

مدل سازی عددی رفتار ناپایای جت پالسی در محدوده نزدیک خروجی نازل

تاریخ دریافت: ۱۴۰۴/۰۷/۱۵

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۴/۰۹/۱۰

سپهلا عبدالهی پور

استادیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، ایران. sabdolahi@ari.ac.ir

چکیده

در این پژوهش رفتار ناپایای یک جت هوای پالسی در محیط ساکن، با استفاده از شبیه سازی عددی دوبعدی بررسی شده است. در گام نخست، برای صحت گذاری مدل عددی، جریان جت پایا در شرایط مشابه آزمایشگاهی شبیه سازی و نتایج با داده های تجربی مقایسه شده است. اختلاف کم حدود ۷٪ میان نتایج نشان می دهد که مدل آشفتگی $k-\varepsilon$ RNG و حلگر تراکم پذیر، جریان جت آزاد را با دقت خوبی بازتولید می نماید. در ادامه، جت پالسی با فرکانس ۱۰۰ هرتز تحلیل شده است. نتایج کانتورهای سرعت و ورتیسیت در فازهای روشن و خاموش سیکل نشان می دهد که جبهه هوای پرانرژی اولیه منجر به تشکیل گردابه های پیشرو می شود و اندرکنش گردابه ها با هوای محیط، فرآیند اختلاط و گسترش عرضی جریان را تسریع می کند. برای بررسی تأثیر دما بر شکل گیری سازوکارهای ناپایا و تکامل گردابه ها، دو دمای هوای ورودی ۳۰۰ و ۴۰۰ کلوین مدنظر قرار گرفت. نتایج بیانگر آن بود که افزایش دمای هوای ورودی، موجب افزایش حدود ۱۶٪ در سرعت اوج گردابه پیشرو و کاهش حدود ۱۲٪ در سرعت گردابه دنباله ای می شود. همچنین مقدار بیشینه انرژی جنبشی آشفتگی در جت گرم حدود ۳۴٪ بیشتر از حالت مرجع است که بیانگر تشدید نوسانات سرعت و افزایش شدت درون آمیختگی در میدان نزدیک می باشد.

واژه های کلیدی: جت پالسی، شبیه سازی عددی، جریان آشفته ناپایا، درون آمیختگی، اثر دما

۳۵

سال ۱۴ - شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۴

نشریه علمی

دانش و فناوری هوا فضا



دانشگاه صنعتی امیرکبیر

مدل سازی عددی رفتار ناپایای جت پالسی در محدوده نزدیک خروجی نازل

Numerical modeling of the unsteady behavior of a pulsed jet in the near-nozzle region

Soheila Abdolahipour

Assistant Professor, Ministry of Science, Research and Technology, Iran.

Abstract

In this study, the unsteady behavior of a pulsed air jet in a quiescent environment was investigated using two-dimensional numerical simulations. First, to verify the accuracy of the numerical model, a steady jet flow was simulated under laboratory-like conditions, and the results were compared with experimental data. The results confirmed that the RNG $k-\varepsilon$ turbulence model combined with a compressible solver can accurately reproduce the main characteristics of a free jet flow. Subsequently, a pulsed jet with a frequency of 100 Hz was analyzed. The contours of velocity and vorticity during the on and off phases of the pulse cycle revealed that the initial high-energy air front leads to the formation of leading vortices, and their interaction with the ambient air enhances the mixing process and lateral jet spreading. To examine the effect of inlet air temperature on the formation of unsteady flow structures and vortex evolution, two inlet temperatures of 300 K and 400 K were considered. The results showed that increasing the inlet air temperature led to approximately a 16% increase in the peak velocity of the leading vortex and about a 12% reduction in the trailing vortex velocity. Moreover, the maximum turbulent kinetic energy in the hot jet was about 34% higher than that in the reference case, indicating intensified velocity fluctuations and enhanced mixing intensity in the near-field region.

Keywords: pulsed jet, numerical modeling, unsteady turbulent flow, entrainment, temperature effects

۱. مقدمه

جریان‌های جت به دلیل ویژگی‌های خاصی همچون اختلاط قوی، انتقال ممنوم و توانایی ایجاد گردابه‌های ساختاریافته، همواره مورد توجه پژوهشگران بوده است. در میان انواع جت‌ها، جت‌های پالسی به دلیل ماهیت ناپایای خود توانسته‌اند در کاربردهایی متنوعی از جمله کنترل جدایش جریان، افزایش انتقال حرارت و خنک‌کاری موضعی جایگاه ویژه‌ای پیدا کنند. در تمامی این کاربردها، تغییرات زمانی سرعت و فشار جریان، در خروجی نازل منجر به تشکیل گردابه‌های متوالی و بهبود اختلاط می‌شود، که در مقایسه با جت‌های پایا عملکرد مؤثرتری دارند [۱-۲].

مطالعات اولیه روی جت‌های پالسی اغلب با استفاده از عملگرهای شار جرمی خالص صفر^۱ مانند عملگرهای جت مصنوعی^۲، بلندگو یا محرک‌های مکانیکی انجام شده است. به عنوان مثال، ردینویوتیس و همکاران [۳] و اسمیت و همکاران [۴] رفتار جت مصنوعی را در کنترل جریان بررسی کردند. ریزتا و همکاران [۵] نیز به شبیه‌سازی عددی میدان جریان جت مصنوعی پرداختند. در دهه‌های بعد، تلاش‌های متعددی برای درک بهتر مکانیسم‌های شکل‌گیری جت پالسی صورت گرفت. کوتاپالی و همکاران [۶] یک مطالعه تجربی برای درک ساختار یک جت پالسی آشفته با رینولدز بالا انجام دادند. اندازه‌گیری سرعت سنجی تصویر ذرات (PIV) در این مطالعه نشان داد که میدان جریان یک جت پالسی، از یک سری حلقه‌های گردابه با جریان‌های جت مانند در بین آنها، تشکیل شده است. آنها نشان

دادند که فاصله و قدرت این حلقه‌های گردابه، عوامل تعیین‌کننده در فرآیند اختلاط هستند. در واقع این دو پارامتر اصلی، ویژگی‌های مهم یک جت پالسی شامل درون‌آمیختگی^۳ و سرعت پخش^۴ را تعیین می‌کنند. پس از آن، محققان دیگری نیز به بررسی تشکیل و تکامل حلقه‌های گردابه‌ای در شرایط مختلف پرداختند [۷-۹].

از نظر هیدرودینامیکی، ویژگی‌های کلیدی جت پالسی شامل سرعت روی محور مرکزی، طول ناحیه پتانسیل و پهنای جت است. مطالعات مختلف نشان داده‌اند که نرخ افت سرعت محور مرکزی جت و میزان اختلاط به شدت تحت تأثیر هندسه نازل، شرایط ورودی و عدد رینولدز قرار دارد [۱۰-۱۱]. بررسی‌های حاشیه‌باف و رومانو [۱۲] با استفاده از ابزار PIV نشان دادند که تغییر شکل هندسی نازل می‌تواند فرایند اختلاط و گردابه‌سازی را تقویت کند. در ادامه، رومانو [۱۳] در یک مطالعه آزمایشگاهی گسترده بر جت‌های آشفته دایره‌ای خروجی از اوربفیس، به بررسی تأثیر عدد رینولدز بر ساختارهای بزرگ‌مقیاس و تأثیر عدد رینولدز در فاصله‌ای بیش از حدود ده برابر قطر از خروجی نازل کاهش می‌یابد، اما در عین حال ناهمسانگردی‌های بنیادی در آشفته‌گی جت، به خصوص در داده‌های مربوط به مشتقات در راستای جریان اصلی، باقی می‌ماند. این پژوهش همچنین میان نسبت‌های سرعت در مقیاس بزرگ و نسبت‌های مشتقات در مقیاس کوچک، روابط پایداری برقرار ساخت که امکان برآورد غیرمستقیم کمیت‌های کوچک‌مقیاس (که اندازه‌گیری مستقیم آن‌ها دشوار است) را بر اساس داده‌های در دسترس بزرگ‌مقیاس فراهم



می‌سازد. از سوی دیگر، ژانگ و همکاران [۱۴] با ارائه اندازه‌گیری‌های وابسته به زمان از میدان جریان جت‌های دو پالسی با محرک ممنتومی، دینامیک پیچیده این نوع جت‌ها را آشکار ساختند. آن‌ها نشان دادند که برهم‌کنش میان تزریق‌های متوالی جت به شدت به فاصله زمانی میان پالس‌ها وابسته است. به طوری که فواصل زمانی کوتاه میان پالس‌های تزریق، از تشکیل گردابه ابتدایی پالس دوم جلوگیری کرده و در عوض گردابه‌های نامتقارن ایجاد می‌کنند. در حالی که فواصل زمانی بلندتر میان پالس‌های تزریق، ساختارهای گردابه‌ای منسجمی را مشابه جت‌های پالسی منفرد بازتولید می‌کنند. علاوه بر این، مطالعه آن‌ها همبستگی مستقیمی میان شدت ورتیسیتی و نرخ اختلاط نشان داد و نقش بنیادی گردابه‌های منسجم در فرآیند اختلاط و تکامل جت را برجسته کرد. این نتایج نه تنها درک بنیادی از جریان‌های ناپایای جت را ارتقا می‌دهد، بلکه دیدگاه‌های ارزشمندی برای بهینه‌سازی راهبردهای کنترل جریان مبتنی بر جت پالسی فراهم می‌آورد.

در دهه اخیر، توجه پژوهشگران به کاربردهای صنعتی جت‌های پالسی افزایش یافته است. تحقیقاتی مانند [۱۶-۱۵] تأکید کرده‌اند که جت پالسی می‌تواند در بهبود ضریب انتقال حرارت و کارایی خنک‌کاری نسبت به جت پایا، مؤثرتر عمل کند. پیشرفت‌های اخیر در زمینه کنترل و تغییر ویژگی‌های جریان جت، پتانسیل بالای جت پالسی را به عنوان روشی برای تقویت اختلاط و انتقال حرارت برجسته ساخته‌اند. مرزوک و همکاران [۱۵] در یک مطالعه عددی نشان دادند که اعمال پالس سینوسی بر یک جت دیواره‌ای آرام، منجر به افزایش چشمگیر درون‌آمیختگی و

تبادل حرارتی در ناحیه بحرانی هسته پتانسیل جت می‌شود، بدون آنکه میدان جریان در حالت کاملاً توسعه یافته، دستخوش تغییر گردد. نتایج آنها آشکار ساخت که پالس‌دهی، طول هسته پتانسیل جت را کاهش داده، نوسانات سرعت عرضی را تقویت می‌کند و شکل‌گیری ساختارهای موجی در لبه جت را تسهیل می‌نماید. همه این عوامل موجب تسریع فرآیند اختلاط با سیال محیط و بهبود انتقال حرارت دیواره می‌شوند. این پژوهش، پالس‌دهی را به عنوان یک راهبرد مؤثر برای ارتقای عملکرد جابجایی حرارتی در کاربردهایی که نیازمند سامانه‌های خنک‌کاری فشرده و کارآمد هستند، معرفی می‌کند. در همین راستا، تحقیقی دیگر نیز بر اهمیت جت‌های پالسی برخورداری در انتقال حرارت تأکید کرده و چالش‌های جدیدی را در این حوزه مطرح ساخته است [۱۷].

در تحقیقات اخیر، جت‌های پالسی مدوله شده به عنوان رویکردی نوین برای بهبود کارایی جریان‌های آیرودینامیکی معرفی شده‌اند. این جت‌ها که با اعمال یک سیگنال مدولاسیون فرکانسی بر جریان پالسی ساده ایجاد می‌شوند، به دلیل تولید ساختارهای گردابه‌ای قوی‌تر و نوسانات سرعت منظم، شدت آشفتگی بالاتری نسبت به جت‌های پالسی معمولی ایجاد کرده و فرآیند اختلاط را به طور چشمگیری تقویت می‌کنند [۱۸]. این ویژگی‌ها موجب شده تا در تحقیقات دیگر، از جت‌های پالسی مدوله شده برای کنترل جدایش جریان و بهبود عملکرد آیرودینامیکی در ابزار برآفزا^۵ یک‌بال استفاده شود. آزمایش‌های اخیر نشان داده‌اند این روش می‌تواند فشار سطحی را بازیابی کرده و نیروی برآ را به طور قابل ملاحظه‌ای افزایش دهد [۲۰-۱۹].





افزون بر این، در حوزه پروازهای سرعت بالا نیز از جت‌های پالسی به عنوان ابزار کنترل جریان فعال استفاده شده است. به گونه‌ای که در مطالعات اخیر، به کارگیری جت پالسی خلاف جریان موجب کاهش چشمگیر نیروی پسا و گرمایش آیرودینامیکی در جریان‌های مافوق صوت شده است [۲۱]. پیش از این نیز از جت‌های پایا به منظور ایجاد گردابه‌های کنترل شده و افزایش میزان اختلاط جریان، برای بهبود عملکرد آیرودینامیکی سطوح پروازی استفاده شده است. به عنوان نمونه، استفاده از جت‌های دمنده پایا بر روی بال سه بعدی منجر به بهبود ویژگی‌های برآ و کاهش افت فشار سطحی شده است [۲۲]. همچنین، به کارگیری آرایه‌ای از جت‌های دمنده در دم عمودی هواپیمای Boeing 777-200 موجب افزایش اثربخشی سکان عمودی و پایداری جانبی هواپیما شده است [۲۳]. علاوه بر این، تحقیقات متعددی بر اهمیت پارامترهایی مانند فرکانس تحریک، موقعیت و ضریب ممنتوم در عملکرد سامانه‌های کنترل فعال جدایش جریان، تأکید کرده‌اند. نتایج این مطالعات نشان می‌دهد که انتخاب بهینه این پارامترها می‌تواند باعث بهبود چشمگیر در بازیابی فشار سطحی و افزایش نیروی برآ شود [۲۴-۲۷].

با این حال، در میان عوامل مؤثر بر رفتار جت پالسی، تأثیر دمای گاز تزریقی کمتر مورد توجه قرار گرفته است. تغییر دما مستقیماً بر چگالی، سرعت صوت و خواص ترموفیزیکی گاز تأثیر گذاشته و در نتیجه آن ساختار جریان جت را تغییر می‌دهد. مطالعات بوگی [۲۸] و جانا [۲۹] نشان داده‌اند که در جت‌های گرم، نوسانات سرعت و چگالی افزایش یافته و افت سرعت در محور مرکزی جت، سریع‌تر اتفاق می‌افتد. باقری و

همکاران [۳۰] نیز در یک مطالعه عددی روی جت پالسی برخوردی، مشاهده کردند که افزایش دما موجب تغییر محسوس در توزیع سرعت و میدان حرارتی می‌شود. اخیراً در یک مطالعه [۳۱] نشان داده شد که مقدار فرکانس پالس و دمای ورودی می‌توانند بر انتقال حرارت در کانال‌های متقاطع تأثیر چشمگیری داشته باشند. با وجود این پیشرفت‌ها، هنوز مطالعات اندکی به طور مستقیم به بررسی رفتار جت پالسی آزاد در محدوده نزدیک به خروجی نازل، تحت شرایط دمایی متفاوت پرداخته‌اند. بیشتر پژوهش‌ها تمرکز خود را روی اثرات فرکانس، هندسه نازل یا فاصله برخورد جریان جت گذاشته‌اند و تأثیر دمای گاز ورودی بر شکل‌گیری ساختارهای ناپایای اولیه و تحول گردابه‌ها در مراحل آغازین پالس، کمتر مورد توجه قرار گرفته است. این در حالی است که در بسیاری از کاربردهای آیرودینامیکی و حرارتی، دمای یکی از پارامترهای کلیدی مؤثر بر چگالی، ویسکوزیته و در نتیجه ممنتوم جت به شمار می‌رود. بر این اساس، هدف پژوهش حاضر شناسایی و تحلیل اثر شرایط دمایی بر رفتار ناپایای جت پالسی در محدوده نزدیک به خروجی نازل است، به گونه‌ای که بتوان ارتباط بین دما، ساختار گردابه‌ای و توزیع سرعت را تبیین کرد. برای این منظور، شبیه‌سازی عددی دوبعدی متقارن محوری با استفاده از مدل آشفتگی مناسب انجام شد تا تکامل زمانی میدان سرعت جریان جت در دو دمای هوای ۳۰۰ و ۴۰۰ کلوین، مورد مقایسه قرار گیرد. نتایج این مطالعه می‌تواند به عنوان گامی اولیه در درک ساز و کارهای ترمودینامیکی مؤثر بر پویایی جت‌های پالسی و طراحی سیستم‌های کنترل جریان حرارتی و آیرودینامیکی بهینه، مورد استفاده قرار گیرد.

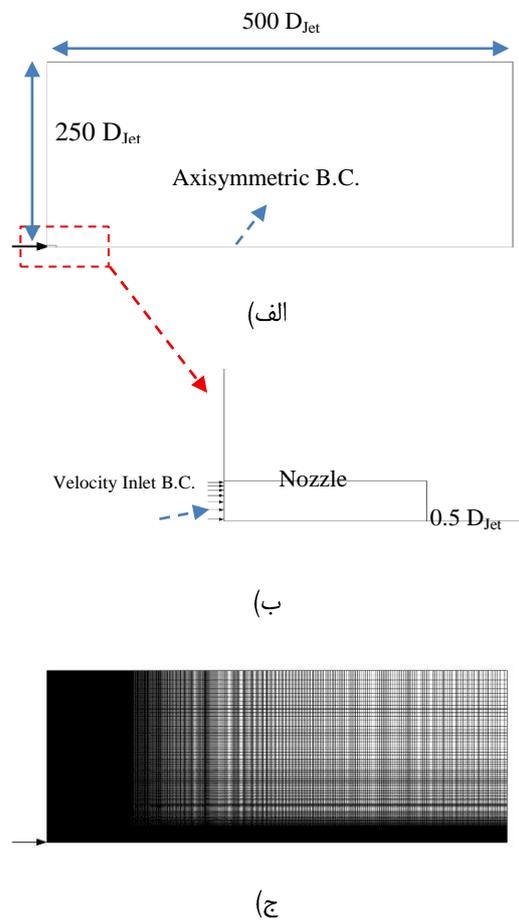
۲. بیان مسئله و روش حل عددی

در این تحقیق، برای بررسی رفتار ناپایای جریان جت پالسی، از شبیه‌سازی عددی دوبعدی متقارن محوری در نرم‌افزار آنسیس فلونت استفاده شده است. هندسه نازل اصلی جت شامل یک لوله ورودی با قطر داخلی ۴ میلی‌متر است که در یک دامنه محاسباتی مستطیل شکل، توسعه یافته در راستای محوری و شعاعی جت، در نظر گرفته شده است. طول دامنه در راستای محوری و شعاعی جت به ترتیب به اندازه ۵۰۰ و ۲۵۰ برابر قطر خروجی جت انتخاب شده است تا از اثرات مرزهای خروجی بر جریان جت جلوگیری شود. شکل ۱ شماتیک هندسه دامنه حل عددی و دهانه جت را نشان می‌دهد.

در این شبیه‌سازی، شرایط مرزی شامل خروجی فشار در انتهای دامنه، محور تقارن در امتداد محور مرکزی جریان جت و شرط سرعت ورودی برای نازل در نظر گرفته شد. در سمت شعاعی دامنه نیز شرط مرزی فشار دوردست تعریف شد تا امکان درون‌آمیختگی سیال محیطی فراهم گردد.

برای مدل‌سازی شرایط ورودی جریان هوای جت، از دو حالت جت پایا و جت پالسی استفاده شده است. در حالت جت پایا، جریان جت با دبی ۱۰۰ L/min و با سرعت تقریبی ۱۴۶ m/s تنظیم شده است. این مقادیر بر اساس داده‌های به‌دست‌آمده از آزمایش‌های تجربی یک شیر برقی از مرجع [۱۸] انتخاب شده است. در حالت جت پالسی، جت هوا با شرط مرزی سرعت تناوبی زمانی، در راستای محور x و در نازل شبیه‌سازی شده است. برای این کار از تابع موج پالسی مربعی برای شبیه‌سازی باز و بسته شدن جریان جت

استفاده شده است که به صورت تابع تعریف شده توسط کاربر، در مرز ورودی سرعت اعمال شده است. در موج پالسی مربعی، یک فرکانس غالب f و زمان تناوب T وجود دارد. بر اساس این تابع، سرعت جریان جت پالسی در مرز خروجی نازل از صفر تا حداکثر مقدار ۱۴۶ m/s به صورت یک موج مربعی با فرکانس ۱۰۰ Hz و سیکل کاری ۵۰٪ تغییر می‌کند. بنابراین، هر یک سیکل از دو مرحله تشکیل شده است؛ فاز دمزش (Jet-On) از $t/T = 0$ تا $t/T < 0.5$ و فاز بسته شدن (Jet-Off) از $t/T = 0.5$ تا $t/T < 1$.



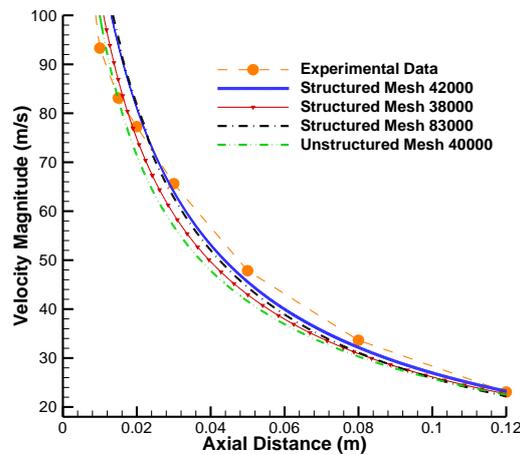
شکل ۱. شماتیک دامنه حل عددی (الف) هندسه و ابعاد دامنه (ب) نازل جت از نمای نزدیک (ج) شبکه محاسباتی



در تمامی شبیه سازی ها، جت پالسی در محیط ساکن (quiescent environment) رها سازی شده است. شرایط اولیه میدان جریان به گونه ای تعریف شده که سیال محیطی دارای فشار اتمسفری و دمای یکنواخت ۳۰۰ کلوین بوده و هیچ گونه جریان پیش زمینه ای وجود ندارد. به این ترتیب، هرگونه تغییر در میدان جریان تنها ناشی از تحریک پالسی نازل و ویژگی های دمایی هوای تزریقی بوده است. انتخاب این شرایط مرزی امکان بررسی دقیق تر ساختار جت و جدایش گردابه ای را فراهم می کند، بدون آنکه اغتشاشات خارجی یا جریان پس زمینه در نتایج تأثیرگذار باشند. در این تحقیق به منظور بررسی اثر تغییر دما بر رفتار جت پالسی، دمای هوای خروجی از نازل در دو مقدار 300 K و 400 K تنظیم شده است. بر این اساس، عدد رینولدز جریان در حالت دمای 300 K و 400 K به ترتیب حدود 3.7×10^4 و 2.5×10^4 به دست می آید. عدد ماخ در این دو حالت به ترتیب 0.42 و 0.36 است که نشان دهنده جریان زیرصوت تراکم پذیر می باشد. همچنین عدد اشتروهل بر اساس فرکانس پالس 100 Hz و قطر نازل 4 mm برابر با $st=0.0027$ محاسبه می شود.

شبکه بندی محاسباتی میدان جریان جت به صورت دو بعدی ایجاد شده است. به منظور حصول اطمینان از استقلال نتایج نسبت به کیفیت شبکه بندی دامنه حل عددی، تعدادی شبکه محاسباتی با تعداد سلول 40000، 38000 و 42000 در حالات شبکه با سازمان بی سازمان، مورد بررسی قرار گرفتند و نتایج آن مطابق شکل ۲، با نتایج آزمایش تجربی جهت صحت گذاری مدل از مرجع [۱۸] مقایسه شد. بر

اساس این نتایج، شبکه با سازمان با حدود 42000 المان به عنوان شبکه نهایی انتخاب شده است.



شکل ۲. توزیع سرعت روی محور مرکزی جت پایا برای شبکه های محاسباتی مختلف و مقایسه نتایج عددی با نتایج آزمایش تجربی [۱۸]

در این تحقیق، شبیه سازی عددی با استفاده از رویکرد حل معادلات دوبعدی ناویر-استوکس مبتنی بر رینولدز متوسط گیری شده (RANS) در حالت پایا و ناپایا (URANS) انجام شده است. برای حل معادلات ممنتوم، پیوستگی و انرژی از حلگر چگالی مبنا با بهره گیری از روش حجم محدود در نرم افزار تجاری انسیس فلونت استفاده شده تا اثرات تراکم پذیری و تغییرات دما در جریان جت پالسی به درستی در نظر گرفته شود. این انتخاب به خاطر حضور شرایط فشار نسبی بالا و مقادیر ماخ در ناحیه خروجی، مناسب تشخیص داده شد، زیرا حلگر چگالی مبنا قادر به نمایش اثرات تراکم پذیری، در صورت رخداد، است. معادلات پیوستگی، ممنتوم، انرژی به ترتیب به صورت معادلات ۱ تا ۳ بیان می شوند. در این روابط، ρ چگالی، u_i مؤلفه های سرعت، p فشار، E انرژی کل، μ ویسکوزیته دینامیکی و μ_t ویسکوزیته آشفته می باشند.

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\alpha_k \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + G_k - \rho \varepsilon \quad (4)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \varepsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\alpha_\varepsilon \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} G_k - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} - R \quad (5)$$

$$\mu_t = C_{\mu} \rho \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (6)$$

در مدل آشفتگی k-ε RNG، برای مدل‌سازی مناطق نزدیک دیواره، از تابع دیواره استاندارد (Standard Wall Function) استفاده شده است. از آنجا که جریان جت در میدان آزاد گسترش می‌یابد، محاسبه y^+ صرفاً در مجاور دیواره نازل انجام شده است. همان‌طور که در شکل ۳ مشاهده می‌شود، مقادیر y^+ در بازه 60 تا 85 قرار دارند که با محدوده پیشنهادی (30 تا 300) برای مدل دیواره استاندارد در مدل k-ε RNG مطابقت دارد. بیشترین مقدار y^+ در ناحیه ورودی نازل به دلیل تنش برشی بالاتر و سرعت زیاد جریان رخ می‌دهد، در حالی که کاهش تدریجی آن به‌سوی خروجی نازل بیانگر رشد لایه مرزی و کاهش تنش برشی دیواره است. مقایسه نتایج اولیه این تحقیق بیانگر آن است که مدل آشفتگی k-ε RNG تطابق نزدیک‌تری با داده‌های تجربی موجود داشته و توانسته است رفتار سرعت محور مرکزی جت را با دقت قابل قبولی بازتولید نماید.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \mu_t) \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial(u_j(\rho E + p))}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(k + \frac{c_p \mu_t}{Pr_t} \right) \frac{\partial T}{\partial x_j} \right] \quad (3)$$

برای حل معادلات از فرمول‌بندی ناپایا ضمنی (Implicit) استفاده شد. روش محاسبه شارهای جابجایی Roe-FDS در حلگر تراکم‌پذیر انتخاب گردید. تفکیک مکانی معادلات ممنتوم و انرژی از نوع روش مرتبه دوم بالادست و گرادیان‌ها با روش Green-Gauss محاسبه شدند. انتخاب این تنظیمات به منظور افزایش دقت و کاهش خطای عددی در پیش‌بینی رفتار ناپایای جت پالسی انجام شد.

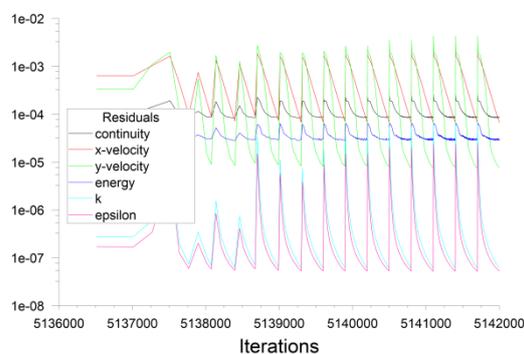
برای مدل‌سازی آشفتگی از مدل دو معادله‌ای k-ε RNG استفاده شد. این مدل بر اساس حل معادلات انتقال انرژی جنبشی آشفتگی (k) و نرخ اتلاف آن (ε) عمل می‌کند که به صورت معادلات ۴ و ۵ بیان می‌شوند. در این معادلات G_k نرخ تولید انرژی جنبشی آشفتگی به‌واسطه گرادیان سرعت بوده و ترم R نشان‌دهنده تصحیحات ناشی از نظریه Renormalization Group است. با استفاده از این نظریه، ضرایب مدل به‌گونه‌ای اصلاح شده‌اند که رفتار جریان‌های با نرخ کرنش بالا، انحنا خطوط جریان و نواحی بازچرخش را بهتر پیش‌بینی کند. ویسکوزیته آشفتگی μ_t نیز از رابطه ۶ محاسبه می‌شود.



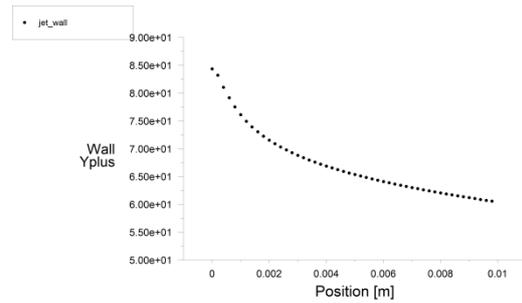


۳. نتایج

برای صحت‌گذاری نتایج حل عددی، ابتدا شبیه‌سازی جت هوای پایا در شرایط تزریق مداوم هوا از نازل انجام شد و نتایج آن با داده‌های آزمایشگاهی مرجع [۱۸] مقایسه گردید. در شکل ۲ پروفیل سرعت محور مرکزی در راستای جریان نشان داده شده است. همان‌گونه که در مدل با تعداد شبکه 42000 مشاهده می‌شود، حل عددی توانسته است روند کاهش سرعت جریان جت را پس از خروج از نازل با دقت قابل قبولی شبیه‌سازی نماید. در این مدل، اختلاف مقادیر شبیه‌سازی عددی و نتایج آزمایشگاهی، به طور متوسط در حدود ۷٪ می‌باشد. این موضوع نشان می‌دهد که انتخاب مدل آشفتگی و حلگر تراکم‌پذیر مورد استفاده برای شبیه‌سازی ساختار اصلی جریان جت آزاد، معتبر است. شکل ۵ کانتور سرعت جت پایا را نشان می‌دهد. در این حالت، ساختار جریان جت یکنواخت است و هسته مرکزی جت تا فاصله‌ای مشخص از خروجی جت، دارای سرعت قابل توجهی است. سپس افت سرعت در راستای محور به صورت تدریجی اتفاق می‌افتد و الگوی پخش عرضی جت نیز نسبتاً منظم است.



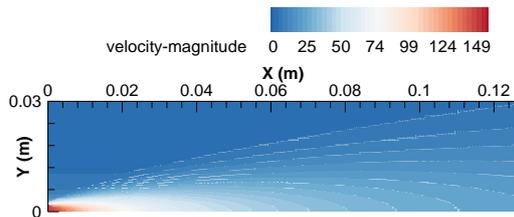
شکل ۴. تغییرات باقی‌مانده‌ها در طول فرآیند همگرایی حل عددی ناپایا برای معادلات ممنتوم، پیوستگی و انرژی.



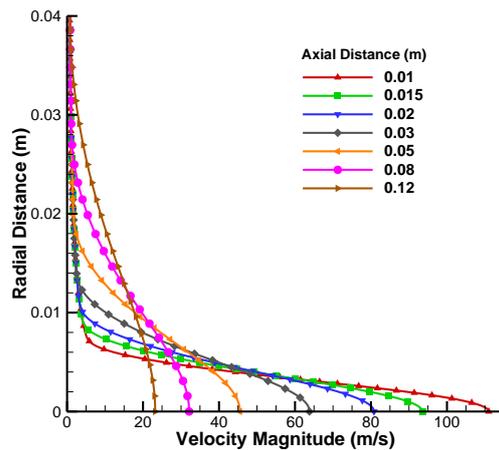
شکل ۳. توزیع مقدار y^+ در امتداد دیوار نازل در زمان انتهای فاز تزریق جت

برای شبیه‌سازی ناپایای جت پالسی، گام زمانی $\Delta t = 2 \times 10^{-6}$ s انتخاب شد. این مقدار به‌گونه‌ای تعیین گردید که علاوه بر پوشش مناسب بازه فرکانس تحریک تا 100 Hz با دوره تناوب 0.01 s قادر به بازنمایی صحیح ناحیه گذرای پالس شامل زمان‌های باز و بسته شدن شیر (در حدود 0.4-0.6 ms) باشد. انتخاب این گام زمانی موجب شد در هر سیکل پالسی چند هزار گام محاسباتی انجام گیرد که دقت کافی را برای استخراج متوسط‌گیری‌های زمانی و آشکارسازی ساختارهای گردابه‌ای تضمین می‌کند. معیار همگرایی حل عددی رسیدن باقی‌مانده‌های مؤلفه‌های سرعت و غیره به مرتبه کمتر از 10^{-5} و همچنین برقراری بالانس جرمی بین مرزهای ورودی و خروجی است که با انتگرال‌گیری دبی جرمی روی این مرزها در هر تکرار بررسی شده است. شکل ۴ روند همگرایی باقی‌مانده‌ها را در طول فرآیند حل عددی ناپایا نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، باقی‌مانده‌های معادلات ممنتوم، پیوستگی و انرژی در هر گام زمانی به مقادیر کمتر از مرتبه 10^{-5} کاهش یافته‌اند. این روند در تمامی سیکل‌های پالسی به صورت مستقل تکرار شده و بیانگر پایداری و همگرایی مناسب حل عددی در کل فرآیند شبیه‌سازی است.

در شکل ۶ نمودار توزیع سرعت در مقاطع عرضی مختلف جت ارائه شده است. این شکل، گسترش عرضی جت و افت تدریجی سرعت در نواحی دورتر از نازل را نشان می‌دهد. این روند ناشی از پدیده درون‌آمیختگی هوا از محیط اطراف و انتقال ممنتوم از لایه‌های مرکزی جت به لایه‌های جانبی جریان اطراف است که سبب کاهش سرعت مرکزی و افزایش پهنای جت می‌شود. به طور کلی، نتایج این بخش نشان می‌دهند که مدل عددی قادر است ویژگی‌های اصلی یک جت آزاد شامل افت سرعت مرکزی و گسترش عرضی را با دقت مناسبی پیش‌بینی کند. در ادامه توسعه شبیه‌سازی در حالت ناپایا و بررسی اثرات دما ارائه شده است.



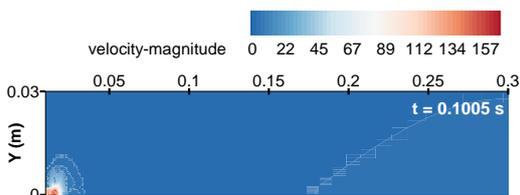
شکل ۵. کانتور سرعت جت پایا (m/s)



شکل ۶. توزیع سرعت در مقاطع عرضی مختلف از جت

در این قسمت جت پالسی با فرکانس ۱۰۰ هرتز مورد بررسی قرار گرفته است. برای بررسی رفتار ناپایای جت پالسی، ابتدا کانتورهای لحظه‌ای سرعت در فواصل زمانی مختلف در دو فاز روشن و خاموش به ترتیب در شکل ۷ و شکل ۸ ارائه شده‌اند. این کانتورها سیر تکامل ساختار جت را در طول یک سیکل نشان می‌دهند. این سیکل دقیقاً در شروع یک دوره کامل پالس و در زمان $t=0.1$ s انتخاب شده است. بنابراین اثرات باقی‌مانده از سیکل قبلی نیز در ساختار جریان جت قابل مشاهده است. انتخاب این بازه زمانی، امکان تحلیل پدیده‌های گذرای تجمعی، مانند برهم‌کنش گردابه‌های شکل‌گرفته در سیکل‌های متوالی و تأثیر آنها بر تکامل جت، را فراهم می‌سازد.

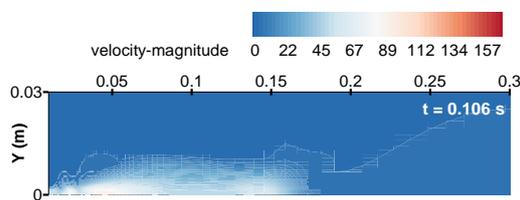
همان‌طور که از شکل ۷ مشخص است، در لحظات ابتدایی، جبهه‌ای پراکنده با سرعت بالا از نازل خارج می‌شود که به سرعت به پایین دست منتقل شده و مرزهای برشی شدیدی در کناره‌های جت ایجاد می‌کند. این برش‌ها مطابق شکل ۹ الف و ب، موجب شکل‌گیری حلقه‌های گردابه‌ای اولیه یا همان گردابه پیشرو (leading vortex) می‌شوند. گردابه پیشرو در ادامه با سیال محیطی اندرکنش کرده و فرآیند درون‌آمیختگی آغاز می‌گردد.



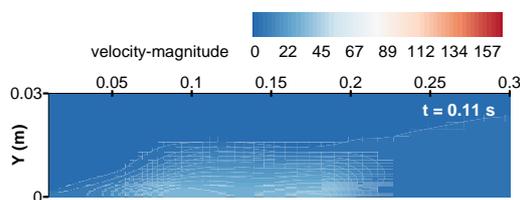
الف



ورتیسیته مربوط به زمان‌های $t=0.104$ s و $t=0.106$ s (مطابق شکل‌های ۷ تا ۹) به وضوح قابل مشاهده است. در پایان سیکل با توقف تزریق، یعنی بعد از $t=0.106$ s تا $t=0.11$ s مطابق شکل ۸، شدت جریان کاهش یافته و ساختار گردابه‌ای موجود به تدریج تضعیف می‌شود. در این مرحله، جت به صورت تدریجی دچار واپاشی انرژی و افزایش اختلاط با سیال محیطی می‌گردد که گردابه دنباله‌ای (trailing vortex) را تشکیل می‌دهد.



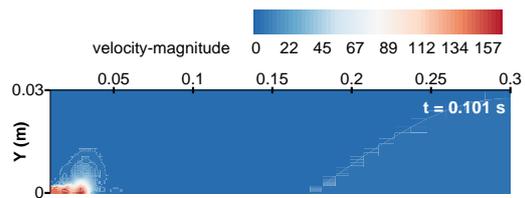
(الف)



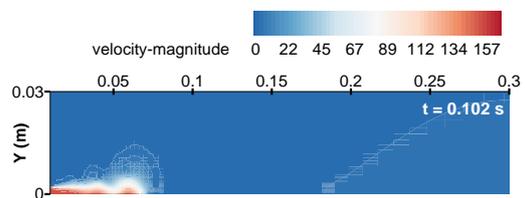
(ب)

شکل ۸. کانتور لحظه‌ای سرعت برای چند زمان کلیدی در فاز خاموش یک سیکل جت پالسی، محور افقی فاصله محوری از دهانه نازل $x(m)$ را نشان می‌دهد. (الف) زمان $t=0.106$ s، (ب) پایان سیکل $t=0.11$ s

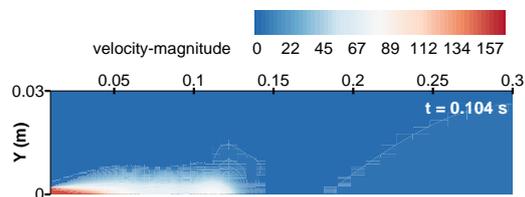
از تحلیل ساختار ناپایای جت می‌توان دریافت که سرعت فروپاشی هسته پرنرژی و نحوه گسترش عرضی جریان، تنها به ویژگی‌های هیدرودینامیکی وابسته نیست و شرایط ترمودینامیکی سیال ورودی نیز نقشی اساسی ایفا می‌کنند. بر اساس معادله حالت گاز ایده‌آل، تغییر دما مستقیماً چگالی و در نتیجه نسبت ممنتوم



(ب)



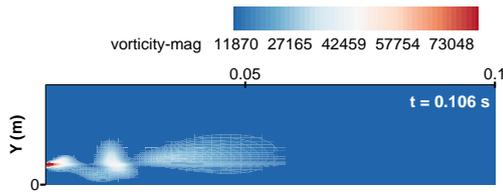
(ج)



(د)

شکل ۷. کانتور لحظه‌ای سرعت برای چند زمان کلیدی در فاز روشن یک سیکل جت پالسی، محور افقی فاصله محوری از دهانه نازل $x(m)$ را نشان می‌دهد. (الف تا د) زمان از $t=0.1005$ s تا $t=0.104$ s

در مراحل میانی سیکل، یعنی در بازه زمانی $t=0.102$ s تا $t=0.104$ s، جت نفوذ بیشتری در محیط ساکن پیدا کرده است. به طوری که در زمان $t=0.104$ s امتداد جریان در راستای محوری تا حدود ۳۰ برابر قطر نازل ادامه می‌یابد. در این مرحله، گردابه‌های متوالی تولید می‌شود که با یکدیگر برهم‌کنش می‌کنند. در این زمان خطوط هم‌تراز سرعت در اثر برهم‌کنش موج‌های ناپایا دچار اعوجاج شده و ساختار موجی مشخصی در مرز جت شکل می‌گیرد. در ادامه، تداخل میان این گردابه‌ها موجب افزایش میزان آشفتگی و انتقال ممنتوم از هسته مرکزی به لایه‌های جانبی جریان می‌شود. این پدیده در کانتورهای سرعت و



(ه)

شکل ۹. کانتور لحظه‌ای ورتیسیتی برای چند زمان کلیدی از یک سیکل جت پالسی، محور افقی فاصله محوری از دهانه نازل $x(m)$ را نشان می‌دهد. الف تا (ه) زمان از $t=0.1005$ s تا $t=0.106$ s

دمای بالا در هوا می‌تواند بر تکامل جت پالسی و شکل‌گیری گردابه‌ها اثرگذار باشد، زیرا ویسکوزیته و چگالی هوا به شدت تابع دما هستند. افزایش دما از یک سو باعث کاهش چگالی می‌شود. در نتیجه، بر اساس معادلات پیوستگی و ممنتوم، سرعت خروجی جت افزایش می‌یابد. این در حالی است که در مجموع شار ممنتوم جت تقریباً ثابت است. این رفتار را می‌توان به صورت ساده در روابط (γ) و (δ) مشاهده کرد. در این روابط ρ چگالی، u سرعت، T دما و M عدد ماخ است و هوا به عنوان گاز ایده‌آل با سرعت صوت $a=\sqrt{\gamma RT}$ و فشار $p=\rho RT$ در نظر گرفته شده است.

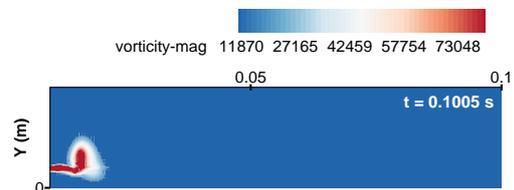
$$\dot{m} = \rho u A = \frac{\sqrt{\gamma p}}{\sqrt{RT}} M A \sim \frac{p}{\sqrt{T}} M \quad (\gamma)$$

$$\dot{m} u = \rho u^2 A = \gamma p A M^2 \quad (\delta)$$

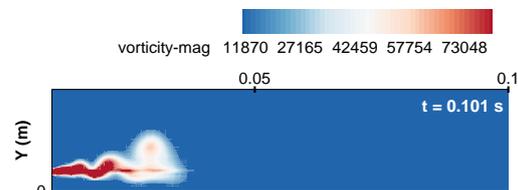
از سوی دیگر، ویسکوزیته در دماهای بالاتر افزایش می‌یابد که موجب انتشار سریع‌تر ورتیسیتی و کاهش انسجام ساختار حلقه‌های گردابه‌ای می‌گردد.

برای بررسی اثر دما، شبیه‌سازی عددی برای جت پالسی با فرکانس ۱۰۰ هرتز در دمای ۴۰۰ کلوین نیز انجام شده است. شکل‌های ۱۰ و ۱۱ تغییرات سرعت روی محور مرکزی جت را به

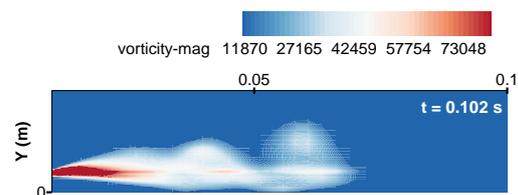
ویژه جت را تغییر می‌دهد؛ عاملی که می‌تواند تعیین‌کننده طول هسته پتانسیل، نرخ اختلاط و شدت نواحی بازچرخش باشد. علاوه بر این، مطالعات گذشته نیز نشان داده‌اند که در جت‌های گرم یا پرفشار، حتی در جت‌های پایا، رفتار افت سرعت جریان جت تابع شرایط ترمودینامیکی جریان است و تغییر دما می‌تواند بر پایداری جت اثر بگذارد. بر همین اساس، در ادامه رفتار جریان جت در دو دمای هوای مختلف ۳۰۰ و ۴۰۰ کلوین، مورد مقایسه قرار گرفته است.



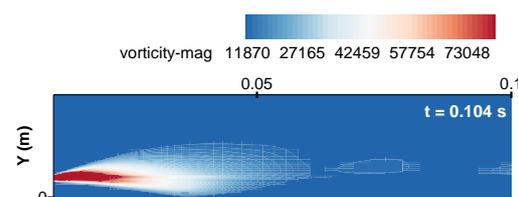
(الف)



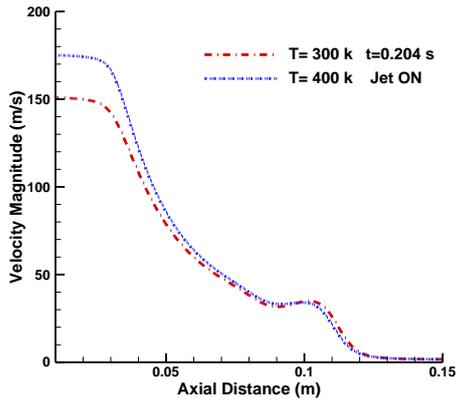
(ب)



(ج)



(د)

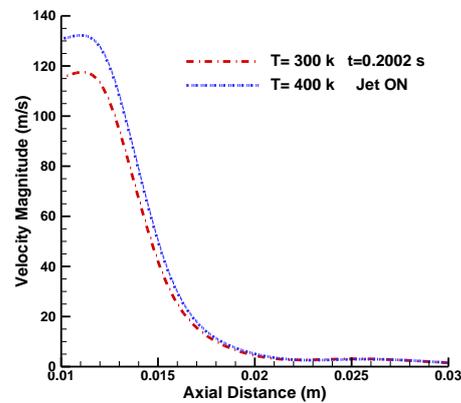


ج)

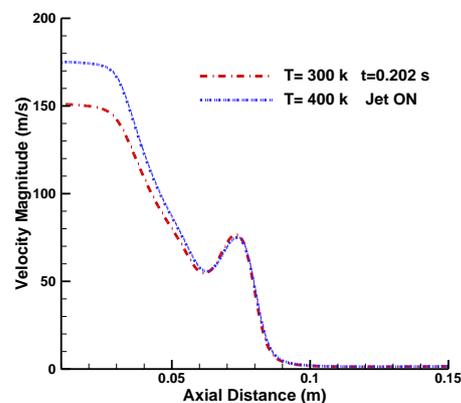
شکل ۱۰. مقایسه تغییرات سرعت لحظه‌ای در راستای محور مرکزی جت پالسی در دماهای ۳۰۰ و ۴۰۰ کلوین طی زمان‌های مختلف از فاز روشن سیکل، الف تا ج) زمان از $t=0.2002$ s تا $t=0.204$ s

همان طور که گفته شد، بر اساس تحلیل نظری پارامترهای تزریق جت، افزایش دما با کاهش دبی جرمی همراه است، اما بدلیل ثابت ماندن شار ممنتوم کل، سرعت خروجی افزایش می‌یابد. این مسئله به‌طور مستقیم بر بزرگی گردابه‌های جت اثر می‌گذارد. اگرچه شار ممنتوم خروجی جت در دو دمای ۳۰۰ و ۴۰۰ کلوین تقریباً ثابت است، اما در حالت دمای بالاتر، به دلیل چگالی کمتر و افزایش سرعت، گردابه پیشرو (leading vortex) انرژی جنبشی و نفوذ بیشتری در محیط ساکن دارد. در مقابل، گردابه دنباله‌ای (trailing vortex) که در فاز جت خاموش تشکیل می‌شود، در حالت دمای ۴۰۰ K نسبت به حالت مرجع ۳۰۰ K، ضعیف‌تر است و سریع‌تر مستهلک می‌شود. علاوه بر این، اختلاف چگالی بین هسته گرم جت و سیال محیطی سرد، فرایند درون‌آمیختگی جت را تسریع می‌کند و موجب تشدید اندرکش می‌شود. این مسئله به توسعه سریع‌تر پهنای جت و افزایش نرخ اختلاط در ناحیه نزدیک میدان می‌انجامد. بنابراین

ترتیب در فاز جت روشن (Jet On) و جت خاموش (Jet Off) نشان می‌دهند. همان طور که مشاهده می‌شود، در حالت جت روشن در هر سه زمان $t=0.2002, 0.202, 0.204$ s، برای جت با دمای هوای ۴۰۰ کلوین، مقدار اوج سرعت در نزدیکی دهانه خروجی جت، به‌طور محسوسی بیشتر از جت با دمای هوای ۳۰۰ K است. این درحالی است که با فاصله گرفتن از دهانه نازل، این اختلاف کاهش یافته و هر دو منحنی به هم نزدیک می‌شوند. در حالت جت خاموش در شکل ۱۱، تفاوت میان دو دما معکوس می‌شود. در این فاز، جت با دمای هوای ۳۰۰ K، سرعت دنباله‌ای بزرگ‌تری نسبت به جت با دمای هوای ۴۰۰ K دارد. هرچند این اختلاف کمتر از اختلاف مشاهده شده در فاز جت روشن است.

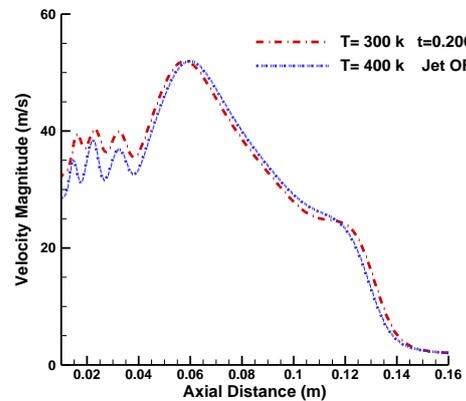


الف)

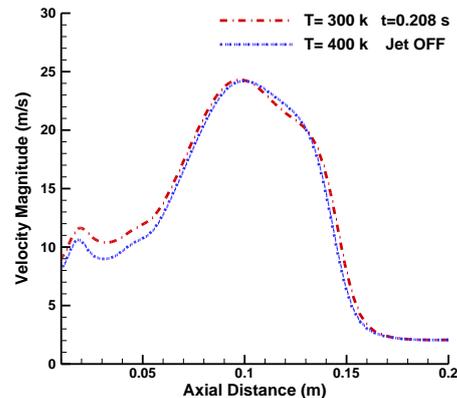


ب)

همان‌طور که انتظار می‌رود سرعت محوری و رفتار جت در دماهای مختلف تفاوت قابل‌ملاحظه‌ای دارند.



(الف)



(ب)

شکل ۱۱. مقایسه تغییرات سرعت لحظه‌ای در راستای محور مرکزی جت پالسی در دماهای ۳۰۰ و ۴۰۰ کلوین طی زمان‌های مختلف از فاز خاموش سیکل. الف تا ب) زمان $t=0.206$ s و $t=0.208$ s

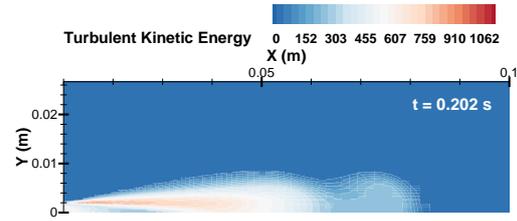
به‌منظور بررسی دقیق‌تر اثر دما بر پویایی گردابه‌ها و رفتار آشفتگی، کانتورهای انرژی جنبشی آشفتگی (TKE) در دو لحظه کلیدی از فاز جت روشن، یعنی در زمان‌های $t=0.202$ s و $t=0.2048$ s، برای دماهای ۳۰۰ و ۴۰۰ کلوین در شکل‌های ۱۲ و ۱۳ ارائه شده‌اند. همان‌طور که دیده می‌شود، در هر دو حالت، بیشترین مقادیر TKE در ناحیه برشی پیرامون هسته پراثری جت

و در مسیر حرکت گردابه پیشرو متمرکز است. در حالت دمای ۴۰۰ کلوین، نواحی با TKE بالا اندکی گسترده‌تر بوده و مقادیر شدت آشفتگی در محدوده پیشروی گردابه اصلی بیشتر است. این امر بیانگر افزایش انرژی جنبشی ناشی از سرعت بالاتر و اندرکنش قوی‌تر بین جت و سیال محیطی است. با وجود این، تفاوت بزرگی در گسترش عرضی ناحیه آشفته مشاهده نمی‌شود و تمرکز اصلی تغییرات بر روی شدت موضعی آشفتگی و نرخ اتلاف انرژی در نزدیکی محور جت قرار دارد. در واقع، افزایش دما منجر به افزایش سرعت برشی و در نتیجه تولید آشفتگی در مقیاس‌های کوچک‌تر می‌شود، بدون آن که ساختار کلی میدان آشفتگی دچار دگرگونی عمده شود. بدین ترتیب، نتایج نشان می‌دهند که تأثیر اصلی افزایش دما در این محدوده، نه در میزان گسترش فضایی آشفتگی، بلکه در شدت موضعی آن و انتقال انرژی بین گردابه‌های متوالی است. پدیده‌ای که با افزایش سرعت اوج و ممنوم گردابه پیشرو سازگار است و موجب افزایش نرخ اختلاط در منطقه نزدیک خروجی جت می‌شود.

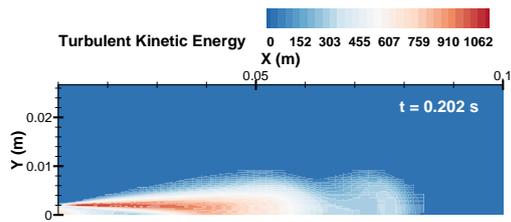
۴. نتیجه‌گیری و پیشنهاد

در این پژوهش، رفتار ناپایای یک جت هوای پالسی در محیط ساکن، از طریق شبیه‌سازی عددی تراکم‌پذیر مورد بررسی قرار گرفت. نتایج صحت‌گذاری با داده‌های تجربی نشان داد که مدل آشفتگی $k-\epsilon$ RNG توانایی مناسبی در پیش‌بینی افت سرعت محوری و گسترش عرضی جت دارد. تحلیل جریان ناپایا بیانگر آن بود که در فاز روشن سیکل، جبهه پراثری اولیه منجر به تشکیل گردابه پیشرو شده و اندرکنش آن با جریان محیطی، باعث افزایش آشفتگی و اختلاط

می‌گردد. در فاز خاموش نیز گردابه دنباله‌ای، با انرژی کمتر و پایداری محدود شکل می‌گیرد.

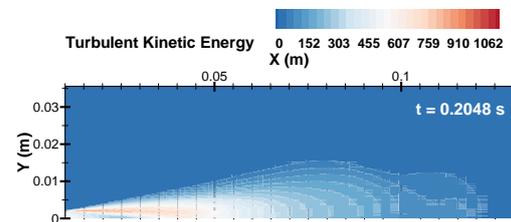


(الف)

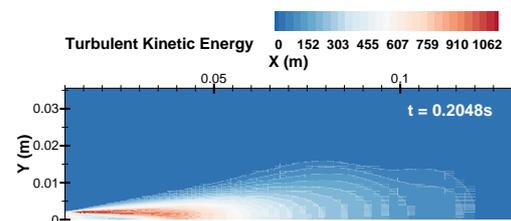


(ب)

شکل ۱۲. مقایسه کانتور انرژی جنبشی آشفتگی (TKE) برای جت پالسی در زمان $t=0.202$ s از فاز جت روشن در دماهای الف) 300 K و ب) 400 K



(الف)



(ب)

شکل ۱۳. مقایسه کانتور انرژی جنبشی آشفتگی (TKE) برای جت پالسی در زمان $t=0.2048$ s از فاز جت روشن در دماهای الف) 300 K و ب) 400 K

با بررسی اثر دمای هوای جت در دو حالت 300 K و 400 K، تغییر محسوس در ساختار جریان جت پالسی مشاهده شد. در فاز روشن، کاهش چگالی و افزایش سرعت خروجی موجب شد تا مقدار اوج سرعت گردابه پیشرو در جت گرم حدود ۱۶٪ بیشتر از حالت مرجع (300 K) باشد. در مقابل، در فاز خاموش، سرعت گردابه دنباله‌ای در حالت دمای بالاتر حدود ۱۲٪ کمتر اندازه‌گیری شد. این رفتار بیانگر آن است که گرمایش جریان باعث افزایش ممنتوم لحظه‌ای در مرحله آغازین پالس و در عین حال، کاهش پایداری و انسجام ساختارهای گردابه‌ای در مرحله خاموشی می‌شود.

بررسی کانتورهای انرژی جنبشی آشفتگی نیز نشان داد که افزایش دما باعث تقویت محسوس نوسانات سرعت در ناحیه میدان نزدیک جت می‌شود، به طوری که مقدار بیشینه انرژی جنبشی آشفتگی در جت گرم، حدود ۳۴٪ بیشتر از حالت مرجع (300 K) است. این امر نشان‌دهنده تأثیر مستقیم اختلاف دما بر پویایی گردابه‌ها و شدت درون‌آمیختگی جریان است.

به طور کلی، نتایج این پژوهش نشان داد که تغییر دمای هوای تزریقی، نه تنها بر میدان سرعت بلکه بر ساختار گردابه‌ها و رفتار آشفتگی نیز اثرگذار است. این ویژگی می‌تواند در طراحی سامانه‌های کنترل فعال جریان، بهبود خنک‌کاری سطوح پر حرارت، بهبود فرآیندهای انتقال جرم و حرارت و افزایش کارایی فرآیندهای اختلاط و احتراق در صنایع هوافضا و انرژی مورد استفاده قرار گیرد. در مطالعات آینده، بررسی اثرات سه‌بعدی، تغییر سیکل پالس و شرایط دمایی بالاتر می‌تواند درک عمیق‌تری از پویایی جت‌های پالسی فراهم آورد.



- [13] G. Romano, "Large and small scales in a turbulent orifice round jet: Reynolds number effects and departures from isotropy," *International Journal of Heat and Fluid Flow*, vol. 83, p. 108571, 2020.
- [14] Z. Zhang, D. Seth, S. K. Artham, J. G. Leishman, and E. P. Gnanamanickam, "Time-resolved flowfield measurements of momentum-driven pulsed transient jets," *AIAA Journal*, vol. 56, no. 4, pp. 1434–1446, 2018.
- [15] S. Marzouk, N. Hnaien, W. Aich, N. Alshammri, and L. Kolsi, "Effect of pulsation on flow and thermal characteristics of a wall jet," *International Communications in Heat and Mass Transfer*, vol. 138, p. 106382, 2022.
- [16] K. M. Rabbi, J. Carter, and S. A. Putnam, "Understanding pulsed jet impingement cooling by instantaneous heat flux matching at solid-liquid interfaces," *Physical Review Fluids*, vol. 5, no. 9, p. 094003, 2020.
- [17] G. C. Saliba, A. Batikh, S. Colin, and L. Baldas, "Pulsed Impinging Jets for Heat Transfer: A Short Review," *ASME Journal of Heat and Mass Transfer*, vol. 145, no. 11, p. 110801, Jun. 2023.
- [18] S. Abdolahipour, M. Mani, and A. S. Taleghani, "Parametric study of a frequency-modulated pulse jet by measurements of flow characteristics," *Physica Scripta*, vol. 96, no. 12, p. 125012, 2021. doi: <https://doi.org/10.1088/1402-4896/ac2bdf>.
- [19] S. Abdolahipour, M. Mani, and A. Shams Taleghani, "Pressure improvement on a supercritical high-lift wing using simple and modulated pulse jet vortex generator," *Flow, Turbulence and Combustion*, vol. 109, no. 1, pp. 65–100, 2022. doi: <https://doi.org/10.1007/s10494-022-00327-9>.
- [20] S. Abdolahipour, M. Mani, and A. Shams Taleghani, "Experimental investigation of flow control on a high-lift wing using modulated pulse jet vortex generator," *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 35, no. 5, p. 05022001, 2022. doi: [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)AS.1943-5525.0001463](https://doi.org/10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0001463).
- [21] S. Abdolahipour, A. Mardani, A. Shams Taleghani, "Effects of pulsed counter flow jets on aerothermodynamics performance of a Re-Entry capsule at supersonic flow," *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, vol. 5, no. 1, pp. 55–65, 2016. (In Persian)
- [22] A. Fallahian, A. Shams Taleghani, and K. Esmailpour, "Three-dimensional numerical study of the effect of blowing angle on the
- [1] S. C. Crow and F. H. Champagne, "Orderly structure in jet turbulence," *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 48, no. 3, pp. 547–591, Aug. 1971, doi: <https://doi.org/10.1017/S0022112071001745>.
- [2] K. Zaman and F. Hussain, "Vortex pairing in a circular jet under controlled excitation. Part 1. General jet response," *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 101, no. 3, pp. 449–491, Dec. 1980, doi: <https://doi.org/10.1017/s0022112080001760>.
- [3] O. Rediniotis, J. Ko, X. Yue, and A. Kurdila, "Synthetic jets, their reduced order modeling and applications to flow control," in *37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 1999, p. 1000.
- [4] B. Smith, M. Trautman, and A. Glezer, "Controlled interactions of adjacent synthetic jets," in *37th aerospace sciences meeting and exhibit*, 1999, p. 669.
- [5] D. P. Rizzetta, M. R. Visbal, and M. J. Stanek, "Numerical investigation of synthetic-jet flowfields," *AIAA Journal*, vol. 37, no. 8, pp. 919–927, 1999.
- [6] I. Choutapalli, A. Krothapalli, and J. Arakeri, "An experimental study of an axisymmetric turbulent pulsed air jet," *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 631, pp. 23–63, 2009.
- [7] C. Y. Lee and D. B. Goldstein, "Two-dimensional synthetic jet simulation," *AIAA journal*, vol. 40, no. 3, pp. 510–516, 2002.
- [8] J. O. Dabiri and M. Gharib, "Fluid entrainment by isolated vortex rings," *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 511, pp. 311–331, 2004.
- [9] J. Arakeri, D. Das, A. Krothapalli, and L. Lourenco, "Vortex ring formation at the open end of a shock tube: a particle image velocimetry study," *Physics of fluids*, vol. 16, no. 4, pp. 1008–1019, 2004.
- [10] W. R. Quinn, M. Azad, and D. Groulx, "Mean streamwise centerline velocity decay and entrainment in triangular and circular jets," *AIAA journal*, vol. 51, no. 1, pp. 70–79, 2013.
- [11] A. Capone, A. Soldati, and G. P. Romano, "Mixing and entrainment in the near field of turbulent round jets," *Experiments in fluids*, vol. 54, no. 1, pp. 1434–1447, 2013.
- [12] A. Hashiehbaf and G. Romano, "A phase averaged PIV study of circular and non-circular synthetic turbulent jets issuing from sharp edge orifices," *International Journal of Heat and Fluid Flow*, vol. 82, p. 108536, 2020.



impingement in a confined crossflow channel," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, vol. 250, p. 127286, 2025.

پی‌نوشت

1. Zero-Net Mass-Flux Actuators
2. Synthetic Jets
3. Entrainment
4. Spread Rate
5. High-Lift Device

aerodynamic characteristics of a wing section with NACA 0012 airfoil," *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, vol. 12, no. 1, pp. 221–238, 2023. (In Persian)

- [23] A. S. Taleghani, A. Hesabi, and V. Esfahanian, "Numerical study of flow control to increase vertical tail effectiveness of an aircraft by tangential blowing," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 26, no. 2, pp. 785–799, 2025. doi: <https://doi.org/10.1007/s42405-024-00826-1>.
- [24] S. Abdolahipour, "Effects of low and high frequency actuation on aerodynamic performance of a supercritical airfoil," *Frontiers in Mechanical Engineering*, vol. 9, p. 1290074, 2023, doi: <https://doi.org/10.3389/fmech.2023.1290074>.
- [25] E. Najafi, A. Shams Taleghani, and S. Abdolahipour, "Investigation of synthetic jet actuator position in delaying separation of a supercritical airfoil," *Journal of Aeronautical Engineering*, vol. 24, no. 1, pp. 83–96, 2022. doi: <https://doi.org/10.22034/joae.2022.313705.1067>.
- [26] E. Najafi, S. Abdolahipour, and A. Shams Taleghani, "Numerical Study of the Effects of Excitation Frequency of Synthetic Jet Actuator on Aerodynamic Performance of a Supercritical Airfoil," *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, vol. 11, no. 1, pp. 161–176, 2022. (In Persian)
- [27] S. Abdolahipour, "Review on flow separation control: Effects of excitation frequency and momentum coefficient," *Frontiers in Mechanical Engineering*, vol. 10, p. 1380675, 2024. doi: <https://doi.org/10.3389/fmech.2024.1380675>.
- [28] T. Jana, M. Kaushik, D. Deb, V. Mureşan, and M. Ungureşan, "Aerodynamic studies on non-premixed oxy-methane flames and separated oxy-methane cold jets," *Processes*, vol. 8, no. 4, p. 429, 2020.
- [29] C. Bogy, "A study of the effects of temperature on velocity and density fluctuations in high-subsonic jets," in *52nd Aerospace Sciences Meeting*, 2014, p. 0524.
- [30] A. Bagheri, K. Esmailpour, and M. Heydari, "Numerical study of flow and thermal characteristics of pulsed impinging jet on a dimpled surface," *Theoretical and Applied Mechanics Letters*, vol. 14, no. 2, p. 100501, 2024.
- [31] W.-m. Quan, W.-j. Sun, J.-z. Zhang, and X.-m. Tan, "Flow dynamics and heat transfer enhancement of single pulsed jet

۵۰

سال ۱۴ - شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۴

نشریه علمی

دانش و فناوری هوا فضا



مجله‌سازی عددی رفتار ناپایای جت پالسی در
محدوده نزدیک خروجی نازل