

مطالعه عددی اثر تحریک جریان ورودی بر عملکرد یک انژکتور هم‌محور برشی تحت شرایط گذربحرانی

علی سروری^۱، محمد فرشچی^{۲*}

۱- دانشجوی دکتری، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ali.sarvari@sharif.edu

۲- استاد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، farshchi@sharif.edu

* نویسنده مخاطب

(تاریخ دریافت: ۱۴۰۳/۰۱/۲۳، دریافت آخرین اصلاحات: ۱۴۰۳/۰۳/۰۲، پذیرش: ۱۴۰۳/۰۳/۰۵)

چکیده: مطالعه دینامیک جت‌های گذربحرانی و فرابحرانی، به سبب گستردگی کاربرد آن‌ها در موتورهای راکتی سوخت مایع، از اهمیت بالایی برخوردار است. برخلاف شرایط فروبحرانی که در آن با پاشش سیال به داخل محفظه و جدا شدن لیگامنت‌ها از سطح مایع و شکست آن‌ها به قطرات، فرآیند ناپایداری جت و تکمیل عملیات اسپری سیال صورت می‌گیرد، در شرایط فرابحرانی هیچ اثری از وجود قطره مشاهده نمی‌شود. در این مقاله، جهت مطالعه دینامیک اختلاط جت‌های گذربحرانی تحت شرایط تحریک، ابتدا فرکانس‌های غالب میدان جریان ناشی از یک انژکتور هم‌محور برشی دوطایه، با قرار دادن پراب‌هایی شناسایی شده و در ادامه مؤلفه سرعت ورودی پیشراندها با این فرکانس غالب نوسانی شده است. مؤلفه مرکزی این انژکتور، نیتروژن کرایونیک مایع (به‌عنوان اکسنده) و مؤلفه پیرامونی آن نیتروژن گازی (به‌عنوان سوخت) است. حل عددی و سه‌بعدی این مسئله با در نظر گرفتن یک قطاع ۳۵ درجه‌ای و استفاده از مدل LES برای توربولانس و همچنین معادله حالت پنگ-رابینسون و روش چانگ به ترتیب برای تعیین خواص ترمودینامیکی و انتقالی سیال واقعی صورت گرفته است. آنالیز نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که اعمال نوسانات موجب بزرگ‌تر شدن ساختارهای گردابه‌ای ناشی از ناپایداری کلون-هلمهولتز، خصوصاً در جت گازی فرابحرانی شده و اختلاط آشفته تقویت می‌شود. همچنین دیواره حرارتی پیرامون جت سرد مرکزی، که ناشی از پدیده شبه‌جوشش بوده و با بیشینه C_p تعیین می‌شود، ضعیف‌تر شده و این موضوع به تبادل بهتر و بیشتر انرژی به هسته جت مرکزی و بهبود اختلاط جت کمک می‌کند.

کلید واژگان: دینامیک جت، رژیم گذربحرانی، اختلاط آشفته، نوسانات سرعت.

مقدمه

امروزه می‌توان شرایط پاشش و احتراق فرابحرانی را در بسیاری از سامانه‌های پیشرانشی از جمله موتور سامانه‌های فضائی، توربین‌های گاز و همچنین موتورهای دیزل مشاهده نمود [۱]. در حامل‌های ماهواره‌بر، الزاماتی همچون افزایش وزن محموله‌ها و بیشتر شدن ارتفاعات مداری، موتور این سامانه‌ها را به داشتن نیروی پیشران زیاد و ضربه‌ویژه بالا ملزم کرده که این موضوع طراحی‌ها را به سوی رژیم کاری فرابحرانی سوق داده است. موتور اصلی شاتل فضایی (SSME)، والکین^۱ و RL-10 از نمونه‌های برجسته در این زمینه محسوب می‌شوند. در این میان انژکتورهای هم‌محور برشی، به دلیل نسبت تراست به انژکتور بالاتر، روش‌های ساخت ساده‌تر و در نتیجه هزینه‌های کمتر، به صورت رایج در این موتورها مورد استفاده قرار می‌گیرند. این نوع از انژکتورها دارای دو گذرگاه جداگانه برای عبور سوخت و اکسنده بوده که یکی به صورت هم‌محور درون دیگری قرار دارد. مؤلفه اکسنده (به‌عنوان مثال اکسیژن مایع که در حالت کرایونیک قرار دارد) از لوله داخلی و مؤلفه سوخت که نوعاً به صورت گازی

^۱ Vulcain؛ موتور مرحله اول حامل آریان ۵

است (مانند هیدروژن یا متان گازی) از لوله پیرامونی وارد محفظه‌ای با فشار بیشتر از فشار نقطه بحرانی هر دو پیشرانه می‌شود. در شرایط عملیاتی واقعی یک موتور راکتی سوخت مایع، جریان پیشرانه‌ها در عبور از انژکتور و ورود به موتور، می‌تواند تحت اثر نوسانات و اغتشاشاتی با منشأها و فرکانس‌های مختلفی همچون نوسانات فشاری داخل محفظه، مدار تغذیه و غیره قرار گیرد [۲]. باتوجه به اینکه این موضوع می‌تواند تأثیر قابل ملاحظه‌ای در فرایند پاشش، شکست جت، مکانیزم‌های اختلاط پیشرانه‌ها و در نهایت عملکرد سامانه پیشرانش داشته باشد، در پژوهش حاضر به مطالعه و شناسایی دینامیک جریان انژکتورهای دوپایه برشی تحت اثر نوسانات ورودی پرداخته شده است.

در موتورهایی که فشار محفظه احتراق آن‌ها فرابحرانی است، اگر دمای سیال قبل پاشش فراتر از دمای نقطه بحرانی خود باشد، در رژیم فرابحرانی قرار داشته و چنانچه پایین‌تر از آن باشد، پاشش گذربحرانی را تجربه خواهد کرد. در چنین شرایطی کشش سطحی سیال ناپدید شده، ضریب نفوذ جرمی آن شدیداً افزایش یافته و آنتالپی تبخیر (تغییر فاز و یا نهان تبخیر آن) به صفر می‌گراید و لذا امکان تمایز بین فاز مایع و گاز دیگر وجود نخواهد داشت [۳]. پاشش سیال در شرایط فرابحرانی، دربردارنده مجموعه‌ای از پدیده‌های فیزیکی منحصربه‌فردی است که با آنچه‌که در رژیم‌های عملیاتی معمولی (فروبحرانی) مشاهده و بررسی شده، متمایز است. در جدول ۱ دما و فشار نقطه بحرانی برای تعدادی از سیال‌های مهم کرایوژنیک و غیرکرایوژنیک آمده است.

جدول ۱- فشار و دمای نقطه بحرانی تعدادی از سیال‌های مهم

Table 1- Critical point pressure & temperature of some propellants

Critical Point	O ₂	CH ₄	N ₂	Kerosene	H ₂
Pressure (bar)	50.4	46.0	33.9	20-34	13.0
Temperature (K)	154.0	190.4	126.0	550-660	33.2

خواص ترمودینامیکی (چگالی و ضریب گرمای ویژه) و انتقالی (ضریب رسانش و لزجت) سیال در نزدیک نقطه بحرانی تغییرات بسیار شدیدی را تجربه می‌کند. در شکل ۱، که از پایگاه داده NIST^۱ [۴] اقتباس شده، خواص ترمودینامیکی نیتروژن در فشارهای مختلف برحسب دما نشان داده شده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، افزایش مقدار بسیار کم دما در نزدیکی نقطه بحرانی، تغییر ناگهانی چگالی و در نتیجه انبساط بسیار شدید سیال را به دنبال خواهد داشت.

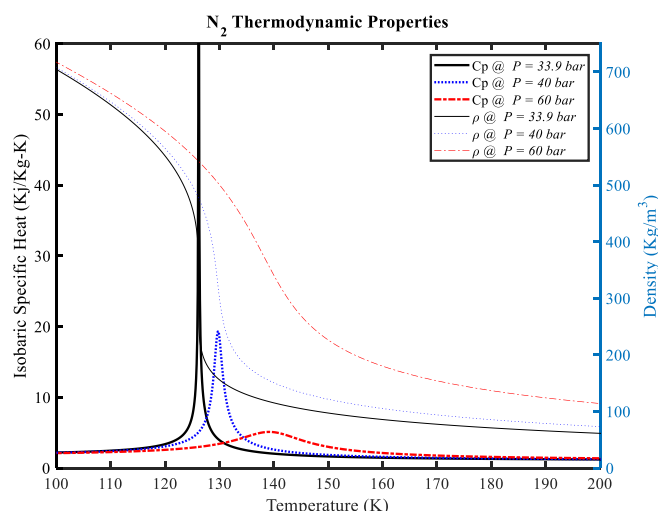


Figure 1 -Thermodynamic properties of N₂ as a function of temperature at different pressures

شکل ۱- تغییرات دمایی خواص ترمودینامیکی نیتروژن [۴]

^۱ موسسه ملی فناوری و استانداردها (NIST)

در شرایط پاشش فروبحرانی، کنترل جریان پاشیده شده توسط نیروهای آئرو دینامیکی و موئینگی صورت می‌گیرد. سطح جت ساختار موجی پیدا کرده و به لیگامنت‌ها و قطره‌ها شکسته می‌شود [۵]. اما در شرایط فرابحرانی، به علت نبود کشش سطحی و گرمای نهان تبخیر، چنین مکانیزم‌های شکستی مشاهده نمی‌شوند. به همین علت، جت سیال بدون ایجاد قطره، در گاز پیرامون محو می‌شود [۶]. در این رژیم عملیاتی، مکانیزم‌های اختلاط پیش‌رانه‌ها در انژکتورهای هم‌محور برشی در نواحی نزدیک انژکتور^۱ [۷، ۸] و همچنین در نواحی پایین دست‌تر [۹] مورد مطالعه و بررسی قرار گرفته است. علاوه بر موضوع پاشش و اختلاط سرد، مطالعه دینامیک جریان‌های برشی در شرایط واکنشی نیز در پژوهش‌های متعدد و گسترده‌تری هم به صورت عددی و هم تجربی مورد بحث و بررسی قرار گرفته است [۱۰-۱۵].

در نزدیکی خروجی انژکتور، در لبه‌های جت مرکزی (که به صورت یک سیال متراکم و چگال است)، ساختارهای شانه‌مانندی^۲ ایجاد می‌شود که در شرایط فروبحرانی چنین چیزی مشاهده نشده است. چهرودی و همکارانش [۱۶] نشان دادند که با شروع از فشار کاهیده^۳ ۱/۰۳، زمانی که جت نیتروژن کرایوژنیک وارد محیطی با فشار و دمای فرابحرانی می‌شود، این ساختارها از هسته تاریک^۴ جت بیرون آمده اما به قطرات نمی‌شکنند و در محیط گازی پایین دست حل می‌شوند. این ساختارهای مربوط به هسته تاریک جت، در فشارهای بالای محفظه نیز وجود داشته اما با این تفاوت که با افزایش فشار، شرایط پاشش جت به تدریج به تزریق یک جت آشفته گازی در یک محیط گازی شبیه‌تر شده و دیگر خبری از هسته تاریک و متراکم شبه‌مایع نخواهد بود. بنابراین در فشارهای به اندازه کافی بالای محفظه احتراق ($P_r > 2$)، دینامیک اختلاط در پاشش گذربحرانی، ظاهر بسیار مشابهی با پاشش فرابحرانی پیدا خواهد کرد. بررسی برهمکنش پدیده شبه جوشش^۵ با اختلاط آشفته نیز نشان می‌دهد که فرایند شکست و اختلاط جت در شرایط فروبحرانی، فرابحرانی و نیز گذربحرانی، کاملاً متفاوت است [۷]. در جت گذربحرانی، به علت اثرات پدیده‌های مهمی همچون «شبه جوشش» و «لایه بندی چگالی» و نیز حساسیت بسیار زیاد ظرفیت گرمائی ویژه به تغییرات دما، هسته پتانسیل جت در مقایسه با جت فرابحرانی که چنین پدیده‌هایی در آن مشاهده نمی‌شود کوتاه‌تر است. در جت فرابحرانی، به محض خروج جریان از مجرای لوله، مکانیزم ناپایداری کلون-هلمهولتز فعال شده و ساختارهای موجی شکل بزرگ مقیاس شکل می‌گیرد [۱۷]. در نواحی پایین دست نیز، مکانیزم اختلاط جت مرکزی به صورت نفوذ جریان گرم پیرامونی به هسته مرکزی و جدا شدن تکه‌هایی از جت و در نهایت حل و محو شدن آن‌ها در محیط پیرامونی صورت می‌گیرد [۸].

پژوهش‌های انجام شده در رابطه با اثر نوسانات و اغتشاشات آکوستیکی بر عملکرد جت تک پایه در شرایط عملکردی فرو و فرابحرانی توسط چهرودی و تالی [۱۸] نشان داده که در شرایط فروبحرانی، ساختار جت تأثیر بیشتری از این اغتشاشات می‌پذیرد. همچنین با افزایش سرعت اولیه جت، تأثیر این اغتشاشات تقلیل می‌یابد. اندازه‌گیری تجربی زاویه بازشدگی جت‌های داخلی و بیرونی و همچنین طول جت مرکزی^۶ برآمده از یک انژکتور هم‌محور برشی در شرایط غیرواکنشی که تحت اثر امواج آکوستیکی بوده، نشان داده (لیوا و رودریگز [۱۹]) که هندسه انژکتور روی حساسیت جریان‌های هم‌محور به اغتشاشات آکوستیکی تأثیرگذار است. شرایط عملکردی محفظه و انژکتور نیز از مهم‌ترین عوامل تأثیرگذار بر فروپاشی جت و اختلاط مؤلفه‌ها محسوب می‌شود. ینگ و همکارانش [۱، ۲۰]، تأثیر فشار محفظه، مقدار نسبت تکانه جت بیرونی به داخلی انژکتور و نیز تأثیر تحریک آکوستیکی میدان جریان با فرکانس ۳ KHz و دامنه ۱۵ KPa بر این موضوع را مورد مطالعه قرار دادند. نتایج پژوهش آن‌ها نشان داد که افزایش فشار محفظه باعث کاهش طول هسته تاریک و نیز کاهش زاویه بازشوندگی جت شده است. همچنین افزایش نسبت تکانه دو جت نیز تأثیر قابل توجهی در بهبود اختلاط و افزایش عملکرد انژکتور داشته است.

¹ Near-Field

² Finger-Like Structures

³ Reduced Pressure

⁴ Dark Core

⁵ Pseudo boiling

^۶ به عنوان دو پارامتر مهم طراحی انژکتور

تحریک آکوستیکی میدان نیز، باعث ایجاد ساختارهای سینوسی روی سطح جت شده و طول هسته جت را به میزان قابل توجهی کاهش داده است.

میدان جریان حاصل از یک انژکتور هم‌محور برشی نیز در این مورد توجه بوده است. کندل با شناسایی مدهای نوسانی غالب، فرکانس‌های جت پیرامونی، جت داخلی و نیز لایه اختلاط را تعیین کرده و با تحریک آکوستیکی میدان، اثر فرکانس تحریک و اختلاف فاز سرعت تحریک روی میدان جریان و عملکرد انژکتور را بررسی کرده است. زانگ و ینگ با شبیه‌سازی عددی پاشش اکسیژن و متان غیرواکنشی با انژکتور هم‌محور برشی با وجود اغتشاشات آکوستیکی نشان داده‌اند که با وجود این نوسانات، طول هسته مرکزی جت به میزان قابل توجهی کاهش می‌یابد. شهبواری و همکارانشان [۲۱] پاسخ یک جت ساده فرابحرانی (بدون جریان گازی همراه) به مدهای مختلف تحریک از جمله مارپیچ^۱، واریسی^۲ و فلپینگ^۳ و نیز مدهای ترکیبی (دوگانه) این‌ها را مورد مطالعه قرار داده‌اند. نتایج بررسی آن‌ها نشان داد در شرایطی که فرکانس تحریک با مد غالب هسته پتانسیل جت هماهنگ و یکسان باشد، تأثیر بیشتری روی بهبود اختلاط آشفته جت و افزایش عمق نفوذ ساختارهای آشفته منسجم خواهد داشت.

در پژوهش‌هایی که تاکنون توسط اکثر پژوهشگران انجام شده، تک‌مولفه‌ای بودن انژکتور (و حذف اثرات جریان برشی ناشی از انژکتور گازی سوخت) و تغییر هندسه آن (با حذف لبه انژکتور داخلی و در نتیجه حذف ناحیه بازچرخشی) ساده‌سازی‌های متعددی را در پی داشته و موجب شده مسئله مورد مطالعه انطباق کمتری با انژکتورهای واقعی داشته باشد. از سوی دیگر، برای بررسی بهتر اثرات پدیده شبه‌جوشش و رژیم گذربحرانی، (برخلاف سایر پژوهش‌ها) شرایط عملیاتی مورد مطالعه در این پژوهش به نقطه بحرانی نزدیک بوده و تشدید اثرات غیرخطی خواص ترموفیزیکی سیال در آن نمود بسیار بیشتری خواهد داشت.

در پژوهش حاضر، برای ارزیابی اثر تحریک جریان‌های ورودی، فرکانس‌های غالب میدان در حالت پاشش بدون تحریک استخراج شده و سپس با استفاده از این فرکانس، مؤلفه محوری سرعت جت گذربحرانی (نیتروژن مایع) و جت فرابحرانی (نیتروژن گازی) در مرز ورودی یک انژکتور برشی دوپایه نوسانی شده و در ادامه به تحلیل و ارزیابی این میدان جریان پرداخته شده است.

معادلات حاکم

برای شبیه‌سازی جریان گذر/فرابحرانی برآمده از انژکتور دوپایه برشی، از معادلات ناپایای سه‌بعدی و فیلترشده نویر-استوکس (معادله (۱) تا (۳)) به همراه معادله حالت پنگ-رابینسون، که به صورت زیر هستند استفاده شده است [۲۲]. در این معادلات، نمادهای «→» و «~» به ترتیب بیانگر متغیرهای فیلتر شده و فیلتر شده Favre است.

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_j) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{u}_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\tau}_{ij} - \tau_{ij}^{sgs}), \quad (2)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{h}_s}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{h}_s) = \frac{\partial \bar{p}}{\partial t} + \tilde{u}_j \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu}{Pr} \frac{\partial \tilde{h}_s}{\partial x_j} - \bar{\rho} (\tilde{u}_j \tilde{h}_s) - \tilde{u}_j \tilde{h}_s \right) + \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \quad (3)$$

¹ Helical
² Varicose
³ Flapping

در این معادلات ρ چگالی، u سرعت، p فشار، τ تانسور تنش لزجت، h_s آنتالپی محسوس، و P_r بیانگر عدد پرنتل است. در این رویکرد، برای مدل‌سازی ساختارهایی با مقیاس‌های کوچک‌تر از شبکه محاسباتی، از مدل تک‌معادله‌ای دینامیکی «Eddy-Viscosity» استفاده شده [۲۳] که در آن تنش‌های با مقیاس زیرشبکه، τ_{ij}^{sgs} ، با معادله (۴) توصیف می‌شوند.

$$\tau_{ij}^{sgs} = -2\mu_T \left(\bar{S}_{ij} - \frac{1}{3} \frac{\partial \bar{u}_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) + \frac{2}{3} \bar{\rho} k^{sgs} \delta_{ij}, \quad (4)$$

در این معادله \bar{S}_{ij} تانسور فیلتر شده نرخ کرنش و μ_T لزجت مقیاس‌های زیرشبکه است که به کمک رابطه (۵) حاصل می‌شود:

$$\mu_T = \bar{\rho} C_k \Delta (k^{sgs})^{1/2}, \quad (5)$$

در این رابطه Δ عرض فیلتر بوده و برابر با $(\Delta x \Delta y \Delta z)^{1/3}$ است. انرژی جنبشی مقیاس زیرشبکه (k^{sgs})، با یک معادله انتقالی [۲۳] و C_k با استفاده از رویکرد دینامیکی محلی شده که توسط گرمانو [۲۴] توسعه یافته محاسبه می‌شود.

معادله حالت

با توجه به اینکه در رژیم کاری گذر بحرانی رفتار جریان سیال از شرایط گاز ایده‌آل فاصله می‌گیرد، برای محاسبه یکپارچه خواص ترموفیزیکی چنین میدانی که متشکل از جریان کرایوژنیک و غیرکرایوژنیک هست، از معادله حالت پنگ-رابینسون (PR) استفاده می‌شود [۲۵، ۷]. رابطه حاکم بر این معادله حالت مکعبی به‌صورت معادله (۶) است:

$$p = \frac{R_u T}{V - b} - \frac{a(T)}{V^2 + 2bV - b^2}, \quad (6)$$

در این معادله b حجم مؤثر مولکول، T دما، R_u ثابت گاز جهانی و $V = Mw/\rho$ حجم مولکولی بوده و در آن Mw وزن مولکولی است. ω هم (در روابط زیر) ضریب غیرمرکزیت است. در این روابط زیرنویس c نشان‌دهنده خواص نقطه بحرانی است [۲۵]. پارامترهای این معادله به‌صورت زیر (معادله ۷) تا (۱۰) تعیین می‌شوند:

$$a(T) = a_0 \left[1 + n \left(1 - \left(\frac{T}{T_c} \right)^{0.5} \right) \right]^2, \quad (7)$$

$$a_0 = \frac{0.45724 R_u^2 T_c^2}{p_c}, \quad (8)$$

$$n = 0.37464 + 1.54226\omega - 0.26992\omega^2 \quad (9)$$

$$b = \frac{0.0778 R_u T_c}{p_c}, \quad (10)$$

در چنین شرایطی، محاسبه خواص ترمودینامیکی جریان سیال با در نظر گرفتن مجموع «خواص گاز ایده‌آل جریان در همان دما» و «ترم تصحیح ناشی از شرایط چگال سیال» صورت خواهد گرفت [۲۶، ۲۷]. خواص انتقالی مانند ضریب لزجت μ و رسانش حرارتی λ با روش پیشنهادی چانگ و همکاران [۲۸] و بر اساس تئوری چاپمن-انسکوگ [۲۹] و با در نظر گرفتن تصحیحات مرتبط با سیال چگال تعیین می‌شود.

هندسه و شرایط مرزی

شکل ۲ تصویر شماتیکی از انژکتور مورد بررسی و شکل ۳ دامنه محاسباتی حل، که شامل یک انژکتور دوپایه برشی و یک محفظه سیلندری (به طول $60D_0$ و قطر $25D_0$) هست را نمایش می‌دهند. هندسه این انژکتور بر اساس کارهای تجربی دیویس و چهرودی [۱۶] بوده و در مقاله پورمحمود و فرشچی [۷] مکانیزم اختلاط پیشرانها در نزدیکی لبه، در شرایط که هیچ نوسان و اغتشاشی به میدان اعمال نشده، مورد بررسی قرار گرفته است. قطر لوله داخلی، D_0 ، 0.51 میلی‌متر و سایر ابعاد مهم از جمله ضخامت لبه انژکتور داخلی، قطر داخلی انژکتور بیرونی و میزان تورفتگی^۱ به ترتیب برابر با 0.54 ، $2/42$ و 0.25 میلی‌متر است. در این انژکتور نیتروژن مایع کرایوژنیک (به‌عنوان مؤلفه اکسند) از لوله داخلی و نیتروژن گازی که سرعت بیشتری هم دارد (و به‌عنوان مؤلفه سوخت محسوب می‌شود) از طریق لوله خارجی وارد محفظه اختلاط می‌شود. در مقاله حاضر، برخلاف اکثر مقالات مشابه موجود در این زمینه [۸، ۲۱] به جای اعمال یک پروفیل سرعت هذلولوی به‌عنوان شرط مرزی سرعت در خروجی لوله‌ها، میدان جریان داخل هر دو لوله (داخلی و بیرونی) حل می‌شود. در چنین شرایطی با اعمال پروفیل سرعت یکنواخت در ابتدای لوله‌ها و حل جریان داخل لوله (به طول $24D_0$ برای لوله داخلی و $24/6D_0$ برای جریان گاز) می‌توان پروفیل سرعتی که تحت اثر هیدرودینامیک میدان، آشفتگی و تحریک سرعت شکل گرفته و لزوماً انطباق بیشتری با واقعیت دارد را در ورودی میدان جریان داشت.

باتوجه به حجم محاسباتی بالای حل چنین میدان جریانی (که در رژیم‌های گذر و فرابحرانی قرار دارد)، برای کاهش هزینه محاسباتی، از یک قطاع استوانه‌ای 35 درجه‌ای، با شرط مرزی تناوبی^۲ برای دامنه حل استفاده شده است. باتوجه به اینکه در جت‌های برشی تحت رژیم‌های کاری گذر و فرابحرانی، پدیده و یا ناپایداری جریانی خاصی در جهت محوری-محیطی وجود ندارد، فرض جریان شبه سه‌بعدی محدودیتی را در توسعه و حل جریان ایجاد نخواهد کرد [۳۰].

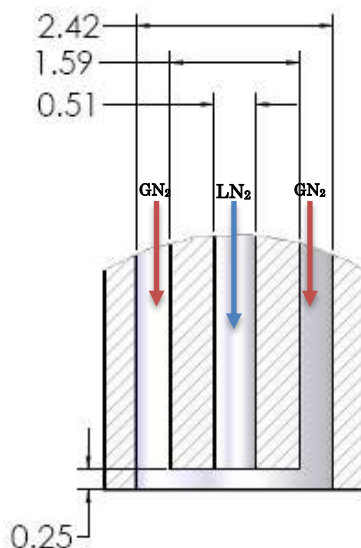


Figure 2 – Schematic geometry of co-axial shear injector (in mm)

شکل ۲- انژکتور هم‌محور برشی مورد استفاده (ابعاد بر حسب میلی‌متر) [۳۱]

¹ Recess Length

² Periodic

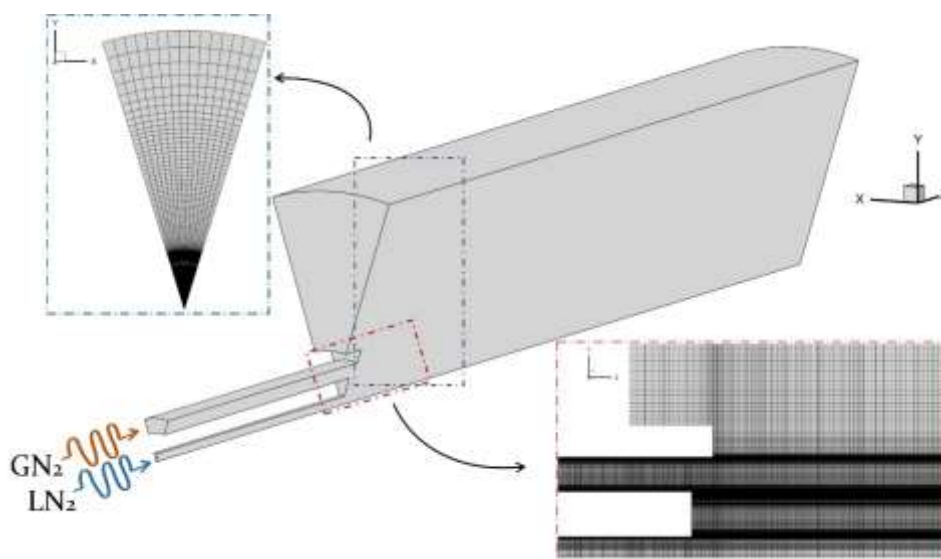


Figure 3 – Computational domain – 35 deg sector
 شکل ۳- میدان محاسباتی حل و شرایط مرزی؛ قطاع ۳۵ درجه‌ای

روش حل عددی

برای اجرای شبیه‌سازی‌های عددی جریان سرد، از کد متن‌باز این فوم و مدل آشفتگی LES استفاده شده است. حل معادلات حاکم، با استفاده از روش‌های حجم محدود و فشارمینا بوده که در آن کوپل سرعت و فشار با الگوریتم PIMPLE و گسسته‌سازی ترم‌های مشتق زمانی و مکانی (شامل ترم‌های همرفت^۱ و نفوذ^۲) به ترتیب با استفاده از روش مرتبه اول اویلر و نیز روش صریح مرکزی مرتبه دوم صورت گرفته است. در این ستاپ حل، گام زمانی حل ۰/۱ میکروثانیه و بر این مبنای بیشینه عدد کورانت ۰/۳ بوده است.

باتوجه به ذات ناپایای میدان جریان تحت بررسی، شبیه‌سازی میدان جریان بایستی به‌میزانی ادامه یابد که حل به‌لحاظ آماری بدون تغییر^۳ بماند. پس از احصاء این شرایط، داده‌های عددی نهایی به میزان ۵ برابر زمان عبور جریان^۴ تجمیع و روی آن‌ها میانگین‌گیری شده است. تعداد شبکه نهایی مورد استفاده در این شبیه‌سازی ۱/۸ میلیون مش (با $Y^+ \approx 1$) بوده است. بر اساس معیار Pope در تعیین دقت شبکه موردنیاز برای انجام مدل‌سازی LES، که به‌صورت نسبت انرژی جنبشی آشفته تسخیر شده به کل انرژی جنبشی آشفته (مجموع انرژی‌های جنبشی تسخیر شده و مدل شده) تعریف می‌شود [۳۲]، در پژوهش حاضر این پارامتر در غالب نواحی میدان خصوصاً ناحیه خروجی جت مایع و گازی نیتروژن از انژکتور، بالاتر از ۰/۸۰ بوده و نشان می‌دهد شبکه محاسباتی برای تسخیر ساختارهای آشفته میدان به‌اندازه کافی و مناسب دقت دارد.^۵

بررسی استقلال نتایج شبیه‌سازی از تعداد شبکه (که در محدوده ۰/۹ میلیون تا ۱/۸ میلیون شبکه بوده [۷]) و همچنین اعتبارسنجی ستاپ حل عددی بر اساس پروفیل شعاعی دمای میانگین با داده‌های تجربی چه‌رودی انجام شده که نتیجه آن در شکل ۴ ارائه شده است.

^۱ Convection

^۲ Diffusion

^۳ Statistically Stationary

^۴ Flow Through Times (FTT)

^۵ Well-Resolved LES

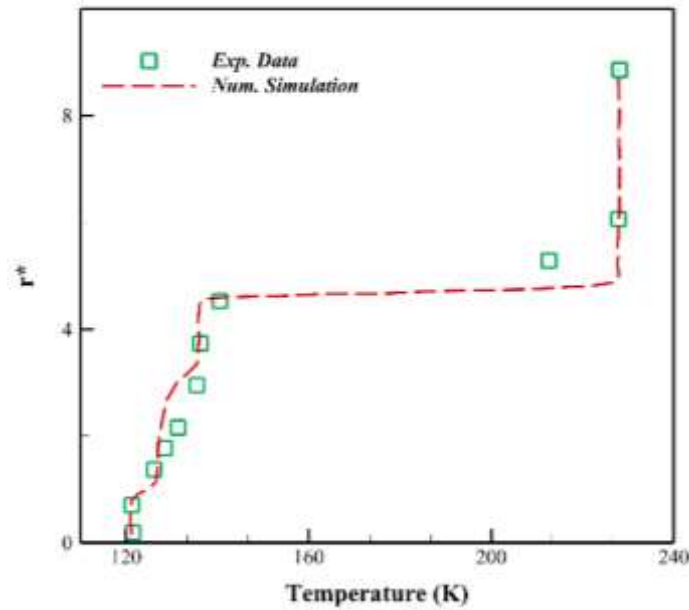


Figure 4 – Time Averaged temperature radial distribution at $Z^*=0.56$

شکل ۴- اعتبارسنجی شبیه‌سازی جت گذر/فرا بحرانی

شرایط مرزی و عملکردی مسئله مورد مطالعه، بر اساس پژوهش تجربی دیویس و چهرودی [۱۶] در جدول ۲ و جدول ۳ خلاصه شده است. در این کیس، دو مؤلفه نیتروژن شبه-مایع و نیتروژن شبه-گازی از طریق یک انژکتور دوپایه و هم‌محور برشی، وارد محفظه تحت فشاری با فشار کاهیده $P_{red.} = 1/0.44$ ($P_{red.} = P_{chamber}/P_{critical}$) می‌شوند. شرط مرزی دیواره‌های صلب انژکتور شرط عدم لغزش و ابتدا و انتهای محفظه، شرط گرادیان صفر و دیواره‌های جانبی به‌صورت مرزهای تناوبی تعریف شده‌اند.

جدول ۲- مشخصات جریان ورودی

Table 2- Pipes inlet boundary condition

	Inner Flow(LN ₂)	Outer Flow(GN ₂)
Velocity (m/s)	2.6	4.1
Temperature (K)	121	136
Density(Kg/m ³)	542.4	135.8
Reynolds No.	1.78×10^4	3.84×10^4
Mach No.	0.015	0.081

جدول ۳- شرایط عملیاتی محفظه

Table 3- Chamber operation condition

Chamber Pressure (bar)	35.4
Chamber Temperature (K)	228
Chamber Density (kg/m ³)	54.6
Outer (Gas) to Inner (Liquid) Momentum Ratio	0.64

بحث و بررسی نتایج

در این بخش به نحوه شناسایی و استخراج فرکانس‌های غالب میدان، نحوه اعمال نوسانات و نهایتاً به تأثیر نوسانات ورودی بر دینامیک جت پرداخته شده است.

شناسایی فرکانس‌های ذاتی

هدف اصلی پژوهش حاضر، بررسی اثر تحریک جریان بر مکانیزم‌هایی از میدان است که بر فرایند شکست جت گذربحرانی (LN_2) و جت فرابحرانی (GN_2)، اختلاط پیش‌رانه‌ها و همچنین عملکرد لایه‌های برشی سه‌گانه موجود در انژکتورهای دوپایه برشی مؤثر است. این موضوع نقش مهمی در ایجاد بینش جهت تحلیل مسائل ناپایداری احتراق دارد. از آنجا که در این نوع مسائل، فرکانس‌های ذاتی و حاکم بر سیستم بسیار مهم هستند، لازم است در ابتدا به شناسایی این فرکانس‌ها پرداخته شود. برای این منظور، در قدم اول لازم است فرکانس‌های حاکم بر میدان جریان تحریک نشده استخراج شود. این شناسایی فرکانس، با قرار دادن پراب (سنسور) در نقاط مختلف و مهم میدان از جمله روی محور اصلی جت مرکزی (۱، ۲، ۳)، ناحیه بازچرخشی ایجاد شده در پشت لبه انژکتور داخلی (۴)، جت پیرامونی (۵) و ناحیه تشکیل ساختارهای کلونین-هلمهولتز جت گازی (۶) و سپس جمع‌آوری داده‌های سرعت محوری، چگالی و فشار این نقاط (در طول زمان) و در نهایت تحلیل طیف فرکانسی (تبدیل فوریه) برای تعیین فرکانس‌های غالب صورت می‌گیرد. موقعیت قرارگیری پراب‌ها در شکل ۵، که نمایش کانتور سرعت محوری است، نشان داده شده است. در این شکل، محورهای افقی و عمودی با شعاع لوله داخلی ($r^* = r/D_0$) بی‌بعد شده‌اند.

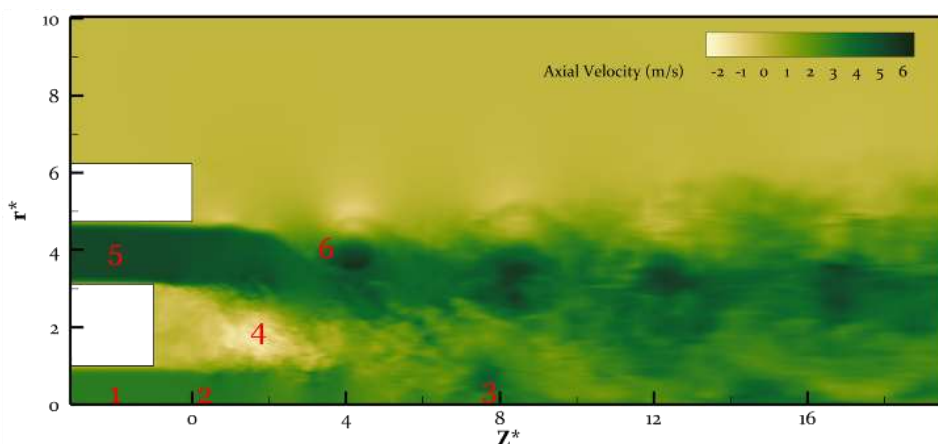


Figure 5 - Probe locations; axial velocity contour

شکل ۵- کانتور سرعت محوری؛ موقعیت قرارگیری پراب‌ها

شکل ۶، طیف فرکانسی نوسانات^۱ سرعت محوری، چگالی و فشار را در تعدادی از نقاط معرفی شده در شکل ۵ نشان می‌دهد. تحلیل یکپارچه این منحنی‌ها (که صرفاً تعدادی از آن‌ها در این‌جا نمایش داده شده) نشان می‌دهد که اولین مد فرکانسی غالب این میدان، که در تمامی این نقاط نیز بروز دارد، فرکانس $2/5$ کیلوهرتز است. بسته به نوع پارامتر و موقعیت پراب‌ها، فرکانس‌های غالب دیگری هم (ناشی از فرکانس ناپایداری‌های هیدرودینامیکی از جمله کلونین-هلمهولتز، گردابه‌های ناحیه بازچرخشی و غیره) مشاهده می‌شود. در این بررسی تحریک جریان با اولین مد غالب صورت گرفته و انتظار می‌رود با

¹ Fluctuations

تحریک سرعت‌های ورودی هر دو مؤلفه با این فرکانس، مدهای نوسانی به‌خصوصی از میدان تحریک شده و تأثیر قابل ملاحظه‌ای در ساختار جریان و بالاخص فرایند اختلاط مؤلفه‌ها مشاهده شود.

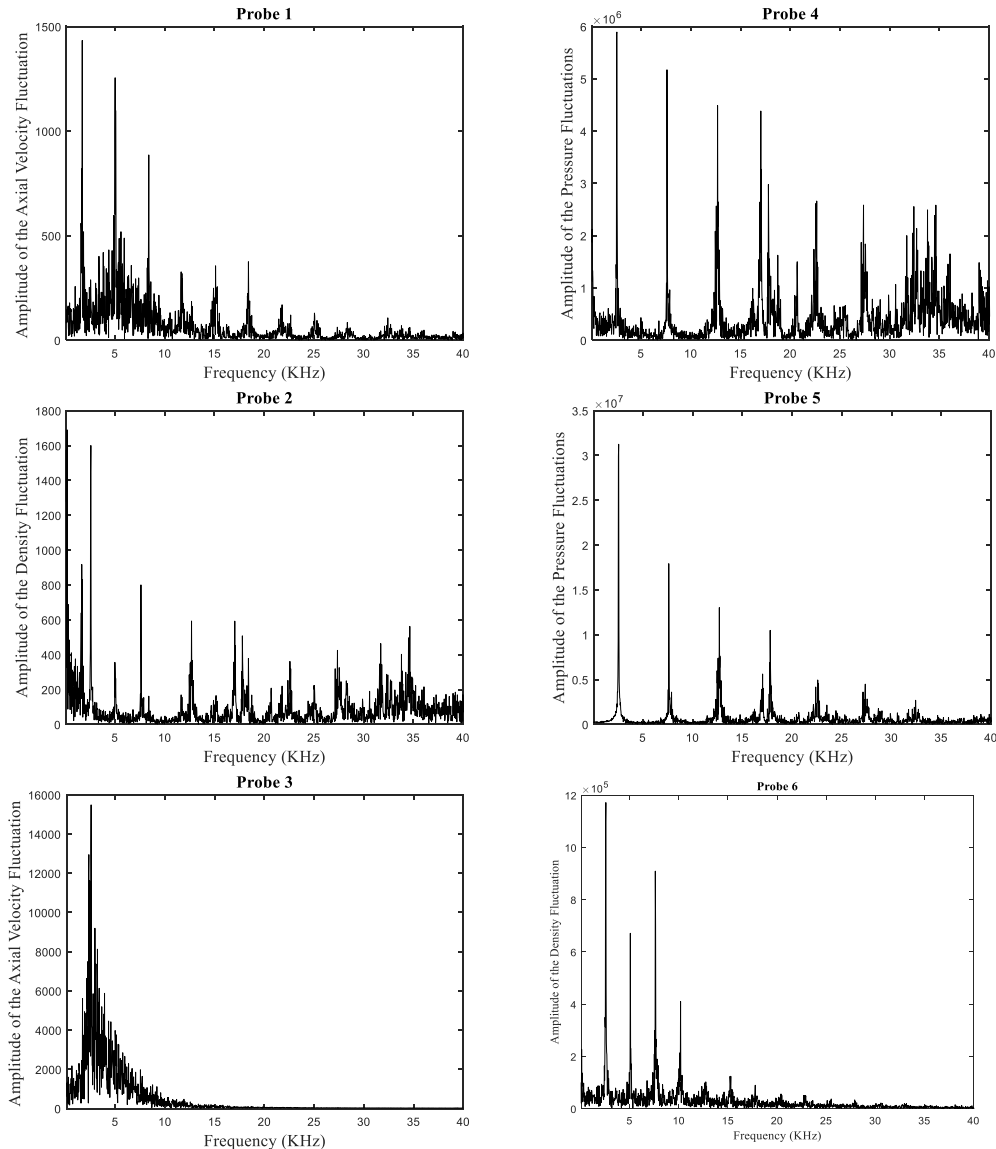


Figure 6 – Energy spectrum of the axial velocity, density and pressure fluctuations

شکل ۶ - طیف فرکانسی داده‌های نوسانی سرعت محوری، چگالی و فشار

تحریک سرعت ورودی

برای تحریک میدان جریان، مؤلفه محوری سرعت ورودی پیش‌رانه‌ها در مرز ابتدایی لوله (جریان کرایوژنیک نیتروژن مایع و نیتروژن گازی) مطابق رابطه ۱ نوسانی می‌شود.

$$U_z^f(r, t) = (\bar{U} + u_{\text{turb.}}) \times (1 + \{A_p \sin(2\pi f_p t)\}) \quad (11)$$

در این رابطه $U_z^f(r, t)$ سرعت جت تحریک شده در مرز ورودی، $(\bar{U} + u_{\text{turb}})$ سرعت جریان تحریک نشده (سرعت جریان میانگین به همراه مؤلفه آشفتگی)، A_v دامنه تحریک و f_v فرکانس تحریک (فرکانس غالب میدان تحریک نشده) است. در این مطالعه، دامنه تحریک ۱۰٪ و بیشینه دامنه اغتشاشات رندوم مؤلفه آشفتگی سرعت در مرز ورودی، ۱۵٪ سرعت میانگین در نظر گرفته شده است. صحت اعمال این شرط مرزی با استفاده از پراب‌هایی که در ابتدای مرز گذاشته شده ارزیابی شده و نتایج (مطابق شکل ۷) نشان می‌دهد که رفتار زمانی پارامتر سرعت محوری، به لحاظ مقدار میانگین، دامنه نوسان و دامنه اغتشاشات آشفتگی، کاملاً آن‌گونه که انتظار می‌رفت بوده است.

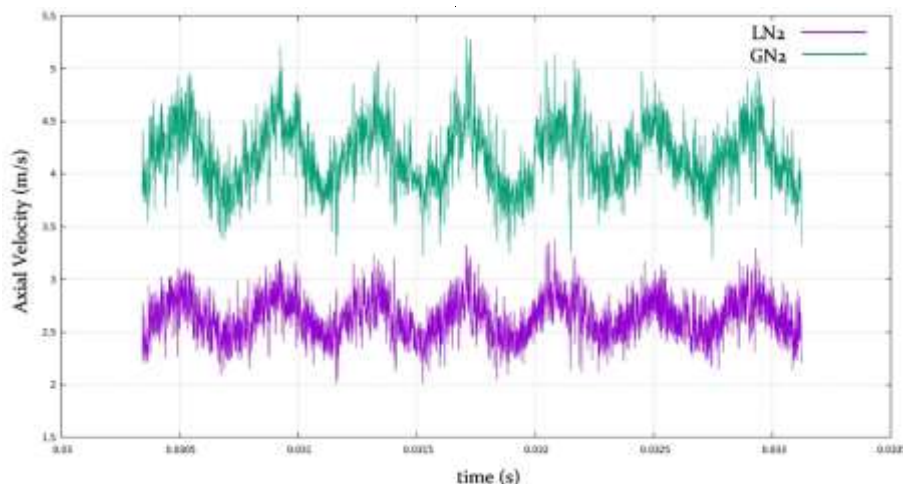


Figure 7 – Inlet axial velocity of LN₂ & GN₂
 شکل ۷- سرعت محوری مؤلفه‌های LN₂ و GN₂ در مرز ورودی

تحلیل جت تحریک شده

در این بخش، اثرات تحریک سینوسی سرعت ورودی با فرکانس غالب محفظه (۲/۵ KHz) و دامنه ۱۰٪ مورد بررسی قرار می‌گیرد. یکی از روش‌های شناخته شده برای دستکاری آشفتگی و کنترل آن، ایجاد حرکات منسجم و هم‌بسته با ایجاد ناپایداری‌های هیدرودینامیکی در میدان جریان سیال است [۳۳]. یکی از ناپایداری‌هایی که در هر دو جت فرابحرانی (GN₂) و گذربحرانی (LN₂) این میدان جریان نمود دارد، ناپایداری کلوین-هلمهولتز (KH) است. شکل ۸ و شکل ۹ کانتورهای لحظه‌ای چگالی و مؤلفه محوری سرعت برای هر دو میدان جریان تحریک نشده (با ورودی جریان یکنواخت) و تحریک شده را نشان می‌دهد. بر اساس شکل این کانتورها، این نوع ناپایداری در جت فرابحرانی در مقایسه با جت گذربحرانی بسیار قوی‌تر بوده و سهم به‌سزایی در تقویت حمل جریان گرم پیرامونی به نواحی مرکزی (و داخل جت)^۱ ایفا می‌کند. آنچه که در کیس تحریک شده مشاهده می‌شود، بزرگ‌تر شدن مقیاس طولی^۲ ساختارهای گردابه‌ای ناشی از ناپایداری KH، به بالا دست منتقل شدن فرایند لوله شدن^۳ لایه برشی و در نتیجه بهبود فرایند اختلاط مؤلفه‌هاست. نمایش فرایند «لوله شدن» و «جفت شدن» گردابه‌ها، این ایده را که جت فرابحرانی، رفتاری مشابه با رفتار یک «جت آشفته‌گازی» دارد را تقویت می‌کند [۸].

¹ Entrainment
² Length Scale
³ Roll-up

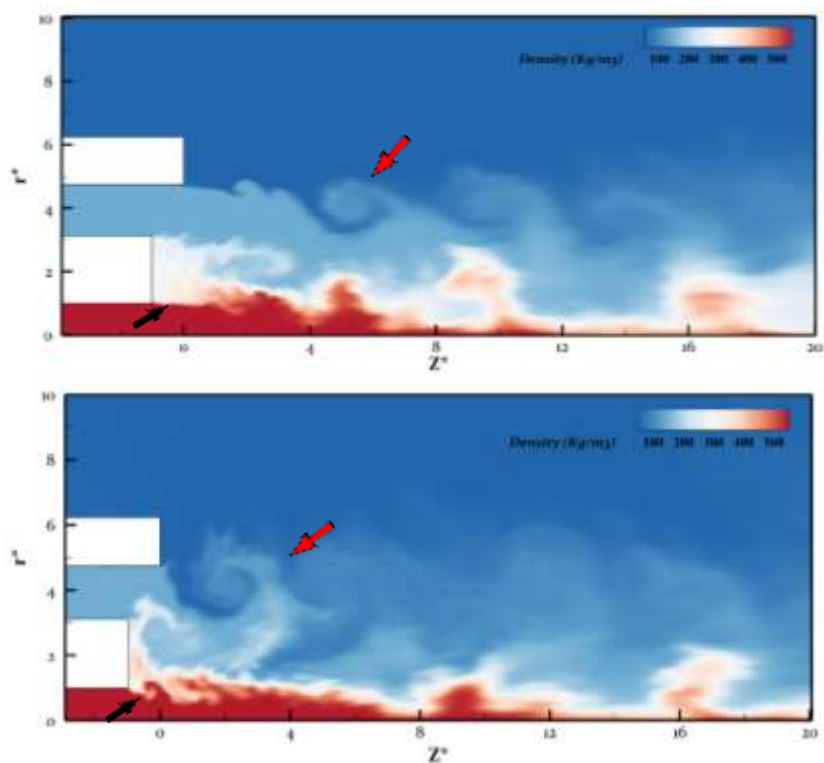


Figure 8 - Instantaneous density distribution; Uniform (Top) and fluctuated (bottom) inlet boundary
 شکل ۸- کانتور لحظه‌ای چگالی؛ میدان جریان با ورودی یکنواخت (تصویر بالا) و میدان جریان تحریک شده (تصویر پایین)

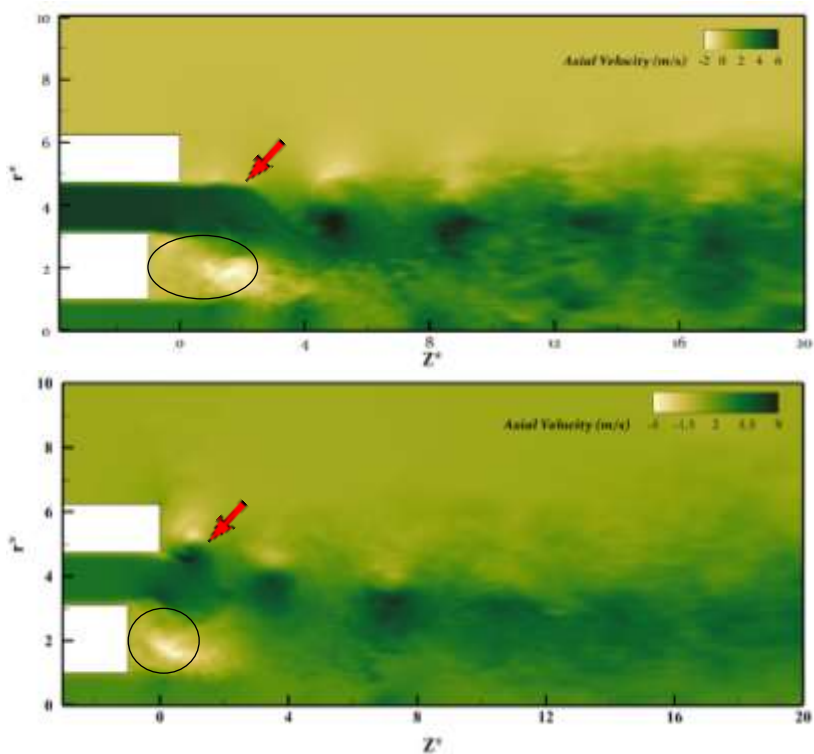


Figure 9 - Instantaneous axial Velocity distribution; Uniform (Top) and fluctuated (bottom) inlet boundary
 شکل ۹- کانتور لحظه‌ای سرعت محوری؛ میدان جریان با ورودی یکنواخت (تصویر بالا) و میدان جریان تحریک شده (تصویر پایین)

همان گونه که در کانتور لحظه‌ای سرعت محوری نیز مشاهده می‌شود، در میدان جریان تحریک شده نسبت به میدان بدون تحریک، جت‌های مرکزی و پیرامونی در فاصله بسیار کوتاه‌تری از صفحه خروجی انژکتور تحت اثر ناپایداری‌های لایه‌های برشی (فلش قرمز) قرار گرفته و ناحیه بازچرخشی^۱ آن (محدوده خط‌چین) کوچک‌تر و به لبه دیواره انژکتور داخلی نیز نزدیک‌تر شده است. وسعت و قدرت ناحیه بازچرخشی، یکی از مؤلفه‌های مهم اختلاط پیش‌رانه‌ها در انژکتورهای هم‌محور برشی محسوب می‌شود.

در نواحی از جت گذر بحرانی، که دمای میدان به دمای نقطه بحرانی سیال رسیده و پیک C_p (مطابق شکل ۱) رخ می‌دهد، یک حائلی تحت عنوان دیواره حرارتی^۲ شکل می‌گیرد که در برابر تبادل انرژی و جرم از محیط پیرامون به هسته سرد مرکزی جت محدودیت ایجاد می‌کند [۹]. با افزایش فشار محفظه احتراق و دور شدن از محدوده نزدیک به نقطه بحرانی سیال، پیک این پارامتر کمتر شده و از قوت دیواره کاسته می‌شود [۷]. علاوه بر این عامل، تحریک جریان با فرکانس گردابه‌های ناحیه بازچرخشی لبه انژکتور نیز می‌تواند تضعیف این دیواره را موجب شود. در شکل ۱۰ که کانتور لحظه‌ای ظرفیت حرارتی ویژه برای این دو میدان جریان ارائه شده، نشان می‌دهد که تحت اثر نوسانات ورودی میدان، قدرت حلقه حرارتی^۳ موجود در این ناحیه (فلش قرمز) شدیداً تقلیل یافته و علاوه بر آن، دیواره پیرامونی جت سرد مرکزی در بخش‌های متعددی دچار اعوجاج موضعی، کشیدگی سطح و نازکی ضخامت (فلش مشکی) شده است. بروز این اتفاق موجب بهبود تبادل جرم و حرارت بین ناحیه پیرامونی گرم و جت سرد و در نتیجه بهبود اختلاط مؤلفه‌ها و کاهش طول هسته جت تحت شرایط تحریک شده است.

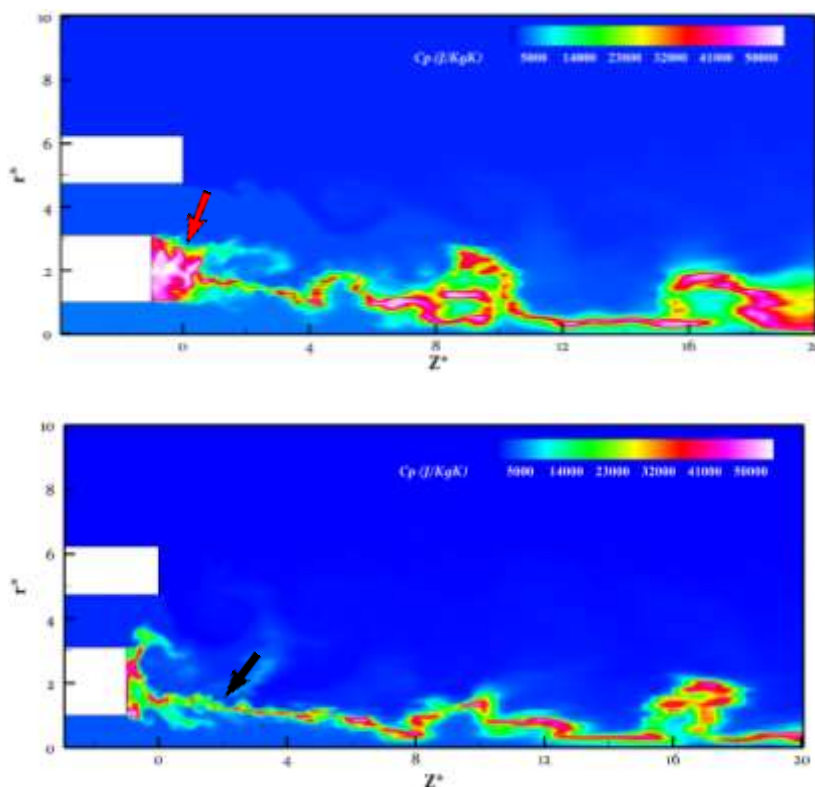


Figure 10 – Thermal-Shield in instantaneous isobaric specific heat contour; Uniform (Top) and fluctuated (bottom) inlet boundary
 شکل ۱۰- کانتور لحظه‌ای ظرفیت حرارتی ویژه: میدان جریان با ورودی یکنواخت (تصویر بالا) و میدان جریان تحریک شده (تصویر پایین)

¹ Re-Circulation Zone
² Thermal-Shield
³ Thermal Ring

نتیجه گیری

در این پژوهش، به مطالعه تأثیر نوسانات سرعت ورودی بر دینامیک اختلاط پیشرانه‌ها در یک انژکتور برشی هم‌محور که در شرایط فرابحرانی قرار داشت، پرداخته شد. در این مسئله، پیشرانه‌های LN_2 و GN_2 به ترتیب با دماهای ۱۲۱ و ۱۳۶ کلوین از طریق انژکتور وارد محفظه‌ای که تحت شرایط ۲۲۸ کلوین و ۳۵/۴ بار فشارگذاری شده پاشش شده است. شبیه‌سازی عددی این کیس به صورت سه بعدی و با مدل LES انجام شده و با توجه به بی‌اعتبار شدن معادلات گاز ایده‌آل در رژیم گذر بحرانی، برای تعیین خواص ترمودینامیکی و انتقالی سیال واقعی به ترتیب از معادله حالت پنگ-رابینسون و رابطه چانگ استفاده شده است.

شناسایی فرکانس غالب میدان با قرار دادن پراب‌هایی در نقاط مختلف کیس تحریک نشده (از جمله درون هسته مرکزی جت‌های مرکزی و پیرامونی، لایه برشی ناشی از این دو جت، ناحیه بازچرخشی پشت لبه انژکتور داخلی) و تحلیل FFT نتایج به دست آمده برای پارامترهای سرعت محوری و شعاعی، فشار و چگالی حاصل شده است.

تحریک میدان جریان از طریق اعمال نوسانات سینوسی به مؤلفه محوری سرعت پیشرانه‌ها و با فرکانس متناظر با ناپایداری‌های هیدرودینامیکی تقویت شده، تأثیرات قابل توجهی بر دینامیک اختلاط پیشرانه‌ها داشته است. جت‌های مرکزی (LN_2) و پیرامونی (GN_2) در فاصله کوتاه‌تری از خروجی انژکتور تحت اثر ناپایداری‌های کلوین-هلمهولتز قرار گرفته و ساختارهای گردابه‌ای بزرگ‌تری روی لایه برشی جت پیرامونی ایجاد می‌شود. نتایج این بررسی‌ها نشان می‌دهد که طول جت گازی، در مقایسه با حالت تحریک نشده کوتاه‌تر شده است. همچنین دیواره حرارتی پیرامون جت سرد مرکزی، که در اثر پدیده شبه جوشش ایجاد شده و موقعیت آن با بیشینه C_p تعیین می‌شود تضعیف شده و با فراهم کردن تبادل بیشتر جرم و انرژی، به بهبود اختلاط پیشرانه‌ها (با هم و با محیط پیرامونی) کمک می‌کند.

فهرست علائم

A	دامنه نوسان، m
p	فشار، Pa
u	سرعت، m/s
T	دما، K
h	آنتالپی، j/Kg
c_p	گرمای ویژه در فشار ثابت، j/K.Kg
D	قطر داخلی انژکتور، m
V	حجم مخصوص، m ³ /Kg
R_u	ثابت جهانی گازها، J/mol.K
M_w	وزن مولکولی، Kg/mol
Z	فاصله محوری، m
r	فاصله شعاعی، m
f	فرکانس، Hz

فهرست علائم یونانی

ρ	چگالی، kg/m ³
τ	تانسور تنش، Pa
μ	ضریب اصطکاک
Δ	عرض فیلتر، m

زیرنویس‌ها

0	انژکتور داخلی
s	مؤلفه محسوس (آنتالپی)
T	مؤلفه توربولانسی

بالانویس‌ها

f	پارامتر نوسانی شده
-	پارامتر فیلتر شده
\sim	پارامتر فیلتر شده Favre
sgs	مقیاس زیرشبکه
*	پارامتر بی‌بعد شده
ep	لوله بیرونی

منابع

- [1] T. Liu, X. Wang, and V. Yang, "Flow dynamics of shear-coaxial cryogenic nitrogen jets under supercritical conditions with and without acoustic excitations," *Physics of Fluids*, vol. 33, no. 7, 2021.
- [2] Z. Kang, Z.-g. Wang, Q. Li, and P. Cheng, "Review on pressure swirl injector in liquid rocket engine," *Acta Astronautica*, vol. 145, pp. 174-198, 2018.
- [3] M. Oschwald, J. J. Smith, R. Branam, J. Hussong, A. Schik, B. Chehroudi, and D. Talley, "Injection of fluids into supercritical environments," *Combustion science and technology*, vol. 178, no. 1-3, pp. 49-100, 2006.
- [4] P. J. Linstrom and W. G. Mallard, "The NIST Chemistry WebBook: A chemical data resource on the internet," *Journal of Chemical & Engineering Data*, vol. 46, no. 5, pp. 1059-1063, 2001.
- [5] A. H. Lefebvre and V. G. McDonell, *Atomization and sprays*. CRC press, 2017.
- [6] B. Chehroudi, D. Talley, and E. Coy, "Visual characteristics and initial growth rates of round cryogenic jets at subcritical and supercritical pressures," *Physics of Fluids*, vol. 14, no. 2, pp. 850-861, 2002.
- [7] A. Poormahmood and M. Farshchi, "Numerical study of the mixing dynamics of trans-and supercritical coaxial jets," *Physics of Fluids*, vol. 32, no. 12, 2020.
- [8] C. Lagarza-Cortés, J. Ramírez-Cruz, M. Salinas-Vázquez, W. Vicente-Rodríguez, and J. M. Cubos-Ramírez, "Large-eddy simulation of transcritical and supercritical jets immersed in a quiescent environment," *Physics of Fluids*, vol. 31, no. 2, 2019.
- [9] P. E. Lapenna, "Characterization of pseudo-boiling in a transcritical nitrogen jet," *Physics of Fluids*, vol. 30, no. 7, 2018.
- [10] A. Sarvari, "Investigation of Transcritical Shear flow's Dynamics in the GH2/LOX and GCH4/LOX Cryogenic Flames with Real Gas SLFM," *Fuel and Combustion*, vol. 14, no. 1, pp. 1-27, 2021.
- [11] H. Zeinivand and M. Farshchi, "Numerical study of the pseudo-boiling phenomenon in the transcritical liquid oxygen/gaseous hydrogen flame," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 235, no. 8, pp. 893-911, 2021.
- [12] G. Singla, P. Scoufflaire, C. Rolon, and S. Candel, "Transcritical oxygen/transcritical or supercritical methane combustion," *Proceedings of the combustion institute*, vol. 30, no. 2, pp. 2921-2928, 2005.

- [13] H. Huo and V. Yang, "Large-eddy simulation of supercritical combustion: Model validation against gaseous H₂-O₂ injector," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 33, no. 5, pp. 1272-1284, 2017.
- [14] W. Mayer and H. Tamura, "Propellant injection in a liquid oxygen/gaseous hydrogen rocket engine," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 12, no. 6, pp. 1137-1147, 1996.
- [15] G. Singla, P. Scoufflaire, C. Rolon, S. Candel, S. Zurbach, and J. Thomas, "Experiments and simulations of lox/ch₄ combustion at high pressures," in *Proc. Combust. Inst.*, 2005, vol. 30, pp. 2921-2928.
- [16] D. W. Davis and B. Chehroudi, "Measurements in an acoustically driven coaxial jet under sub-, near-, and supercritical conditions," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 23, no. 2, pp. 364-374, 2007.
- [17] A. Poormahmood, "Numerical Investigation of Transcritical Mixing Dynamics of Bi-shear Injectors," *Fuel and Combustion*, vol. 14, no. 2, pp. 41-61, 2021.
- [18] B. Chehroudi and D. Talley, "Interaction of acoustic waves with a cryogenic nitrogen jet at sub- and supercritical pressures," in *40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, 2002, p. 342.
- [19] T. Schmitt, J. Rodriguez, I. Leyva, and S. Candel, "Experiments and numerical simulation of mixing under supercritical conditions," *Physics of Fluids*, vol. 24, no. 5, 2012.
- [20] T. Liu, N. Zong, and V. Yang, "Dynamics of shear-coaxial cryogenic nitrogen jets with acoustic excitation under supercritical conditions," in *44th AIAA aerospace sciences meeting and exhibit*, 2006, p. 759.
- [21] M. Shahsavari, B. Wang, B. Zhang, G. Jiang, and D. Zhao, "Response of supercritical round jets to various excitation modes," *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 915, p. A47, 2021.
- [22] T. Poinso and D. Veynante, *Theoretical and numerical combustion*. RT Edwards, Inc., 2005.
- [23] S. Menon and W.-W. Kim, "High Reynolds number flow simulations using the localized dynamic subgrid-scale model," in *34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 1996, p. 425.
- [24] M. Germano, U. Piomelli, P. Moin, and W. H. Cabot, "A dynamic subgrid-scale eddy viscosity model," *Physics of Fluids A: Fluid Dynamics*, vol. 3, no. 7, pp. 1760-1765, 1991.
- [25] D.-Y. Peng and D. B. Robinson, "A new two-constant equation of state," *Industrial & Engineering Chemistry Fundamentals*, vol. 15, no. 1, pp. 59-64, 1976.
- [26] J. L. Sengers, "Supercritical Fluid Technology: Reviews in Modern Theory and Applications, ed. J. Bruno and JF Ely," ed: CRC Press, 1991.
- [27] H. B. Callen, *Thermodynamics and an Introduction to Thermostatistics*. John Wiley & Sons, 1991.
- [28] T. H. Chung, M. Ajlan, L. L. Lee, and K. E. Starling, "Generalized multiparameter correlation for nonpolar and polar fluid transport properties," *Industrial & engineering chemistry research*, vol. 27, no. 4, pp. 671-679, 1988.
- [29] S. Chapman and T. G. Cowling, *The mathematical theory of non-uniform gases: an account of the kinetic theory of viscosity, thermal conduction and diffusion in gases*. Cambridge University Press, 1990.
- [30] N. Zong, H. Meng, S.-Y. Hsieh, and V. Yang, "A numerical study of cryogenic fluid injection and mixing under supercritical conditions," *Physics of fluids*, vol. 16, no. 12, pp. 4248-4261, 2004.
- [31] D. Davis and B. Chehroudi, "Shear-coaxial jets from a rocket-like injector in a transverse acoustic field at high pressures," in *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2006, p. 758.
- [32] S. B. Pope, "Turbulent flows," *Measurement Science and Technology*, vol. 12, no. 11, pp. 2020-2021, 2001.
- [33] J. Mi, D. Nobes, and G. Nathan, "Influence of jet exit conditions on the passive scalar field of an axisymmetric free jet," *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 432, pp. 91-125, 2001.

English Abstract

Numerical Study of Trans/Supercritical Jets Mixing of Bi-Shear Injectors Under Excitation

Ali Sarvari¹, Mohammad Farshchi^{2*}

1- Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran, ali.sarvari@sharif.edu

2- Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran, farshchi@sharif.edu

*Corresponding author

(Received: 2024/04/11, Received in revised form: 2024/05/22, Accepted: 2024/05/25)

This investigation explores the mixing dynamics of transcritical and supercritical jets under excitation in cryogenic bi-shear coaxial injector. The study identifies dominant frequencies in the flow field and oscillates the inlet velocity of propellants, LN_2 and GN_2 . Utilizing a 35-degree sector and applying Large Eddy Simulation (LES) alongside the Peng-Robinson equation of state and Chung method, enables the assessment of evaluate the thermodynamic and transport properties in real cryogenic fluids. Results show that oscillations enlarge Kelvin-Helmholtz instability-induced vortex structures, particularly in the supercritical gas jet, enhancing turbulent mixing and, the thermal-shield undergoes localized distortions, improving heat transfer, enhancing mixing, and shortening the jet core.

Keywords: Turbulent Mixing, Transcritical Injection, Vortex dynamics