمل نوعاً از کمیتهای متوسط زمانی استفاده می‌شود. برای جریان‌هایی که از لحاظ آماری ایستا هستند (جریان‌هایی که شامل تپشها و یا سایر تغییرات مرتبط با زمان در میدان جریان متوسط و آشفته نیستند) متوسط‌گیری جمعی و زمانی نتایج یکسانی را ارائه می‌کند. اما چنانچه مشاهده اثرات زمان در جریان‌های گذرا مورد نظر باشد، باید از معادلات یورنس استفاده شود.

#### ۳- روش حل عددی و گام زمانی

در مقاله حاضر، برای شبیه‌سازی جریان از شبکه‌بندی باسازمان در میدان حل چندبلوکی استفاده شده است. گسسته‌سازی معادلات به روش حجم محدود و تعیین شارها به روش ای.یو.اس.ام. صورت گرفته است. همچنین برای افزایش دقت حل از روش مرتبه دو ام.یو.اس.سی.ال بهره گرفته شده است. از آنجاکه در مدل‌سازی آشفته‌گی رنس، حل حالت دائم مورد نظر بوده، برای تسریع در همگرایی حل از روش گام زمانی محلی استفاده می‌شود بدین ترتیب که در هر حجم کنترل  $i$ ، بطور جداگانه گام زمانی بصورت زیر محاسبه می‌شود:

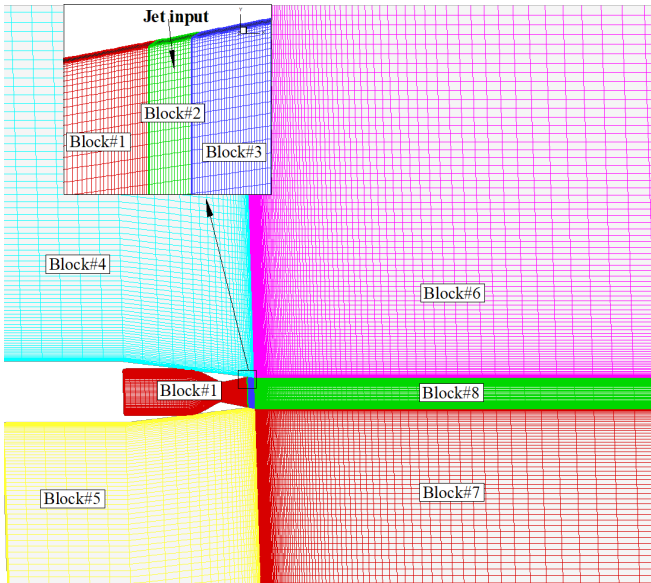


Fig. 3. Computational Blocks for jet flow simulation

شکل ۳: بلوک‌بندی بکار رفته برای حل جریان جت

نهایی بکار رفته در تحلیل‌های جریان، در شکل ۴ مشاهده می‌گردد. در این شبکه فاصله اولین شبکه از دیواره  $10^{-3} \times 1/1$  می‌باشد. مقایسه عدد ماخ در مرکز نازل در شکل ۵ نشان می‌دهد که استفاده از شبکه انتخاب شده، نتایج مناسبی را حاصل می‌نماید. با مقایسه عدد ماخ خروجی از نازل حاصل از شبیه‌سازی (حدود ۲/۰۱) با مقدار تحلیلی آن (حدود ۲/۰۸)، خطای عددی حدود ۳ درصد محاسبه می‌شود.

از آنجاکه  $Y^+$  معیار مهمی در صحت استفاده از مدل‌سازیهای آشفتگی می‌باشد، در شکل ۶ توزیع مقدار  $Y^+$  روی دیواره نازل بدون حضور جت عرضی آورده شده است. همانگونه که در منابع مدل‌سازی آشفتگی اشاره شده است [۵]، شبکه‌بندی که شرط  $Y^+ < 25$  را بدون استفاده از توابع اصلاح دیواره ارضا کند، برای حل جریان آشفته مناسب می‌باشد. شکل ۶ نشان می‌دهد که برای حل‌های حاضر، این شرط ارضا می‌شود و بنابراین انتظار می‌رود که با شبکه انتخاب شده، ساختارهای آشفتگی تولید شده از دیواره بطور مناسب مدل‌سازی شوند. از آنجاکه استفاده از توابع اصلاح دیواره در چنین شبکه‌هایی ممکن است باعث ایجاد خطا در نتایج شود و همگرایی حل را با مشکل مواجه کند، در تحلیل‌های انجام شده از توابع اصلاح دیواره استفاده نشده است.

### جدول ۱: مشخصات شبکه‌های مختلف برای تحلیل جریان

Table 1. Characteristics of different grids for flow analysis

تعداد سلول‌ها	B#8	B#7	B#6	B#5	B#4	B#3	B#2	B#1	Grid
۷۴۹۷۰	۹۸۰۰	۲۱۰۰۰	۲۱۰۰۰	۲۸۰۰	۲۸۰۰	۵۶۰۰	۱۰۵۰	۱۰۹۲۰	Grid 1
۳۹۳۵۰	۳۹۰۰	۱۳۰۰۰	۱۳۰۰۰	۳۰۰۰	۳۰۰۰	۶۰۰	۱۵۰	۲۷۰۰	Grid 2
۱۷۱۰۰	۱۶۰۰	۵۶۰۰	۵۶۰۰	۱۴۰۰	۱۴۰۰	۲۰۰	۱۰۰	۱۲۰۰	Grid 3
۸۹۰۴	۱۰۲۰	۳۰۰۰	۳۰۰۰	۵۰۰	۵۰۰	۱۳۶	۶۸	۶۸۰	Grid 4

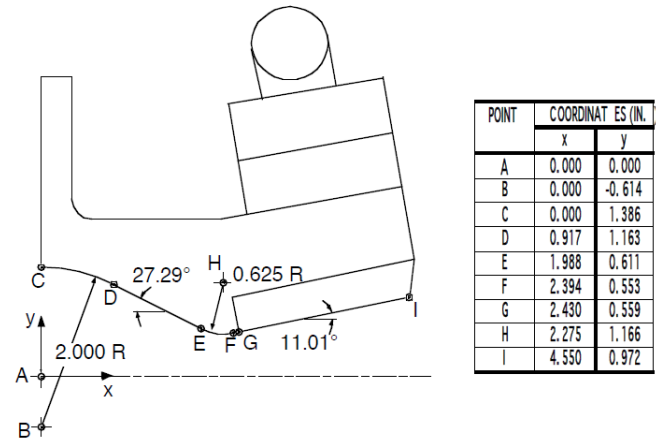


Fig. 1. Characteristics of nozzle geometry and impact jet location [17]

شکل ۱: مشخصات هندسه نازل و محل جت برخوردی [۱۷]

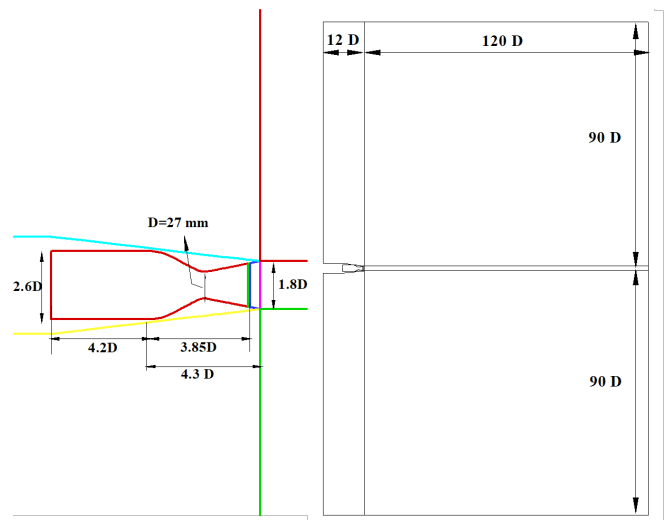


Fig. 2. Solution domain for simulation of impact jet

شکل ۲: دامنه حل برای شبیه‌سازی جریان جت برخوردی

سمت پایین برای بلوک‌هایی که دارای دیواره در پایین هستند استفاده شده است. برای مشاهده اثرات سه بعدی جریان آشفته، شبکه تولید شده، علاوه بر راستای  $x$  و  $y$ ، در راستای  $z$  نیز دارای یک سلول شبکه بوده که مرزهای دو طرف آن مرزهای متقارن لحاظ شده‌اند.

برای بررسی استقلال حل از شبکه، از چهار شبکه با مشخصات جدول ۱ برای تحلیل جریان بدون حضور جت عرضی استفاده شده‌است. شبکه

### ۵- شرایط مرزی

در شبیه‌سازی حاضر، در مرز دیواره‌ها شرط مرزی غیرلغزشی و در مرزهای بین‌بلوکی، شرط انتقالی استفاده شده است بدین‌صورت که چون شبکه‌ها در گره‌های مشترک کاملاً روی هم قرار دارند، اطلاعات گره‌ها به ترتیب حل بلوکها، از بلوکی که حل معادلات در آن به پایان رسیده به بلوک مشترک انتقال می‌یابد.

از آنجاکه در مساله شبیه‌سازی شده دو نوع ورودی جریان متفاوت داریم، یکی برای ورودی جریان آزاد و دیگری برای ورودی جریان نازل، در این شبیه‌سازی نیز از دو نوع شرط مرزی ورودی مادون صوت استفاده شده است. چون در اولی مقدار سرعت ورودی معلوم است و در دومی مقدار فشار ورودی به عنوان پارامتر معلوم فرض می‌شود، بنابراین شرط مرزی ارائه شده در رابطه (۱۱) برای جریان آزاد بکار برده می‌شود.

$$u_b = u_\infty, v_b = v_\infty, w_b = w_\infty, \rho_b = \rho_I, p_b = \rho_b RT_b \quad (11)$$

اما در ورودی نازل که فشار و دمای ورودی معلوم است شرط مرزی زیر استفاده می‌گردد:

$$u_b = u_I, v_b = v_I, w_b = w_I, T_b = T_0, p_b = p_0, \rho_b = \rho_b RT_b \quad (12)$$

که در آنها زیرنویس  $\infty$  مربوط به جریان آزاد،  $b$  مربوط به مرز و  $I$  مربوط به مقادیر داخل میدان حل می‌باشند. با توجه به مافوق صوت بودن و یا مادون صوت بودن جریان در مرز خروجی، یکی از شرایط مرزی خروجی مافوق صوت و مادون صوت انتخاب می‌شوند (شکل ۷).

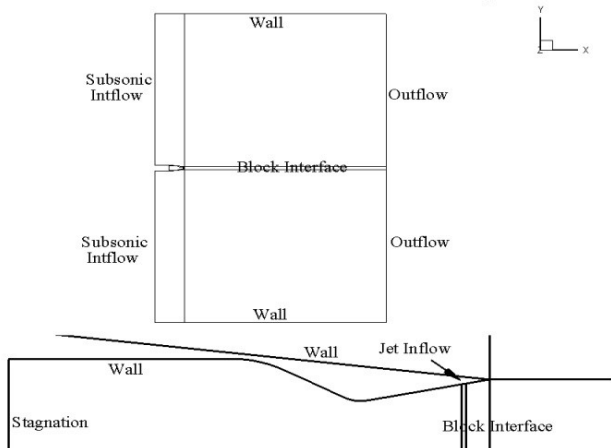


Fig. 7. Utilized boundary conditions for flow simulation

شکل ۷: شرایط مرزی بکار رفته برای حل جریان

شرط مرزی ورودی جت عرضی بصورت پالس سینوسی نیز طبق رابطه زیر اعمال شده است (شکل ۸):

$$P_j = \left| P_{j0} \sin\left(\frac{\pi}{2} + \omega t\right) \right| \quad (13)$$

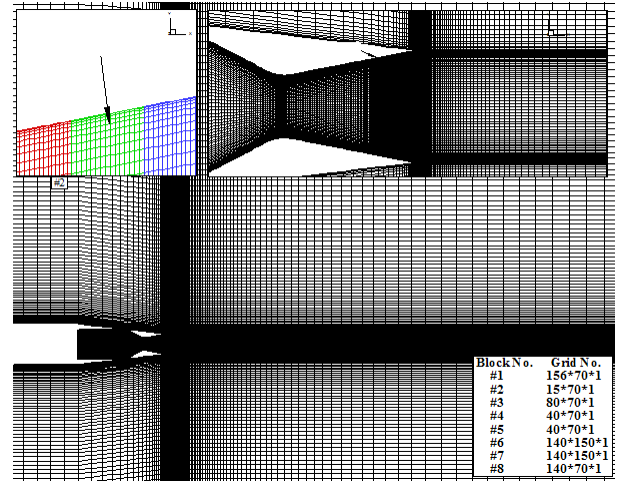


Fig. 4. Utilized grid for flow simulation

شکل ۴: شبکه‌بندی بکار رفته برای حل جریان

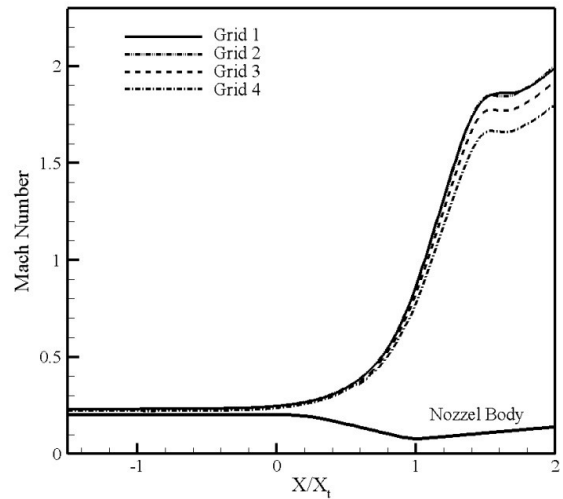


Fig. 5. Comparison of the Mach variation in nozzle center without the jet

شکل ۵: مقایسه تغییرات عدد ماخ در مرکز نازل بدون جت

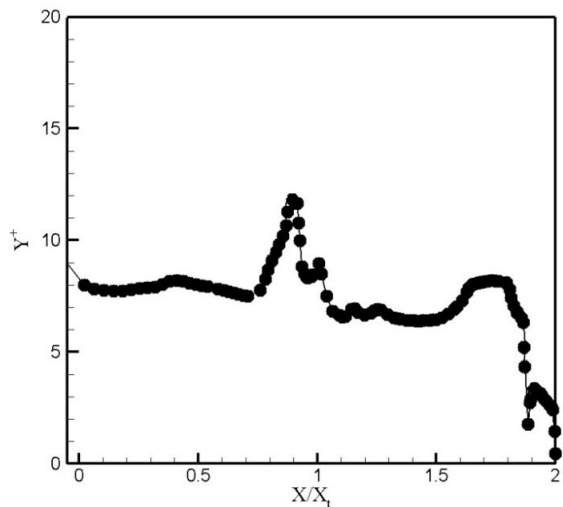


Fig. 6.  $Y^+$  distribution on the nozzle wall without the jet

شکل ۶: توزیع  $Y^+$  روی دیواره نازل بدون جت

جدول ۲: شرایط جریان داخل نازل  
Table 2. Flow conditions in the Nozzle

مقدار	پارامتر
۰/۳	ماخ جریان آزاد $M_\infty$
۱۰۱۳۲۵	فشار اتمسفر (Pa)
۲۹۴	دمای جریان آزاد (K)
۰/۲۳	ماخ محاسبه شده ورودی نازل $M_{in}$
۴/۶	نسبت فشار نازل $NPR = P_{0n} / P_{ref}$
۲۹۴	دمای محفظه نازل (K)
۴۶۶۰۹۵	فشار محفظه نازل (Pa)
۴۵۳۲۷۶	فشار استاتیک محفظه نازل (Pa)
۱/۸	نسبت سطح مقطع نازل $A_t / A_e$
۵۰	سطح خروجی نازل ( $cm^2$ )
۲۷/۸۵	سطح گلوگاه نازل ( $cm^2$ )
۱/۶۳	ماخ جریان ورودی جت عرضی $M_j$
۰/۷	نسبت فشار جت عرضی $SPR = P_{0j} / P_{0n}$
۳۲۶۲۶۶	فشار محفظه جت (Pa)
۷۱۲۵۵	فشار استاتیک محفظه جت (Pa)
۲۹۴	دمای جت (K)

برخوردی عرضی یکنواخت با جریان خروجی از نازل آورده شده‌اند. انحراف بردار تراست، امواج انبساطی، ساختار جریان خارج از نازل و گردابه‌های نزدیک دیواره به خوبی مشاهده می‌گردد. میزان انحراف بردار تراست در این تحلیل بر اساس نسبت نیروی تراست عمودی به محوری نازل حدود ۸ درجه

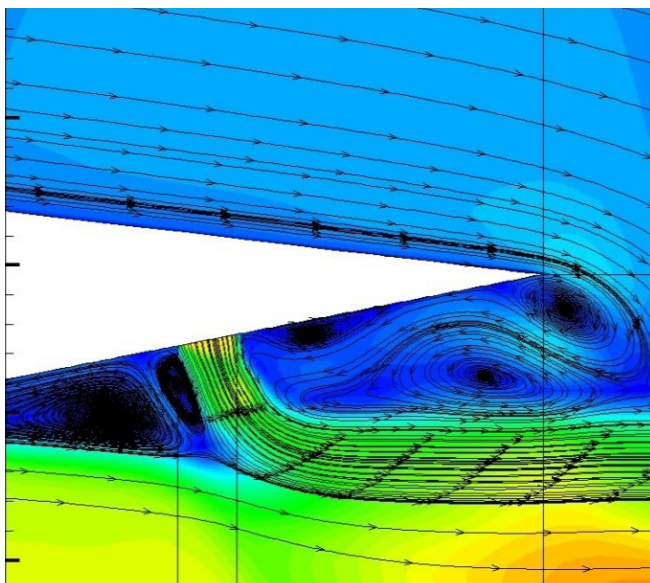


Fig. 9. Mach number contours and streamlines obtained from solution of impacting jet with the nozzle outflow

شکل ۹: خطوط همتراز ماخ و خطوط جریان حاصل از حل جت برخوردی عرضی پایا با جریان خروجی از نازل

$$T_j = \left| T_{j0} \sin\left(\frac{\pi}{2} + \omega t\right) \right| \quad (14)$$

که در آن فشار اولیه جت (ماکزیمم مقدار فشار جت عرضی)،  $P_j$  فشار متغیر ورودی جت با زمان،  $T_j$ ، دمای جت ورودی،  $\omega = 2\pi f$ ، فرکانس پالس جت و  $t$  بیانگر زمان است.

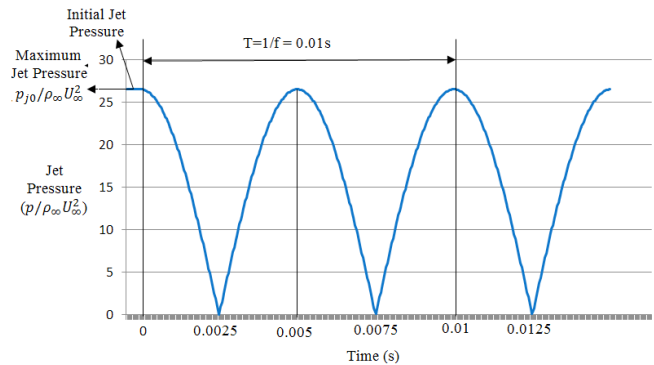
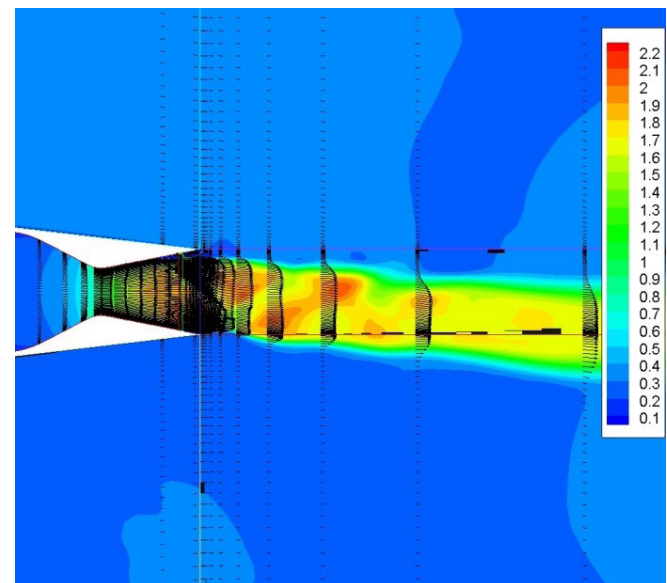


Fig. 8. Inflow boundary condition of the pulsing cross jet in the nozzle

شکل ۸: شرط مرزی ورودی جت عرضی پالسی در نازل

## ۶- نتایج و بحث

در این بخش ابتدا، برای اعتبارسنجی کد توسعه یافته، به تحلیل جریان جت عرضی برخوردی مافوق صوت با جریان خروجی نازل در حالت پایا پرداخته می‌شود و نتایج حاصل با داده‌های آزمایش تجربی [۱۷] مقایسه می‌شوند. این آزمون در مرکز تحقیقات لانگلی ناسا و توسط یک نازل دوبعدی صورت گرفته‌است که داده‌های آن دارای محدوده خطای  $\pm 7\%$  می‌باشند. مشخصات جریان نازل و جت عرضی در جدول ۲ خلاصه شده است. در شکل ۹، خطوط همتراز ماخ و خطوط جریان حاصل از حل جت



توسعه یافته نازل و بردار تراست منحرف شده به عنوان مقدار اولیه حل استفاده شده و سپس، فشار و دمای جت عرضی، به ترتیب، مطابق با روابط (۱۳) و (۱۴) بصورت سینوسی نوسان می کنند. روند تغییرات فشار جت عرضی اعمال شده در شکل ۸ آورده شده است. برای ارزیابی اثر جت پالسی، شبیه سازی در سه فرکانس ۵۰، ۱۰۰ و ۲۰۰ هرتز جت عرضی صورت گرفته است. بدلیل اختلاف فازی که پالس های جت با شکل گیری جریان دارند، تغییرات ساختار جریان خروجی نازل در فرکانسهای پایین مشهودتر می باشد و هرچه فرکانس بالاتر رود، جت عرضی پالسی به سمت جت یکنواخت میل کرده و پالس ها اثر کمتری روی ساختار جریان دارند. فرکانس های انتخاب شده، نحوه چگونگی این تغییرات در ساختار جریان اصلی خروجی نازل را نشان می دهند. در تحلیل حاضر، برای اطمینان از مشاهده اثر جت، در هر فرکانس جت پالسی، شبیه سازی تا تعداد ۵ سیکل سینوسی ادامه می یابد و نتایج برای تمام زمان ها ذخیره شده است. البته با توجه به محدودیت حافظه کامپیوتری گامهای زمانی برای ذخیره اطلاعات حدود ۰/۰۰۸ ثانیه در نظر گرفته شده است. با توجه به محدودیت فضای مقاله، ارائه نتایج در تمام گامهای زمانی امکان پذیر نیست و بنابراین تنها بخشی از نتایج حل ارائه شده اند.

شکل ۱۱، خطوط همتراز عدد ماخ و خطوط جریان را در زمان های مختلف برای جت عرضی با فرکانس ۵۰ هرتز در سیکل اول نشان می دهد. نحوه تغییرات و شکل گیری جت عرضی و تاثیر آن بر میدان جریان و شوکهای تولید شده در این بازه زمانی مشاهده می گردد. در این شکل مشاهده می گردد که وجود جت عرضی باعث ایجاد ساختار گردابه هایی در بالادست (گردابه ثانویه) و پایین دست (گردابه های اصلی) می شود اما بدلیل تاخیر فازی که بین پالس جت و تغییر ساختار جریان اصلی وجود دارد، حتی در زمان هایی که جت عرضی وجود ندارد، بازهم ساختار گردابه های اصلی باقی می ماند اما گردابه ثانویه در بالادست جت عرضی که قدرت کمتری دارد از بین می رود. بدیهی است که قدرت گردابه های اصلی کمتر می شوند اما قبل از اضمحلال کامل دوباره جت عرضی، جریان خود را شروع می کند و قدرت گردابه ها افزایش می یابند. همچنین، نتایج نشان می دهد که با گذشت زمان جت پالسی، پس از اتمام ۵ سیکل و شکل گیری کامل اثر جت، مقدار انحراف تراست نازل تغییر می یابد و از ۸ درجه به حدود ۳/۸۴ درجه کاهش می یابد. برای بررسی دقیق تر، در شکل های ۱۲ و ۱۳، توزیع فشار روی سطح بالایی نازل به ترتیب در سیکل اول و دوم و در زمان های مختلف آورده شده اند.

مشاهده می گردد که پالسهای جت، تقریباً روی فشار سطح نازل در پایین دست جریان اثر می گذارد و در بالادست تاثیر چندانی ندارد. همچنین تاخیر فاز فشار روی سطح نازل حاصل از پالس سینوسی کاملاً در نتایج فشار روی سطح دیده می شود. نکته دیگر اینکه در سیکل اول (شکل ۱۲)، در زمان های اولیه شروع جت پالسی، گردابه های بالادست جت و نزدیک دیواره ابعاد بزرگتری دارند و به مرور کوچکتر می شوند و باعث می شوند که پرش فشار در بالادست جت عرضی به مرور به محل جت نزدیکتر شوند. این روند در سیکل دوم نیز مشاهده می شود اما اختلافها کمتر است و به مرور زمان

محاسبه شده که با نتایج تجربی آن همخوانی دارد [۱۷]. یکی از پدیده هایی که به واسطه حضور جت و اختلاف فشار تولید شده رخ می دهد، تشکیل گردابه های جلو و پشت جت می باشد که در توزیع فشار روی دیواره اهمیت بسزایی داشته و استخراج صحیح آن وابستگی شدیدی به مدل آشفتگی انتخاب شده دارد. برای ارزیابی بهتر، مقایسه تغییرات فشار روی سطح بالایی و پایینی نازل در حضور جت عرضی در شکل ۱۰ آورده شده است. نتایج حاصل، بیانگر دقت مطلوب کد توسعه یافته در شبیه سازی عددی جت عرضی در جریان خروجی نازل، استخراج ساختار مطلوب جریان مورد نظر و تعیین مقدار انحراف بردار تراست است. جزئیات این تحلیل و ارزیابی رهیافت آشفته URANS توسعه یافته برای شبیه سازی عددی جت عرضی توسط نویسنده به تفصیل در مرجع [۱۸] آورده شده است.

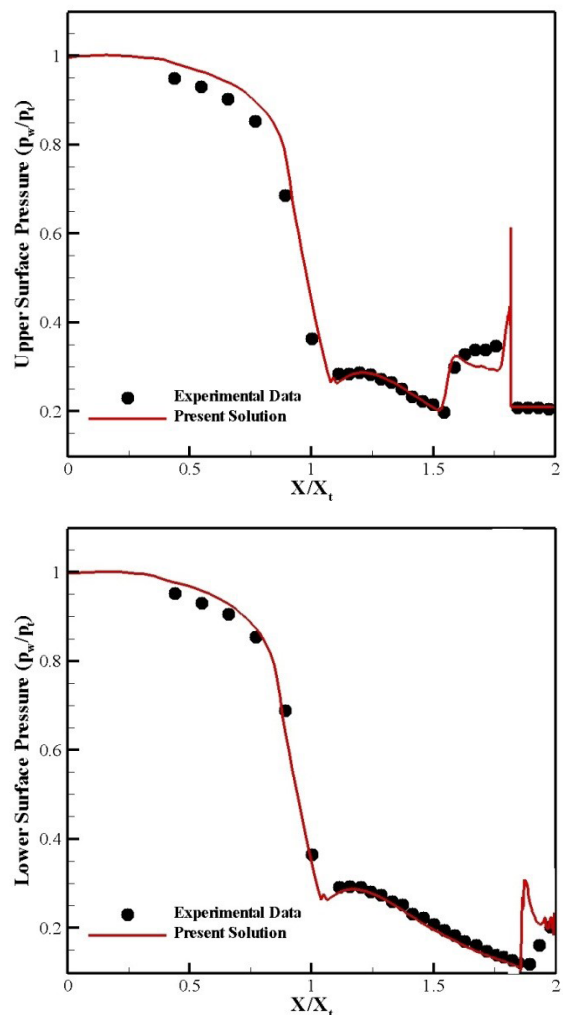


Fig. 10. Comparison of pressure variation on the nozzle walls  
شکل ۱۰: مقایسه تغییرات فشار روی سطوح نازل

پس از اعتبارسنجی نرم افزار توسعه یافته، به شبیه سازی جت پالسی سینوسی با استفاده از رهیافت توسعه یافته یورنس و ارزیابی اثر آن در میزان انحراف تراست و ساختار جریان پرداخته می شود. برای این کار از جت

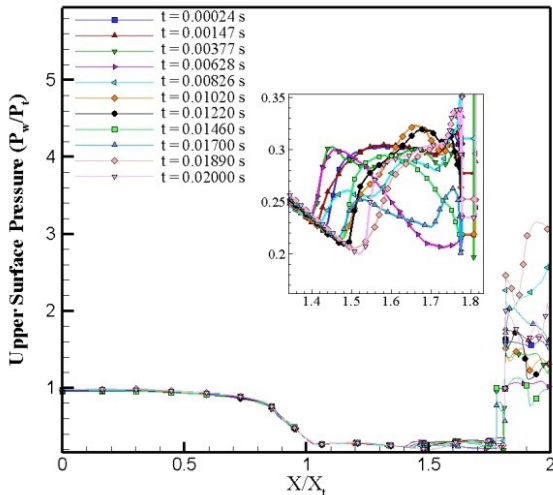


Fig. 12. Pressure variation on the nozzle top walls in different times for cross jet with 50 Hz frequency in the first cycle

شکل ۱۲: تغییرات فشار روی سطح بالایی نازل در زمان‌های مختلف برای جت عرضی با فرکانس ۵۰ هرتز در سیکل اول

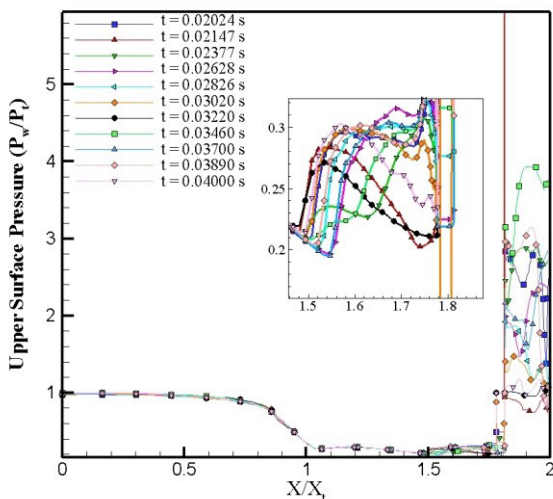


Fig. 13. Pressure variation on the nozzle top walls in different times for cross jet with 50 Hz frequency in the second cycle

شکل ۱۳: تغییرات فشار روی سطح بالایی نازل در زمان‌های مختلف برای جت عرضی با فرکانس ۵۰ هرتز در سیکل دوم

و در سیکلهای بعدی این اختلاف به حداقل می‌رسد. این موضوع بیانگر آن است که برای شکل‌گیری صحیح اثرات ساختار جت در جریان نهایی نازل، باید چند سیکل از حل بگذرد که در تحلیل حاضر، حلها برای ۵ سیکل ادامه پیدا کرده‌اند.

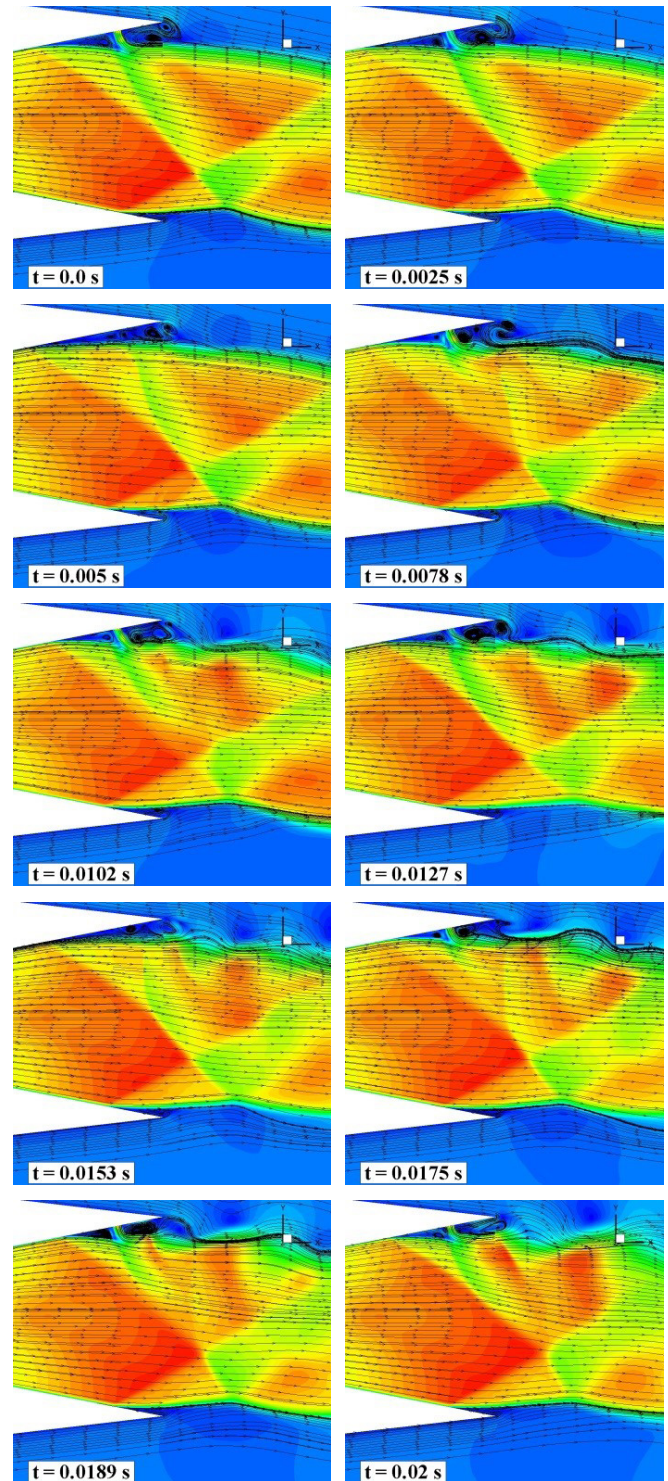


Fig. 11. The Mach contours in different times for cross jet with 50 Hz frequency. شکل ۱۱: خطوط هم‌تراز عدد ماخ در زمان‌های مختلف برای جت عرضی با فرکانس ۵۰ هرتز در نیم سیکل اول

برای ارزیابی بهتر از شکل‌گیری جریان خروجی نازل، نحوه شکل‌گیری جریان در دامنه بیرونی حل ناشی از جت پالسی، در شکل ۱۴ آورده شده است. نحوه تغییرات و شکل‌گیری جت عرضی و تاثیر آن بر میدان جریان و شوکهای تولید شده در این بازه زمانی مشاهده می‌گردد. نتایج نشان می‌دهد که با گذشت زمان جت پالسی، پس از اتمام ۵ سیکل و شکل‌گیری مناسبی از جریان رخ داده که اثر جت پالسی یکنواخت شده است. با اینکه نتایج برای ۵ سیکل آورده شده‌است اما اثرات تحلیل صورت گرفته در بردار تراست بعد از حدود ۴ سیکل یکنواخت شده و تغییری پیدا نمی‌کند. در این تحلیل نیز همچون مساله ۵۰ هرتز مقدار انحراف تراست نازل کاهش می‌یابد و از ۸ درجه به حدود ۷/۱۲ درجه می‌رسد. علت کاهش زاویه بردار تراست به



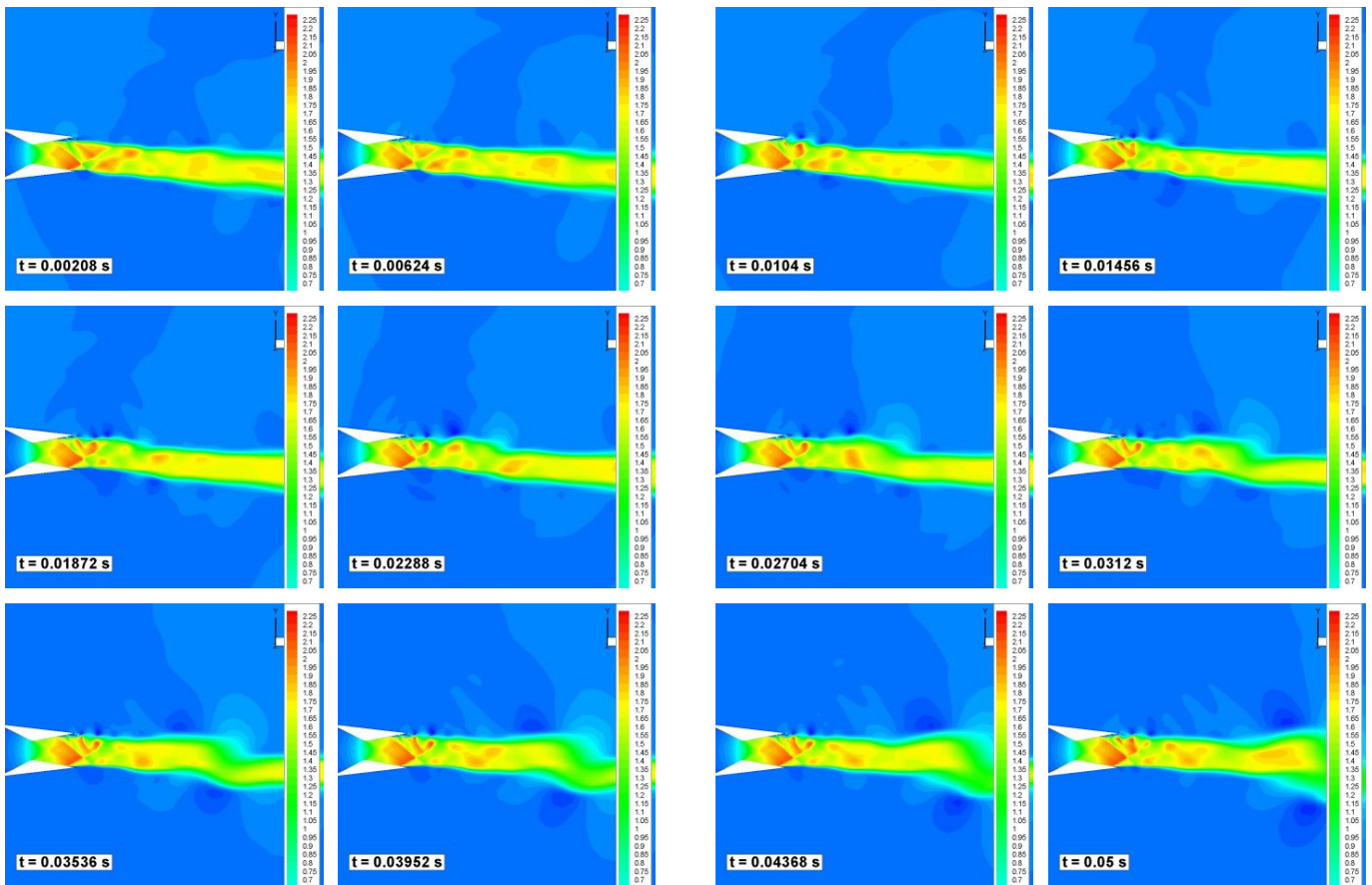


Fig. 14. Mach number contours in different times for cross jet with 100 Hz and 50 Hz frequencies in 5 cycles

شکل ۱۴: خطوط همتراز عدد ماخ در زمان‌های مختلف برای جت عرضی با فرکانس ۱۰۰ هرتز در ۵ سیکل

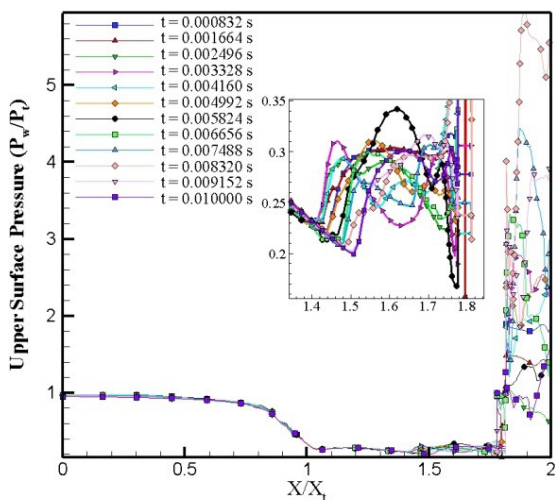


Fig. 15. Pressure variation on the nozzle top walls in different times for cross jet with 100 Hz frequency in the first cycle

شکل ۱۵: تغییرات فشار روی سطح بالایی نازل در زمان‌های مختلف برای جت عرضی با فرکانس ۱۰۰ هرتز در سیکل اول

با فرکانس ۲۰۰ هرتز در ۶ سیکل آورده شده است. نتایج نشان می‌دهند که حدود ۳ سیکل برای شکل‌گیری و یکنواخت ماندن بردار تراست جریان کافی است. همانطور که در نتایج قبلی بیان شده، در این تحلیل نیز مقدار

پالس‌های جت عرضی مربوط می‌شود که متوسط فشار و دبی جریان کمتری نسبت به جت عرضی یکنواخت به جریان خروجی نازل اعمال می‌کند.

در شکل‌های ۱۵ و ۱۶، توزیع فشار روی سطح بالایی نازل به ترتیب در سیکل اول و دوم و در زمان‌های مختلف آورده شده‌اند. همانطور که در نتایج پالس ۵۰ هرتز هم مشاهده شد، جریان پالسی جت، روی فشار سطح نازل در پایین دست جریان اثر کمتری نسبت به بالادست دارد و روند تغییرات همچون حل قبلی است. در سیکل اول، گردابه‌های بالادست جت و نزدیک دیواره ابعاد بزرگتری دارند و به مرور کوچکتر می‌شوند اما در سیکل دوم اختلاف فشارها در زمان‌های مختلف نسبت به سیکل اول کمتر می‌شود و با گذشت زمان در سیکلهای بعدی این اختلاف به حداقل می‌رسد. مقایسه توزیع فشار در دو نوسان پالسی ۵۰ و ۱۰۰ هرتز، نشان می‌دهد که در پالسهایی با فرکانس بیشتر، به علت افزایش متوسط فشار و دبی جریان عرضی و میل کردن جت پالسی به سمت جت یکنواخت، اثر جت عرضی در ساختار جریان سریعتر رخ می‌دهد و در واقع جریان زودتر و در سیکلهای کمتری به حالت یکنواخت می‌رسد.

برای بررسی اثر فرکانس جت عرضی پالس، تحلیل فوق در فرکانس ۲۰۰ هرتز نیز انجام شده است. در شکل ۱۷، خطوط همتراز عدد ماخ و نحوه شکل‌گیری جریان در دامنه بیرونی حل ناشی از جت عرضی پالسی

و پایین‌دست جت روند تغییرات یکسانی در سیکل‌های اول و دوم دارند. مقایسه توزیع فشار در سه نوسان پالسی ۵۰، ۱۰۰ و ۲۰۰ هرتز، نشان می‌دهد که در پالسهای با فرکانس بیشتر، به علت افزایش متوسط فشار و دبی جریان عرضی و میل کردن جت پالسی به سمت جت یکنواخت، اثر جت عرضی در ساختار جریان سریعتر رخ می‌دهد و در واقع جریان زودتر و در سیکلهای کمتری به حالت یکنواخت می‌رسد. این موضوع بیانگر آن است که اضمحلال گردابه‌های اصلی و ثانویه نزدیک جت و دیواره نازل بستگی به فرکانس پالس جت عرضی دارد. هر چقدر که جت عرضی دارای فرکانس پایین‌تری باشد، فرآیند کاهش قدرت و اضمحلال گردابه‌ها، همزمان با کاهش قدرت جت رخ می‌دهد. اما با افزایش فرکانس، این فرآیند نیز بدلیل تأخیر فاز، فرصت کامل شدن ندارد.

بدیهی است که فرآیند اضمحلال گردابه‌های ثانویه که در بالادست جت شکل می‌گیرند و دارای قدرت کمتری هستند، تأثیرپذیری کمتری از فرکانس جت دارند دارند و زودتر و تقریباً هم‌فرکانس با جت مضمحل می‌شوند. همچنین در فرکانس بالای پالسهای جت عرضی و تأخیر فاز جریان اصلی، جریان فرصت کمتری برای تطبیق با شرایط پالس جت عرضی داشته و به سمت جریان جت یکنواخت میل می‌کند.

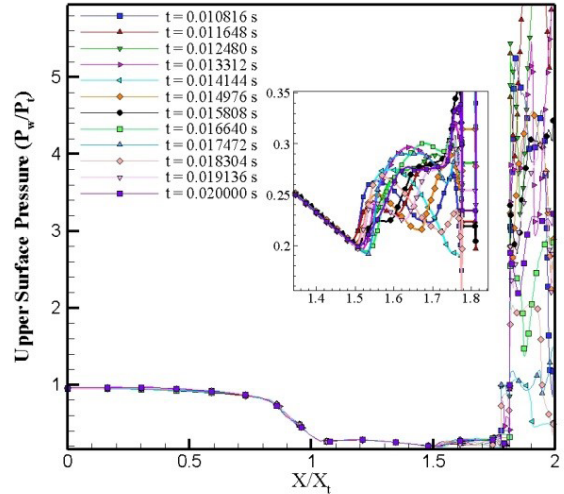


Fig. 16. Pressure variation on the nozzle top walls in different times for cross jet with 100 Hz frequency in the second cycle

شکل ۱۶: تغییرات فشار روی سطح بالایی نازل در زمان‌های مختلف برای جت عرضی با فرکانس ۱۰۰ هرتز در سیکل دوم

انحراف تراست نازل تغییر می‌یابد و از ۸ درجه به حدود ۵٫۷۲ درجه می‌رسد. توزیع فشار روی سطح بالایی نازل در سیکل اول و دوم در شکل‌های ۱۸ و ۱۹ نشان می‌دهد که همانند دو حل قبلی، گردابه‌های بالادست جت

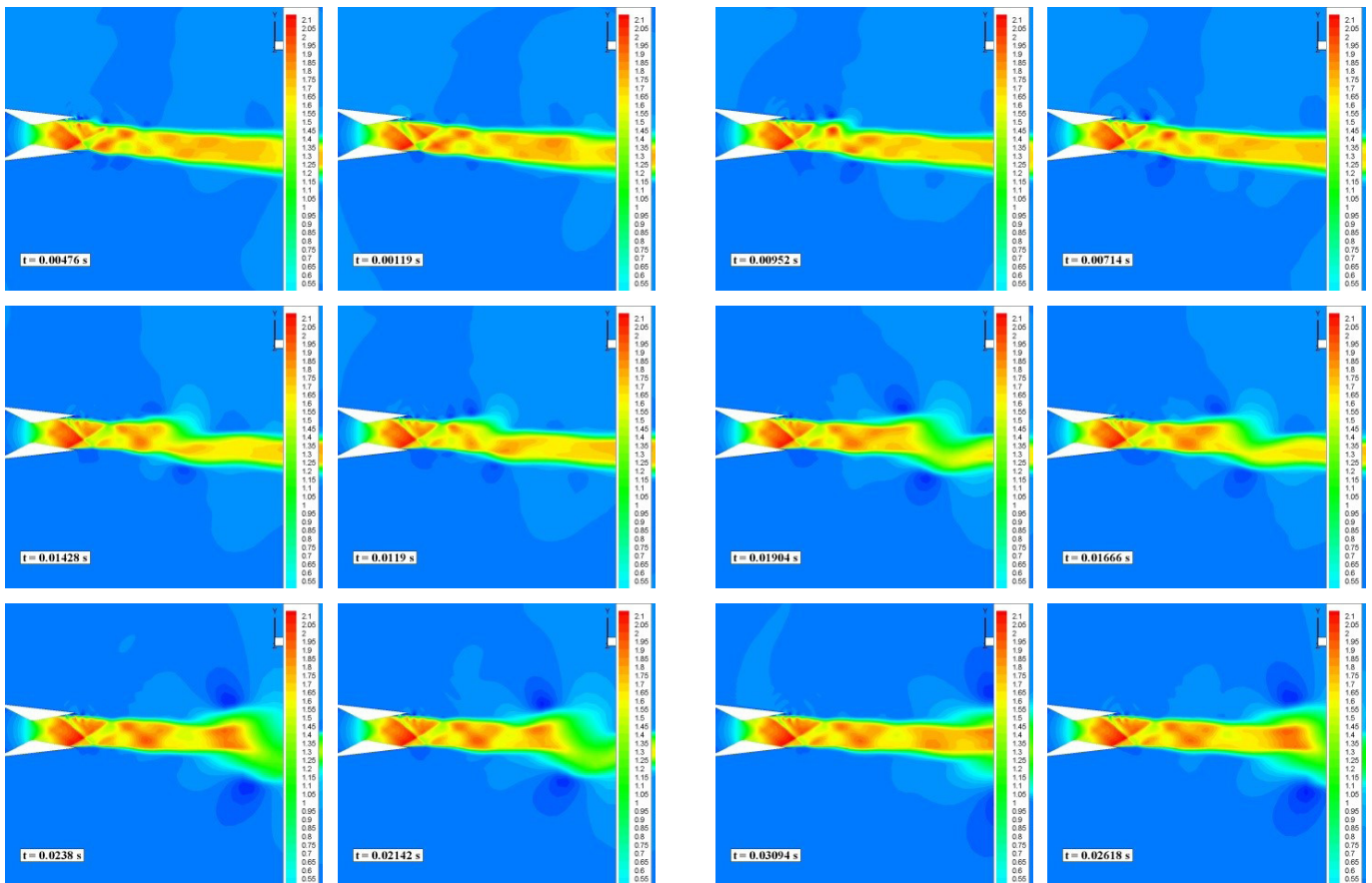


Fig. 17. Mach number contours in different times for cross jet with 200 Hz frequency in 6 cycles

شکل ۱۷: خطوط هم‌تراز عدد ماخ در زمان‌های مختلف برای جت عرضی با فرکانس ۲۰۰ هرتز در ۶ سیکل

و لذا تغییرات کمتری در میدان جریان ایجاد می‌کند. این نتیجه در مقدار زاویه تراست فرکانس‌های مختلف نیز مشاهده می‌شود. نتایج جدول ۳ نشان می‌دهد که جت پالسی با فرکانس ۲۰۰ هرتز، زاویه انحراف اولیه جت عرضی یکنواخت (۸ درجه) را مقدار کمتری نسبت به جت پالسی با فرکانس ۱۰۰ هرتز کاهش می‌دهد و به همین ترتیب نسبت به فرکانس ۵۰ هرتز. روند تغییرات بردار تراست نسبت به زمان برای سه فرکانس در شکل ۲۰ آورده شده است. مشاهده می‌گردد که روند کاهش انحراف بردار تراست در فرکانس‌های مختلف یکسان بوده و تقریباً بصورت تابع نمایی رخ می‌دهد. اما با افزایش فرکانس جت پالسی، زمان اثرگذاری پالس جت در جریان خروجی نازل و انحراف بردار تراست، به علت افزایش متوسط فشار جت عرضی و میل کردن جت پالسی به سمت جت یکنواخت، کاهش می‌یابد.

جدول ۳: تغییر بردار تراست بر حسب تغییرات فرکانس

Table 3. Trust vector variation versus frequency

فرکانس پالس (هرتز)	تعداد سیکل همگرایی	زمان حل برای یکنواخت شدن بردار تراست (ثانیه)	زاویه بردار تراست (درجه)
۵۰	۵	۱۰۰۰۰۰	۳/۸۴
۱۰۰	۴	۴۰۰۰۰	۵/۷۲
۲۰۰	۳	۱۵۰۰۰	۷/۱۲

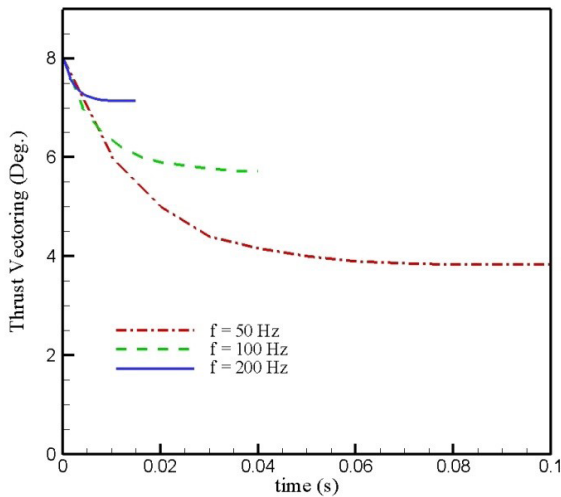


Fig. 20. Thrust vector variation in different jet frequencies

شکل ۲۰: تغییرات بردار تراست در فرکانس‌های مختلف جت

### ۷- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در مقاله حاضر، رهیافت آشفته یورنس توسعه‌یافته و برای شبیه‌سازی عددی جت برخوردی در جریان خروجی نازل و ارزیابی آن در تعیین ساختار جریان جت عرضی و دقت محاسبه میزان انحراف بردار تراست نازل در حضور جت برخوردی بکاربرده شده است. استفاده از رهیافت آشفته یورنس،

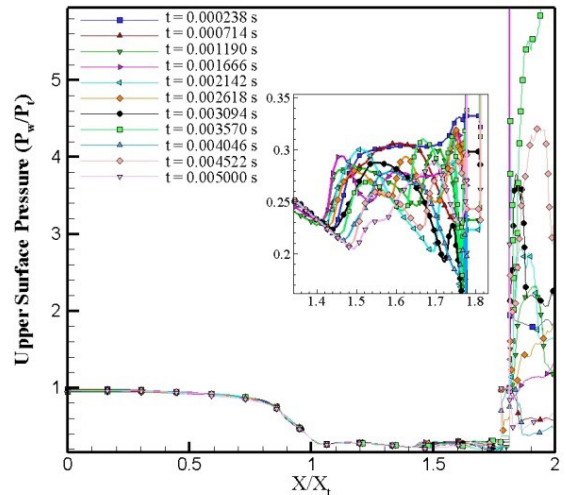


Fig. 18. Pressure variation on the nozzle top walls in different times for cross jet with 200 Hz frequency in the first cycle

شکل ۱۸: تغییرات فشار روی سطح بالایی نازل در زمان‌های مختلف برای جت عرضی با فرکانس ۲۰۰ هرتز در سیکل اول

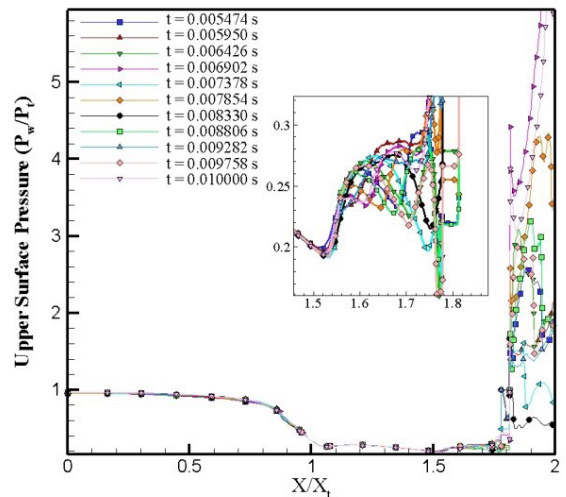


Fig. 19. Pressure variation on the nozzle top walls in different times for cross jet with 200 Hz frequency in the second cycle

شکل ۱۹: تغییرات فشار روی سطح بالایی نازل در زمان‌های مختلف برای جت عرضی با فرکانس ۲۰۰ هرتز در سیکل دوم

برای بررسی بهتر اثرات فرکانس پالس جت برخوردی در بردار تراست خروجی نازل، مقایسه همگرایی حل عددی برای فرکانس‌های مختلف و زاویه نهایی بردار تراست در جدول ۳ آورده شده است. همانطور که مشاهده می‌گردد، با بالا رفتن فرکانس پالس جت عرضی، تعداد سیکل‌های لازم برای شکل گرفتن میدان جریان و زمان لازم برای یکنواخت شدن بردار تراست کاهش می‌یابد. این امر بدان علت می‌باشد که چون از شرایط اولیه حل عددی از حل یکنواخت جت عرضی بدون پالس استفاده شده است، بدیهی است که فرکانسی که تغییرات کمتری در میدان جریان حاصل می‌کند زودتر به شرایط یکنواخت حل می‌رسد. از این رو هرچه فرکانس پالس جت بیشتر شود، میدان حل به شرایط جریان جت برخوردی یکنواخت نزدیکتر شده

- Glasgow, UK (2010).
- [4] T. Fric and A. Roshko, Vortical structure in the wake of a transverse jet, *J. Fluid Mech.*, 279 (1994) 1-47.
- [5] D. C. Wilcox, *Turbulence modeling for CFD*, DCW industries, Second edition (2004).
- [6] W. J. Richard, Modeling strategies for unsteady turbulent flows in the lower plenum of the VHTR, *OECD/NEA/IAEA Workshop on the Benchmarking of CFD Codes for Application to Nuclear Reactor Safety (CFD4NRS)*, Munich, Germany (2006).
- [7] L. Ge, and F. Sotiropoulos, 3D unsteady RANS modeling of complex hydraulic engineering flows. Part I: Numerical model, *Journal of Hydraulic Engineering*, 131(9) (2005) 800-808.
- [8] L. L. Yuan, R. L. Street and J. H. Ferziger, Large-eddy simulations of a round jet in crossflow, *J. Fluid Mech.*, 379 (1999) 71-104.
- [9] J. U. Schluter and T. Schonfeld, LES of jets in cross flow and its application to a gas turbine burner, *Flow, Turbulence and Combustion*, 65 (2000) 177-203.
- [10] P. Majander and T. Siikonen, Large-eddy simulation of a round jet in a crossflow, *Int. J. Heat and Fluid Flow*, 27 (2006) 402-415.
- [11] M. Salewski, D. Stankovic and L. Fuchs, Mixing in circular and non-circular jets in crossflow, *Flow Turbulence Combust*, 80 (2008) 255-283.
- [12] B. Wegner, Y. Huai and A. Sadiki, Comparative study of turbulent mixing in jet in cross-flow configurations using LES, *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 25 (2004) 767-775.
- [13] F.C.C. Galeazzo, G. Donnert, P. Habisreuther, N. Zarzalis, R. J. Valdes and W. Krebs, Measurement and simulation of turbulent mixing in a jet in crossflow, *Proc. ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea and Air*, Glasgow, UK, (2010).
- [14] J. C. Jouhaud, L. Y. M. Gicquel and B. Enaux, Large-eddy-simulation modeling for aerothermal predictions behind a jet in crossflow, *AIAA Journal*, 45(10) (2007) 2438-2447.
- [15] K. A. Deere, Summary of fluidic thrust vectoring research, conducted at NASA langley research center, 21st *AIAA Applied Aerodynamics Conferences*, AIAA-2003-3800, Orlando, Florida (2003).
- [16] R. Kamali Moghadam, Assessment of URANS approach in unsteady turbulence modeling of jet in cross flow, *Accepted in journal of Aerospace knowledge and*

علاوه بر اینکه قادر به شبیه‌سازی تغییرات زمانی ساختارهای منسجم جریان می‌باشد (برخلاف رهیاف رنس)، از نظر صرفه جویی زمان محاسبات نسبت به سایر روش‌ها مانند شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ و شبیه‌سازی عددی مستقیم نیز دارای راندمان بالاتری است. از آنجاکه نرم‌افزار توسعه‌یافته به روش یورنس قابلیت استخراج فیزیک جریان‌های وابسته به زمان را داراست، در این مقاله، برای بررسی قابلیت کد و اثر جت‌های برخوردی پالسی در کیفیت جریان خروجی نازل و میزان تغییر در بردار تراست آنها، به تحلیل جت‌های پالسی با فرکانس‌های ۵۰، ۱۰۰ و ۲۰۰ هرتز پرداخته شده است. در این مقاله، روابط حاکم بر رهیافت یورنس تشریح شده و تفاوت‌های آن با رهیافت رنس بیان شده و گام زمانی و شرایط مرزی بکار رفته نیز ارائه می‌گردد. در موارد مختلف حل شده، نحوه تغییرات و شکل‌گیری جت عرضی و تاثیر آن بر میدان جریان در بازه ۵ سیکل زمانی برای هر فرکانس آورده شده و مورد بررسی قرار گرفته است. همچنین تغییرات توزیع فشار روی سطح بالایی نازل در سیکل‌های اول و دوم و در فرکانس‌های مختلف تحلیل شده اند. نتایج نشان می‌دهد که جریان پالسی جت، روی فشار سطح نازل در پایین دست جریان اثر کمتری نسبت به بالادست دارد و در سیکل اول، گردابه‌های بالادست جت و نزدیک دیواره ابعاد بزرگتری دارند و به مرور کوچکتر می‌شوند و باعث می‌شوند که پرش فشار در بالادست جت عرضی به مرور به محل جت نزدیکتر شوند. این روند در سیکل دوم نیز مشاهده می‌شود اما اختلافها کمتر است و به مرور زمان و در سیکل‌های بعدی این اختلاف به حداقل می‌رسد. مقایسه توزیع فشار در نوسانات پالسی نشان می‌دهد که در پالس‌های با فرکانس بیشتر، اثر جت عرضی در ساختار جریان سریعتر رخ می‌دهد و در واقع جریان زودتر و در سیکل‌های کمتری به حالت یکنواخت می‌رسد. بدلیل اینکه فرکانس پالسی که تغییرات کمتری در میدان جریان حاصل می‌کند زودتر به شرایط یکنواخت حل می‌رسد، هرچه فرکانس پالس جت بیشتر شود، میدان حل به شرایط جریان جت برخوردی یکنواخت نزدیکتر شده و لذا تغییرات کمتری در میدان جریان ایجاد می‌کند. بنابراین جت پالسی با فرکانس ۲۰۰ هرتز، زاویه انحراف اولیه جت عرضی یکنواخت را مقدار کمتری نسبت به جت پالسی با فرکانس‌های پایین‌تر کاهش می‌دهد.

## منابع

- [1] J. Alvarez, W. P. Jones and R. Seoud, Predictions of momentum and scalar fields in a jet in cross-flow using first and second order turbulence closures, *AGARD Conf. Proc. Computational and Experiment Assessment of Jets in Cross Flow*, London, North America, (1993).
- [2] A. T. Hsu, G. He and Y. Guo, Unsteady simulation of jet in crossflow, *Int. Journal of Computational Fluid Dynamics*, 14(41) (2000) 46- 53.
- [3] E. Ivanova, B. Noll and M. Aigner, Computational modelling of turbulent mixing of a transverse jet, *Proc. ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea and Air*,

3802, Orlando, Florida (2003).

[18] R. Kamali Moghadam, URANS turbulence approach in simulation of shock vector fluidic thrust vectoring, 8th *International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE)*, Prague, Czech Republic (2017).

*technology*, (2017), (In Persian).

[17] K. A. Waithe and K. A. Deere, Experimental and computational investigation of multiple injection ports in a convergent-divergent nozzle for fluidic thrust vectoring, *AIAA Applied Aerodynamics Conference*, AIAA-2003-

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده کنید:

Please cite this article using:

R. Kamali Moghadam, Numerical Assessment of the Pulse Crossing Jet in Nozzle Fluidic Thrust Vectoring Using Unsteady Reynolds-Averaged Navier–Stokes Turbulence Approach, *Amirkabir J. Mech. Eng.*, 50(6) (2018) 1185-1198.  
DOI: 10.22060/mej.2017.12934.5476



