



## مطالعه عددی مشخصات جریان در یک محفظه احتراق پاشش مستقیم رقیق تک‌المان

سید حسین عباسی<sup>۱</sup>، فتح‌اله امی<sup>۲\*</sup> و زهیر صبوچی<sup>۳</sup>

<sup>۱</sup> دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشگاه تربیت مدرس تهران، دانشکده مکانیک

<sup>۲</sup> استاد، دانشگاه تربیت مدرس تهران، دانشکده مکانیک

<sup>۳</sup> استادیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۰۳/۱۷؛ تاریخ بازنگری: ۱۳۹۹/۰۲/۲۵؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۰۶/۱۲

### چکیده

مطالعه میدان جریان محفظه احتراق به تشخیص نواحی مؤثر از لحاظ اختلاط سوخت و هوا، کمک می‌کند. هدف از این مقاله، بررسی ساختار جریان سرد در یک محفظه احتراق پاشش مستقیم رقیق تک‌المان است. در مطالعه و مدل‌سازی یک محفظه احتراق موتور توربینی، شناخت نواحی دارای چرخش، بازگردانی و متقارن‌شدن جریان درون محفظه به دلیل تاثیر بر میزان اختلاط سوخت و هوا و همچنین برای مطالعه دقیق جریان واکنشی حائز اهمیت است. در این نوشتار، اثر فشار عملکردی بر میدان جریان بسیار آشفته مطالعه شده است. از آنجایی که حل دینامیک سیالات محاسباتی مسائل واکنشی بسیار زمان‌بر است، انتخاب مدل آشفته‌گی مناسبی که ضمن دقت مناسب، در زمان صرفه‌جویی کند لازم و ضروری است. با مقایسه نتایج محاسباتی مدل‌های آشفته‌گی  $k-\epsilon$  Realizable و تنش رینولدز (RSTM) و بررسی خطاهای محاسباتی، حداکثر خطا برای مدل تنش رینولدز معادل ۳۱ درصد و برای مدل  $k-\epsilon$  Realizable معادل ۳۷ درصد در مقایسه با داده‌های آزمایشگاهی حاصل شد. تفاوت نتایج عددی مدل‌های آشفته‌گی نشان داد که مدل کم‌هزینه  $k-\epsilon$  Realizable در مورد مطالعاتی بررسی شده دقت قابل قبولی دارد و می‌توان از آن در مدل‌سازی جریان واکنشی یک محفظه احتراق LDI با جریان بسیار چرخشی استفاده نمود.

**کلمات کلیدی:** محفظه احتراق، مدل آشفته‌گی  $k-\epsilon$ ، مدل آشفته‌گی RSTM، محفظه احتراق LDI.

## Numerical Study of Flow Characteristics in a Single-Element Lean Direct Injection (LDI) Combustion Chamber

H. Abbasi<sup>1</sup>, F. Ommi<sup>2,\*</sup>, Z. Saboohi<sup>3</sup>

<sup>1</sup> Master Student, Aerospace. Eng., Tarbiat Modares Univ., Tehran, Iran.

<sup>2</sup> Prof., Mech. Eng., Tarbiat Modares Univ., Tehran, Iran.

<sup>3</sup> Assist. Prof., Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research, and Technology, Tehran, Iran.

### Abstract

Studying the combustor flow field helps identify effective fuel and air mixing areas. The purpose of this paper is to investigate the structure of cold flow in a single-element Lean Direct Injection combustor. In studying and modeling of a turbine engine combustor, it is important to identify the areas of swirling, reversal and symmetry of the flow inside the chamber due to its influence on the rate of fuel and air mixing and also to study the reaction flow accurately. In this paper, the effect of operating pressure on the turbulent flow is studied. Since computational fluid dynamics are very time-consuming to solve the reacting flow problems, it is necessary to select the appropriate turbulence model that saves time with good accuracy. Comparing the computational results of the  $k-\epsilon$  Realizable and Reynolds stress turbulence models (RSTM) and computational errors analysis, the maximum error was obtained for the Reynolds stress model of 31% and for the  $k-\epsilon$  Realizable model of 37% compared to the experimental data. The difference between numerical results of turbulence models showed that the low-cost  $k-\epsilon$  Realizable model is acceptable for the studied studies and can be used to model the reacting flow of an LDI combustor with highly swirl flow.

**Keywords:** Combustion Chamber,  $k-\epsilon$  Turbulence Model, RSTM Turbulence Model, LDI Combustion Chamber, Rotary Flow.

## ۱- مقدمه

مصرف انرژی جهانی طی دهه‌های گذشته افزایش چشم‌گیری یافته است. بر اساس آمار آژانس بین‌المللی انرژی (۲۰۱۵)، حمل و نقل هوایی یکی از اصلی‌ترین منابع تولید و انتشار آلاینده‌هاست که به‌طور فزاینده‌ای در حال رشد است. در همین راستا، کاهش انتشار آلاینده‌ها، یکی از اهداف اصلی در بخش هوانوردی محسوب می‌شود و از چالش‌های اصلی در توسعه حمل و نقل هوایی است [۱].

طراحان نسل‌های نوین محفظه احتراق توربین گاز برای دستیابی به سطح پایین‌تری از انتشار آلاینده‌ها، سعی می‌کنند تا با کم‌کردن زمان سکونت و دمای شعله، مقدار تشکیل آلاینده NO<sub>x</sub> را به حداقل برسانند [۲]. به منظور توسعه موتورهای توربین گازی با انتشار آلاینده پایین چندین ایده مطرح شده است. یک نمونه از فعالیت‌های انجام‌شده در حوزه توربین گاز، طراحی مفهومی توربین گاز به روش چندمنظوره است که در کار صبحی و امی [۳] گزارش شده است. در دهه‌های اخیر بر روی انواع محفظه‌های غیرمتعارف از قبیل: پاشش مستقیم رقیق (LDI) [۴]، پیش‌مخلوط پیش‌تبخیر رقیق (LPP) [۵]، احتراق غنی-سردکردن سریع-احتراق رقیق (RQL) [۶]، محفظه‌های مرحله‌ای و محفظه‌های بدون شعله<sup>۴</sup> مطالعه شده و تاثیر هر یک بر انتشار NO<sub>x</sub> و سایر آلاینده‌های مهم بررسی شده است.

محفظه RQL برای عملکرد انتشار بسیار پایین آلاینده NO<sub>x</sub> طراحی شده است. سوخت ابتدا تحت محیط بسیار غنی می‌سوزد. سپس با هوای سرد به شدت رقیق می‌شود و سرانجام در آخرین ناحیه با اضافه شدن مجدد هوای رقیق-ساز، بازهم رقیق‌تر می‌گردد. اگر اختلاط با سرعت کافی انجام نشود، دوده و کربن مونوکسید زیادی در خروجی برنر منتشر خواهد شد.

در طراحی محفظه احتراق نوع LPP، هوا و قطرات سوخت، مخلوط شده و به‌طور کامل پودر می‌شوند و سپس

در طول لوله، پیش‌آمیخته می‌شوند. اختلاط و یکنواختی جریان، انتشار NO<sub>x</sub> را کاهش می‌دهد؛ اما ممکن است موجب ایجاد ناپایداری نامطلوب شعله شود [۷].

در دهه‌های اخیر بر روی انواع محفظه‌های غیرمتعارف، جهت به‌کارگیری در موتورهای هوایی، مقایسه‌هایی صورت گرفته و نقاط مثبت و ضعف هر کدام از آن‌ها ارائه شده است. به طور مثال همان‌طور که خسروی و حسینی [۸] اشاره کردند، محفظه RQL نسبت به محفظه LDI، پیچیده‌تر، با اطمینان کمتر و دارای سیستم ایمنی پایین‌تر است [۸] و همچنین کعبی<sup>۵</sup> [۹]، اندرسون<sup>۶</sup> [۱۰] و حسین [۱۱] با آزمایش نشان دادند که امکان انتشار آلاینده NO<sub>x</sub> در محفظه LDI در مقایسه با محفظه RQL کمتر است. به‌عبارت دیگر، محفظه احتراق LDI می‌تواند NO<sub>x</sub> انتشاری از هواپیما را بیشتر کاهش دهد.

مرکز تحقیقات گلن ناسا<sup>۷</sup>، بیش از دو دهه منابع تجربی و محاسباتی را در زمینه توسعه فناوری LDI<sup>۸</sup> برای محفظه موتورهای هوایی بررسی کرده است. بر همین اساس محفظه‌های مبتنی بر LDI را به سه گروه کلی LDI نسل اول، دوم و سوم تقسیم‌بندی می‌شوند که به لحاظ هندسه با هم متفاوتند [۱۲].

فو<sup>۹</sup> و همکاران، مشخصات آیرودینامیکی جریان سرد و چرخشی را در محفظه LDI نسل اول، به‌صورت تجربی مطالعه کردند. آن‌ها زوایای مختلف ۴۰، ۴۵، ۵۰، ۵۵ و ۶۰ درجه را برای پره سوئیچر بررسی کردند. داده‌های تجربی جریان چرخشی با زوایای متفاوت پره سوئیچر، به‌منظور حمایت از توسعه مدل‌های فیزیکی و عددی فراهم شد. آن‌ها نشان دادند، زاویه پره بر میزان چرخش جریان و به‌دنبال آن بر میدان جریان آشفته موثر است و زوایای کم‌تر نصب پره‌های سوئیچر (۴۰ و ۴۵ درجه) با چرخش ضعیف و با عدد چرخش<sup>۱۰</sup> کوچک، برای تولید ناحیه بازگردانی مناسب نیستند. ناحیه بازگردانی ناحیه است که سرعت جریان در آن منفی است و در خلاف جهت جریان

<sup>5</sup> Al- Kabie

<sup>6</sup> Anderson

<sup>7</sup> Nasa Glenn Research Center

<sup>8</sup> Lean Direct Injection

<sup>9</sup> Fu

<sup>10</sup> Swirl Number

<sup>1</sup> Lean Direct Injection

<sup>2</sup> Lean Premixed Prevaporized

<sup>3</sup> Rich-burn Quick-quench Lean-burn

<sup>4</sup> Flameless Oxidation

الازرگ<sup>۴</sup> و همکاران، محفظه LDI تک‌المان را به‌عنوان موتور حمل و نقل سرعت‌بالا (HSCT) انتخاب کردند و کد LES برای شبیه‌سازی جریان سرد استفاده کردند [۷].

دوانجی و همکاران مشخصات آیرودینامیکی جریان غیرواکنشی در محفظه‌های LDI را مورد بررسی قرار دادند. در شبیه‌سازی عددی جریان در محفظه LDI تک‌المان و ۹ المان از دوروش URANS و LES استفاده کردند [۱۷].

اجمنی و همکاران، با استفاده از کد NCC بر روی جریان غیرواکنشی دو پیکربندی LDI شامل سوئیبلر با زاویه پره ۴۵ درجه و سوئیبلر با زاویه پره ۶۰ درجه مطالعه عددی انجام دادند. هدف آن‌ها از مطالعه جریان سرد، بررسی خواص جریان در داخل محفظه و بررسی میزان تطابق نتایج CFD با داده‌های تجربی بود تا زمینه طراحی محفظه‌های LDI نسل دوم و نسل سوم را فراهم کنند [۱۸].

این نوشتار، ساختار جریان درون مدل هندسی محفظه احتراق LDI را نشان می‌دهد. همچنین از آنجایی که حل مسائل واکنشی بسیار زمان‌بر است، انتخاب مدل آشفستگی-ای که ضمن دقت مناسب، در زمان صرفه‌جویی کند، لازم و ضروری است. از این رو، در کار حاضر با بررسی انواع مدل-های آشفستگی، جریان داخل محفظه بررسی می‌شود و میزان دقت هرکدام از آن‌ها مورد مقایسه قرار می‌گیرد. هدف بعدی، بررسی تأثیر فشار عملکردی بر میدان جریان است. تأثیر فشار عملکردی بر میدان جریان بسیار آشفته بسته به ویژگی‌های هوای خروجی از کمپرسور، حائز اهمیت است که این موضوع نیز مطالعه خواهد شد.

#### ۱-۱- تعریف مسئله

در این پژوهش، میدان جریان در محفظه LDI تک‌المان مورد بررسی قرار می‌گیرد. با توجه به شکل ۱، هوا در یک سوئیبلر با عبور از پره‌های با زاویه ۶۰ درجه با قطرات سوخت مخلوط می‌شود. شکست آئرو‌دینامیکی و پیش-آمیختگی جزئی قبل از ورود به محفظه، در داخل نازل و نتوری اتفاق می‌افتد [۷].

ورودی و به سمت دام محفظه حرکت می‌کند. همچنین نشان داده شد که اندازه و شدت ناحیه بازگردانی با افزایش میزان چرخش جریان بزرگ‌تر می‌شود [۱۳].

کی<sup>۱</sup> و همکاران [۱۴]، یک مطالعه تجربی را جهت بررسی رفتار و ساختار پاشش واکنشی مایع در یک میدان چرخشی قوی در محفظه LDI نسل اول، انجام دادند. خواص فاز گسسته نظیر سرعت، اندازه ناحیه بازگشتی و فشار قطره در موقعیت‌های مختلف میدان جریان چرخشی، اندازه‌گیری شد. نتایج گزارش، تأثیر جریان چرخشی بر روی اختلاط و پراکندگی قطرات سوخت مایع را نشان می‌دهد. در این مقاله نیز از نتایج آقای کی [۱۴] برای اعتبارسنجی نتایج حل عددی استفاده می‌شود.

تد<sup>۲</sup> و همکاران، اثر زاویه سوئیبلر هوا و موقعیت نوک انژکتور را بر روی مشخصات پاشش را به‌صورت تجربی مطالعه کردند. آزمایش تدیر، اولین مجموعه‌ای از آزمایشات اختلاط جریان سرد هوا و آب است. از سه زاویه بررسی شده مشخص شد که زاویه ۶۰ درجه، توزیع پاشش بهتری دارد. هنگامی که نوک انژکتور به سمت خروجی و نتوری حرکت می‌کند، حداقل سرعت محوری کاهش یافته و توزیع زاویه‌ای و اندازه قطرات یکنواخت‌تر می‌شود [۱۵].

داوودزاده و همکاران در سال ۲۰۰۶، از یک کد بدون سازمان با روش ناویر-استوکس متوسط‌گیری شده رینولدز (RANS)<sup>۳</sup> برای شبیه‌سازی سه بعدی، آشفته و غیرواکنشی میدان جریان چرخشی مربوط به محفظه LDI تک‌المان و ۹ المان استفاده کردند. نتایج محاسبه با نتایج شبیه‌سازی LES مقایسه شد و همچنین با نتایج تجربی اعتبارسنجی شد. برای مدل کردن آشفستگی، از مدل آشفستگی  $k-\epsilon$  با عدد رینولدز پایین استفاده شد. نتایج نهایی شبیه‌سازی، ساختار جریان پیچیده مثل گردابه‌های حلقوی مارپیچی، نواحی بازگشتی و هسته‌های گردابه را به‌خوبی نشان داد [۱۶].

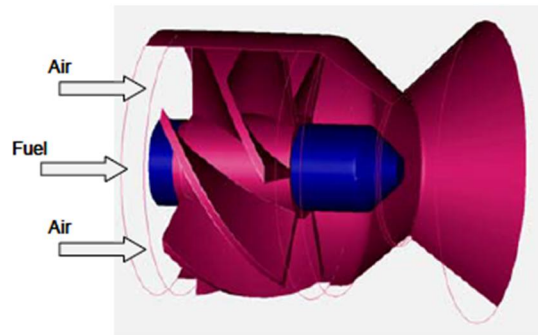
<sup>۱</sup> Cai

<sup>۲</sup> Tedder

<sup>۳</sup> Reynolds Averaged Navier Stokes

<sup>۴</sup> El-Asrag

است. روش عددی بر پایه فشار<sup>۱</sup> برای محاسبه میدان جریان به کار گرفته شد. حل‌گر برپایه فشار، دو الگوریتم دارد: یک الگوریتم مجزا<sup>۲</sup> و یک الگوریتم کوپل‌شده<sup>۳</sup>. الگوریتم کوپل‌شده در مطالعه حاضر استفاده شد [۱۹]. در این نوشتار، به منظور حل معادلات حاکم بر جریان، شبیه‌سازی RANS با استفاده از روش PRESTO برای درون‌یابی فشار و روش گسسته‌سازی مرتبه سوم MUSCL، در حل معادلات مومنوم اختصاص داده شده است. روش مرتبه دوم بالادست<sup>۴</sup> برای سایر معادلات به کار رفته است.



شکل ۱- هندسه تک‌المان (سوئیچرلر، انژکتور و ونتوری) [۱۶]

## ۱-۲- مدل‌سازی آشفته‌گی

ساده‌ترین مدل‌های کامل آشفته‌گی با قابلیت بالا، مدل‌های دو معادله‌ای هستند. مدل‌های دو معادله‌ای شامل دو راه‌کار معروف مدل‌سازی عددی  $k-\epsilon$  و  $k-\omega$  می‌باشند. به لحاظ دقت و کارایی در حل عددی، روش  $k-\omega$  در نزدیک دیواره‌ها بهتر عمل می‌کند. اما روش  $k-\epsilon$  در نواحی دور از دیواره دقیق‌تر است. مدل  $k-\epsilon$  شامل مدل استاندارد  $k-\epsilon$ ، مدل توسعه یافته<sup>۵</sup>  $k-\epsilon$ ، مدل RNG  $k-\epsilon$  و مدل Realizable  $k-\epsilon$  است. مدل Realizable  $k-\epsilon$  بهبودیافته مدل استاندارد است و نسبت به مدل استاندارد در جریان‌های چرخشی از کارایی بهتری برخوردار است. در این مدل به واسطه داشتن ترم‌های اضافی در معادلات  $k-\epsilon$  تحلیل جریان‌های دارای انحنای زیاد به طرز قابل توجهی بهبود یافته و اثرات چرخش بر روی آشفته‌گی جریان وارد محاسبات شده‌اند. از دیگر ویژگی‌های این مدل توانایی بالا در مدل‌سازی جریان‌های با چرخش بالا، لایه مرزی تحت گرادین فشار شدید، جدایش و بازچرخش است [۲۰].

از مدل‌های بهتر موجود، می‌توان به مدل انتقال تنش برشی (SST)، شبیه‌سازی دی‌های بزرگ (LES) و مدل آشفته‌گی تنش رینولدز (RSTM) اشاره کرد. اما هزینه محاسباتی این مدل‌ها گرانتر است [۲۰].

هدف از این گزارش بررسی ساختار جریان درون محفظه می‌باشد. به نحوی که نواحی دارای ساختار پیچیده در محفظه احتراق برای این نوع هندسه مشخص می‌شود. زیرا که فهم نواحی دارای چرخش و بازگردانی و متقارن-شدن جریان درون محفظه به دلیل تاثیر بر میزان اختلاط سوخت و هوا، برای مطالعه جریان واکنشی بسیار مهم است. این نوشتار، ساختار جریان درون مدل هندسی محفظه احتراق مذکور را نشان می‌دهد. همچنین از آنجایی که حل مسائل واکنشی بسیار زمان‌بر است، انتخاب مدل آشفته‌گی‌ای که ضمن دقت مناسب، در زمان صرفه‌جویی کند، لازم و ضروری است. در این نوشتار، ابتدا مدل  $k-\epsilon$  Realizable و مدل تنش رینولدز RSM بررسی می‌شوند و میزان دقت هرکدام از آن‌ها مورد مقایسه قرار می‌گیرد. سپس نشان داده خواهد شد، میزان اختلاف نتایج محاسباتی مدل‌های  $k-\epsilon$  Realizable و RSM برای مدل هندسی مطالعه‌شده، نسبت به نتایج تجربی چه قدر می‌باشد. و در نهایت مدلی که ضمن دقت قابل قبول، هزینه محاسباتی مناسب را نیز داشته باشد، انتخاب می‌شود. هدف بعدی، بررسی تاثیر فشار عملکردی بر میدان جریان است. تاثیر فشار عملکردی بر میدان جریان بسیار آشفته بسته به ویژگی‌های هوای خروجی از کمپرسور، حائز اهمیت است که این موضوع نیز مطالعه خواهد شد.

## ۲- روش‌های حل عددی و معادلات حاکم

در این پژوهش، شبیه‌سازی عددی جریان در محفظه LDI با استفاده از نرم‌افزار تجاری CFD (فلوئنت)، انجام شده

<sup>1</sup> Pressure-Based

<sup>2</sup> Segregated Algorithm

<sup>3</sup> Coupled Algorithm

<sup>4</sup> Second-Order Upwind

<sup>5</sup> Extended

برای نشان دادن رابطه آشفتگی با متوسط سیال، متغیرهای سیال در معادلات (۳) و (۴) با مجموع مؤلفه‌های میانگین و نوسانی  $u = U + u'$ ،  $v = V + v'$ ،  $u = U + u'$  و  $\omega = W + \omega'$  جایگزین می‌شود. اگر متوسط زمانی گرفته شود، معادله پیوستگی برای متوسط جریان می‌شود:

$$\text{div}(U) = 0 \quad (5)$$

به‌طور مشابه، متوسط‌های زمانی ترم‌ها برای معادلات مومنوم حاصل می‌شود:

$$\frac{\partial(U)}{\partial t} + \text{div}(UU) + \text{div}(\overline{u'u'}) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} + \vartheta \text{div}(\text{grad}(U)) + S_{Mx} \quad (6)$$

فرایند متوسط‌گیری زمانی، ترم‌های جدیدی را در معادلات فوق وارد می‌کند. این ترم‌ها شامل حاصل‌ضرب سرعت‌های آشفته میانگین زمانی است که به‌دلیل حضور دبی‌های آشفته با انتقال مومنوم جابجایی ایجاد می‌شوند. معادلات نهایی، شش تنش اضافی را نشان می‌دهند که شامل، سه ترم تنش نرمال و سه ترم تنش برشی است. تنش‌های نرمال عبارتند از:

$$\tau_{xx} = -\rho \overline{u'^2}, \tau_{yy} = -\rho \overline{v'^2}, \tau_{zz} = -\rho \overline{\omega'^2} \quad (7)$$

همچنین تنش‌های برشی عبارتند از:

$$\tau_{xx} = \tau_{yx} = -\rho \overline{u'v'}, \tau_{xz} = \tau_{zx} = -\rho \overline{u'\omega'}$$

$$\tau_{yz} = \tau_{zy} = -\rho \overline{v'\omega'} \quad (8)$$

### ۲-۳- مدل $k-\varepsilon$ Realizable

مدل  $k-\varepsilon$  Realizable در مواردی که جریان تحت چرخش، ورتیسیتی و انحنای شدید قرار دارد و در شرایط وجود جریان برگشتی پیچیده و یا در جریان لایه مرزی تحت گرادبان فشار معکوس یا جدایش، عملکرد بهتری نسبت به سایر مدل‌های  $k-\varepsilon$  از خود نشان می‌دهد. این مدل، شامل معادله انتقال جدید برای نرخ اتلاف آشفتگی است که با سایر مدل‌های  $k-\varepsilon$  متفاوت است. همچنین، روابط جدیدی برای ویسکوزیته آشفتگی تعریف می‌کند. در مدل آشفته  $k-\varepsilon$  Realizable، معادله انتقال برای انرژی جنبشی آشفته  $k$ ، مانند سایر مدل‌های  $k-\varepsilon$  است. یعنی:

برای محاسبات میدان جریان پیچیده‌تر با چرخش بسیار زیاد، مدل آشفتگی تنش رینولدز (RSTM) می‌تواند نتایج با دقت بیش‌تری ارائه دهد تا ویژگی‌های آماری و فیزیکی جریان به‌خوبی شناخته شود. مدل (RSTM) برای هر مولفه تنش رینولدز یک معادله انتقال وجود دارد. این مدل می‌تواند انحنای خطوط جریان، تغییرات ناگهانی در نرخ کشیدگی و جریان چرخشی را به خوبی نشان دهد [۲۱].

از میان پارامترهای مختلف آشفتگی در مرزها، از مقیاس طولی آشفتگی<sup>۱</sup> (۰/۱ قطر ورودی) و شدت آشفتگی<sup>۲</sup> ۰/۱ استفاده شده است [۲۲].

### ۲-۲- معادلات حاکم بر جریان

معادلات حاکم بر جریان آشفته به‌شرح ذیل است [۲۳]: معادله پیوستگی:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho u) = 0 \quad (1)$$

معادله مومنوم:

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \text{div}(\rho u u) = -\frac{\partial P}{\partial x} + \text{div}(\mu \text{grad}(u)) + S_{Mx} \quad (2)$$

معادلات یاد شده برای جهت‌های  $y$  و  $z$  نیز به همین ترتیب به دست می‌آید که در آن بردار سرعت جریان  $u$  در مختصات کارتزین در جهات  $x$ ،  $y$  و  $z$  به‌ترتیب مؤلفه‌های  $u$ ،  $v$  و  $\omega$  را دارد.  $\rho$  چگالی سیال،  $\mu$  ویسکوزیته دینامیکی سیال،  $p$  فشار سیال و  $S_{Mx}$ ،  $S_{My}$ ،  $S_{Mz}$  ترم‌های چشمه هستند.

برای سیال تراکم‌ناپذیر، معادلات پایستگی جرم و مومنوم بالا به‌صورت زیر خواهد شد:

$$\text{div}(u) = 0 \quad (3)$$

$$\frac{\partial(u)}{\partial t} + \text{div}(uU) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \vartheta \text{div}(\text{grad}(u)) + S_{Mx} \quad (4)$$

که  $\vartheta = \frac{\mu}{\rho}$  ویسکوزیته سینتیکی سیال است. برای جهات  $y$  و  $z$  نیز به همین ترتیب به دست می‌آید.

<sup>1</sup> Turbulence Length Scale

<sup>2</sup> Turbulence Intensity

مدل‌های اغتشاشی بر پایه متوسط‌گیری از معادلات ناویر استوکس است. مدل‌های تنش رینولدزی در مقایسه با مدل‌های اقتصادی بر پایه فرضیه لزجت گردابه‌ای، به صورت ذاتی شامل اثرات انحنای خطوط جریان، تغییرات ناگهانی در نرخ کرنش، چرخش، دوران، جریان‌های ثانویه، اثرات ناهمسانی اغتشاشات (مانند جریان‌هایی که در آن‌ها تنش نرمال نقش مهمی را ایفا می‌کند)، جریان‌های سه‌بعدی (جایی‌که عملکرد مدل‌های بر پایه لزجت گردابه‌ای ضعیف است)، جریان‌هایی که شامل جدایش و چسبیدن مجدد به سطح می‌باشند، جریان در نزدیکی نقاط سکون، اثر تنش‌های رینولدزی در زمان قبل بر زمان فعلی و نیروهای شناوری می‌باشند. این مدل‌ها توانایی بیشتری نسبت به مدل‌های یک یا دو معادله‌ای در حل دقیق‌تر جریان‌های پیچیده دارند [۲۴].

### ۳- هندسه محاسباتی

مفهوم محفظه LDI تک‌المان به‌وسیله مرکز تحقیقات گلن ناسا توسعه یافت. از داده‌های تجربی کی [۱۴]، برای مدل‌سازی هندسی و عددی LDI تک‌المان استفاده شده است. نمای ایزومتریک هندسه محاسباتی در شکل ۲ نشان داده شده است. این هندسه با استفاده از نرم‌افزار سالیدورک ترسیم شد. قبل از لاینر مکعبی شکل با سطح مقطع  $0.025$  مترمربع، از یک سوئیپر که شامل ۶ پره هلیکس با زاویه خروجی پره ۶۰ درجه است، استفاده شده است. قطر خروجی و قطر ورودی سوئیپر به ترتیب،  $22/5$  و  $8/8$  میلی‌متر است. همچنین ونتوری کوتاهی با زاویه همگرایی و واگرایی ۴۵ درجه به سوئیپر و لاینر متصل است. انژکتور سوخت با قطر نوک ۶ میلی‌متر در وسط سوئیپر قرار دارد و نوک آن نیز در گلوگاه ونتوری واقع است. انژکتور استفاده شده از نوع ساده<sup>۱</sup> با پودرکننده فشاری-چرخشی است. سوخت با زاویه مخروط ناقص ۹۰ درجه از اریفیس<sup>۲</sup> انژکتور با قطر  $0/5$  میلی‌متر پاشش می‌شود. شکل ۲، جانمایی سوئیپر، انژکتور و ونتوری را در سه نما و نمای ایزومتریک نشان می‌دهد.

<sup>1</sup> Simplex

<sup>2</sup> Orifice

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{Pr_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k \quad (9)$$

که  $G_b$  و  $G_k$  تولید انرژی آشفته به دلیل گرادیان‌های سرعت متوسط و بویانسی را نشان می‌دهد.  $Y_M$  سهم انبساط نوسانی در آشفته‌گی تراکم‌پذیر برای نرخ اتلاف کل،  $Pr_k$  عدد پرانتل برای  $k$  و  $S_k$  ترم چشمه تعریف‌شده کاربر است. ویسکوزیته دبی  $\mu_t$  از معادله محاسبه می‌شود:

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (10)$$

که در آن،  $C_\mu$  ضریب مدل است.

اما معادله انتقال برای نرخ اتلاف آشفته‌گی  $\varepsilon$ ، با سایر مدل‌ها متفاوت است که به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \varepsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{Pr_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_{1\varepsilon} S \varepsilon - \rho C_{2\varepsilon} \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\theta_t \varepsilon}} + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} C_{3\varepsilon} G_b + S_\varepsilon \quad (11)$$

که در آن  $S = \sqrt{2S_{ij}S_{ji}}$  و  $\eta = S \frac{k}{\varepsilon}$  و  $C_1 = \max \left[ 0.43, \frac{\eta}{\eta+5} \right]$  است.

در معادله بالا  $C_1$ ،  $C_2$  و  $C_{3\varepsilon}$  ثوابت هستند،  $Pr_\varepsilon$  عدد پرانتل برای  $\varepsilon$  و  $S_\varepsilon$  ترم چشمه تعریف‌شده توسط کاربر است.

تفاوت عمده بین معادله انتقال نرخ اتلاف برای مدل  $k - \varepsilon$  Realizable با سایر مدل‌های  $k - \varepsilon$  در ترم‌های تولید و نفوذی است که به‌وسیله ترم‌های دوم و سوم سمت راست معادله (۱۱) تعریف شده است:

نرخ تولید  $\varepsilon$ :

$$G_\varepsilon = \rho C_{1\varepsilon} S \varepsilon \quad (12)$$

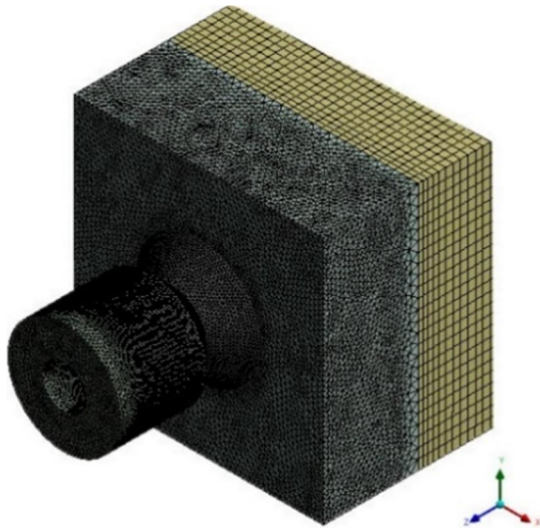
نرخ نفوذ  $\varepsilon$ :

$$Y_\varepsilon = \rho C_{2\varepsilon} \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\theta_t \varepsilon}} \quad (13)$$

### ۲-۴- مدل آشفته تنش رینولدز

زمانی که انتقال اغتشاشات و اثرات غیرتعادلی یا پدیده‌های جهتی اهمیت پیدا می‌کنند، فرض لزجت گردابه‌ای دیگر برقرار نبوده و نتایج مدل‌های بر پایه لزجت گردابه‌ای دچار خطا خواهند شد. مدل تنش رینولدزی، بهترین مدل از بین

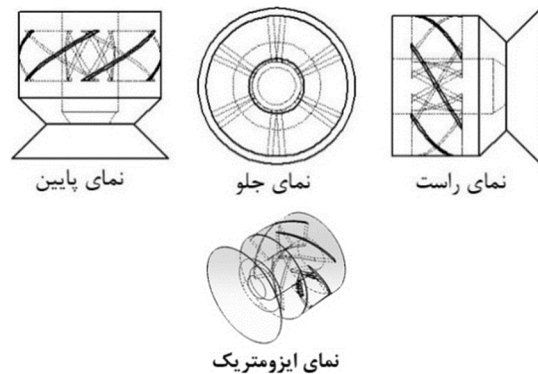
شبکه اصلاح شده نهایی برای مدل هندسی محافظه احتراق LDI تک‌المان، در شکل ۳ نشان داده شده است که شامل حدود ۲ میلیون المان است. در این شبکه حداکثر مقدار  $\gamma^+$  در طول دیواره کمتر از ۵ است. سه شبکه با تعداد المان‌های ۶۱۶۸۴۳، ۱۹۷۸۷۶۹ و ۲۰۱۱۲۰۲ جهت مطالعه استقلال از شبکه ایجاد شده است.



شکل ۳- توزیع شبکه برای محافظه تک‌المان

#### ۵- شرایط مرزی و روش عددی

در جریان غیرواکنشی، هوا در دمای سکون ۲۹۴.۲۸ کلوین و فشار ۱ اتمسفر با سرعت اولیه ۲۰.۱۴ متر بر ثانیه، به صورت عمود بر سطح ورودی، وارد سوئیچرلر می‌شود. چگالی هوای ورودی ۱/۱۹ کیلوگرم بر متر مکعب است. شرط سرعت ورودی<sup>۲</sup> برای ورودی سوئیچرلر و شرط فشار خروجی<sup>۳</sup> با افت فشار ۴٪ برای خروجی لاینر استفاده می‌شود. همچنین برای تنظیمات آشفته‌گی از شدت آشفته‌گی ۱۰٪ با مقیاس طولی ۰/۱ قطر ورودی استفاده می‌شود. شکل ۴ شرایط مرزی اعمال شده برای حل دینامیک سیالات محاسباتی محافظه تک‌المان را نشان می‌دهد.



شکل ۲- سوئیچرلر، انژکتور و ونتوری یکپارچه شده

ونتوری همگرا-واگرا می‌تواند، شانس برگشت قطرات پاشش از پایین دست به بالا دست را کاهش دهد و مانع از برگشت شعله و ایجاد پدیده خوداشتعالی درون سوئیچرلر شود. هوا با عبور از پره‌های سوئیچرلر دارای چرخش و آشفته‌گی می‌شود. جریان چرخشی و بسیار آشفته با گذر از گلوگاه و قسمت واگرای ونتوری به داخل محافظه می‌ریزد. در بخش‌های بعدی به شرح نتایج جریان غیرواکنشی پرداخته می‌شود.

#### ۴- شبکه بندی

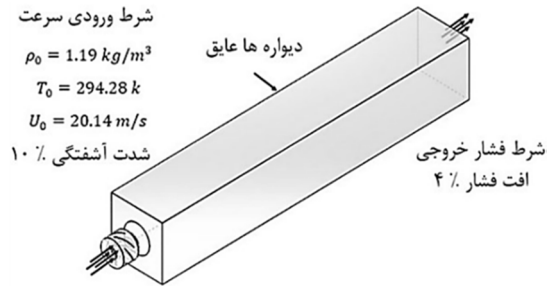
شکل ۳ توزیع شبکه استفاده شده برای محاسبه جریان در محافظه LDI تک‌المان را نشان می‌دهد. شبکه بندی مدل هندسی با استفاده از نرم افزار آیس‌سی اف دی<sup>۱</sup> صورت گرفت. میدان حل برای هوای ورودی در این شبکه، شامل گذرگاه عبوری بین پره‌های سوئیچرلر، ونتوری همگرا-واگرا و لاینر مکعبی است. معمولاً برای شبکه بندی هندسه محاسباتی از سه روش متفاوت هگزاهدردال، تتراهدرال و یا هیبرید (هگزاهدردال و تتراهدرال) استفاده می‌شود [۱۸]. شبکه تولید شده برای این هندسه از نوع هیبرید است؛ به نحوی که در مجموعه سوئیچرلر و ونتوری از شبکه تتراهدرال و در قسمت لاینر از شبکه هگزاهدردال استفاده شده است. برای دستیابی به بهترین شبکه جهت پیش‌بینی دقیق‌تر مشخصات جریان، چندین بار عمل اصلاح شبکه صورت گرفت و اثرات تراکم شبکه بر میدان جریان بررسی شد.

<sup>2</sup> Velocity Inlet

<sup>3</sup> Pressuer Outlet

<sup>1</sup> ICEM CFD

از شبیه‌سازی با تخمین متوسط زمان سکونت جریان در دامنه حل تعیین می‌شود. معیار استاندارد برای همگرایی تکرارها، مطالعه تغییرات بزرگی مقدار باقی‌مانده‌ها معادلات در فرایند حل است. در این مورد مشاهده می‌شود زمانی که باقیمانده معادلات پیوستگی-مومنوم و تنش رینولدز به میزان بیشتر از مرتبه ۵ کاهش یابد، تغییرات محسوس در نتایج حل مشاهده نمی‌شود. بنابراین در آن مرحله، مسئله همگرا در نظر گرفته می‌شود. برای محاسبه URANS، گام زمانی فیزیکی<sup>۵</sup> برابر با  $10^{-6}$  و عدد کورانت نیز (CFL) کمتر از ۱ است. مشخصات حل جریان غیرواکنشی در جدول ۱ نشان داده شده است.



شکل ۴- شرایط مرزی اعمالی در مدل‌سازی دینامیک سیالات محاسباتی

### ۶- روش حل عددی

کد فلونت برای حل جریان محاسباتی داخل محفظه به کار گرفته شد. حل گر مبتنی بر فشار<sup>۱</sup> با کوپل سرعت-فشار استفاده شده است. از روش PRESTO برای درون‌یابی فشار استفاده شده و روش گسسته‌سازی MUSCL، در حل معادلات مومنوم اختصاص داده شده است. روش مرتبه دوم بالادست<sup>۲</sup> برای سایر معادلات به کار رفته است. انتظار می‌رود یک روش مرتبه بالاتر، موجب افزایش دقت و کاهش احتمال خطای گسسته‌سازی عددی شود.

برای حل میدان جریان از روش‌های RANS و URANS استفاده شد. در محاسبات URANS مربوط به حالت غیرواکنشی، در ابتدا جریان پایا<sup>۳</sup> با استفاده از مدل آشفتگی  $k - \epsilon$  Realizable، میدان جریان اولیه واقعی برای محاسبات ناپایا<sup>۴</sup> ایجاد می‌شود. هنگامی که میدان جریان به طور منطقی همگرا می‌شود، محاسبه ناپایا، فعال می‌شود. محاسبه  $k - \epsilon$  ناپایا، تا زمانی که جریان به طور آماری پایدار باقی بماند، ادامه می‌یابد. پس از آن، راه حل، دوباره با استفاده از مدل آشفتگی RSTM راه‌اندازی می‌شود. هنگامی که جریان به طور کامل توسعه یافته و از لحاظ آماری پایدار است، میانگین‌های زمانی با نمونه‌گیری در یک فرکانس مشخص، برای به دست آوردن مقادیر میانگین، محاسبه می‌شوند. به همین ترتیب محاسبه ادامه می‌یابد تا داده‌های پایدار آماری حاصل شود. مدت زمان محاسبه قبل

جدول ۱- مشخصات حل جریان غیرواکنشی

شرح	پارامتر	ردیف
۱۹۷۸۷۶۹	تعداد المان‌های شبکه	۱
مبتنی بر فشار	پایه حل	۲
MUSCL	روش گسسته‌سازی معادله مومنوم	۳
مرتبه دوم پیشرو	روش گسسته‌سازی سایر معادله	۴
Realizable $k - \epsilon$	حل اولیه با فرض جریان پایا RANS	۵
$k - \epsilon$ Realizable	حل ثانویه با فرض جریان ناپایا URANS	۶
RSTM	راه اندازی حل مرحله پایانی	۷
$10^{-5}$	معیار همگرایی تکرارها (باقیمانده معادلات)	۸
$10^{-8}$	مانیتور حل (تبادل شار گرمی)	۹
$10^{-6}$	گام زمانی فیزیکی برای محاسبه URANS	۱۰
کمتر از ۱	عدد کورانت	۱۱

<sup>۱</sup> Pressure-based

<sup>۲</sup> Second-Order Upwind

<sup>۳</sup> Steady State

<sup>۴</sup> Unsteady

<sup>۵</sup> Physical Time-Step

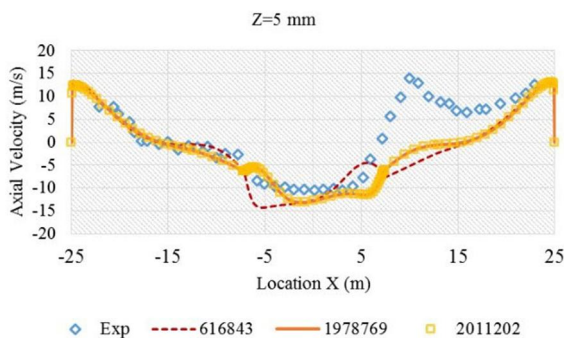


و ۲۰۱۱۲۰۲ تفاوت چندانی با هم ندارند. از این رو شبکه ۱۹۷۸۷۶۹ المانی برای مطالعات جریانی انتخاب شد. شکل ۷ کانتور سرعت محوری در صفحه Z-Y را نشان می‌دهد. با توجه به شکل، هسته بازگردانی بسیار بزرگی در مرکز محفظه مشاهده می‌شود که از بالادست نوک انژکتور تا پایین دست محفظه ادامه دارد. تشکیل ناحیه بازگردانی سبب ایجاد یک نیروی آئرو دینامیکی می‌شود. هنگامی که سوخت پاشش می‌شود، جریان پایین دست سوخت، به وسیله هوای بازگشتی ایجاد شده، به دام می‌افتد. در نتیجه اختلاط سوخت و هوا بهتر می‌شود که نهایتاً منجر به کامل تر شدن احتراق و افزایش پایداری شعله می‌شود [۱۴]. این پدیده زمان سکونت، دما و آشفتنگی کافی برای اختلاط و احتراق کامل سوخت را فراهم می‌کند. علی‌رغم ناحیه بازگردانی اصلی در مرکز، دو ناحیه دیگر نیز وجود دارد که جریان در آن‌ها بازگشتی است. یکی در قسمت واگرای ونتوری و دیگری در گوشه بالادست دیواره محفظه احتراق واقع شده است. همچنین میدان جریان غیرواکنشی، به صورت نامتقارن دیده می‌شود.

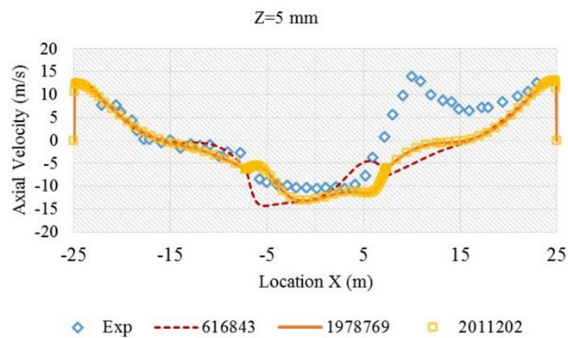
## ۷- بررسی مشخصات جریان

نتایج شبیه‌سازی میدان جریان، شامل پروفیل مؤلفه‌های سرعت آشفته و انرژی جنبشی آشفته است که با داده‌های تجربی مقایسه شد. در اکثر شبیه‌سازی‌های عددی، شبکه تولید شده مطالعه می‌شود و به منظور کسب اطمینان از استقلال شبکه، میدان جریان برای چندین شبکه مختلف، حل می‌شود که به این فرایند مطالعه شبکه گویند. در شکل ۵ نتایج سه شبکه با تعداد المان‌های ۶۱۶۸۴۳، ۱۹۷۸۷۶۹ و ۲۰۱۱۲۰۲ در مقطع ۵ میلی‌متر مقایسه شد. در ادامه علت تفاوت اختلاف داده تجربی با نتیجه شبیه‌سازی در مقطع ۵ میلی‌متری شرح داده خواهد شد.

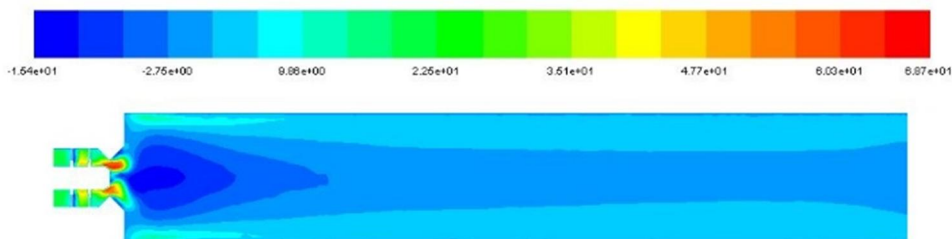
با توجه به شکل ۶ نمودار سرعت محوری در مقطع ۱۵ میلی‌متری، برای هر سه شبکه مقادیر یکسانی را نشان می‌دهد که بیانگر عملکرد مناسب هر سه شبکه می‌باشد. برای سایر مقاطع محوری، همین روند تکرار می‌شود. همان‌طور که مشاهده می‌شود، نتایج شبکه‌های ۱۹۷۸۷۶۹



شکل ۶- مطالعه شبکه برای المان‌های ۶۱۶۸۴۳، ۱۹۷۸۷۶۹ و ۲۰۱۱۲۰۲ در مقطع ۵ میلی‌متری



شکل ۵- مطالعه شبکه برای المان‌های ۶۱۶۸۴۳، ۱۹۷۸۷۶۹ و ۲۰۱۱۲۰۲ در مقطع ۵ میلی‌متری



شکل ۷- کانتور سرعت محوری در صفحه ZY

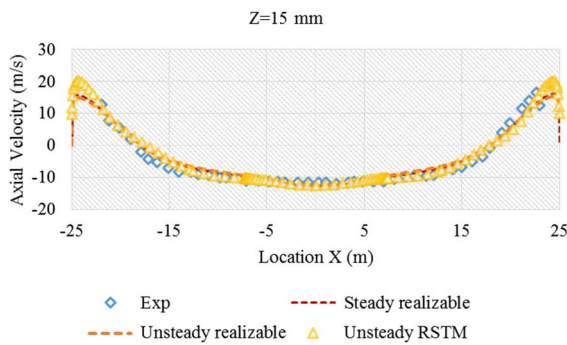
مربوط شود [۱۴]. از طرفی میدان جریان در این مقطع بسیار آشفته است که بر دقت محاسباتی تاثیر به‌سزایی دارد. هر چه توزیع متقارن‌تر باشد، اختلاط سوخت و هوا، بهتر صورت می‌گیرد [۱۴]. مدل RSTM توزیع متقارن‌تری را نسبت به مدل Realizable نشان می‌دهد و در نواحی منفی محور شعاعی  $X$ ، با دقت بیش‌تری به نتایج تجربی نزدیک‌تر است. همچنین مشاهده می‌شود که نتایج عددی دقت قابل قبولی را در پیش‌بینی میدان جریان دارد.

با مراجعه به شکل ۹ و شکل ۱۰ که برای مقاطع ۱۵ و ۲۹ میلی‌متری ترسیم شده است، مشاهده می‌شود که نمودار توزیع سرعت محوری، شکل متقارنی را به خود گرفته و نتایج عددی تطابق خوبی با داده‌های تجربی دارد. همچنین دیده می‌شود که دقت مدل RSTM بیش‌تر است.

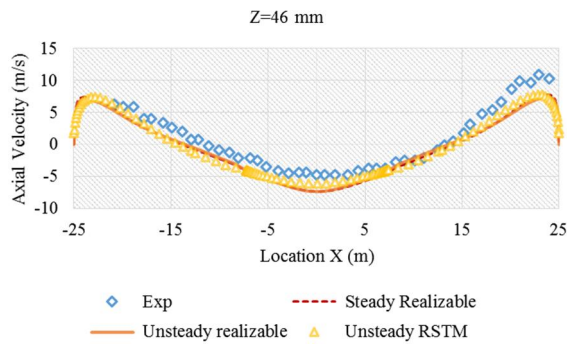
نکته‌ای که حائز اهمیت است، آن است که با حرکت جریان به سمت پایین‌دست (خروجی محفظه)، حدکثر مقدار سرعت در نزدیک دیواره‌ها کاهش یافته و پروفیل سرعت محوری تحت تاثیر توزیع جریان بازگردانی، مسطح می‌شود که در شکل ۱۱ و شکل ۱۲ که به ترتیب برای

توزیع سرعت محوری جریان غیرواکنشی در جهت شعاعی  $X$  برای مقاطع مختلف محور  $Z$  ترسیم و با داده‌های تجربی کی [۱۴] مقایسه شده است. نمودارها، علاوه بر نشان‌دادن توزیع سرعت‌های محوری، شعاعی و مماسی، به مقایسه میزان دقت مدل‌های آشفته‌گی Realizable و RSTM در حالت پایا و ناپایا پرداخته‌اند.

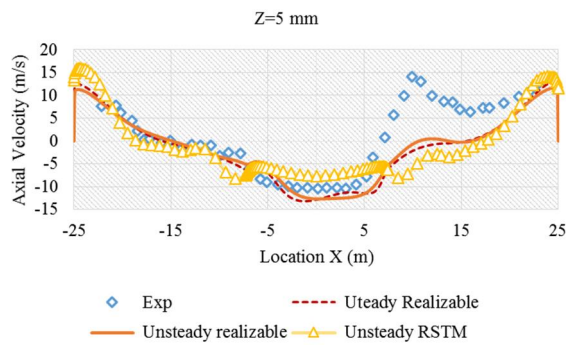
در شکل ۸ در مقطع ۵ میلی‌متری محور  $Z$ ، داده‌های عددی و تجربی، حداکثر سرعت محوری تقریباً برابری را نشان می‌دهند. همچنین ناحیه جریان بازگشتی، در قسمت مرکزی مشاهده می‌شود. نتایج تجربی در این مقطع، تصویر غیرمتقارنی را نشان می‌دهد و این بدان معنی است که چرخش هوای درون محفظه، مخلوط خوبی را ایجاد نکرد. توزیع سرعت در این موقعیت، برای داده‌های تجربی یکنواخت نیست. برخلاف داده‌های تجربی، نتایج شبیه‌سازی، نشان می‌دهد که پروفیل سرعت محوری برای این مقطع متقارن است. این تفاوت می‌تواند دلایل گوناگونی داشته باشد. بخشی به موضوعات محاسباتی مانند دقت شبکه برمی‌گردد و بخش دیگر ممکن است به مشکلات مربوط به دقت اندازه‌گیری داده‌های تجربی در این موقعیت



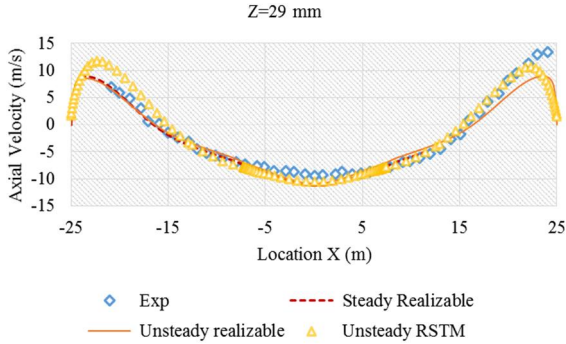
شکل ۹- سرعت محوری در مقطع ۱۵ میلی‌متری



شکل ۱۱- سرعت محوری در مقطع ۴۶ میلی‌متری



شکل ۸- سرعت محوری در مقطع ۵ میلی‌متری



شکل ۱۰- سرعت محوری در مقطع ۲۹ میلی‌متری

طرفی میدان جریان در این مقطع بسیار آشفته است که بر دقت محاسباتی تاثیر به سزایی دارد.

سرعت شعاعی نیز برای موقعیت‌های محوری گوناگون در جهت شعاعی  $x$  مقایسه شده است. زمانی که جریان وارد محفظه احتراق می‌شود، به سبب اثر پره‌ها بر جریان، سرعت شعاعی بالایی دارد. بنابراین همان‌طور که در شکل ۱۴ نشان داده شده است، در موقعیت ۵ میلی‌متری محوری، سرعت شعاعی نسبت به موقعیت‌های دیگر سرعت شعاعی بالاتری دارد. در موقعیت ۱۵ میلی‌متری محوری، سرعت شعاعی تقریباً صفر است (شکل ۱۵). در موقعیت‌های ۲۹ و ۴۶ میلی‌متری، سرعت‌های شعاعی به دلیل انقباض و افت حجمی ناحیه بازگردانی تغییر جهت می‌دهند (شکل ۱۶ و شکل ۱۷). با توجه به شکل ۱۸ و شکل ۱۹ که به ترتیب به مقاطع ۷۶ و ۹۲ میلی‌متری اختصاص دارد، پروفیل‌های سرعت شعاعی در موقعیت‌های ۷۶ و ۹۲ میلی‌متری تقریباً یکنواخت است.

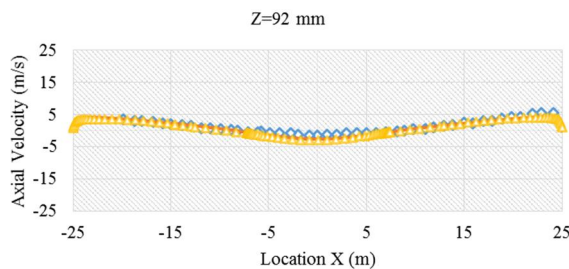
#### جدول ۲- حداکثر خطای محاسباتی نسبت به نتایج تجربی

موقعیت محوری	درصد خطا		
	Steady Realizable	Unsteady Realizable	Unsteady RSTM
۵ میلی‌متر	۱۱۵	۱۰۴	۱۴۲
۱۵ میلی‌متر	۳۵	۲۹	۲۵
۲۹ میلی‌متر	۱۹	۲۰	۱۷
۴۶ میلی‌متر	۴۴	۳۷	۳۱
۷۶ میلی‌متر	۲۶	۲۶	۲۹
۹۲ میلی‌متر	۲۵	۲۵	۲۷

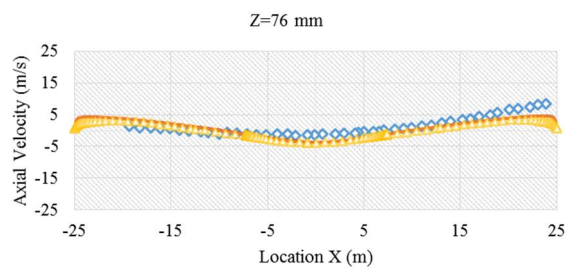
مقاطع ۴۶ و ۷۶ میلی‌متری ترسیم شده است، نمایان است. در نهایت، با توجه به شکل ۱۳ در موقعیت ۹۲ میلی‌متری محوری، توزیع سرعت، تقریباً یکنواخت می‌شود.

در تمام موقعیت‌ها برای نتایج تجربی و محاسباتی، بیشترین مقدار سرعت در نزدیکی دیواره محفظه است. یعنی هنگامی که جریان به دیواره برخورد می‌کند. زمانی که جریان به سمت پایین دست حرکت می‌کند، قله سرعت در نزدیکی دیواره به علت توسعه ناحیه بازگردانی در ناحیه مرکزی پهن تر می‌شود و همچنین اندازه آن کاهش می‌یابد. در موقعیت ۹۲ میلی‌متری، پروفیل سرعت محوری شکل مسطح گرفته و سرعت محوری، تقریباً یکنواخت می‌شود.

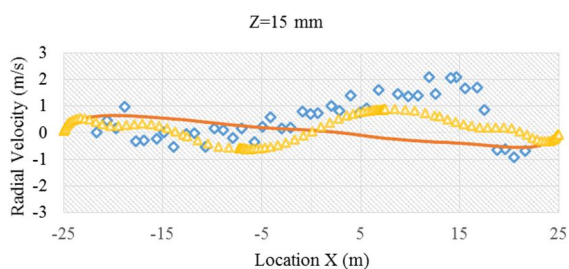
جدول ۲، میزان حداکثر خطای هر محاسبه را نسبت به نتایج تجربی نشان می‌دهد. با مقایسه نتایج برای حل پایا و ناپایای Realizable و حل ناپایای RSTM، دریافت می‌شود که حل ناپایا، تطابق بیشتری را با داده‌های تجربی دارد. همچنین مدل RSTM، با خطای کمتری نسبت به مدل Realizable، داده‌های تجربی را دنبال می‌کند. اما این اختلاف در مسئله حاضر، کم است و چون حل مدل Realizable، زمان کمتری را برای رسیدن به پاسخ‌های همگرا نیاز دارد در بررسی حاضر، مقرون به صرفه‌تر است. علت اختلاف زیاد در مقطع ۵ میلی‌متری، نمودار غیر متقارن تجربی است که دلیل آن قبلاً ذکر شده است. این تفاوت می‌تواند دلایل گوناگونی داشته باشد. بخشی به موضوعات محاسباتی مانند دقت شبکه برمی‌گردد و بخش دیگر ممکن است به مشکلات مربوط به دقت اندازه‌گیری داده‌های تجربی در این موقعیت مربوط شود [۱۴]. از



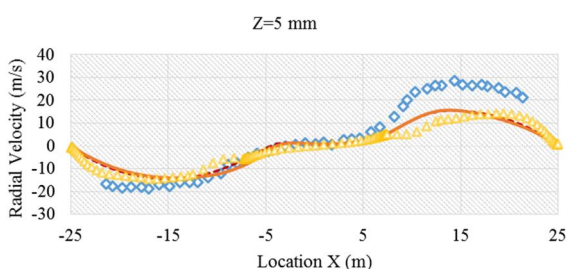
شکل ۱۳- سرعت محوری در مقطع ۹۲ میلی‌متری



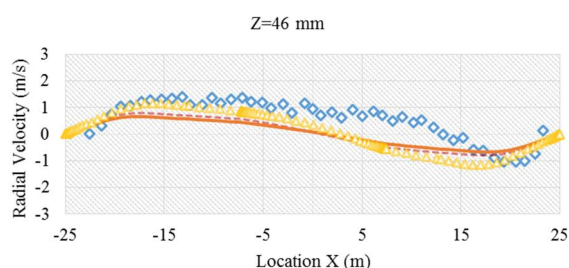
شکل ۱۴- سرعت محوری در مقطع ۷۶ میلی‌متری



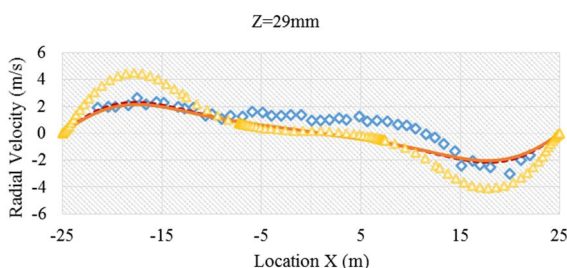
شکل ۱۵- سرعت شعاعی در مقطع ۱۵ میلی‌متری



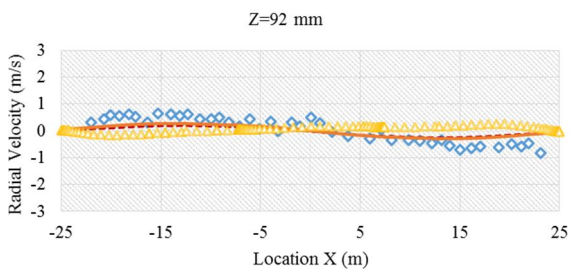
شکل ۱۴- سرعت شعاعی در مقطع ۵ میلی‌متری



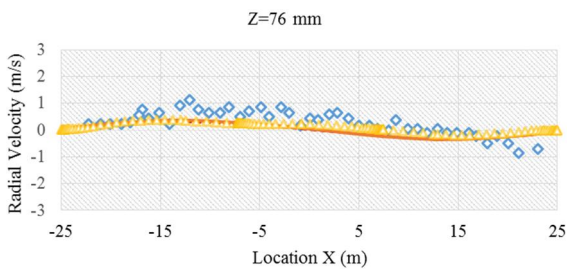
شکل ۱۷- سرعت شعاعی در مقطع ۴۶ میلی‌متری



شکل ۱۶- سرعت شعاعی در مقطع ۲۹ میلی‌متری



شکل ۱۹- سرعت شعاعی در مقطع ۹۲ میلی‌متری



شکل ۱۸- سرعت شعاعی در مقطع ۷۶ میلی‌متری

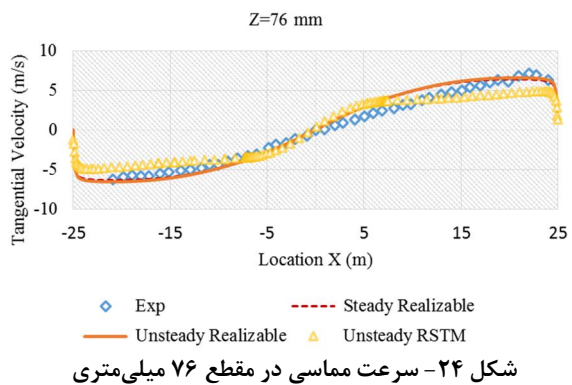
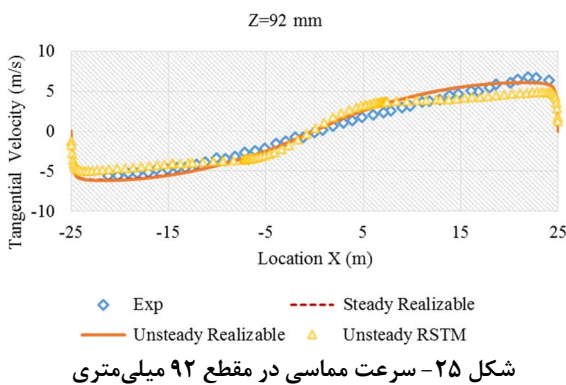
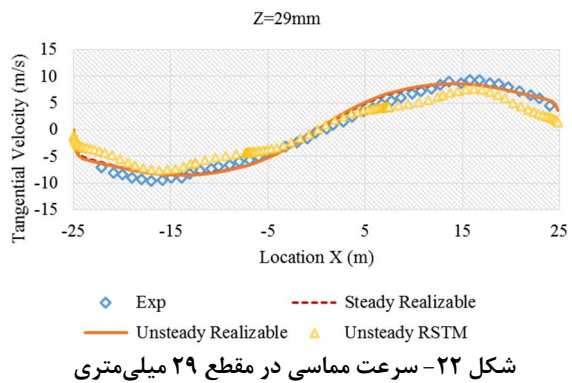
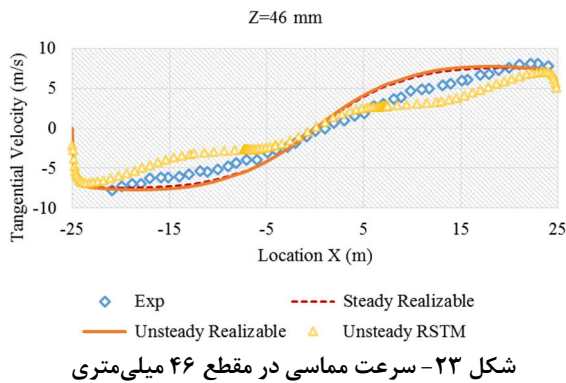
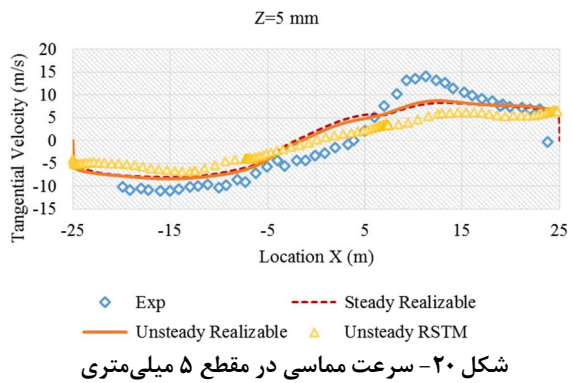
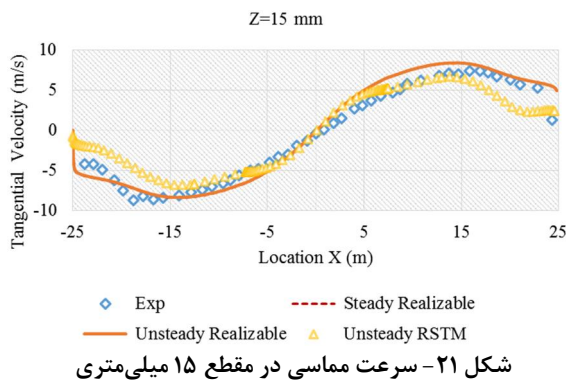
شکل ۸، در ناحیه مثبت جهت شعاعی  $X$ ، مقادیر عددی با داده‌های تجربی کمی اختلاف دارند. این تفاوت می‌تواند دلایل گوناگونی داشته باشد. بخشی به موضوعات محاسباتی مانند دقت شبکه برمی‌گردد و بخش دیگر به مشکلات دقت اندازه‌گیری داده‌های تجربی در این موقعیت مربوط می‌شود. از طرفی میدان جریان در این مقطع بسیار آشفته است که بر دقت محاسباتی تاثیر به‌سزایی دارد (شکل ۲۰).

سرعت مماسی، چرخش جریان را نشان می‌دهد و چون محفظه LDI برای ایجاد جریان چرخشی بالا جهت افزایش اختلاط سوخت و هوا طراحی شده است، مؤلفه سرعت مماسی، مهم تلقی می‌شود. سرعت مماسی در موقعیت‌های گوناگون محور  $Z$ ، با داده‌های تجربی مقایسه شده است. به دلیل جریان بسیار آشفته در ابتدای محفظه، حداکثر مقدار سرعت مماسی در مقطع ۵ میلی‌متری نسبت به سایر مقاطع زیاد است و همانند نمودار سرعت محوری



شکل ۲۵، مشاهده می‌شود که سرعت شعاعی جریان، مسطح‌تر شده و مقدار بیشینه آن کاهش می‌یابد. نتایج فوق، ویژگی‌های ضروری جریان نظیر ساختار پیچیده جریان جرخشی در محفظه احتراق را نشان می‌دهد. جریان در ابتدای دام محفظه ساختار پیچیده‌تری به خود گرفته است. این ساختار پیچیده نظیر جریان جرخشی و جریان بازگردانی در ایجاد اختلاط بهتر سوخت و

به ترتیب در مقاطع ۱۵ میلی‌متری و ۲۹ میلی‌متری شکل ۲۱ و شکل ۲۲، حداکثر مقدار سرعت شعاعی کاهش می‌یابد. همان‌طور که در شکل ۲۳ مشاهده می‌شود، در نواحی مرکزی محفظه، مدل RSTM تطابق بیشتری با داده‌های تجربی دارد. اما در نواحی مجاور دیواره لاینر، مدل Realizable تطابق بهتری با نتایج تجربی دارد. هنگامی که به سمت خروجی حرکت می‌شود، با توجه به شکل ۲۴ و

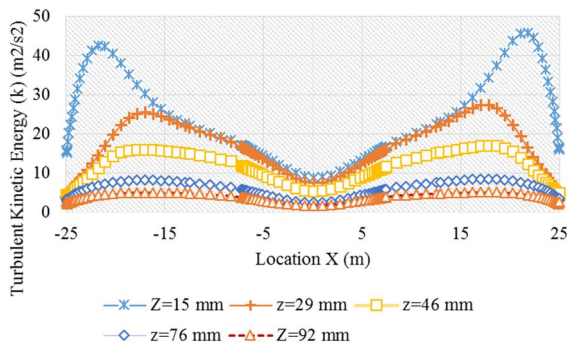


آشفته است. به همین دلیل، مقادیر انرژی جنبشی آشفته در نواحی ابتدایی محفظه مقدار بیشتری دارد. همان‌طور که در شکل ۲۶ مشاهده می‌کنید، مقدار انرژی آشفته در مقطع ۵ میلی‌متر محوری، بیشترین مقدار را دارد. به‌منظور نمایش بهتر سایر مقاطع محوری، نمودار مربوط به مقطع ۵ میلی‌متر محوری از سایر مقاطع جدا شده است. هر چه به سمت صفحه خروجی محفظه نزدیک‌تر می‌شویم، مقدار انرژی آشفته کاهش می‌یابد. همان‌طور که در شکل ۲۷ نشان داده شده است، مقدار انرژی آشفته در مقطع ۹۲ میلی‌متری محوری نسبت به سایر مقاطع ترسیم‌شده، مقدار کمتری دارد.

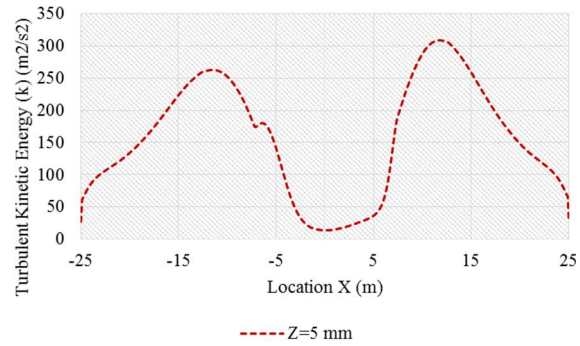
توزیع سرعت محوری برای فشارهای ۱۰۱ کیلوپاسکال و ۲۷۶۰ کیلوپاسکال مقایسه شده است. همان‌طور که در شکل ۲۸ نشان داده شده است، توزیع سرعت برای فشارهای مختلف، در مقطع ۵ میلی‌متری به دلیل آشفته‌گی

هوا مؤثر خواهد بود. هر چه به سمت انتهای محفظه حرکت می‌شود، میزان چرخش جریان و شدت هسته بازگردانی کمتر می‌شود. و این نکته حاکی از آن است که اختلاط سوخت و هوا در ناحیه ابتدایی محفظه بهتر می‌باشد که موضوعی بدیهی است.

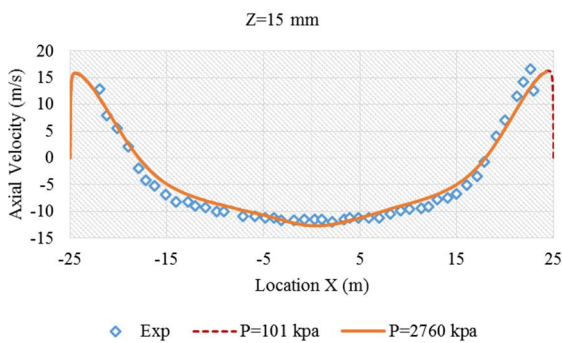
شکل ۲۶ و شکل ۲۷، انرژی جنبشی جریان آشفته در جهت شعاعی X را برای مقاطع مختلف محور Z نشان می‌دهد. نمودارهای انرژی جنبشی آشفته، میزان آشفته‌گی جریان را نشان می‌دهد. هر چه میزان آشفته‌گی در نواحی نزدیک به ونتوری بیشتر باشد، اختلاط سوخت و هوا در صورت پاشش بیشتر خواهد شد. بنابراین این نمودارها توزیع انرژی جنبشی آشفته را در مقاطع مختلف به ما نشان می‌دهد تا درک بیشتری نسبت به فیزیک مسئله داشته باشیم. جریانی که بعد از سوئیرلر به محفظه می‌ریزد، به علت عبور از پره‌های سوئیرلر بسیار چرخشی و



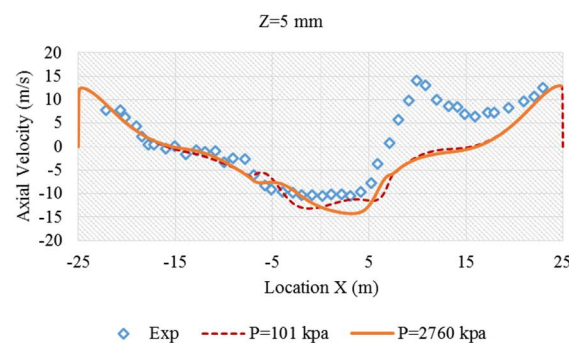
شکل ۲۷- انرژی جنبشی آشفته در مقطع ۱۵، ۲۹، ۴۶، ۷۶ و ۹۲ میلی‌متری



شکل ۲۶- انرژی جنبشی آشفته در مقطع ۵ میلی‌متری



شکل ۲۹- سرعت محوری در مقطع ۱۵ میلی‌متری برای فشارهای ۱۰۱ و ۲۷۶۰ کیلوپاسکال



شکل ۲۸- سرعت محوری در مقطع ۵ میلی‌متری برای فشارهای ۱۰۱ و ۲۷۶۰ کیلوپاسکال

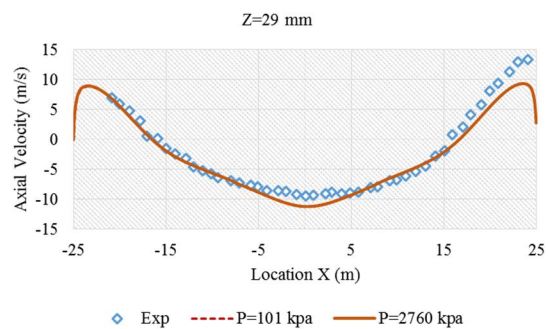
زمانی، مقرون به صرفه نیست. با توجه به اختلاف ناچیز نتایج حاصله از مدل آشفستگی  $k - \epsilon$  با نتایج  $RSTM$ ، در کاربردهای صنعتی و حتی آکادمیک، مدل  $k - \epsilon$  برای فیزیک مطالعه شده، ترجیح بیش‌تری دارد.

تأثیر فشار عملکردی محفظه احتراق که مربوط به عملکرد کمپرسور است بر مشخصات جریان در محفظه احتراق نیز مطالعه شد. از این‌رو، خواص جریان برای دو فشار ۱۰۱ کیلوپاسکال و ۲۷۶۰ کیلوپاسکال بررسی شد. نتایج نشان دادند که فشار عملکردی محفظه بر خواص جریان شامل مؤلفه‌های سرعت محوری، شعاعی و مماسی و همچنین اندازه و شدت ناحیه بازگردانی تأثیر قابل توجهی ندارد.

## ۹- مراجع

- [1] Olsson U (2006) Aerospace propulsion from insects to spaceflight.
- [2] Tacina R (1990) Low NO (x) potential of gas turbine engines. in 28th Aerospace Sciences Meeting.
- [3] Saboohi Z, Ommi F, Akbari MJATE (2018) Multi-objective optimization approach toward conceptual design of gas turbine combustor. Appl Therm Eng 148: 1210-1223
- [4] Heath CM, et al. (2010) Optical characterization of a multipoint lean direct injector for gas turbine combustors: Velocity and fuel drop size measurements. in ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea, and Air.
- [5] Lieuwen T, McManus K (2003) Introduction: Combustion dynamics in lean-premixed prevaporized (LPP) gas turbines. J Propul Power 19(5): 721-721.
- [6] Mosier S, Pierce R (1980) Advanced combustion systems for stationary gas turbine engines: Volume I. Review and preliminary evaluation. EPA-600.
- [7] El-Asrag H, Ham F, Pitsch H (2007) Simulation of a lean direct injection combustor for the next high speed civil transport (HSCT) vehicle combustion systems. Annual Research Briefs.
- [8] Khosravy el\_Hossaini M (2013) Review of the new combustion technologies in modern gas turbines, in Progress in Gas Turbine Performance. InTech.
- [9] Alkabile H, Andrews G, Ahmad N (1988) Lean low NOx primary zones using radial swirlers. in ASME 1988 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition.

زیاد جریان، در مرکز میدان جریان مقداری متفاوت است. اما توزیع سرعت محوری در مقاطع ۱۵ میلی‌متری و ۲۹ میلی‌متری که به ترتیب در شکل ۲۹ و شکل ۳۰ نشان داده شده است، برای این دو فشار یکسان است. این حالت برای سایر مقاطع محوری و همچنین برای سایر توزیع سرعت‌ها نیز صادق است. این نتیجه نشان می‌دهد که فشار عملکردی محفظه، در توزیع سرعت اثر چندانی ندارد.



شکل ۳۰- سرعت محوری در مقطع ۲۹ میلی‌متری برای فشارهای ۱۰۱ و ۲۷۶۰ کیلوپاسکال

## ۸- نتیجه‌گیری

شبیه‌سازی عددی محفظه احتراق LDI تک‌المان با مدل‌سازی جریان آشفته انجام شد. در مطالعه حاضر خواص فیزیک جریان داخل محفظه بررسی شد. برای مدل‌سازی دقیق آشفستگی جریان از دو مدل  $k - \epsilon$  و  $RSTM$  استفاده شده است. در ادامه، مدل‌های آشفستگی به لحاظ دقت با یکدیگر مقایسه شدند. مدل  $RSTM$  که مبتنی بر حل ناپایای جریان است، در بیش‌تر نواحی جریان، نسبت به مدل  $k - \epsilon$  دقیق‌تر بود. با مقایسه نتایج برای حل پایا و ناپایای  $RSTM$  و حل ناپایای  $k - \epsilon$ ، دریافت می‌شود که حل ناپایا، تطابق بیش‌تری را با داده‌های تجربی دارد. همچنین مدل  $RSTM$ ، با خطای کمتری نسبت به مدل  $k - \epsilon$ ، داده‌های تجربی را دنبال می‌کند. اما این اختلاف در مسئله حاضر، کم است و چون حل مدل  $k - \epsilon$ ، زمان کمتری را برای رسیدن به پاسخ‌های همگرا نیاز دارد در بررسی حاضر، مقرون به صرفه‌تر است. با این توجه که زمان محاسبات مدل  $RSTM$  نسبت به مدل  $k - \epsilon$  چندین برابر بیشتر بود، مدل  $RSTM$  به لحاظ هزینه بالای

- [17] Dewanji D, et al. (2012) Investigation of flow characteristics in lean direct injection combustors. *J Propul Power* 28(1): 181-196.
- [18] Ajmani K, Mongia H, Lee P (2013) Evaluation of CFD best practices for combustor design: Part I-Non-Reacting flows. in 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition.
- [19] Dewanji D (2012) Flow characteristics in lean direct injection combustors. Delft: TU Delft Ph.D. Thesis.
- [20] Wilcox DC (1998) Turbulence modeling for CFD. Vol. 2.: DCW industries La Canada, CA.
- [21] German A, Mahmud TJF (2005) Modelling of non-premixed swirl burner flows using a Reynolds-stress turbulence closure. *Fuel* 84(5): 583-594.
- [۲۲] امی ا ع د ف ا (۱۳۹۵) بررسی اثر پارامترهای پاشش بر کاهش قطر قطرات در انژکتورهای دوپایه دوفاز مهندسی هوافضا. دانشگاه تربیت مدرس تهران.
- [23] Anderson JD, Wendt J (1995) Computational fluid dynamics. Vol. 206. Springer.
- [24] Tacina R, Mao CP, Wey C (2003) Experimental investigation of a multiplex fuel injector module for low emission combustors. in 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit.
- [10] Anderson DN (1981) Ultra-lean combustion at high inlet temperatures. in ASME 1981 International Gas Turbine Conference and Products Show.
- [11] Hussain UA, et al. (1988) Low NO<sub>x</sub> primary zones using jet mixing shear layer combustion. in ASME 1988 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition.
- [12] Ajmani K, Mongia HC, Lee P (2017) CFD evaluation of A 3rd generation LDI combustor. in 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference.
- [13] Fu Y, Jeng SM, Tacina R (2005) Characteristics of the swirling flow generated by an axial swirler. in ASME Turbo Expo 2005: Power for Land, Sea, and Air.
- [14] Cai J, Jeng SM, Tacina R (2005) The structure of a swirl-stabilized reacting spray issued from an axial swirler. in 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit.
- [15] Tedder SA, et al. (2014) Fundamental study of a single point lean direct injector. Part I: effect of air swirler angle and injector tip location on spray characteristics. in 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference.
- [16] Davoudzadeh F, Liu NS, Moder JP (2006) Investigation of swirling air flows generated by axial swirlers in a flame tube. in ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea, and Air.