

مطالعه عددی دینامیک فرایند اختلاط فرا بحرانی در انژکتورهای پیچشی هم‌محور

علیرضا شکرزاده دمیرچی^۱، عطاءاله پور محمود^{۲*}، محمد فرشچی^۳

۱- دانشجوی دکتری، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، alireza_shokrzadeh@ae.sharif.edu

۲- پژوهشگر پسادکتری، مهندسی هوافضا، دانشگاه شینگهوا، پکن، ata.pm@chmail.ir

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

* نویسنده مخاطب

(تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۰۲/۲۶، دریافت آخرین اصلاحات: ۱۴۰۲/۰۳/۱۲، پذیرش: ۱۴۰۲/۰۳/۱۶)

چکیده: یک پژوهش عددی، به منظور ارزیابی مشخصه‌های پاشش و اختلاط کرایوژنیک یک انژکتور پیچشی هم‌محور، در شرایط فشاری فرا بحرانی انجام شده است. بدین منظور از یک روش ترکیبی موسوم به شبیه‌سازی تطبیق مقیاسی (جهت مدل‌سازی عبارات آشفته)، معادله حالت سواو-ردلیک-وانگ (برای محاسبه خواص ترمودینامیکی)، پایگاه داده NIST (برای تخمین خواص انتقالی سیال کرایوژنیک) و الگوریتم PISO (برای کوپلینگ سرعت-فشار) در حلگر جریان استفاده شده است. پژوهش حاضر که با در نظر گرفتن توامان پیچیدگی‌های هندسی انژکتور و رفتار کاملاً غیرخطی ترمودینامیکی سیال از بسیاری از مطالعات پیشین متمایز است، دینامیک فرایند اختلاط فرا بحرانی جت‌های پیچشی هم‌محور را با تحلیل کمی عبارات مولد ورتیسیتته مشخصه‌بندی کرده است. نتایج حاکی از آن است که تنها عامل مولد ورتیسیتته در محفظه چرخش انژکتور عبارت کج‌شدگی/کشیدگی ورتیسیتته است که اندازه آن در این ناحیه به صورت متوسط از مرتبه 10^6 است. در انتهای نازل انژکتور نیز اندازه دو عبارت گشتاور باروکلینیک و اتساع حجمی به مرتبه 10^8 می‌رسد که یک مرتبه بزرگتر از اندازه عبارت کج‌شدگی/کشیدگی ورتیسیتته در مقطع محوری مفروض است؛ بدین ترتیب در انتهای نازل مکانیزم اختلاط توسط دو عبارت گشتاور باروکلینیک و اتساع حجمی کنترل می‌شود. مشاهدات عددی حاکی از آن است که اثرات گردابه‌های بازچرخشی تولید شده در مقابل دهانه خروجی انژکتور قابل توجه بوده و موجب تحریک و افزایش ده برابری سهم کشیدگی/کج‌شدگی گردابه در تولید ورتیسیتته نسبت به ناحیه انتهایی نازل انژکتور می‌شود. این مهم به همراه ناپایداری‌های هیدرو دینامیکی کلون-هلمهولتز نقش مهمی در اختلاط بهینه سوخت و اکسند در مقابل دهانه انژکتور دارند.

کلیدواژگان: انژکتور پیچشی هم‌محور، پاشش و اختلاط سیال کرایوژنیک، شرایط فرا بحرانی، بودجه ورتیسیتته.

مقدمه

امروزه محفظه احتراق بسیاری از موتورهای دیزلی، توربینی و راکتی برای افزایش بازده احتراق و توان/نیروی پیشران حاصل، در فشارهای بالا مورد بهره‌برداری قرار می‌گیرند. از این حالت که فشار و دمای محفظه احتراق از مقادیر فشار و دمای بحرانی هر کدام از مؤلفه‌های سوخت و اکسند بیشتر است، به عنوان شرایط «فرا بحرانی»^۱ یاد می‌شود. در این شرایط با اضمحلال آنتالپی نهان تبخیر و نیروی کشش سطحی، فرایندهای متمایزاسیون و تبخیر از سلسله فرایندهای متوالی محفظه احتراق حذف شده و سیال عامل چگالی شبه‌مایع و رفتار پخش شبه‌گاز از خود بروز می‌دهد [۲، ۱]. مشاهدات تجربی حاکی از تفاوت عمده فیزیک حاکم بر سازوکارهای کنترل‌کننده فرایندهای فرا بحرانی نسبت به فرایندهای فرو بحرانی است. اگرچه تاکنون مطالعات

^۱ Supercritical

خوبی با هدف شناخت بهتر این فرایندها انجام شده است، اما همچنان ابهامات زیادی در این زمینه وجود دارد؛ خصوصاً اگر پاشش سیال با استفاده از اقسام انژکتورهای پیچشی انجام شود، پیچیدگی‌های ذاتی فواره پیچشی با رفتار ترمودینامیکی غیرخطی شرایط فرابحرانی تلفیق می‌شود.

به لطف مطالعات تجربی و عددی متنوع، شناخت خوبی از فیزیک حاکم بر انژکتورهای پیچشی تحت شرایط فروبحرانی بدست آمده است. کیم و همکاران [۳] با مطالعه بر روی انژکتورهای پیچشی ساده و هم‌محور، اثرات چگالی گاز محیط اطراف بر روی زاویه بازشدگی صفحه مایع و طول شکست آن را بررسی کردند. مشاهدات حاکی از آن بود که زاویه اندازه‌گیری شده افشانه تا قبل از شکست صفحه مایع تقریباً در کل بازه فشاری محفظه (۴۰-۱ بار) ثابت می‌ماند. با این حال با افزایش فشار محفظه، به علت افزایش چگالی گاز اطراف و در نتیجه افزایش نیروی آیرودینامیکی وارده به صفحه مایع، طول شکست آن کاهش می‌یابد. از میان مطالعات عددی می‌توان به پژوهش پارک و هیستر [۴] اشاره کرد که در آن سطح آزاد و شکل افشانه مایع پاشیده شده از یک انژکتور پیچشی را بررسی کردند. تحلیل آن‌ها بر مبنای یک روش المان مرزی و با فرض جریان متقابل محوری، غیرلزج و تراکم‌ناپذیر انجام شد. ضخامت فیلم محاسبه شده و زاویه مخروط افشانه با نتایج تخمینی تئوری‌های کلاسیک به خوبی تطابق داشت. چن و ینگ [۵] طی یک مطالعه تحلیلی- عددی میدان جریان داخلی و خارجی یک انژکتور پیچشی ساده را در شرایط فشاری فروبحرانی ۵۰-۱ بار بررسی کردند. نتایج مطالعات آن‌ها نشان داد که با افزایش فشار، ضخامت فیلم مایع افزایش و زاویه بازشدگی مخروط افشانه کاهش می‌یابد. آن‌ها این موضوع را به تغییر پروفیل سرعت فیلم مایع در نزدیکی سطح مشترک با هسته گازی نسبت دادند.

با توجه به خواص منحصربفرد سیال در شرایط فرابحرانی، تعمیم شناخت حاصله از فرایندهای فروبحرانی به فرابحرانی صحیح نیست. از طرفی با توجه به پیچیدگی‌های فنی توسعه آزمونگرهای تحقیقاتی فرابحرانی مطالعات تجربی کمی بر روی انژکتورهای پیچشی فرابحرانی انجام شده است. چو و همکاران [۶] دینامیک یک انژکتور پیچشی ساده را با پاشش نیتروژن مایع در نیتروژن گازی در شرایط فروبحرانی فشاربالا و فرابحرانی ارزیابی کردند. آن‌ها در این مطالعه با کمی‌سازی مشخصه‌های ناپایداری جریان و سطح افشانه پاشش، تأثیرپذیری دینامیک انژکتور از تغییرات فشار محفظه را بررسی کردند. در کنار مطالعات تجربی محدود، مطالعات عددی مختلفی برای شناسایی میدان جریان جت‌های پیچشی فرابحرانی انجام شده است. پورمحمود و همکاران [۷] میدان جریان یک انژکتور پیچشی ساده را با استفاده از روش RANS شناسایی کرده و با انجام تحلیل‌های دینامیکی توانستند اثرگذاری پدیده‌های مهمی همچون ناحیه بازچرخشی مرکزی، هسته چرخشی پیش‌رونده^۱ و ناپایداری کلون- هلمهولتز را مشاهده کنند. زانگ و ینگ [۸] یک تحلیل عددی جامع بر روی فرایند پاشش اکسیژن مایع با استفاده از یک انژکتور پیچشی ساده در شرایط فشاری فرابحرانی انجام دادند. آن‌ها با استفاده از روش آشفتگی LES، برهم‌کنش بین ناپایداری‌های هیدرودینامیکی در فیلم اکسیژن شبه‌مایع و نوسانات آکوستیکی در هسته شبه‌گازی را مشاهده و مطالعه کردند. هم‌چنین تأثیر شرایط جریان (دبی جرمی، شدت چرخش سیال پاشیده شده و نیز فشار محیط) و هندسه انژکتور را بر روی رفتار جریان و دو پارامتر ضخامت فیلم مایع و زاویه بازشدگی بررسی کردند. هیو و همکاران [۹] با استفاده از روش LES اختلاط آشفته کروسین و اکسیژن مایع در فشارهای فرابحرانی را در میدان جریان انژکتور پیچشی هم‌محور بررسی کردند. آن‌ها در این مطالعه تأثیر فشار عملکردی محفظه و مدل کروسین استفاده شده (با بهره‌گیری از سه مدل کروسین با مشخصات ترموفیزیکی متفاوت) در شبیه‌سازی را بر خواص ترمودینامیکی و دینامیک اختلاط داخل انژکتور و محفظه احتراق مطالعه کردند و با بهره‌گیری از رابطه‌ای برای بازده اختلاط، تکامل اختلاط در میدان جریان را بررسی کردند. ونگ و همکاران [۱۰] یک تحلیل عددی جامع را بر روی فرایند پاشش اکسیژن شبه‌مایع با استفاده از یک انژکتور پیچشی ساده با استفاده از روش LES انجام دادند. آن‌ها با شبیه‌سازی کامل میدان جریان و بهره‌گیری از روش‌های گسسته‌سازی مرتبه بالا، فرکانس‌های غالب در راستای محوری، شعاعی و مماسی را با استفاده از روش‌های تحلیل طیفی شناسایی کرده و به تحلیل سازوکارهای

^۱ Precessing Vortex Core (PVC)

مؤثر بر توسعه جریان (نظیر لایه برشی، ناپایداری‌های مماسی، مماسی-محوری و آکوستیکی) پرداختند. نتایج مطالعات آن‌ها نشان داد که در شرایط پاشش فرابحرانی، ناپایداری‌های هیدرودینامیکی فیلم سیال مایع با دو مود طولی و مماسی منتشر می‌شوند. در ادامه ونگ و همکاران [۱۱] با استفاده از روش LES، اثرات پارامترهای هندسی انژکتور موتور RD-0110 را بر روی محل تشکیل ناحیه اختلاط و زاویه بازشدگی بررسی کردند. وجود ناحیه فرورفتگی به واسطه جابجا کردن ناحیه اندرکنش پیشرانه‌ها، به‌طور قابل ملاحظه‌ای کیفیت فرایند اختلاط را بهبود می‌دهد. با افزایش ضخامت لوله داخلی انژکتور و یا افزایش قطر هیدرودینامیک مجرای پیشرانه خارجی، زاویه بازشدگی افشانه افزایش می‌یابد که به معنی افزایش کیفیت فرایند اختلاط است.

مشخصه‌بندی میدان جریان کرایوژنیک انژکتور پیچشی هم‌محور و فیزیک حاکم بر آن از منظر کاربردی و توسعه تئوری‌های پایه‌ای حائز اهمیت است. مطالعات محدودی در زمینه بررسی دینامیک میدان جریان انژکتورهای پیچشی هم‌محور در شرایط فرابحرانی در دسترس است. پژوهش حاضر که با هدف فهم بهتر فیزیک حاکم بر میدان جریان یک انژکتور هم‌محور پیچشی (مربوط به موتور RD-0110 - مرحله سوم حامل فضایی سایوز) انجام شده است، با در نظر گرفتن توانان پیچیدگی‌های هندسی میدان جریان واقعی و رفتار کاملاً غیرخطی ترمودینامیکی مولفه‌های سوخت و اکسند، از بسیاری از مطالعات پیشین متمایز شده است. همچنین، در این مطالعه ساختارهای گردابه‌ای میدان جریان با استفاده از یک روش توربولانسی نسبتاً کم‌هزینه (نسبت به رویکرد LES که در اغلب مطالعات پیشین استفاده شده است) موسوم به روش شبیه‌سازی تطبیق‌مقیاسی^۱ تسخیر شده‌اند. این روش فرمولاسیون بهبودیافته مدل‌های کلاسیک RANS است که امکان تشکیل طیف آشفتگی را مهیا می‌سازد. در این مطالعه توانایی چارچوب عددی منظور در تخمین ساختارها و پدیده‌های مهم میدان جریان اثبات شده است. نهایتاً، نقش و تأثیر عبارات بودجه ورتیسیته در فرایند اختلاط فرابحرانی در نواحی مختلف میدان جریان انژکتور هم‌محور پیچشی ارزیابی شده است.

روش‌های حل عددی

معادلات حاکم بر میدان جریان

در این مطالعه، معادلات ناویر-استوکس غیرپایای فیلترگیری شده به روش فاور برای حل میدان جریان کرایوژنیک یک انژکتور پیچشی هم‌محور در شرایط فرابحرانی استفاده شده است. این معادلات عبارت‌اند از:

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

$$\frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{u}_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{u}_i) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\tau}_{ij} - \bar{\rho} u_j'' u_i'') \quad (2)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{h}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{h}) = \frac{\partial \bar{p}}{\partial t} + \tilde{u}_j \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu}{Pr} \frac{\partial \tilde{h}}{\partial x_j} - \bar{\rho} u_j'' h'' \right) \quad (3)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{Y}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{Y}) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu}{Sc} \frac{\partial \tilde{Y}}{\partial x_j} - \bar{\rho} u_j'' Y'' \right) \quad (4)$$

در معادلات فوق، u معرف سرعت، ρ چگالی، p فشار، τ_{ij} تانسور تنش لزج، μ لزجت دینامیکی، Pr عدد پرانتل، Y کسر جرمی و Sc عدد اشمیت است. (\sim) و ($-$) به ترتیب نشانگر پارامترهای فیلترگیری شده به روش فاور و فیلترگیری شده عادی‌اند. جهت مدل‌سازی عبارات آشفته در این مسئله از یک روش ترکیبی به نام شبیه‌سازی تطبیق‌مقیاسی (SAS) استفاده

¹ Scale-Adaptive Simulation (SAS)

شده است. این روش بخش‌هایی از رویکردهای RANS و LES را به‌گونه‌ای با هم ترکیب می‌کند که امکان تسخیر بخش قابل توجهی از ساختارهای مقیاس بزرگ میدان جریان با رینولدز بالا میسر شود. در این روش، لایه مرزی چسبیده با استفاده از مدل RANS لحاظ می‌شود؛ در حالی که نواحی آشفته دور از دیواره‌ها با استفاده از مدل LES، با قابلیت پوشش بخشی از وضوح مکانی و زمانی طیف آشفته، لحاظ می‌شود. روش SAS بر مبنای استفاده از مقیاس طولی فون کارمن، L_{vK} ، در معادلات انتقالی آشفته یک روش پایه توسعه یافته است. این مقیاس طولی از نسبت مشتق اول بر مشتق دوم بردار سرعت، ضرب در ثابت کارمن ($\kappa = 0.41$) به دست می‌آید [۱۲، ۱۳]:

$$L_{vK} = \kappa \left| \frac{U'}{U''} \right|; \quad U' = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}} \quad , \quad U'' = \sqrt{\frac{\partial^2 \tilde{u}_i}{\partial x_j^2} \frac{\partial^2 \tilde{u}_i}{\partial x_j^2}} \quad (5)$$

روش پایه آشفته در این بخش، روش تنش رینولدز^۱ [۱۴] است. این روش پرهزینه با استفاده از فرض همگونی لزجت گردابه‌ای، دستگاه معادلات ناویر-استوکس میانگین‌گیری شده را با حل معادلات انتقالی برای تنش‌های رینولدز و یک معادله برای نرخ اضمحلال تکمیل می‌کند. از آنجایی که در RSM اثرات انحنای خطوط جریان، پیچش جریان و تغییرات شدید نرخ کرنش نسبت به سایر روش‌های تک‌دو معادله‌ای آشفته سخت‌گیرانه‌تر لحاظ شده است، این روش توانمندی بالاتری برای تسخیر فیزیک پیچیده میدان جریان مشعل‌های پیچشی و تنش‌های مولد جریان ثانویه دارد [۱۵].

خواص ترمودینامیکی و انتقالی

برای محاسبه خواص ترمودینامیکی در شرایط فرابحرانی از معادله حالت سوو-ردلیک-وانگ^۲ [۱۶] به شرح زیر استفاده شده است:

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

که در آن R_u ثابت جهانی گازها، T معرف دما، $V = M_w / \rho$ بیانگر حجم مولکولی و M_w همان وزن مولکولی است. حجم مؤثر مولکول‌ها (b) با استفاده از رابطه $b = 0.0778 R_u T_{cr} / P_{cr}$ محاسبه می‌شود که در آن زیرنویس "cr" بیانگر مقدار بحرانی پارامترهاست. هم‌چنین اندرکنش بین مولکولی به صورت زیر محاسبه می‌شود [۱۶]:

$$a(T) = a_0 \left[1 + n \left(1 - (T / T_{cr})^{0.5} \right) \right]^2 \quad (7)$$

$$a_0 = 0.42747 R_u^2 T_{cr}^2 / p_{cr} \quad (8)$$

$$n = 0.48 + 1.57 \Omega - 0.176 \Omega^2 \quad (9)$$

که در آن Ω فاکتور خروج از مرکز^۳ است. در شرایطی که مخلوطی از چند ماده وجود داشته باشد، هم‌چنان روابط حالت کیوبیک قابل استفاده هستند؛ مشروط بر اینکه ثوابت متناسبی برای این معادلات لحاظ شود. بدین منظور می‌توان از روش‌های مختلفی استفاده کرد. یکی از دقیق‌ترین روش‌ها که معمولاً در مطالعات عددی مورد استفاده قرار می‌گیرد، استفاده از روش اختلاطی ون‌دروالس است که در پژوهش حاضر نیز مورد استفاده قرار گرفته است [۱۶]. با استفاده از معادله حالت، سایر خواص ترمودینامیکی مانند انرژی داخلی (e)، آنترپی (s) و ظرفیت گرمایی ویژه (c_p) را می‌توان به صورت حاصل جمع مقادیر ایده‌آل (در دمای منظور و فشار استاندارد) و مقدار انحرافی (به‌عنوان تصحیح‌کننده اثرات چگالی بالا) به شرح زیر بیان کرد [۱۷]:

¹ Reynolds Stress Model (RSM)

² Soave-Redlich-Kwong (SRK)

³ Acentric factor

$$e(T, \rho) = e_0(T) + \int_{\rho_0}^{\rho} \left[\frac{p}{\rho^2} - \frac{T}{\rho^2} \left(\frac{\partial p}{\partial T} \right)_{\rho} \right] d\rho \quad (10)$$

$$s(T, \rho) = s_0(T, \rho_0) - \int_{\rho_0}^{\rho} \left[\frac{1}{\rho^2} \left(\frac{\partial p}{\partial T} \right)_{\rho} \right] d\rho \quad (11)$$

$$c_p(T, \rho) = c_{p_0}(T) - \int_{\rho_0}^{\rho} \left[\frac{T}{\rho^2} \left(\frac{\partial^2 p}{\partial T^2} \right)_{\rho} \right] d\rho + \frac{T}{\rho^2} \left(\frac{\partial^2 p}{\partial T^2} \right)_{\rho} / \left(\frac{\partial p}{\partial \rho} \right)_T \quad (12)$$

روابط فوق دقیق و فاقد هرگونه تقریبی هستند. برای محاسبه هر کدام از این متغیرهای ترمودینامیکی بایستی مشتقات جزئی متغیرهای حالت تعیین شود که بدین منظور از معادله حالت SRK استفاده شده است.

همچنین برای محاسبه خواص انتقالی سیال از پایگاه داده NIST¹ [۱۸] استفاده شده است. به نحوی که برای هر کدام از مولفه‌های سوخت و اکسنده مقادیر خواص انتقالی (نظیر گرانشی و هدایت حرارتی) بر حسب فشار و دما استخراج شده‌اند. محدوده دما و فشار به‌نوعی تعیین شده‌اند که هر نقطه از میدان جریان در این محدوده قرار گرفته و با یک میانبایی خطی مقدار خواص انتقال هر کدام از مولفه‌های سوخت و اکسنده تعیین می‌شوند و نهایتاً با میانگین‌گیری وزنی (بر اساس کسر جرمی مخلوط) مقدار کمیت مربوطه برای مخلوط گاز حقیقی بدست می‌آید.

هندسه و شرایط مرزی

شکل ۱ دامنه محاسباتی مسئله حاضر را که بر اساس پیکره‌بندی انژکتور موتور RD-0110 (موتور مرحله سوم حامل فضایی سایوز) است، نشان می‌دهد [۱۹]. این دامنه محاسباتی از یک انژکتور پیچشی هم‌محور و یک محفظه استوانه‌ای در پایین دست انژکتور تشکیل شده است. مؤلفه اکسنده و سوخت در این شبیه‌سازی به ترتیب اکسیژن شبه‌مایع و کروسین شبه‌مایع هستند که هر دو در شرایط گذریحرائی وارد محفظه می‌شوند. منظور از شرایط گذریحرائی آن است که سیال با دمایی کم‌تر از دمای بحرانی خود، وارد محفظه‌ای با فشار و دمای فرابحرانی می‌شود. در چنین شرایطی، مولفه‌های پیشران حین ورود به محفظه چرخش انژکتور در شرایط شبه‌مایع هستند (فشار و دمای سیال به ترتیب بیشتر و کمتر از فشار و دمای بحرانی آن است)؛ بنحویکه چگالی شبه‌مایع داشته ولی خواص انتقالی شبه‌گاز و بصورت تک‌فاز هستند. پس از آنکه سیال در انژکتور پیشروی کرده و از صفحه خروجی انژکتور عبور و وارد محفظه می‌شود، به تدریج از محیط اطراف حرارت دریافت می‌کند و طی فرایندی موسوم به شبه‌جوشش وارد حالت شبه‌گاز شده و چگالی آن شدیداً کاهش می‌یابد. باین‌وجود مطابق با نتایج مطالعات پیشین [۷، ۱] و حاضر، این تغییرات به‌صورت پیوسته اتفاق افتاده و هیچ‌گونه شکستگی (پرش) در پروفیل و کانتورهای چگالی دیده نمی‌شود و کل میدان جریان تک‌فاز است. ابعاد هندسی انژکتور شبیه‌سازی شده در جدول ۱ ذکر شده است. طول و قطر محفظه استوانه‌ای به ترتیب ۲۲/۵ و ۱۵ برابر قطر داخلی مجرای داخلی انژکتور در نظر گرفته شده است. با هدف کاهش هزینه محاسبات عددی، شبیه‌سازی انژکتور فقط برای یک قطاع ۲۰ درجه با شرایط مرزی تناوبی در جهت مماسی انجام شده است. اگرچه با این فرض امکان تسخیر ساختارهای مماسی-محوری وجود نخواهد داشت، اما مطالعات مشابه [۸، ۱۱، ۲۰، ۲۱، ۲۲] نشان داده‌اند که عمده پدیده‌های میدان جریان قابل تسخیر هستند. نظر به استفاده از یک پیکربندی قطاعی، امکان در نظر گرفتن ورودی‌های مماسی شش‌گانه (همانند انژکتور واقعی) برای مؤلفه‌های سوخت و اکسنده وجود ندارد و مطابق شکل ۱ از مرزهای نواری باریک مجزا به‌عنوان شبیه‌ساز ورودی‌های مماسی مؤلفه‌های سوخت و اکسنده استفاده شده است.

¹ National Institute of Standards and Technology (NIST)

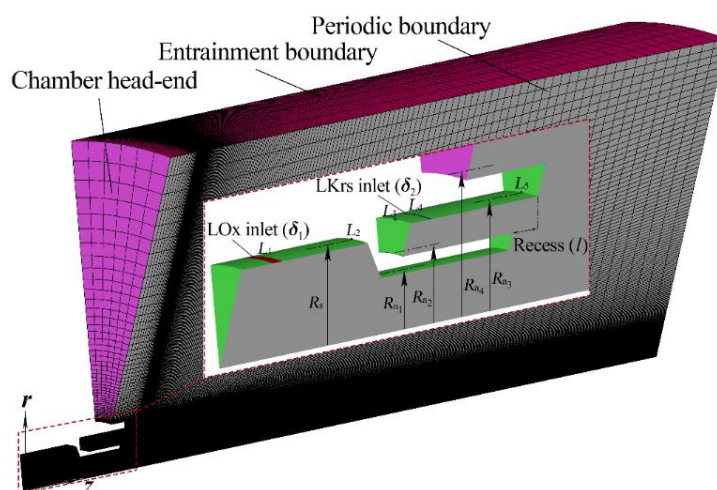


Figure 1 - Computational domain of bi-swirl injector

شکل ۱ - میدان محاسباتی انژکتور پیچشی هم‌محور

جدول ۱- مشخصات هندسی انژکتور پیچشی هم‌محور

Table 1- Geometric parameters of bi-swirl injector

	Parameter	Symbol	Value (mm)
Inner swirler	Slit width	δ_o	0.76
	Inlet axial location	L_1	3.00
	Swirl chamber radius	R_s	4.50
	Swirl chamber length	L_2	10.40
	Contraction angle	θ	45.00°
	Nozzle inner radius	R_{n1}	2.70
	Tube post thickness	t_1	0.80
	Recess length	l	1.50
Outer swirler	Head-end axial location	L_3	13.70
	Slit width	δ_f	0.17
	Inlet axial location	L_4	15.40
	Nozzle inner radius	R_{n2}	3.50
	Annulus width	Δr	1.50
	Tube post thickness	t_2	1.50
	Injector length	L_5	24.20

شبکه محاسباتی کاملاً سازمان‌یافته مسئله حاضر از ۱۶ بلوک مجزا و حدود ۰/۶۲ میلیون سلول تشکیل شده است. فواصل بین مجموع ۴۷۰ سلول راستای محوری (شامل انژکتور و محفظه پایین‌دست) بنحوی به نرمی تنظیم شده‌اند که ضمن حفظ دقت روش گسسته‌سازی عددی، تراکم سلول‌ها در ناحیه تورفتگی بیشتر است تا بتوان تغییرات شدید میدان جریان در این ناحیه را تسخیر کرد. بیش از نیمی از ۲۳۲ سلول توزیع شده در راستای شعاعی در حد فاصل شعاع داخلی مجرای داخلی و شعاع خارجی مجرای پیرامونی (یعنی در محدوده شکل‌گیری لایه‌های اختلاطی لایه‌بندی‌شده) قرار گرفته‌اند. همچنین در راستای شعاعی ۶ سلول بصورت یکنواخت توزیع شده‌اند. از این رهاورد، ابعاد متوسط سلول‌ها در انژکتور، میدان نزدیک، و میدان دور به ترتیب از مرتبه ۱۰۰ میکرون، ۱۰ میکرون ۱۰۰۰ میکرون است. مقدار Y^+ در مجاورت دیواره‌های انژکتور تقریباً همواره کمتر از ۴۰ است. اثرات تعداد سلول‌های شبکه بر محاسبات عددی مسئله حاضر با در نظر گرفتن چند شبکه محاسباتی با تعداد سلول بین ۰/۳۸ تا ۰/۶۲ میلیون بررسی شده است. بدین منظور، فرایند تصحیح فواصل فضایی سلول‌ها با در نظر گرفتن مصالحه بین هزینه محاسبات عددی و خطای قابل قبول انجام شده است. در این فرایند تغییر تراکم سلول‌ها در محدوده $3 < Z^* < 4$ و $-2 < r^* < 1$ اعمال شده است تا ضمن ارزیابی تأثیر تراکم شبکه بر نواحی مستعد تشکیل ساختارهای مهم، حجم محاسبات مسئله در کمترین میزان ممکن باقی بماند. به‌عنوان نمونه شکل ۲ توزیع میانگین‌گیری شده زمانی

سرعت مماسی، سرعت محوری، فشار نسبی (نسبت به فشار سکون محفظه پایین دست) و کسر جرمی کروسین را در مقطع محوری صفحه خروجی نازل داخلی انژکتور نشان می‌دهد. مطابق این شکل نتایج عددی دو شبکه ۰/۵۱ و ۰/۶۲ میلیون سلولی (به‌عنوان باکیفیت‌ترین شبکه‌ها) تطابق خوبی با هم دارند و بیشینه اختلاف نسبی آن‌ها از ۰/۶٪ تجاوز نمی‌کند. با این حال در مطالعه حاضر از شبکه ۰/۶۲ میلیون سلولی استفاده شده است تا نسبت به دقت مناسب شبیه‌سازی دینامیک حاکم بر میدان جریان نیمه‌کرایونیک پیچشی اطمینان کامل حاصل شود.

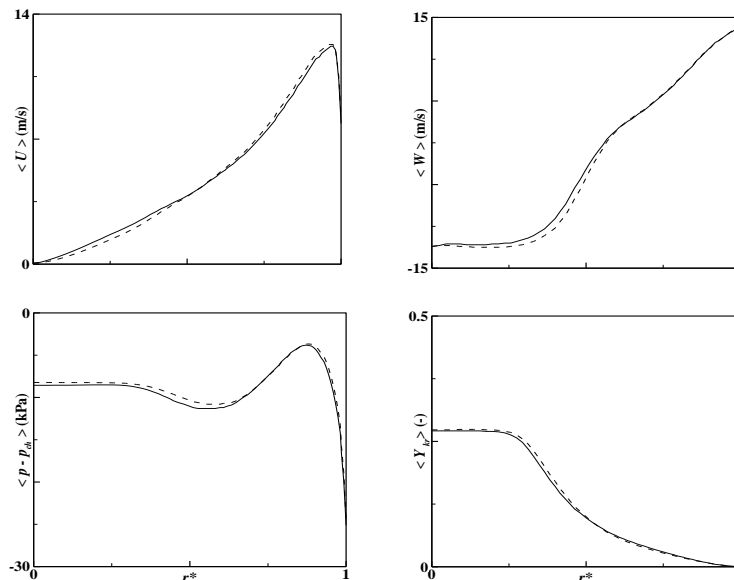


Figure 2 - Effect of grid resolution on time-averaged radial distributions of tangential velocity (U), axial velocity (W), relative pressure ($p - p_{ch}$), and mass fraction of kerosene (Y_{cr}) at the axial location of inner swirler exit plane. Solid and dashed lines correspond to 0.51 and 0.62-million cell grids, respectively.

شکل ۲ - تأثیر کیفیت شبکه بر توزیع شعاعی میانگین‌گیری شده زمانی سرعت مماسی (U)، سرعت محوری (W)، فشار نسبی و کسر جرمی کروسین در موقعیت محوری صفحه خروجی لوله داخلی. خطوط پر و خط‌چین به ترتیب مربوط به شبکه‌های ۰/۵۱ و ۰/۶۲ میلیون سلولی هستند.

شرایط عملکردی و مرزی مسئله حاضر در جدول ۲ ذکر شده است. شرایط مرزی در دیواره‌های بخش‌های میانی و پیرامونی انژکتور و همچنین دیواره انتهای محفظه انژکتور بصورت عدم لغزش و بی‌دررو منظور شده‌اند. همچنین، شرایط مرزی منتهی‌الیه شعاعی و محوری محفظه بصورت فشارخروجی (با فشار ۶٫۸ مگاپاسکال) با امکان برگشت جریان لحاظ شده‌اند. در صورت وقوع جریان برگشتی از این مرزها، دمای جریان برابر با ۷۰۰ کلوین و نسبت هم‌ارزی مولفه‌ها متناظر با نسبت هم‌ارزی کلی جریان‌های داخلی و خارجی انژکتور تنظیم شده است. همچنین، مولفه عمودی سرعت جریان برگشتی با حل یک معادله مومنتوم ساده‌شده (در راستای عمود بر سطح) بدست می‌آید. سایر مولفه‌های سرعت جریان برگشتی برابر با صفر لحاظ شده‌اند. شایان ذکر است که دما و فشار بحرانی سوخت (اکسنده) به ترتیب برابر با ۶۵۸ (۱۵۴) کلوین و ۱/۸ (۵) مگاپاسکال است. همچنین، فرمول مولکولی مدل کروسین استفاده شده، $C_{12}H_{23}$ با وزن مولکولی ۱۶۷/۳۱ گرم بر مول است.

جدول ۲ - شرایط عملکردی و مرزی شبیه‌سازی حاضر

Table 2- Operating and boundary conditions of the simulation

	Temperature (K)	Mass flow rate (kg/s)	Density (Kg/m ³)	Tangential velocity (m/s)	Radial velocity (m/s)	Actual velocity (m/s)
Oxidizer	120	0.1	1002.0	8.2	4.7	7.4
Fuel	300	0.4	684.5	-22.2	-11.1	25.4

گسسته‌سازی عددی

در شبیه‌سازی موجود، از یک حلگر حجم محدود فشارمینا برای حل معادلات حاکم استفاده شده است. کوپلینگ سرعت و فشار در میدان جریان با استفاده از الگوریتم^۱ PISO و تکرار محاسبات در یک حلقه داخلی (در هر گام زمانی) انجام شده است [۲۳]. استفاده از این الگوریتم (مخصوصاً در مسائل ناپایا) بواسطه تکرار محاسبات در حلقه‌های داخلی، امکان افزایش پایداری عددی و افزایش گام زمانی فیزیکی را در عین استفاده از فاکتورهای زیرتخفیف نزدیک به واحد فراهم می‌کند. تمامی عبارات مشتق زمانی با استفاده از روش مرتبه دوم ضمنی عقب‌گرد گسسته‌سازی شده‌اند [۲۴]. گام زمانی ثابت و برابر ۳ میکروثانیه در نظر گرفته شده است که متناظر با بیشینه عدد کورانت ۰/۸ در میدان جریان است. سایر عبارات جابجایی و پخش (به غیر از معادلات پخش گونه و انتقال تنش‌های رینولدز که با روش عددی مرتبه دو گسسته شده‌اند) با استفاده از روش‌های عددی مرتبه سوم MUSCL^۲ (که با ترکیب یک روش اختلاف مرکزی و روش آپویند مرتبه دو به دست آمده است) گسسته‌سازی شده‌اند. برای میانگین‌گیری زمانی متغیرها، پس از اطمینان از گذشت زمان کافی برای تحقق ایستایی آماری جریان، اطلاعات میدان به مدت تقریبی ۶ برابر زمان اقامت پیش‌رانه‌ها در کل دامنه محاسباتی ثبت و فرایند میانگین‌گیری انجام شده است.

اعتبارسنجی نتایج عددی

با توجه به پیچیدگی ساخت‌افزاری طراحی و توسعه بسترآزمون پاشش و اختلاط فشاربالا تاکنون مطالعات تجربی بسیار محدودی در این زمینه گزارش شده است. از طرفی به‌علت تغییر رفتار بسیاری از روش‌های داده‌برداری اپتیکی لیزری تحت شرایط فشاربالا (نسبت به شرایط اتمسفریک)، در همین مطالعات تجربی محدود نیز عموماً از روش‌های اپتیکی ساده (برای ثبت تصاویر به‌صورت کیفی و نه کمی) استفاده شده است. این موضوع برای آنزکتورهای پیچشی پیچیده‌تر هم می‌شود (به‌علت پیچیدگی ساخت آنزکتور، کلکتور/کلگی آنزکتور و محفظه عریض پایین‌دست). از این‌رو متأسفانه امکان صحت‌گذاری مستقیم پژوهش حاضر وجود ندارد. با این وجود بنابر دلایل زیر صحت نتایج عددی حاصله به‌صورت غیرمستقیم برای نویسندگان محرز شده است:

اولاً پیشتر بسته عددی حاضر (روش عددی حجم محدود، فشار پایه، مدل توربولانسی URANS، معادله حالت SRK و خواص انتقالی فرا بحرانی) جهت شبیه‌سازی میدان جریان یک آنزکتور پیچشی تک‌پایه تحت شرایط فشاری فرا بحرانی مورد استفاده قرار گرفته است. نتایج عددی با داده‌های تجربی اعتبارسنجی شده و منتشر شده است [۷]. با توجه به اینکه رژیم ترمودینامیکی و فرایند تغییر فاز فواره پیچشی در مطالعه حاضر و مقاله مذکور دقیقاً مشابه یکدیگر است، در واقع این بسته عددی قبلاً صحت‌گذاری شده است.

همچنین، صحت محاسبات عددی انجام‌شده با بررسی پدیده‌های اصلی و دینامیک حاکم بر میدان جریان در مسئله حاضر و مقایسه آن‌ها با پدیده‌های تسخیر شده در میدان‌های جریان مشابه انجام نیز قابل اثبات است. برای مثال می‌توان به پدیده‌ها و ساختارهایی نظیر هسته گردابه‌ای مرکزی، ناحیه بازچرخشی مرکزی، برخورد صفحات مخروطی شبه‌مایع، ناپایداری کلونین-هلمهولتز، ناپایداری ریلی-تیلور (در قالب عبارت گشتاور باروکلینیک)، ریزش و ادغام گردابه‌ها و... اشاره کرد که تسخیر آنها مؤید صحت بسته عددی مورد استفاده است.

^۱ Pressure-Implicit with Splitting of Operators (PISO)

^۲ Monotone Upstream-Centered Schemes for Conservation Laws (MUSCL)

ارائه و بررسی نتایج

توصیف صحیح فرایند اختلاط در انژکتور پیچشی هم‌محور با شناسایی ساختار جریان در مقاطع مختلف انژکتور و ناحیه نزدیک به دهانه خروجی آن قابل دستیابی است. بدین منظور ابتدا مشخصه‌های کلان و پدیده‌های منحصربفرد میدان جریان نیمه کرایوژنیک انژکتور پیچشی هم‌محور تشریح می‌شود. در ادامه دینامیک حاکم بر ساختار جریان، از منتهی‌الیه انژکتور تا ناحیه نزدیک به دهانه خروجی، با استفاده از توزیع لحظه‌ای و میانگین‌گیری شده زمانی پارامترهای مهم و ارائه نتایج کمی مربوط به توزیع مکانی ورتیسسته و مولدهای آن (شامل گشتاور باروکلینیک^۱، اتساع حجمی^۲ و کج‌شدگی/کشیدگی ورتیسسته^۳) تحلیل می‌شود.

میدان جریان نزدیک انژکتور پیچشی هم‌محور گذربحرانی

شرایط مرزی و عملکردی مسئله به‌نحوی تنظیم شده‌اند که فشار سرتاسر میدان جریان نسبت به مقادیر فشار بحرانی سوخت و اکسنده بیشتر باشد. هر دو مؤلفه سوخت و اکسنده طی فرایند پاشش گذربحرانی از مقادیر دماهای فروبحرانی (حین ورود به مجاری درونی و پیرامونی انژکتور) به دماهای فرابحرانی (دمای محفظه تحت فشار) می‌رسند. شکل ۳ خطوط جریان متوسط اضافه‌شده بر توزیع سرعت محوری متوسط را برای میدان جریان نیمه‌کرایوژنیک حاضر نشان می‌دهد. در این شکل موقعیت محوری و شعاعی بی‌بعدشده به ترتیب $r^* = r/R_{n1}$ و $z^* = (z - z_{ep})/R_{n1}$ تعریف می‌شوند که در آن z_{ep} موقعیت محوری صفحه خروجی مجرای پیرامونی انژکتور است. در این شکل مسیر حرکت ذرات سیال و گردابه‌های تشکیل شده در سراسر میدان جریان مشاهده می‌شوند. مطابق اطلاعات جدول ۲، هر کدام از پیشرانها در بدو ورود به محفظه چرخش^۴ انژکتور فقط دارای مؤلفه‌های سرعت شعاعی و مماسی هستند و هیچ حرکتی در راستای محوری ندارند. اما فشار نسبی بالاتر در منتهی‌الیه محفظه‌های چرخش درونی و پیرامونی به تدریج سیال را در راستای محوری به پیش می‌راند. از طرفی مؤلفه مماسی سرعت که منجر به چرخش سیال حول محور انژکتور می‌شود، عبارت $-u_{\theta}^2/r$ را در معادله انتقال مومنتم شعاعی فعال کرده و منجر به فاصله گرفتن سیال شبه‌مایع از محور انژکتور و تشکیل یک فیلم شبه‌مایع می‌شود که سیال درون آن با حرکت محوری-مماسی از محفظه چرخش وارد نازل انژکتور شده و سپس از آن خارج می‌شود.

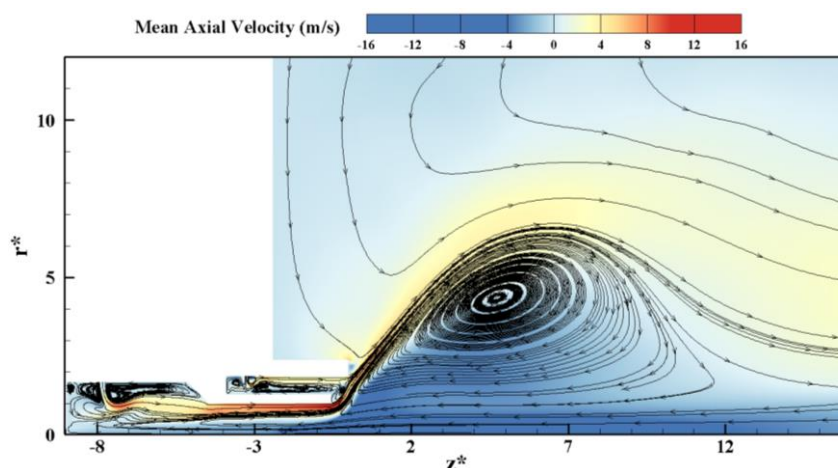


Figure 3 - Time-averaged axial velocity contour superimposed by the mean streamlines

شکل ۳ - خطوط جریان متوسط اضافه شده بر توزیع سرعت محوری

¹ Baroclinic torque
² Volume dilatation
³ Vortex tilting/stretching
⁴ Swirl chamber

به محض خروج اکسیژن شبه‌مایع از نازل مجرای درونی، مؤلفه شعاعی شتاب (گریز از مرکز) منجر به بازشدگی فیلم شبه‌مایع در راستای شعاعی می‌شود؛ در این شرایط مؤلفه سرعت مماسی فیلم شبه‌مایع تدریجاً به مؤلفه شعاعی تبدیل شده و یک صفحه شبه‌مایع مخروطی^۱ تشکیل می‌شود. این سناریو با اندکی تفاوت برای هر دو مؤلفه سوخت و اکسنده به وقوع می‌پیوندد. مشاهدات پیشین [۱۱] نشان می‌دهد که حرکت پیچشی سیال یک ناحیه فشار پایین (فشار بالا) در زیر (بالای) فیلم شبه‌مایع ایجاد می‌کند. افت فشار ایجاد شده در ناحیه فرورفتگی ناشی از پاشش مؤلفه پیرامونی، بر افزایش فشار مربوط به حرکت پیچشی مؤلفه درونی غلبه می‌کند. بنابراین در فرایند پاشش پیچشی هم‌محور، منطقه کم فشار ایجاد شده در ناحیه فرورفتگی، جریان مؤلفه درونی را به سمت بالا هدایت کرده و شرایط را برای برخورد صفحات مخروطی هموارتر می‌سازد.

شکل ۴ مشخصه‌های کلان میدان جریان انژکتور پیچشی هم‌محور را نشان می‌دهد. برای ترسیم یال مخروط ناقص هرکدام از پیش‌رانه‌های درونی و پیرامونی می‌توان خط جریان برآمده از گوشه داخلی مجاری درونی و پیرامونی را ترسیم کرد [۷]. α_0 و α_f به ترتیب بیانگر نیم‌زاویه پاشش جت‌های پیچشی اکسیژن و کروسین شبه‌مایع هستند. از آنجایی که زاویه افشانه اکسنده نسبت به سوخت بزرگتر است خطوط جریان سوخت و اکسنده با هم تلاقی کرده و منجر به تشکیل یک افشانه ترکیبی می‌شود. پس از خروج سیال از نازل انژکتور، مؤلفه مماسی سرعت و متعاقباً گرادیان فشاری شعاعی تدریجاً مضمحل می‌شوند. این فرایند به نوبه خود یک گرادیان فشاری محوری در مجاورت محور انژکتور ایجاد می‌کند که یک جریان برگشتی القا کرده و موجب شکل‌گیری ناحیه بازچرخشی مرکزی^۲ می‌شود [۲۵،۵]. مرز این ناحیه توسط مسیر حرکت ذرات خروجی از انژکتور احاطه می‌شود. مشخصه‌های CTRZ به نرخ اضمحلال سرعت پیچشی (در زمانی که جریان پیچشی انبساط می‌یابد) وابسته است [۲۶].

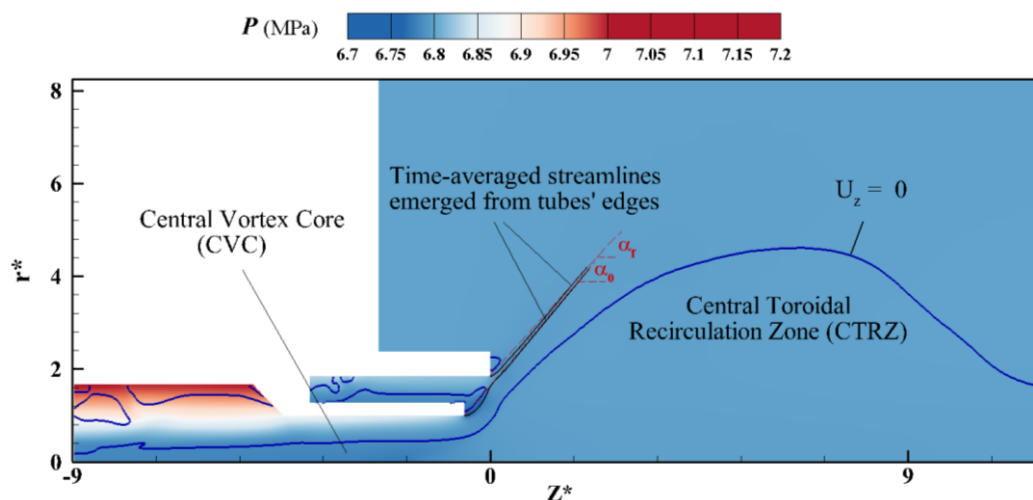


Figure 4 - Main characteristics of bi-swirl injector flow field

شکل ۴ - مشخصه‌های کلان میدان جریان انژکتور پیچشی هم‌محور

همانگونه که اشاره شد، مؤلفه مماسی سرعت سیال در امتداد محور مرکزی، از موقعیت محوری نوار ورودی تا درون محفظه پایین‌دست، دائماً در حال کاهش است؛ درون انژکتور به دلیل اثرات گرانیوی و خارج انژکتور به دلیل بازتوزیع مؤلفه مماسی سرعت در مؤلفه شعاعی آن. فشار استاتیکی میدان جریان نیز رفتار مشابهی از خود بروز می‌دهد. وجود این گرادیان فشاری معکوس منجر به کاهش تدریجی تکانه محوری می‌شود؛ به گونه‌ای که ضمن نزدیک شدن ذرات سیال به محور مرکزی (ناشی از گرادیان فشاری شعاعی)، نهایتاً در یک نقطه مؤلفه محوری سرعت ذرات سیال صفر شده که این نقطه تحت عنوان

^۱ Conical sheet

^۲ Central Toroidal Recirculation Zone (CTRZ)

نقطه سکون پایین دست نامیده می شود [۲۵-۲۷]. به محض رسیدن ذرات سیال به نقطه سکون پایین دست، گرادیان معکوس فشاری، ذرات را به درون نازل و سپس محفظه چرخش انژکتور شتاب می دهد. حرکت خلاف جهت سیال درون نازل و محفظه چرخش انژکتور ناحیه ای موسوم به هسته گردابه ای مرکزی^۱ را تشکیل می دهد [۱،۷]. محدوده ناحیه بازچرخشی مرکزی و هسته گردابه مرکزی را می توان با رسم خط تک مقدار سرعت نشان داد. گردابه بزرگ پایین دست انژکتور که در شکل ۳ نشان داده شده است، تقریب مناسبی از ابعاد گردابه بازچرخشی مرکزی است. این گردابه بطور قابل ملاحظه ای دینامیک میدان جریان نزدیک انژکتور را تحت تأثیر قرار می دهد؛ از این رو مشخصات آن (نظیر ابعاد، موقعیت مرکز آن و شیب خطوط وجه بالادست آن) بر کیفیت فرایند اختلاط اثر قابل توجهی دارد. در شکل ۳، خطوط جریان متوسط اضافه شده بر توزیع سرعت محوری متوسط نشان می دهند که نواحی CTRZ و CVC به همدیگر متصل هستند، لذا انتظار می رود دینامیک و ساختارهای همبند این نواحی نیز مشخصه های مشابهی داشته باشند.

برای درک بهتر دینامیک میدان جریان، مقادیر میانگین گیری شده زمانی مؤلفه های محوری، مماسی و شعاعی سرعت و فشار استاتیکی در امتداد خط افقی واصل منتهی الیه انژکتور و محفظه پایین دست (اندکی بالاتر از خط محوری انژکتور در $r^*=0.1$) در شکل ۵ رسم شده اند. مطابق این شکل مؤلفه شعاعی سرعت (و نرخ تغییرات آن) در حوالی خط مرکزی میدان جریان مقادیر نسبتاً ناچیزی دارد و از این رو نقش قابل توجهی در موازنه دینامیکی جریان سیال در این محدوده ایفاء نمی کند. در مقابل، تأثیرات مؤلفه محوری سرعت و فشار استاتیکی در دینامیک جریان قابل توجه است. روند تغییرات سرعت محوری و فشار استاتیکی حاکی از آن است که یک گرادیان فشار معکوس موجب شتاب گیری ذرات سیال در محدوده $9 < Z^* < -1$ به سمت منتهی الیه انژکتور می شود. در مسیر بازگشت سیال به محفظه چرخش و در نزدیکی مقطع $Z^* = -2$ مقدار فشار استاتیکی کمینه می شود. این گرادیان فشار در محدوده $Z^* = -2$ تا انتهای انژکتور شتاب مثبتی به ذرات سیال وارد می کند و باعث کاهش مقدار منفی سرعت ذرات تا رسیدن به مقدار صفر در منتهی الیه انژکتور می شود؛ در واقع ذرات سیال با یک مقاومت فشاری مواجه شده و در منتهی الیه انژکتور متوقف می شوند. در ادامه ذرات سیال جهت حرکت خود را تغییر داده و همراه با سیال تازه وارد شده به انژکتور به سمت نازل مجرای داخلی حرکت می کنند. هم چنین شکل ۵ نشان می دهد که مؤلفه مماسی سرعت در هسته چرخش مرکزی بسیار ناچیز بوده و در ناحیه بازیابی فشار به حداکثر مقدار خود رسیده است.

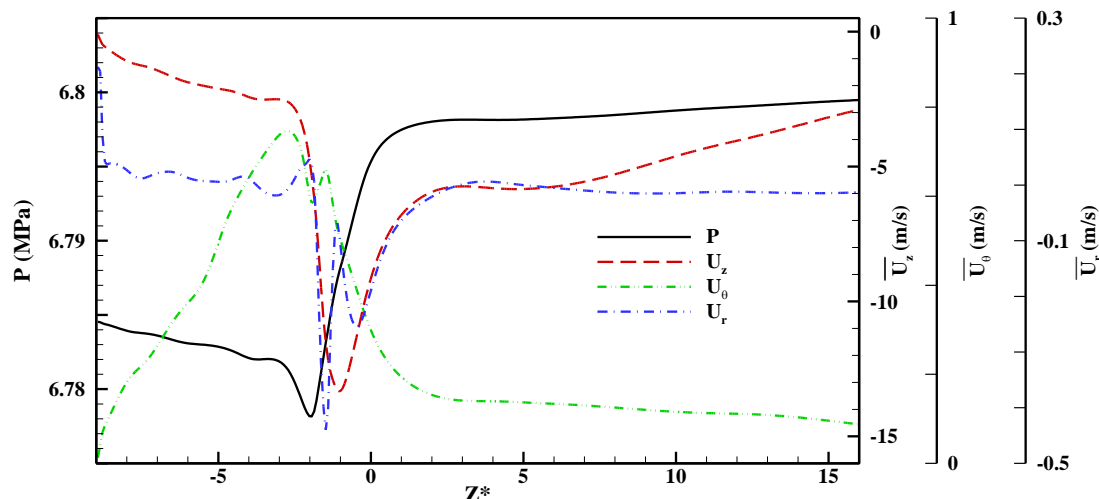


Figure 5 - Time-averaged static pressure, axial, radial and tangential components of velocity along the axial line $r^*=0.1$

شکل ۵ - منحنی های فشار استاتیکی متوسط و مؤلفه های میانگین گیری شده محوری، مماسی و شعاعی سرعت در امتداد خط محوری

$$r^* = 0.1$$

¹ Central Vortex Core (CVC)

میدان جریان داخل انژکتور پیچشی هم‌محور گذر بحرانی

شکل ۶ خطوط جریان متوسط اضافه شده بر توزیع سرعت محوری متوسط در محفظه چرخش انژکتور را نشان می‌دهد. با ورود اکسیژن شبه‌مایع به محفظه چرخش، سه حباب بازچرخشی^۱ در اطراف مجرای ورودی ایجاد می‌شود. به دلیل فاصله نوار ورودی اکسنده از دیواره انتهایی انژکتور، بخشی از جریان سیال حین ورود به محفظه چرخش به سمت انتهای انژکتور حرکت کرده و پس از برخورد با لایه چسبیده به دیواره تغییر جهت داده و با ملحق شدن به جریان اصلی، ضمن افزایش سرعت جریان، به سمت نازل انژکتور حرکت می‌کند. ابعاد حباب‌های شماره ۲ و ۳ متأثر از موقعیت محوری نوار ورودی اکسنده در محفظه چرخش انژکتور است [۸]. همچنین حباب شماره ۳ در ناحیه‌ای محصور بین دیواره محفظه چرخش و امتداد دیواره نازل انژکتور تشکیل می‌شود. ناحیه‌ای از میدان جریان که در آن سیال با سرعت مماسی وارد محفظه چرخش شده و لایه نسبتاً ضخیم اکسیژن شبه‌مایع در مجاورت دیواره را ایجاد می‌کند، ناحیه در حال توسعه^۲ نامیده می‌شود. خطوط جریان موازی با محور مرکزی انژکتور در شکل ۶، مسیر حرکت سیال درون هسته‌گازی تا رسیدن به نقطه سکون و بازگشت مجدد به سمت محفظه پایین‌دست را نشان می‌دهد (مرز هسته‌گردابه مرکزی در شکل ۲ با رسم خط تک‌مقدار سرعت به‌ازای صفر مشخص شده است).

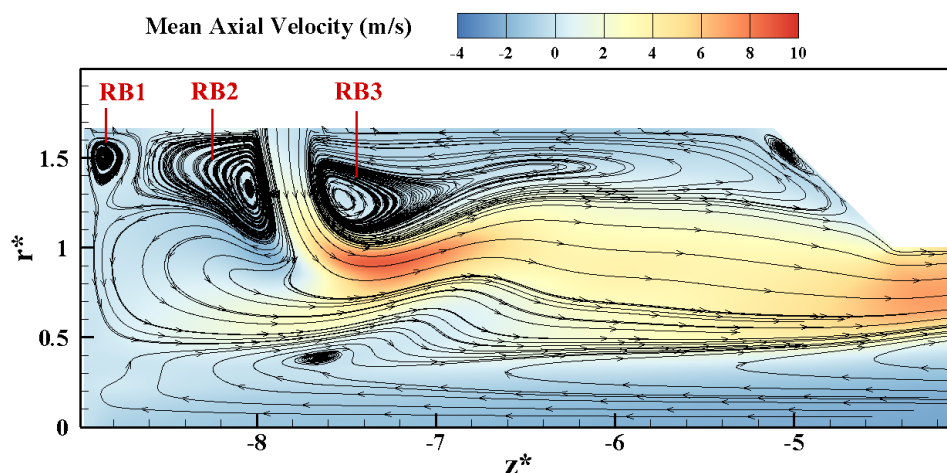


Figure 6 - Time-averaged axial velocity contour superimposed by the mean streamlines at vortex chamber of Bi-swirl injector

شکل ۶ - خطوط جریان متوسط اضافه شده بر توزیع سرعت محوری متوسط در محفظه چرخش انژکتور پیچشی هم‌محور

شکل ۷ توزیع شعاعی مؤلفه‌های مماسی، محوری و شعاعی سرعت در مقاطع مختلف محفظه چرخش را نشان می‌دهد. بررسی نتایج حاکی از آن است که سرعت مماسی در هسته‌گازی ناچیز بوده و با حرکت به سمت فیلم شبه‌مایع به آرامی افزایش می‌یابد [۲۸]. مقادیر سرعت مماسی و شعاعی بر خلاف سرعت محوری روی خط مرکزی انژکتور تقریباً برابر صفر است. سرعت محوری روی خط مرکزی انژکتور با حرکت به سمت نقطه سکون در منتهی‌الیه آن کاهش می‌یابد. مشاهده می‌شود که مقادیر سرعت شعاعی در محفظه چرخش ناچیز است. تغییر محسوس پروفیل مؤلفه‌های سرعت در موقعیت محوری $Z^* = -7$ ناشی از اندرکنش خطوط جریان سیال شبه‌مایع تازه‌وارد و جریان برگشتی از انتهای انژکتور زیر حباب بازچرخشی شماره ۳ است. با حرکت از موقعیت محوری $Z^* = -7$ به پایین‌دست میدان جریان، گردان‌های سرعت در راستای شعاعی به‌تدریج و بر اثر عملکرد پدیده‌های پخش مولکولی و آشفته‌گی نرم می‌شوند.

¹ Recirculating Bubble (RB)

² Developing region

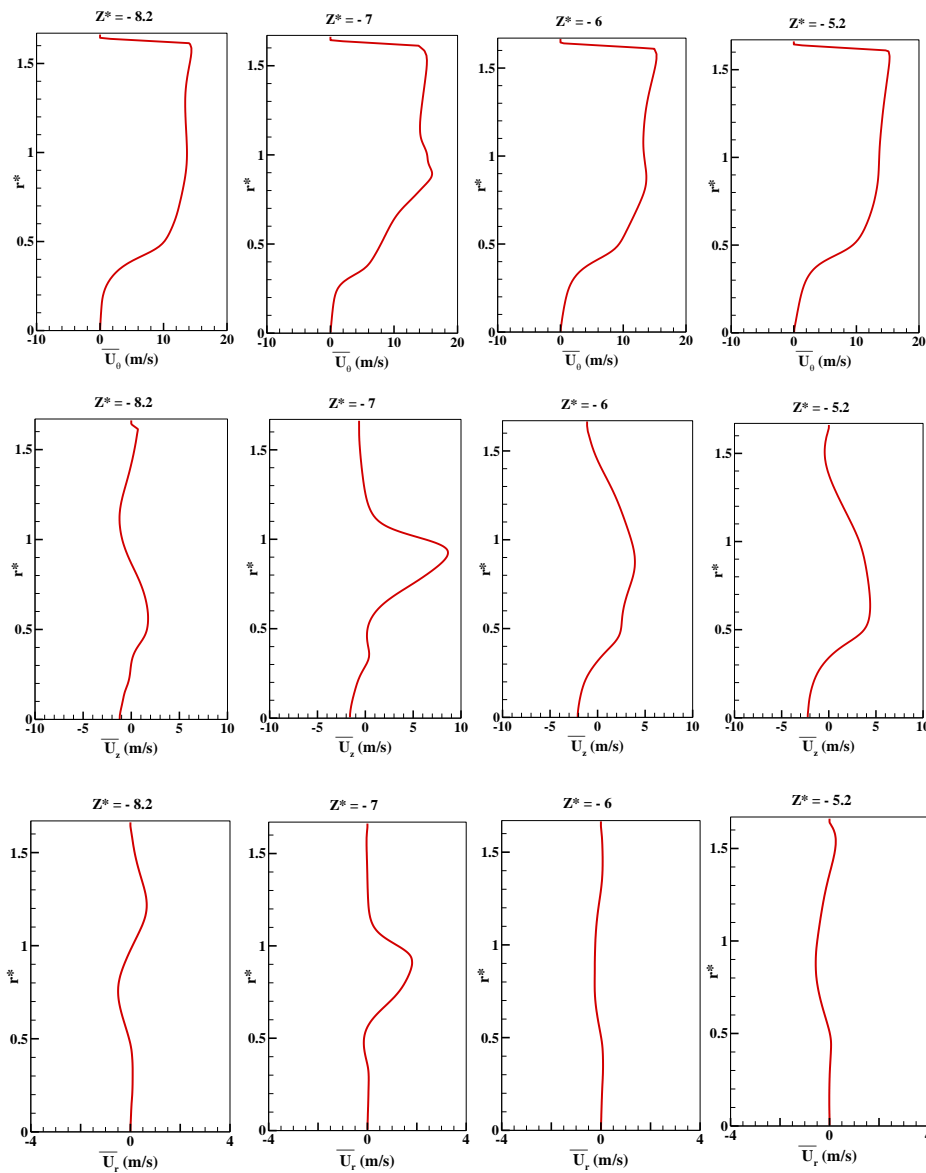


Figure 7 - Radial distribution of time-averaged velocity components at different axial sections of injector swirl chamber

شکل ۷ - توزیع شعاعی مؤلفه‌های میانگین‌گیری شده سرعت در مقاطع محوری مختلف محفظه چرخش انژکتور

با نزدیک شدن سیال به نازل انژکتور، با تبدیل فشار استاتیکی ناشی از حرکت پیچشی به شتاب محوری در خروجی نازل، سرعت محوری جریان اکسیژن شبه‌مایع به تدریج افزایش یافته و (با توجه به ضرورت پایداری جرم) ضخامت فیلم اکسیژن کاهش می‌یابد (شکل ۸). از این منطقه تحت عنوان ناحیه شتاب‌گیری^۱ یاد می‌شود.

خطوط متوسط جریان در مجرای خارجی و نازل انژکتور در شکل ۸ ارائه شده است. با ورود کروسین به مجرای پیرامونی حباب‌های بازچرخشی شماره ۴، ۵ و ۶ آن را احاطه می‌کنند. آرایش حباب‌های بازچرخشی تقریباً شبیه آن چیزی است که در مجرای درونی انژکتور و پس از ورود مؤلفه اکسنده به محفظه چرخش ایجاد شد، اما ابعاد آن‌ها با یکدیگر متفاوت است. حباب

¹ Accelerating region

بازچرخشی شماره ۸ که در مقابل نازل سوخت ایجاد شده است، بخشی از مسیر خروجی کروسین شبه‌مایع را مسدود می‌کند. به نظر می‌رسد که این پدیده منجر به تشکیل یک جریان برگشتی و حباب بازچرخشی شماره ۷ با ابعاد قابل توجه می‌شود که با تنگ کردن سطح مقطع مفید در مسیر مؤلفه سوخت، ضمن افزایش مؤلفه سرعت محوری ممکن است منجر به کاهش نسبی زاویه بازشدگی فواره سوخت (نسبت به شرایطی که مجرای داخلی مسدود باشد) شود ($\alpha = \tan^{-1}(u_{\theta}/u_z)$).

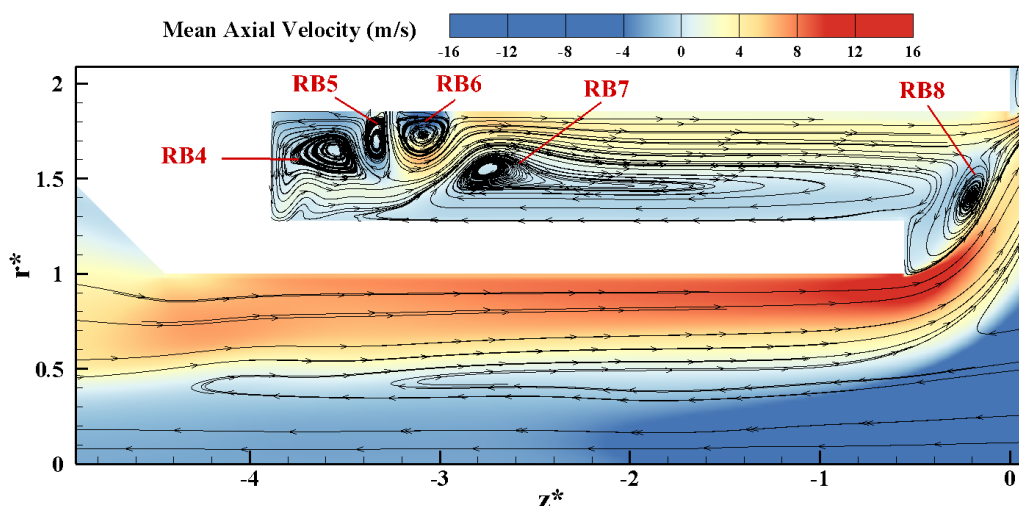


Figure 8 - Time-averaged axial velocity contour superimposed by the mean streamlines at nozzle and outer duct of bi-swirl injector

شکل ۸ - خطوط جریان متوسط اضافه شده بر توزیع سرعت محوری متوسط در نازل و مجرای پیرامونی انژکتور پیچشی هم‌محور

رژیم جریان در راستای شعاعی انژکتور را می‌توان به چهار ناحیه تقسیم کرد. این نواحی عبارت‌اند از: ۱- ناحیه دیواره^۱، ۲- ناحیه گردابه آزاد^۲، ۳- ناحیه انتقال^۳ و ۴- ناحیه گرداب اجباری^۴. شکل ۹ توزیع شعاعی سرعت مماسی و محوری در موقعیت $z^* = -1$ را نشان می‌دهد که نواحی چهارگانه میدان جریان انژکتور در راستای شعاعی نیز در این شکل مشخص شده است. در ناحیه دیواره سرعت مماسی سریعاً به صفر نزدیک می‌شود تا لایه مرزی دیواره را شکل دهد. با حرکت به سمت خط محوری، یک ناحیه گردابه آزاد در نزدیکی دیواره شکل می‌گیرد که در آن مومنتم زاویه‌ای (rU_{θ}) ثابت است. سرعت مماسی طبق رابطه $U_{\theta} = \Gamma/2\pi r$ بیان می‌شود که در آن Γ گردش ثابت^۵ و r فاصله شعاعی از خط محوری انژکتور است. از طرفی در ناحیه گرداب اجباری در هسته گازی، سرعت زاویه‌ای (ω) ثابت می‌ماند. با توجه به اینکه $U_{\theta} = r\omega$ ، بنابراین مومنتم زاویه‌ای در ناحیه گرداب اجباری با افزایش فاصله از محور انژکتور، افزایش می‌یابد. در ناحیه انتقال که توسط تنش‌های برشی مماسی در منطقه برخورد فیلم اکسیژن مایع و هسته گازی ایجاد می‌شود، پروفیل سرعت مماسی به آرامی بین دو ناحیه گرداب آزاد و اجباری تغییر می‌کند. با وجود تنش‌های برشی کوچک در ناحیه گازی تفکیک ناحیه انتقال از ناحیه گرداب آزاد به صورت دقیق ممکن نیست [۸]. در واقع زمانی که چگالی هسته گازی بالا باشد، تنش‌های برشی در این ناحیه می‌توانند با تأثیر بر پروفیل سرعت محوری مرز ناحیه انتقال را تغییر دهند. آن‌چنان که در قسمت بعدی بحث می‌شود، در ناحیه انتقال اندازه ورتیسیته به شکل قابل توجهی افزایش می‌یابد. این پارامتر در ناحیه دیواره نیز به حداکثر مقدار خود در امتداد شعاعی می‌رسد.

¹ Wall region
² Free vortex
³ Transition
⁴ Forced vortex
⁵ Constant circulation

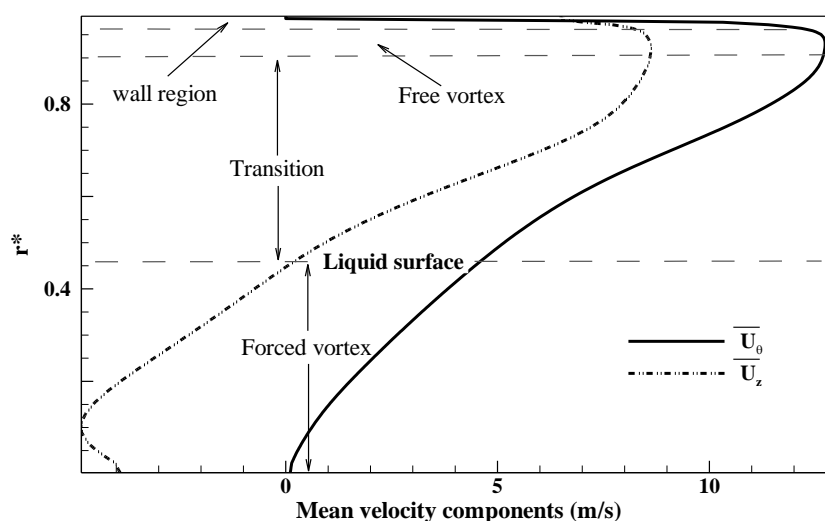


Figure 9 - Different regions in injector nozzle ($z^* = -1$)

شکل ۹ - نواحی مختلف در نازل انژکتور ($z^* = -1$)

دینامیک میدان جریان انژکتور پیچشی هم‌محور

الف) میدان جریان داخل انژکتور

ورتیسیته یک کمیت دینامیکی بسیار مهم در شکل‌گیری و توسعه آشفتگی است، زیرا: ۱- آشفتگی توسط مقادیر بسیار بزرگ اغتشاشات ورتیسیته مشخصه‌بندی می‌شود، ۲- کج‌شدگی/کشیدگی ورتیسیته یک اثر غیرخطی مهم در انتقال انرژی در طیف مقیاس‌های اغتشاشی است، ۳- ورتیسیته به‌طور ویژه در موضوع مشخصه‌های ناپایداری جریان که منجر به ایجاد آشفتگی می‌شود مهم است و نهایتاً ۴- ورتیسیته ارتباط مستقیمی با نرخ اتلاف انرژی جنبشی و هم‌چنین تنش‌های رینولدز دارد [۲۹]. در این بخش با هدف شناسایی پدیده‌های مؤثر بر تولید و اضمحلال ورتیسیته در میدان جریان مسئله حاضر، به بررسی توزیع بودجه‌های ورتیسیته در مقاطع مختلف پرداخته می‌شود. با کرل گرفتن از معادله مومنتم رابطه زیر به‌دست می‌آید:

$$\frac{D\vec{\omega}}{Dt} = (\vec{\omega} \cdot \nabla) \vec{u} - (\nabla \cdot \vec{u}) \vec{\omega} + \frac{1}{\rho^2} (\nabla \rho \times \nabla P) + \nabla \times \left(\frac{1}{\rho} \nabla \cdot \vec{\tau} \right) \quad (13)$$

سمت چپ معادله مبین مشتق مادی ورتیسیته می‌باشد. عبارت اول در سمت راست، معرف کج‌شدگی/کشیدگی ورتیسیته است که یک اثر غیرخطی مهم در انتقال انرژی در طیف مقیاس‌های اغتشاشی است. عبارت دوم بیانگر اتساع حجمی است که نشان‌دهنده تغییرات حجمی ناشی از تغییر فشار است. عبارت سوم گشتاور باروکلینیک تولید شده ناشی از غیرهمراستایی بردارهای گرادیان فشار و گرادیان چگالی را نشان می‌دهد و عبارت آخر معرف اثرات پخش لزج^۱ است.

توزیع لحظه‌ای اندازه ورتیسیته در میدان جریان انژکتور پیچشی هم‌محور در شکل ۱۰ نشان داده شده است. مناطق دارای ورتیسیته قوی در لایه مرزی نزدیک دیواره و در لایه برشی بین فیلم شبه‌مایع متراکم و هسته گازی در داخل انژکتور متمرکز می‌شوند. هم‌چنین در ناحیه انتقال که نواحی گرداب آزاد و گرداب اجباری را به هم متصل می‌کند، یک لایه ورتیسیته نسبتاً قوی ایجاد می‌شود. با خروج لایه ورتیسیته از لبه انژکتور چرخیدن، کج شدن و کشیدگی آن باعث ایجاد گردابه‌های کوچک‌تر می‌شود. این گردابه‌ها با جریان اطراف خود برهم‌کنش داشته و با ادغام در آن به سمت پایین دست میدان پراکنده می‌شوند.

¹ Viscous Dissipation

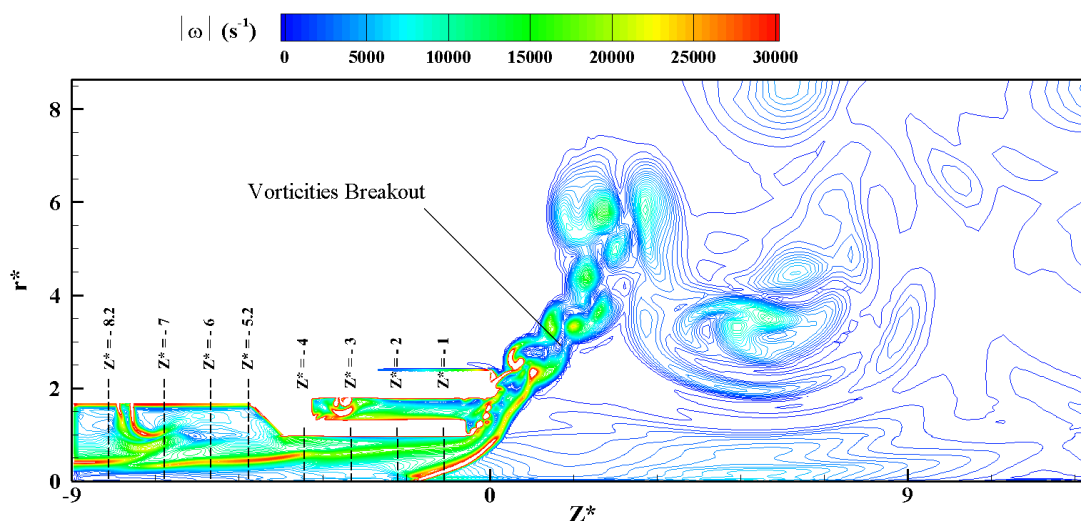


Figure 10 - Instantaneous distribution of vorticity magnitude in bi-swirl injector flow field

شکل ۱۰ - توزیع لحظه‌ای ورتیسیت‌های در میدان جریان انژکتور پیچشی هم‌محور

با هدف بررسی کمی نقش ورتیسیت‌ها در شکل‌گیری پدیده‌های ظاهر شده در میدان جریان انژکتور، توزیع شعاعی میانگین‌گیری شده زمانی (در راستای مماسی) بودجه‌های ورتیسیت‌ها در موقعیت‌های مختلف محوری محفظه چرخش در شکل ۱۱ ارائه شده است. در مقطع $Z^* = -8/2$ (مابین نوار ورودی اکسیژن شبه‌مایع و دیواره انتهایی انژکتور) فعالیت چشمگیر عبارت کج‌شدگی/کشیدگی ورتیسیت‌ها در کنار مقادیر کاملاً ناچیز عبارات اتساع حجمی و گشتاور باروکلینیک حاکی از غالب بودن این عبارت در تولید ورتیسیت‌ها در محفظه چرخش انژکتور می‌باشد. در مقطع $Z^* = -7$ تغییرات شدید این عبارت در ناحیه‌ای بین حباب بازچرخشی و مرز هسته گردابه مرکزی رخ می‌دهد، به نحوی که اندازه عبارت کج‌شدگی/کشیدگی به چهار برابر مقدار آن در موقعیت‌های محوری دیگر رسیده است. با حرکت به سمت پایین دست میدان و نزدیک شدن به انتهای محفظه چرخش توزیع این عبارت در راستای شعاعی یکنواخت‌تر شده و مقدار آن نیز کاهش می‌یابد.

توزیع شعاعی عبارت‌های بودجه ورتیسیت‌ها در نازل مجرای درونی، بیانگر آن است که مقدار عبارت کج‌شدگی/کشیدگی ورتیسیت‌ها در نازل انژکتور نسبت به ناحیه شتاب‌گیری اولیه کمتر است. از طرفی تا موقعیت محوری $Z^* = -3$ عبارات‌های اتساع حجمی و گشتاور باروکلینیک هم‌چنان نقشی در تولید ورتیسیت‌ها ایفا نمی‌کنند. با توجه به شکل ۸ و توزیع شعاعی بودجه‌های ورتیسیت‌ها در شکل ۱۲ مشاهده می‌شود که در موقعیت محوری $Z^* = -2$ و شعاع $r^* = 0/2$ که متناظر با ناحیه‌ای با گرادیان سرعت بالا است، عبارات اتساع حجمی و گشتاور باروکلینیک فعال می‌شوند. از طرفی در ناحیه مذکور مقادیر این دو عبارت از مقدار عبارت کج‌شدگی/کشیدگی پیشی گرفته و به عوامل غالب در تولید ورتیسیت‌ها تبدیل شده‌اند. در موقعیت محوری $Z^* = -1$ مقدار این دو عبارت نسبت به مقاطع قبلی بیشتر از پنج برابر شده است.

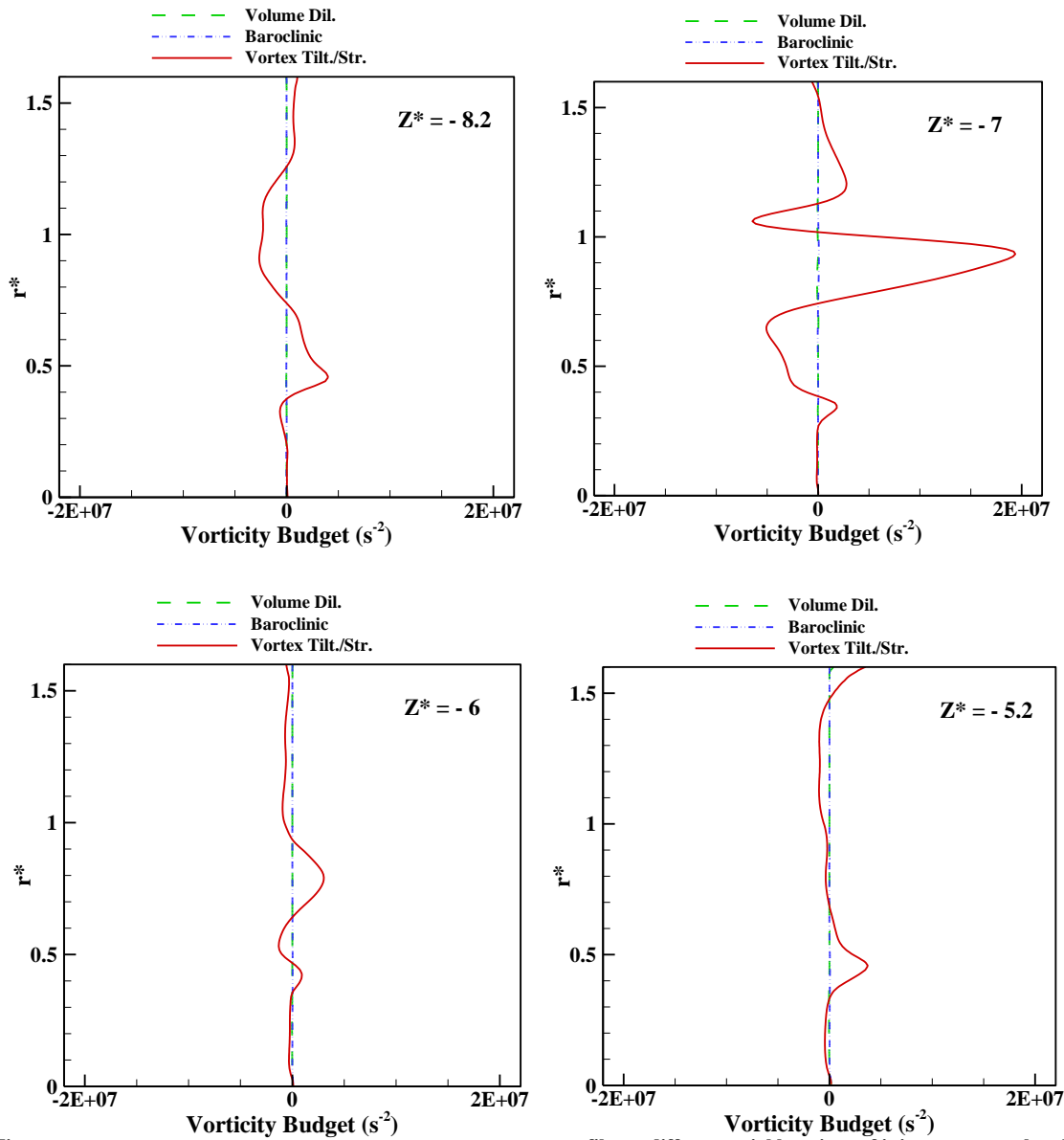


Figure 11 - Non-dimensionalized time-averaged vorticity budget profiles at different axial locations of injector vortex chamber
 شکل ۱۱ - پروفیل‌های بی‌بعد شده و میانگین‌گیری شده زمانی بودجه ورتیسیتته در مقاطع محوری مختلف محفظه چرخش انژکتور

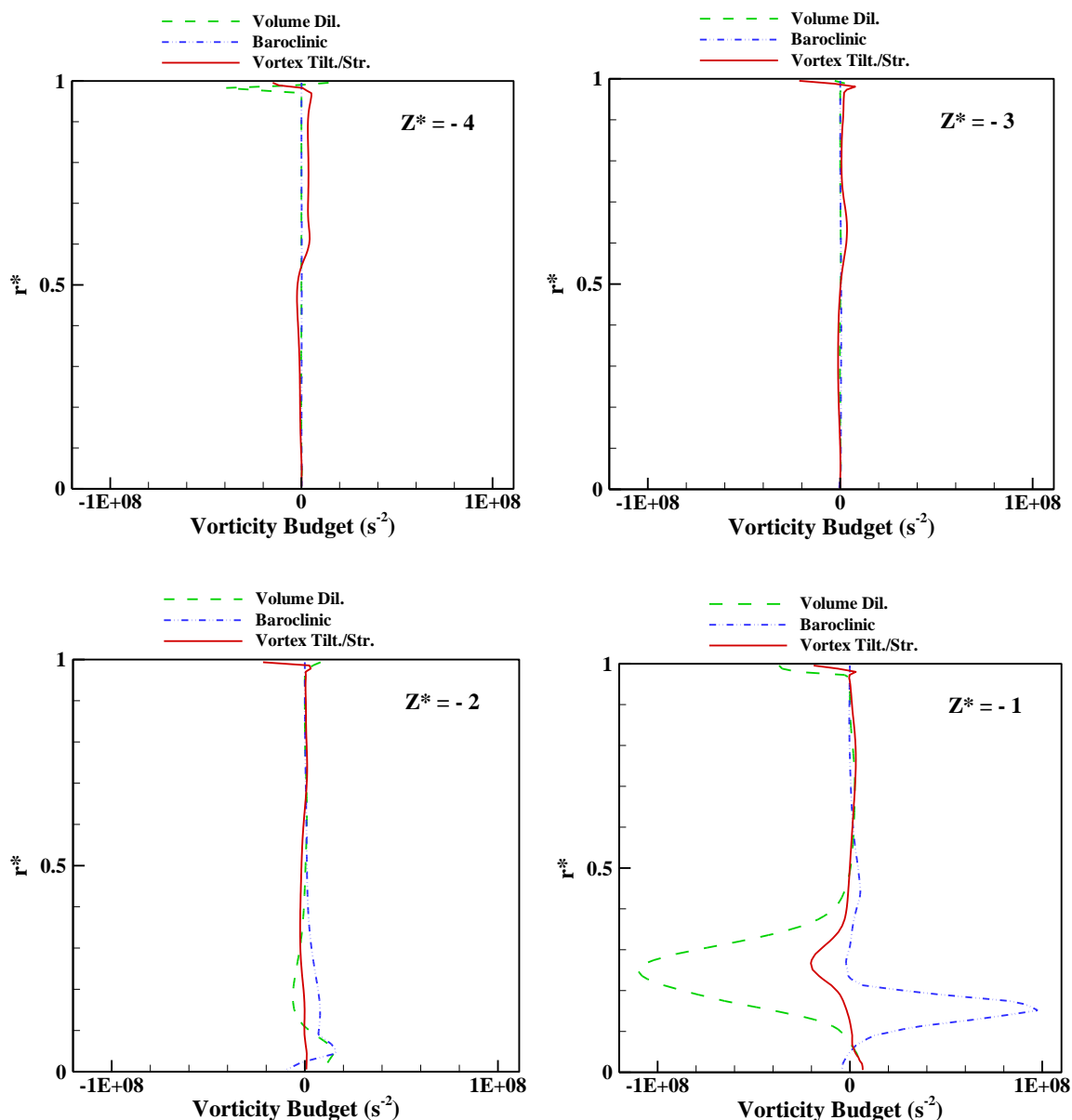


Figure 12 - Non-dimensionalized time-averaged vorticity budget profiles at different axial locations of injector nozzle

شکل ۱۲ - پروفیل‌های بی‌بعد شده و میانگین‌گیری شده زمانی بودجه ورتیسیتته در مقاطع محوری مختلف نازل انژکتور

ب) میدان جریان نزدیک انژکتور

شکل ۱۳ خطوط متوسط جریان اضافه شده بر توزیع چگالی متوسط و چگالی لحظه‌ای میدان جریان مقابل دهانه انژکتور را نشان می‌دهد. اختلاط بین جریان کروسین و اکسیژن شبه‌مایع از ناحیه فرورفتگی انژکتور آغاز می‌شود. جریان اکسیژن شبه-مایع به محض خروج از نازل انژکتور به سمت بالا پخش می‌شود و با ایجاد یک صفحه شبه‌مایع مخروطی بخشی از مسیر جریان کروسین را مسدود می‌کند. بخشی از جریان کروسین نیز به محض خروج از مجرای پیرامونی انژکتور به سمت پایین حرکت می‌کند تا فضای خالی ناحیه فرورفتگی مجرای درونی انژکتور را اشغال کند. در محل تماس این دو جریان گردابه بازچرخشی شماره ۸ ایجاد می‌شود.

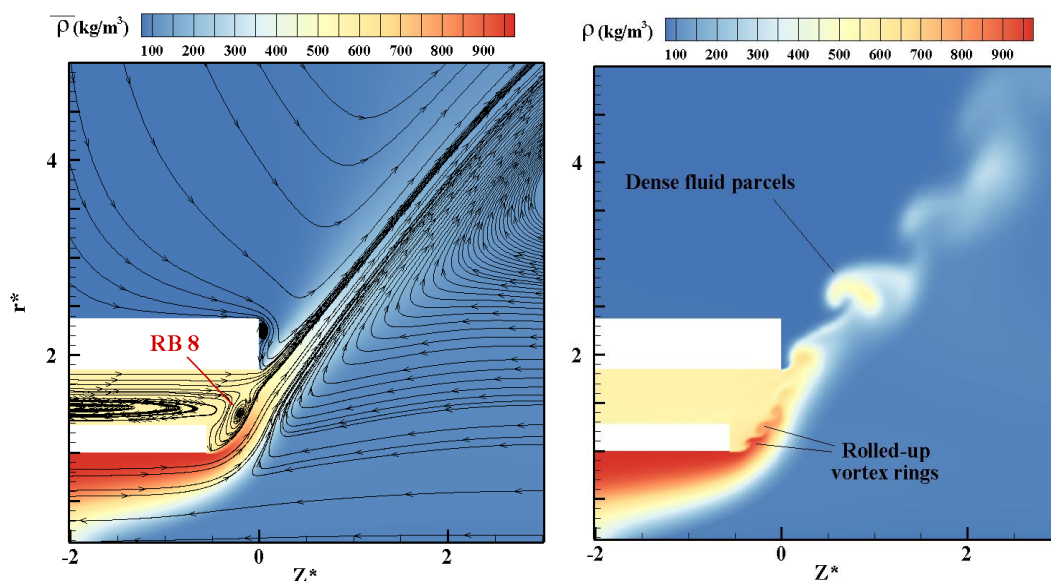


Figure 13 - Instantaneous distribution of density (Right) and time-averaged density contour superimposed by the mean streamlines near the injector exit (Left)

شکل ۱۳ - توزیع لحظه‌ای چگالی (سمت راست) و خطوط جریان متوسط اضافه شده بر توزیع چگالی میانگین گیری شده در ناحیه نزدیک خروجی انژکتور (سمت چپ)

با توجه به توزیع لحظه‌ای چگالی مشاهده می‌شود که بر خلاف فیلم مایع خروجی از انژکتورهای پیچشی در شرایط فروبهرانی، هیچ مرز دقیقی بین فیلم باز شونده و محیط اطراف وجود ندارد؛ در واقع پروفیل چگالی از مقادیر بالای مربوط به ذرات چگال درون فیلم شبه‌مایع طی تغییرات نسبتاً شدید اما پیوسته‌ای به مقادیر کم مربوط به سیال نسبتاً گرم محیط اطراف می‌رسد. مطابق شکل ۱۳ سطح فیلم اکسیژن شبه‌مایع به محض خروج از نازل انژکتور ناپایدار می‌شود. در واقع اختلاف مومنتم شدید فواره شبه‌مایع کرایونیک و سیال نسبتاً ساکن محیط اطراف منجر به فعال شدن سازوکار ناپایداری هیدرودینامیکی کلون-هلمهولتز می‌شود. در نتیجه سطح فیلم اکسیژن به صورت چین‌خورده^۱ در می‌آید. اغتشاشات اولیه روی سطح فواره سریعاً رشد کرده و به مود غیرخطی وارد می‌شوند. در ادامه این امواج رشد یافته غیرخطی گردابه‌های حلقوی گردشده‌ای را در سطح خارجی فواره اکسیژن شبه‌مایع تشکیل می‌دهند. ناپایداری‌های حلقوی سریعاً کل ضخامت فیلم مایع را در بر می‌گیرند و منجر به جدا شدن تکه‌هایی از سیال چگال می‌شوند. بنابراین در شرایط فشاری فرابهرانی فرایند شکست متداول مایع با اختلاط آشفته در مقیاس بزرگ جایگزین می‌شود و در نتیجه اکسیژن شبه‌مایع و کروسین به‌طور مؤثری توسط ساختارهای هم‌بسته^۲ در هم آمیخته شده و به پایین دست منتقل می‌شوند. شایان ذکر است که فرورفتگی مجرای داخلی شرایط مناسبی برای اندرکنش و برخورد پیش‌رانه‌ها بوجود می‌آورد و باعث افزایش بازده اختلاط می‌شود.

توزیع شعاعی بودجه‌های ورتیسیتته در ناحیه فرورفتگی مجرای داخلی در شکل ۱۴ ارائه شده است. در این ناحیه هر سه عبارت کج‌شدگی/کشیدگی، اتساع حجمی و گشتاور باروکلینیک در تولید ورتیسیتته نقش ایفا می‌کنند. از آنجایی که مقطع محوری اول در مجاورت صفحه خارجی مجرای درونی و پیرامونی انژکتور قرار گرفته است، اثرات موضعی گردابه بازچرخشی شماره ۸ ضعیف‌تر از حدی است که بتواند عبارات بودجه ورتیسیتته را در ناحیه بین لایه‌های پیچشی فیلم اکسیژن و کروسین تحت تأثیر قرار دهد. از طرف دیگر فرصت کافی برای پروفیل‌های تند عبارات بودجه ورتیسیتته وجود ندارد تا بتوانند در راستای

¹ Wrinkled

² Coherent structures

شعاعی پخش شوند. از این رو عبارات گشتاور باروکلینیک، اتساع حجمی و کج‌شدگی ورتیسیت در محدوده بین لایه‌های پیچشی اکسیژن شبه‌مایع و کروسین (که در این ناحیه گرادبان شدید چگالی وجود دارد)، مقادیر قابل توجهی ندارند. در موقعیت دوم ($Z^* = -0.4$) اندازه عبارات بودجه ورتیسیت با اندکی فاصله گرفتن از دیواره ناحیه فرورفتگی، به دلیل فعال شدن سازوکار ناپایداری کلون-هلمهولتز و گردابه بازچرخشی شماره ۸ افزایش پیدا کرده است. نتایج حاکی از آن است که در پایین-دست لایه بین جریان‌های پیچشی اکسیژن و کروسین سهم عبارت کشیدگی/کج‌شدگی ورتیسیت نسبت به بالادست لایه مذکور کم‌تر است (تقریباً نصف)، حال آن که عبارات گشتاور باروکلینیک و اتساع حجمی تقریباً سهم یکسانی در تولید ورتیسیت در دو ناحیه عنوان شده دارند. در ادامه هم‌چنانی که در نمودار مقاطع بعدی مشخص است، صرف‌نظر از پخش‌شدگی شعاعی محدودی که برای تمام عبارات بودجه ورتیسیت رخ داده است، تفاوت قابل توجهی بین پروفیل مقاطع محوری 0.3 - و 0.1 - وجود ندارد.

شکل ۱۵ پروفیل‌های شعاعی عبارات بودجه ورتیسیت را در خارج از محدوده فرورفتگی انژکتور (میدان نزدیک انژکتور) نشان می‌دهد. در موقعیت محوری $Z^* = 0.1$ پدیده قابل مشاهده، اوج‌گیری سهم گشتاور باروکلینیک است. با حرکت به سمت پایین دست میدان عبارات بودجه ورتیسیت تقریباً سهم برابری در تولید آن دارند و دیگر خواننده با تعدادی منحنی منظم که در مرز بالا و پایینی ناحیه بین جریان پیچشی اکسیژن و کروسین اوج می‌گیرند، مواجه نیست. این موضوع در نمودار موقعیت محوری $Z^* = 0.5$ قابل مشاهده است. مقادیر عبارات بودجه ورتیسیت با ورود به ناحیه بازچرخشی مرکزی به تدریج کاهش می‌یابند، به نحوی که مقادیر عبارات در موقعیت محوری $Z^* = 1$ نسبت به موقعیت محوری $Z^* = 0.5$ تقریباً یک‌ششم برابر شده است. نمودار مقاطع $Z^* = 1$ و $Z^* = 3/5$ حاکی از آن است که فعالیت عبارات بودجه ورتیسیت عمده‌تاً در مجاورت مرزهای هسته گردابه مرکزی رخ می‌دهد. هم‌چنین با حرکت به سمت پایین‌دست میدان و نزدیک‌شدن به مرکز هسته گردابه مرکزی عبارت اتساع حجمی عملاً نقشی در تولید ورتیسیت نداشته و دو عبارت کج‌شدگی/کشیدگی و گشتاور باروکلینیک سهم بیشتری را به خود اختصاص می‌دهند.

با بررسی توزیع ورتیسیت و اندازه عبارات بودجه آن در موقعیت‌های محوری میدان جریان مشخص می‌شود که اختلاط مؤثر و بهینه مؤلفه‌های سوخت و اکسنده در ناحیه فرورفتگی انژکتور پیچشی هم‌محور و در بالای لایه بین جریان پیچشی اکسیژن شبه‌مایع و جریان پیچشی کروسین رخ می‌دهد. در این منطقه با فعال شدن ناپایداری‌های هیدرودینامیکی کلون-هلمهولتز، اثرات گردابه‌های بازچرخشی تولید شده قابل توجه بوده و به شدت سهم کج‌شدگی/کشیدگی ورتیسیت را تحریک می‌کند.

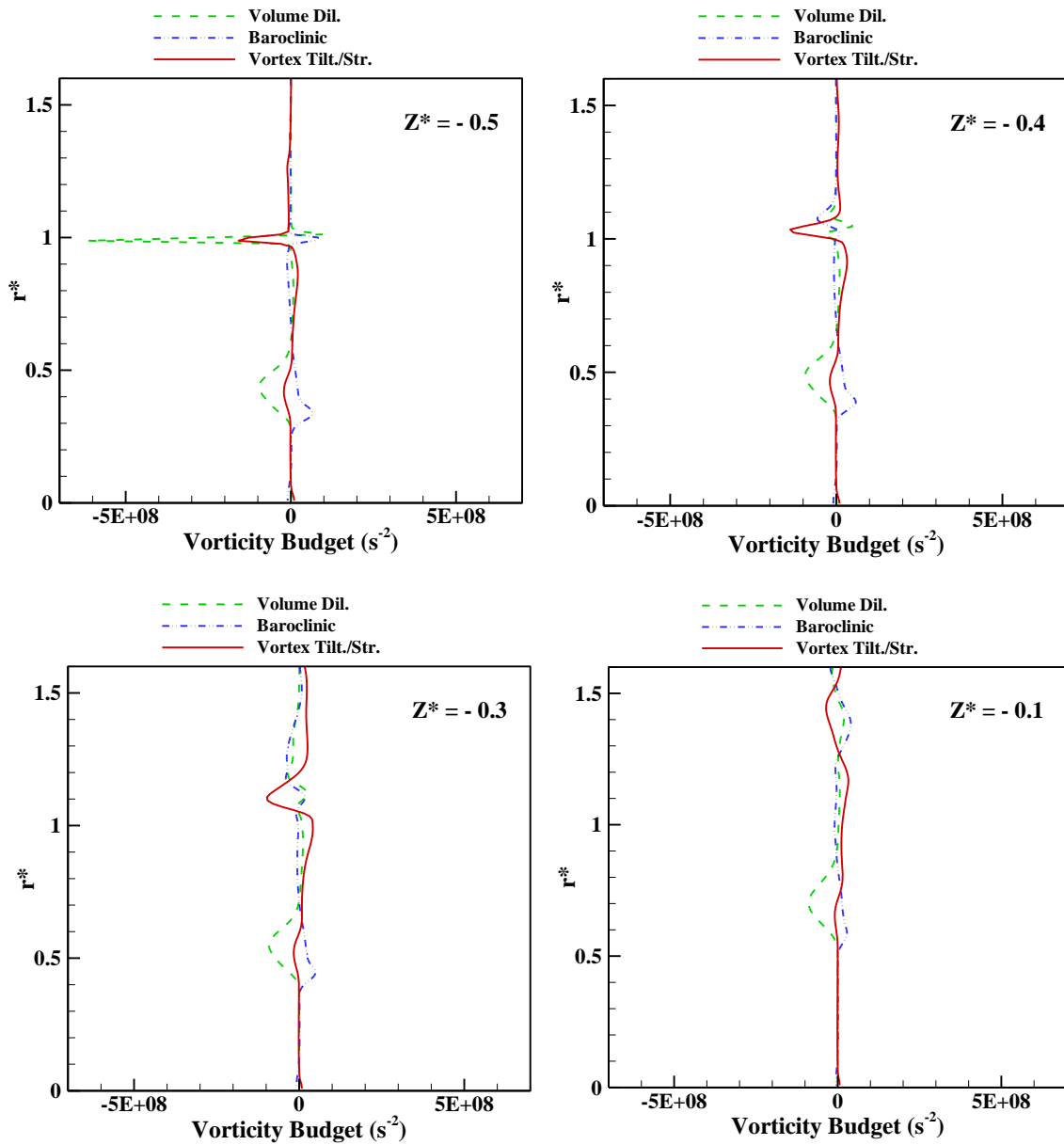


Figure 14 - Non-dimensionalized time-averaged vorticity budget profiles at recess area of injector

شکل ۱۴ - پروفیل‌های بی‌بعد شده و میانگین‌گیری شده زمانی بودجه ورتیسیتته در ناحیه فرورفتگی انژکتور

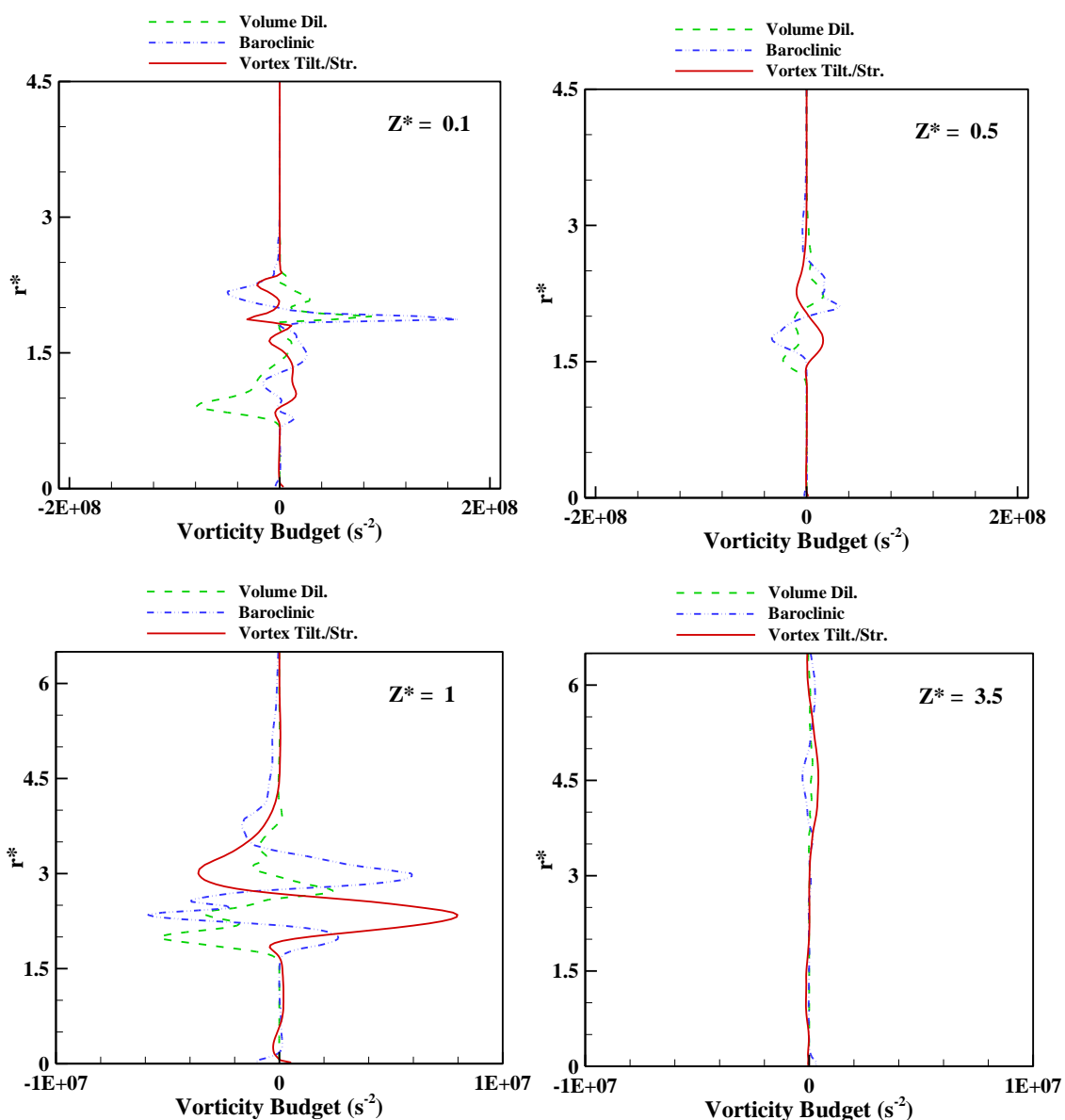


Figure 15 - Non-dimensionalized time-averaged vorticity budget profiles at injector nearfield

شکل ۱۵ - پروفیل‌های بی‌بعد شده و میانگین‌گیری شده زمانی بودجه ورتیسیت در میدان نزدیک انژکتور

نتیجه‌گیری

در این مطالعه میدان جریان یک انژکتور پیچشی هم‌محور شبیه‌سازی شده و فرآیند اختلاط گذربحرانی ارزیابی شده است. مدل‌سازی عبارات آشفته با استفاده از یک روش توربولانسی نسبتاً کم‌هزینه (نسبت به رویکرد LES) موسوم به روش شبیه‌سازی تطبیق‌مقیاسی انجام شده است. همچنین از معادله حالت سوا-ردلیک-وانگ و پایگاه داده NIST به‌ترتیب برای تخمین خواص ترمودینامیکی و انتقالی مؤلفه‌های سوخت و اکسنده استفاده شده است. یافته‌های عددی حاکی از توانمندی بسته عددی حاضر در تسخیر پدیده‌های مهم میدان جریان فرابحرانی یک انژکتور هم‌محور پیچشی عملیاتی است. نتایج مطالعه حاضر نشان می‌دهد که ورود سیال با سرعت مماسی به محفظه چرخش باعث ایجاد لایه نسبتاً ضخیم اکسیژن در مجاورت دیواره می‌شود. با نزدیک شدن سیال به نازل انژکتور و کاهش سطح مقطع مجرا سرعت محوری سیال افزایش می‌یابد. از این

منطقه تحت عنوان ناحیه شتاب‌گیری یاد می‌شود. به سبب عدم تغییر قابل توجه مشخصه‌های جریان در نازل انژکتور این منطقه به‌عنوان ناحیه پایداری معرفی می‌شود. نهایتاً با تبدیل فشار استاتیکی ناشی از حرکت مماسی به شتاب محوری در خروجی نازل، سرعت محوری افزایش و ضخامت فیلم اکسیژن کاهش یافته و یک ناحیه شتاب‌گیری دیگر در خروج از نازل انژکتور ایجاد می‌شود. نتایج حاکی از آن است که تنها عامل مولد ورتیسسته در محفظه چرخش انژکتور عبارت کج‌شدگی/ کشیدگی ورتیسسته است. با حرکت به سمت پایین‌دست جریان و در انتهای نازل انژکتور دو عبارت گشتاور باروکلینیک و اتساع حجمی نیز فعال شده و مکانیزم اختلاط در این ناحیه از میدان جریان را کنترل می‌کنند. نتایج عددی نشان می‌دهد که در شرایط گذربحرانی فرآیند شکست متداول مایع با اختلاط آشفته در مقیاس بزرگ جایگزین می‌شود و در نتیجه اکسیژن شبه‌مایع و کروسین به‌طور مؤثری توسط ساختارهای هم‌بسته مخلوط شده و به پایین‌دست جریان منتقل می‌شوند. هم‌چنین نتایج نشان می‌دهد که در ناحیه فرورفتگی انژکتور اثرات گردابه‌های بازچرخشی تولید شده قابل توجه بوده و به شدت سهم کج‌شدگی/کشیدگی ورتیسسته را تحریک می‌کند و باعث ایجاد ناحیه‌ای با کیفیت اختلاط بهینه در میدان جریان انژکتور می‌شود.

منابع

1. V. Yang, M. Habiballah, J. Hulka and M. Popp, *Liquid Rocket Thrust Chambers*. Reston, VA: American Institute of and Astronautics, Inc., 2004.
2. J. Bellan, *High-Pressure Flows for Propulsion Applications*. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2020.
3. D. Kim, W. Jeong, J. Im, Y. Yoon, "The Characteristics of Swirl Coaxial Injector Under Varying Geometric and Environmental Conditions," in: *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Jt. Propuls. Conf. Exhib.*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virginia, 2004.
4. H. Park, S.D. Heister, "Nonlinear simulation of free surfaces and atomization in pressure swirl atomizers," *Phys. Fluids*. 18 ,052103, 2006.
5. X. Chen, V. Yang, "Effect of ambient pressure on liquid swirl injector flow dynamics," *Phys. Fluids*.26, 102104, 2014.
6. Cho, Park, Chung, Yoon and Bazarov, "Surface Instability on Cryogenic Swirl Flow at Sub- to Supercritical Conditions," *Journal of propulsion and power*, 2014.
7. A. Poormahmood, M. Shahsavari and M. Farshchi, "Numerical Study of Cryogenic Swirl Injection under Supercritical Conditions," *J. Propuls. Power*, 34, No. 2, pp. 428–437, 2018.
8. N. Zong, V. Yang, "Cryogenic fluid dynamics of pressure swirl injectors at supercritical conditions," *Phys. Fluids*. 20, 056103, 2008.
9. J. Heo, K. Kim, H. Sung, "Numerical Study on Kerosene/LOx Supercritical Mixing Characteristics of a Swirl Injector," *50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, January 2012, Nashville, Tennessee.
10. X. Wang, H. Huo, Y. Wang, V. Yang, "Comprehensive Study of Cryogenic Fluid Dynamics of Swirl Injectors at Supercritical Conditions," *AIAA J.* 55, 3109–3119, 2017.
11. X. Wang, Y. Wang, V. Yang, "Geometric Effects on Liquid Oxygen/Kerosene BiSwirl Injector Flow Dynamics at Supercritical Conditions," *AIAA J.* 55 , 3467–3475, 2017.
12. F.R. Menter, Y. Egorov, "The Scale-Adaptive Simulation Method for Unsteady Turbulent Flow Predictions. Part 1: Theory and Model Description," *Flow, Turbul. Combust.* 85, 113–138, 2010.
13. Y. Egorov, F.R. Menter, R. Lechner, D. Cokljat, "The Scale-Adaptive Simulation Method for Unsteady Turbulent Flow Predictions. Part 2: Application to Complex Flows," *Flow, Turbul. Combust.* 85, 139–165, 2010.
14. B.E. Launder, G.J. Reece, W. Rodi, "Progress in the development of a Reynolds-stress turbulence closure," *J. Fluid Mech.* 68, 537–566, 1975.
15. T. Poinsot, D. Veynante, *Theoretical and Numerical Combustion*, 2nd Edition, Edwards, 2005.
16. G. Soave, "Equilibrium constants from a modified Redlich-Kwong equation of state," *Chem. Eng. Sci.*, vol. 27, pp. 1197–1203, June 1972.
17. H.B. Callen, *Thermodynamics and an Introduction to Thermostatistics*, Wiley, 1985.
18. W.G. Linstrom, P. J., Mallard, NIST Chemistry WebBook, NIST Standard Reference Database of the National Institute of Standards and Technology, 2014. <http://webbook.nist.gov>.
19. W.E. Anderson, V. Yang, eds., *Liquid Rocket Engine Combustion Instability*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Washington DC, 1995.
20. X. Wang, V. Yang, "Supercritical Injection and Mixing Characteristics of Liquid Oxygen/Kerosene Bi-Swirl Injectors," *54th AIAA Aerosp. Sci. Meet.*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virginia, 2016.

21. X. Wang, V. Yang, "Supercritical Mixing and Combustion of Liquid-Oxygen/ Kerosene Bi-Swirl Injectors," *J. Propuls. Power.*, vol. 33, pp. 316-322, 2017.
22. L. Zhang, X. Wang, Y. Li, S.-T. Yeh, V. Yang, "Supercritical fluid flow dynamics and mixing in gas-centered liquid-swirl coaxial injectors," *Phys. Fluids*. 30, 075106, 2018.
23. J. Blazek, *Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications*, 3rd Edition, Elsevier, Sankt Augustin, 2005.
24. B. van Leer, "Towards the ultimate conservative difference scheme. V. A second-order sequel to Godunov's method," *J. Comput. Phys.*, vol. 32, pp. 101-136, July 1979.
25. H. Liang, T. Maxworthy, "An experimental investigation of swirling jets," *J. Fluid Mech.*, vol. 13, pp. 839-847, 2020.
26. N. Syred, "A review of oscillation mechanisms and the role of the precessing vortex core (PVC) in swirl combustion systems," *Prog. Energy Combust. Sci.*, vol. 32, pp. 93-161, 2006.
27. Y. Wang, V. Yang, "Central recirculation zones and instability waves in internal swirling flows with an annular entry," *Phys. Fluids.*, vol. 46, pp. 695-701, June 1997.
28. X. chen, Y. Liu, "Effect of back pressure on internal flow dynamics and spray characteristics of liquid swirl injector," *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Orlando, Florida, 4-7 January 2011.
29. P. Chassaing, R. A. Antonia, F. Anselmet, L. Joly and S. Sarkar, *Variable Density Fluid Turbulence*, Netherlands, Springer, 2002.

English Abstract

Numerical Investigation of Supercritical Mixing dynamics of the Coaxial Swirl Injectors

Ata Poormahmood^{1*}, Alireza Shokrzadeh Damirchi², Mohammad Farshchi³

1- School of Aerospace Engineering, Tsinghua University, Beijing, China, ata.pm@chmail.ir

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

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

*Corresponding author

(Received: 2023/05/16, Received in revised form: 2023/06/02, Accepted: 2023/06/06)

A numerical study has been conducted to identify the cryogenic injection and mixing characteristics of a coaxial swirl injector under supercritical pressure. An improved formulation of the Reynolds-averaged Navier-Stokes turbulence models (to close the governing equations), Soave-Redlich-Kwong equation of state (to estimate thermodynamic properties), NIST database (to estimate transport properties) and PISO algorithm (for velocity-pressure coupling) are employed in the flow solver. The present study –distinguished from many other studies by considering real injectors' geometrical complexities and propellants' thermodynamic nonlinearities–characterizes supercritical mixing dynamics of the coaxial swirl jets through vorticity budget analysis. Results highlight the tilting/stretching term as the only mechanism of vorticity generation within the injector vortex chamber. At the injector nozzle, the baroclinic torque and volume dilatation terms control the mixing dynamics, too. Numerical observations indicate that the effects of recirculating bubbles (in front of the injector exit plane) are significant and improve the contribution of vortex stretching/tilting in terms of vorticity generation. In addition, the Kelvin-Helmholtz hydrodynamic instabilities also plays an important role in the mixing process in the injector nearfield.

Keywords: Coaxial Swirl Injector, Cryogenic Injection and Mixing, Supercritical Condition, Vorticity Budget.