

بررسی اثر سینتیک شیمیایی و مدل احتراقی بر تابع پاسخ شعله (FTF) یک توربین گاز پیش مخلوط رقیق‌سوز با استفاده از شبیه‌سازی LES

احسان بهزاد^۱، رضا ابراهیمی^{۲*}

۱- دکتری، مهندسی هوافضا، دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، دانشکده هوافضا، تهران، ehsanbehzad@email.kntu.ac.ir

۲- استاد، مهندسی مکانیک، دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، دانشکده هوافضا، تهران، rebrahimi@kntu.ac.ir

* نویسنده مخاطب

(تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۰۹/۲۸، دریافت آخرین اصلاحات: ۱۴۰۰/۱۱/۰۹، پذیرش: ۱۴۰۱/۰۱/۱۵)

چکیده: یکی از روش‌های بررسی ناپایداری احتراق، شبیه‌سازی پاسخ شعله نسبت به نوسان‌های آکوستیکی است. در تحقیق حاضر به منظور مدل‌سازی نوسان‌های آکوستیکی، از روش تهییج مصنوعی «سرعت هارمونیک تک فرکانس» در راستای طولی استفاده شده است. بررسی اثر این نوسان بر شعله، با حل عددی LES و در قالب تابع پاسخ شعله (FTF) بیان می‌شود که سینتیک شیمیایی و مدل احتراقی، اثر به‌سزایی در تعیین این تابع دارند. نتایج شبیه‌سازی احتراق برای شعله پیش مخلوط متان نشان داد با اینکه مدل احتراقی EDC همراه با سینتیک شیمیایی ۱۷ جزئی و ۷۳ واکنش نسبت به مدل احتراقی TF همراه با سینتیک شیمیایی ۶ جزئی و ۲ واکنش، ۲ برابر هزینه محاسباتی بالاتری دارد، اما خطای حل عددی برای محاسبه تابع FTF را تا زیر ۵ درصد کاهش می‌دهد. پس از شبیه‌سازی بر اساس تبدیل سریع فوریه از FTF، دامنه و فاز این تابع محاسبه می‌شود که دامنه FTF دو مقدار بیشینه در ۲۰-۳۰ هرتز و ۱۷۰ هرتز و یک نقطه کمینه در ۸۰-۱۱۰ هرتز را نشان می‌دهد. ناپایداری احتراق از طریق حل معادله آکوستیک (هلمهولتز) و جایگذاری دامنه و فاز تابع FTF به‌عنوان ترم آزادسازی حرارت در این معادله قابل بررسی است.

کلید واژگان: ناپایداری احتراق، تابع پاسخ شعله، سینتیک شیمیایی، مدل احتراقی

مقدمه

بیش از ۱۵۰ سال پیش ریچک^۱ با تحریک حرارتی، ایجاد صدا در یک لوله را مورد بررسی قرار داد. سپس لرد رایلی^۲ مبانی نظری تحریک صوت توسط منبع حرارتی را تبیین نمود. این مبانی، اساس تئوری‌های مرتبط با ناپایداری احتراق در توربین‌های گاز و موشک‌های سوخت مایع و جامد شده‌اند که توسط کروکو به‌صورت تحلیلی و عملی مورد استفاده قرار گرفته‌اند. در دهه ۱۹۹۰، سازندگان موتورهای توربین گاز موظف شدند که طراحی محفظه‌های احتراق را به‌گونه‌ای انجام دهند که NO_x ایجاد شده کاهش یابد [۱]. مولکول‌های NO_x در توربین‌های گازی به‌صورت عمده توسط نواحی دما بالای محفظه احتراق شکل می‌گیرند و از این رو یکی از روش‌ها برای کاهش NO_x ، عملکرد محفظه تحت شرایط رقیق‌سوزی است و این موضوع محفظه را مستعد ناپایداری احتراق می‌کند. در موتورهای توربین گاز، پدیده غالب ناپایداری احتراق از نوع ترموآکوستیکی است که در این تحقیق نیز تمرکز اصلی بر ناپایداری ترموآکوستیکی خواهد بود [۱].

1. Rijke
2. Rayleigh

حلقه ایجاد کننده پدیده ناپایداری ترموآکوستیکی به صورت کلاسیک به سه مرحله کلی تقسیم بندی می شود: ابتدا نوسان ها در سرعت و یا متغیرهای ترمودینامیکی، یک نوسان در نرخ آزادسازی حرارت به وجود می آورند. سپس، نوسان های حرارت، نوسان های آکوستیکی را تهییج می کنند و در نهایت نوسان های آکوستیکی، نوسان های متغیرهای ترمودینامیکی و سرعت را به وجود آورده و حلقه تکمیل می شود. شرایط مورد نیاز برای وقوع ناپایداری احتراق در موتورهای توربین گاز و اثر مدهای مختلف بر احتراق را می توان مطابق معیار رایلی بیان نمود. در معیار رایلی هنگامی میزان انرژی اضافه شده و افت انرژی با یکدیگر برابر می شود که در واقع به نوسان های سیکل - محدود برسد. در این حالت میانگین انرژی اضافه و حذف شده از نوسان ها مساوی اند [۲]. توربین های گاز مدرن دارای مشعل های متعددی اند که به صورت محیطی در اطراف موتور قرار می گیرند. مدهای طولی که در این نوع موتورها به وجود می آیند، اثر به سزایی در تعیین محدوده ناپایداری احتراق دارند و با توجه به این موضوع تحلیل مجزا و درک فیزیک اثرگذاری مدهای طولی، از اهمیت خاصی برخوردار است [۳].

تاکنون برای مدل سازی و بررسی پدیده ناپایداری احتراق روش های مختلفی مانند مدل سازی تحلیلی، شبیه سازی عددی، آزمون های تجربی و ... ارائه شده است که در ادامه مهم ترین این تحقیقات بررسی خواهند شد.

لیوین، در سال ۲۰۰۲، بیان می کند که سرعت جریان ورودی به محفظه احتراق نقش بسیار اساسی جهت تعیین دامنه نوسان های ناپایداری دارد. او مشاهده کرد که بیشینه دامنه فشار نرمال سازی شده با سرعت جریان متناسب است. وی به طور تجربی نشان داد که فرکانس ناپایداری متناسب با سرعت متوسط ورودی جریان به محفظه احتراق است [۴].

روکس و همکاران، در سال ۲۰۰۵، به طور موثر سهم ساختارهای بزرگ اغتشاشی در معادله های جرم، تکانه و انرژی را مورد بررسی قرار دادند. نتایج آنها شامل مقایسه تاثیر نسبت های سوخت به هوای مختلف و بررسی اثر اختلاط ناقص بر ناپایداری احتراق به روش LES^۱ است [۵].

صادقی، در سال ۲۰۰۹، دینامیک شعله های چرخشی را به صورت تجربی مورد بررسی قرار داد. در این تحقیق رفتار شعله های کم چرخش با تغییر نسبت هم ارزی (۰/۶ - ۰/۸)، تغییر سرعت متوسط جریان (۳/۵ - ۵/۵ متر بر ثانیه) و تغییر فرکانس تحریک آکوستیکی بررسی شده است. برای بیان کمی تغییرات شکل شعله، از سه پارامتر طول، ارتفاع جدایش از لبه مشعل و زاویه راس شعله استفاده شده است [۶].

ریاضی، در سال ۲۰۱۰، پایداری شعله های پیش مخلوط در موتورهای توربینی را مورد بررسی قرار داد. در این تحقیق رفتار تابع تبدیل پاسخ شعله پیش مخلوط به اختلالات جریان، نوسان های آکوستیکی محفظه و نوسان های هم ارزی مشخصه بندی شده و با استفاده از پاشش سوخت ثانویه از مرکز نازل سوخت پاش، امکان کنترل ناپایداری های ایجاد شده در محفظه و میزان NO_x تولید شده بررسی شده است [۷].

یکی از مهم ترین بستر آزمون های ساخته شده برای بررسی ناپایداری احتراق مبتنی بر مدهای عرضی و طولی، مربوط به تحقیق هاووزر و همکاران، در سال های ۲۰۱۱ و ۲۰۱۲ است. در این بستر آزمون مدها به صورت صرفاً عرضی، صرفاً طولی و همچنین ترکیب دو حالت طولی - عرضی قابل اعمال اند. با بررسی نتایج مشخص شده است که با اعمال مدهای عرضی، یک ناحیه با شدت OH^* بالاتر در محفظه احتراق ایجاد می شود که با فرکانس تهییج دچار جریان گردابه ای می شود. با استفاده از روش PIV^۲ برای جریان هم دما، نتیجه گرفته شده است که تهییج عرضی شعله، باعث تقویت جریان گردابه ای و در نتیجه توزیع سرعت غیرمتقارن در نازل خروجی و محفظه احتراق خواهد شد [۸، ۹].

بایوارهیم و همکاران، در سال های ۲۰۱۴ و ۲۰۱۵، تحقیقات جامعی را پیرامون ناپایداری های ناشی از مدهای ترموآکوستیکی در محفظه های حلقوی انجام دادند. تحقیقات مذکور بیشتر بر مبنای ارائه روش های تحلیلی و عددی و صحت سنجی با نتایج تجربی بوده است. برای مثال یک روش تحلیلی (یک بعدی، فرض ماخ صفر، با وجود چندین مشعل و فرض کوتاه بودن طول شعله در مقابل

1. Large Eddy Simulation
2. Particle Image Velocimetry

طول موج آکوستیکی) برای محاسبه مدهای جانبی مربوط به کوپلینگ شعله/ آکوستیک در محفظه‌های حلقوی ارائه داده‌اند [۸-۱۰].

در تحقیق هان و همکاران، در سال ۲۰۱۵، رویکرد جدیدی ارائه شده است که براساس آن دامنه مربوط به هندسه مورد استفاده در شبیه‌سازی بسیار کوچکتر از هندسه واقعی مورد استفاده در آزمون تجربی خواهد بود (شکل ۱) و تنها محدوده‌ای را شامل می‌شود که بر محاسبه پارامترهای n و ϕ اثر دارند. هزینه محاسباتی محدوده مذکور (اندازه مش در حدود ۳-۴ میلیون سلول) به مراتب کمتر از حل کامل یک محفظه واقعی (در حدود ۳۱ میلیون مش) و یا حتی خود هندسه مورد استفاده در بستر آزمون کامل (در حدود ۱۱ میلیون) است [۱۱، ۱۲].

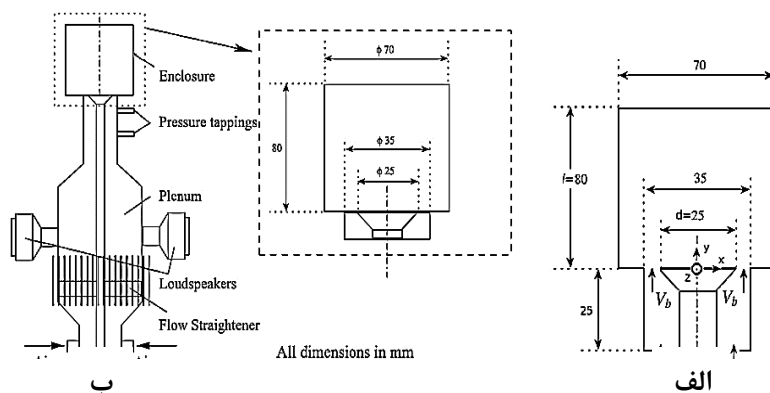


Figure 1- Geometry used in the test (a) and geometry used in simulation (b) [11, 12]

شکل ۱- هندسه مورد استفاده در تست (الف) و هندسه مورد استفاده در شبیه‌سازی (ب) [۱۱، ۱۲]

سائورایچ و همکاران، در سال‌های ۲۰۱۲ تا ۲۰۱۸، برای بررسی اثر مدهای عرضی، طولی و ترکیبی عرضی - طولی بر ناپایداری احتراق یک بستر آزمون طراحی کرده‌اند. تفاوت این بستر آزمون با تحقیق هاوزر و همکاران، مرجع [۱۳]، در این است که مدهای عرضی اعمال شده در این تحقیق دقیقاً روی شعله اعمال شده‌اند؛ در صورتی که برای مرجع [۱۴] مدهای عرضی روی ناحیه قبل از ورود به محفظه اعمال شده‌اند [۱۵، ۱۶].

پوینسوت و همکاران، در سال‌های ۲۰۰۸ تا ۲۰۱۷، موضوع ناپایداری احتراق را در چندین مقاله جامع مورد بررسی قرار داده‌اند. از جمله مهم‌ترین مفاهیمی که در این مقاله‌ها بررسی شده، مشکلات مربوط به تعمیم نتایج مربوط به بستر آزمون‌های آزمایشگاهی به محفظه احتراق‌های واقعی، نحوه مدل‌سازی کوپلینگ بین انتقال حرارت روی دیواره و ناپایداری احتراق، بررسی و کشف مدهای آکوستیکی ذاتی، پایداری هیدرودینامیکی جریان‌های چرخشی و دو شاخه شدن شعله بر اثر ناپایداری و موضوع امیدانس در شرایط مرزی ورودی و خروجی است [۱۷-۱۹].

لیوراشو، در سال ۲۰۱۷، ناپایداری را برای یک محفظه آزمایشگاهی و سپس صنعتی مورد بررسی قرار داد. در این مطالعه، پاسخ نوسان‌های شعله به نوسان‌های آکوستیک با استفاده از شبیه‌سازی^۱ URANS انجام شده است که برای فرکانس‌های پائین از دقت خوبی برخوردار است. تهییج فرکانس‌ها در بازه وسیع و با دامنه‌های متفاوت انجام شده است. تابع توصیف شعله توسط مدل‌های مناسب توزیع زمان تاخیر، تقریب زده شد. برای هر دو وسیله مورد استفاده ابعاد مقطع عرضی در مقایسه با طول موج آکوستیکی کوچک است. بنابراین، از یک مدل شبکه برای مطالعه همگیری احتراق-آکوستیک در فرکانس‌های پائین استفاده شده است [۲۰].

1. Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes

آکانر، لیوون و همکاران، در سال‌های ۲۰۱۲ تا ۲۰۱۷، تحقیقات تجربی، تحلیلی و عددی مفصلی را در زمینه ناپایداری احتراق ناشی از مدهای عرضی و طولی انجام داده‌اند. تحقیقات مذکور مبتنی بر بستر آزمون شکل ۲ انجام شده است. با استفاده از این ساختار، اثر نوسان‌های آکوستیکی عرضی بر روی شکل شعله خروجی از نازل مورد بررسی قرار گرفته است. در ادامه این تحقیقات بستر آزمونی متناسب با رویکرد بررسی همزمان مدهای عرضی-طولی توسعه داده شد [۲۱-۲۳].

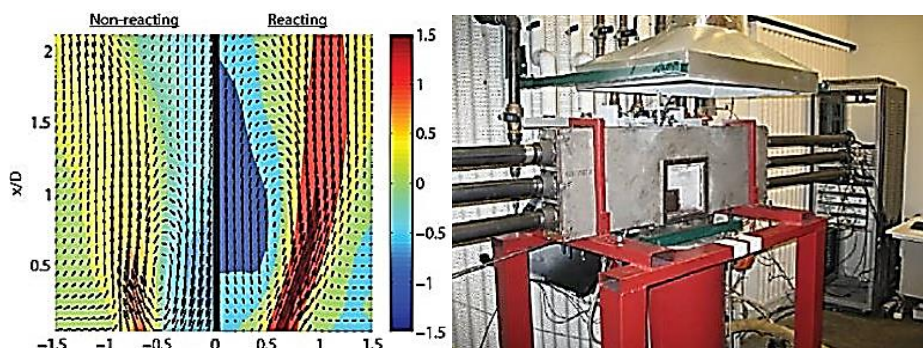


Figure 2- Combustion chamber used by O'Connor, Leuvin et al and the results of experiment [21-23]
شکل ۲- هندسه مورد استفاده و نتایج حاصل شده از تست تجربی توسط آکانر، لیوون و همکاران [۲۱-۲۳]

ژانگ و همکاران، در سال ۲۰۲۱، از یک حلگر کاملاً تراکم پذیر داخلی برای مطالعه اثرهای شدت چرخش بر ناپایداری‌های ترموآکوستیک در یک محفظه احتراق رقیق پیش مخلوط استفاده کردند. نتایج به دست آمده نشان می‌دهند که دو عدد مهم چرخش مشعل وجود دارد که در آن‌ها دینامیک احتراق به شدت تغییر می‌کند. احتراق برای اعداد چرخش کم، پایدار است ($S \leq 0.5$) و با این حال با افزایش عدد چرخش، منطقه چرخش جانبی نقش اصلی را در تولید نوسان‌های انتشار گرما، هم‌فاز با نوسان‌های آکوستیکی بازی می‌کنند. در حالی که منطقه چرخش مرکزی کمترین تأثیر را در ایجاد ناپایداری‌ها دارد [۲۴].

فردریچ و همکاران، در سال ۲۰۲۱، ناپایداری‌های ترموآکوستیکی در محفظه احتراق PRECCINSTA را با استفاده از یک روش تراکم‌پذیر^۱ LES - PDF مورد بررسی قرار داده‌اند. در این تحقیق، رفتار نوسانی خودتهییج بدون هیچ‌گونه اجبار خارجی با موفقیت ثبت شده است. تجزیه و تحلیل نتایج یک مد ترموآکوستیک غالب را با فرکانس ۳۰۰ هرتز نشان می‌دهد. حلقه بازخورد احتراق-آکوستیک به خوبی توسط این روش شبیه‌سازی شده است [۲۵].

برای شبیه‌سازی کامل پدیده ناپایداری احتراق در محفظه موتورهای توربین گاز می‌توان از رویکرد خود-تهییج استفاده کرد که در آن کل هندسه با تمامی جزئیات باید مدل‌سازی شود. اما این رویکرد بسیار پرهزینه است. برای مثال حل عددی LES یک محفظه احتراق کامل طبق مراجع [۲۶]، نیاز به هفتصد CPU موازی شده و ۳۱ میلیون مش است. با توجه به این موضوع، بررسی اثر تغییرات یک پارامتر در ناپایداری احتراق یک محفظه، به دلیل هزینه‌بر بودن تکرار LES تقریباً ناممکن است. از این رو نیاز است که ابزاری به وجود بیاید که قدرت آنالیز ناپایداری ترموآکوستیکی در یک میدان جریان واکنشی را با کم‌ترین هزینه محاسباتی فراهم آورد. در تحقیق حاضر و بر مبنای نتایج مراجع [۱۱، ۱۲] روشی ارائه شده است که با استفاده از آن میدان احتراقی و ساختار دینامیک شعله حاصل از شبیه‌سازی LES، به صورت مستقل از میدان آکوستیکی حل شده و سپس نتایج این دو با یکدیگر کوپل خواهند شد.

به منظور بررسی ناپایداری احتراق در یک محفظه احتراق توربین گاز، پس از حصول نتایج تحلیل احتراقی باید از طریق نوسان‌های سرعت، نسبت تعادل و ... یک تهییج در میدان آکوستیکی به وجود آید. این نوسان‌ها بر میدان احتراقی اثر گذاشته و میزان آزادسازی حرارت تغییر خواهد کرد. حال این تغییرات بر میدان آکوستیکی (فشار) نیز اثر گذاشته و از این طریق همگیری

1. Large Eddy Simulation-Probability Density Function

آکوستیک-احتراق برای بررسی شرایط ناپایداری احتراق کل محفظه کامل می‌شود. اگر حالت خودتهییج در محفظه مورد بررسی قرار گیرد، چون کل دامنه با تمامی جزئیات هندسی، افت‌ها، شرایط مرزی واقعی، اختلالات سرعت و نسبت تعادل و ... در میدان حل قرار می‌گیرد، محفظه می‌تواند به خودی خود و از طریق همگیری بین اختلالات و نرخ آزادسازی حرارت دچار ناپایداری شود. اما این موضوع بسیار هزینه‌بر است. از این رو با ارائه مفهوم تابع پاسخ شعله FTF^1 (که در واقع مبتنی بر رابطه $n - \tau$ کروکو مرجع [۲۷] است) سعی می‌شود که تنها با توجه به یک قطاع از یک محفظه کامل حلقوی (شامل یک مشعل) و با به دست آوردن پارامترهای فاز و بهره مربوط به تابع پاسخ شعله (حاصل از نوسان‌های سرعت مربوط به مدهای طولی اعمالی و نرخ حرارت آزاد شده ناشی از آن) ناپایداری احتراق مورد بررسی قرار گیرد و به کل محفظه تعمیم یابد.

هدف از تحقیق حاضر انتخاب بهترین سینتیک شیمیایی و مدل احتراقی برای محاسبه نرخ آزادسازی حرارت و تعیین پارامتر FTF با استفاده از شبیه‌سازی عددی LES است. با توجه به این موضوع، در این مطالعه یک محفظه احتراق با چرخاننده مماسی در معرض بازه‌های مختلف نوسان‌های طولی سرعت قرار گرفته و نرخ آزادسازی حرارت (Q') که اساس شکل‌گیری ناپایداری احتراق است، در قالب تابع پاسخ شعله (FTF) مورد بررسی قرار خواهد گرفت. در نهایت نیز تابع پاسخ شعله در قالب فضای فرکانسی در حلگر آکوستیکی قرار گرفته و محدوده ناپایداری احتراق مشخص می‌شود که این بخش در مقالات آینده مورد بررسی قرار خواهد گرفت. شماتیک روند برقراری ارتباط بین حلگر آکوستیکی و LES در شکل ۳ نشان داده شده است.

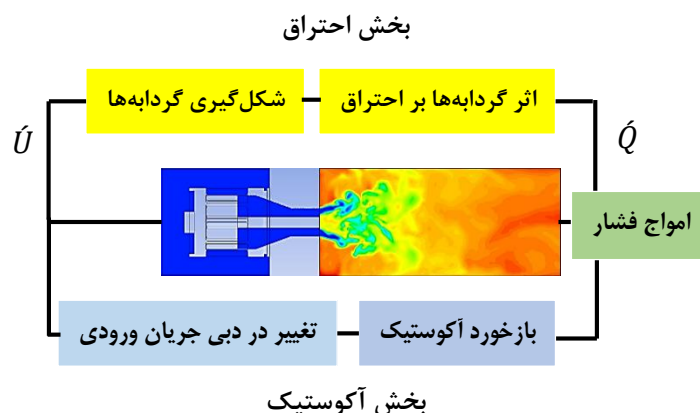


Figure 3- connection between acoustic solvers and LES [18]

شکل ۳- روند برقراری ارتباط بین حلگرهای آکوستیکی و LES مرجع [۱۸]

معادلات حاکم

در تحقیق حاضر از نرم‌افزار انسیس فلوئنت^۲ نسخه ۲۰۲۱، استفاده شده است که در آن به منظور شبیه‌سازی جریان مغشوش از مدل LES-Smagorinsky و برای شبیه‌سازی احتراق از دو مدل TF^3 و EDC^4 (براساس دو سینتیک شیمیایی مجزا ۱۷ جزئی با ۷۳ واکنش و ۶ جزئی با ۲ واکنش) استفاده شده است.

واکنش متان- هوا ۶ جزئی با ۲ واکنش، ساده‌ترین سینتیک برای شبیه‌سازی احتراق متان است که در آن از روابطه‌های آرنیوس استفاده شده است [۱۲، ۲۸]. سینتیک ۱۷ جزئی با ۷۳ واکنش (حاصل از نرم‌افزار کمکین^۵) نیز توسط سانکاران و همکاران توسعه

1. Flame Transfer Function
2. Ansys Fluent
3. Thickened-Flame
4. Eddy Dissipation Concept
5. Chemkin

داده شد [۲۹]. این مکانیزم، اصلاح شده واکنش کامل هوا-متان (شامل ۳۲۵ واکنش) است که زمان حل بسیار پائین تری نسبت به واکنش کامل دارد و در عین حال از دقت مناسبی برخوردار است.

در مدل LES مقیاس سرعت براساس ویسکوزیته گردابه (μ_t) و مقیاس طول شبکه LES (l_{LES}) تعیین می‌شود. معادله‌های بقاء جرم، تکانه، کسر جرمی و انرژی مربوط به میدان حل احتراقی مطابق با رابطه‌های زیر است:

$$\frac{\partial \bar{p}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} \bar{U}_i) = 0 \quad (1)$$

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

$$\frac{\partial \bar{\rho} \bar{Y}_k}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} \bar{U}_i \bar{Y}_k) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\frac{\mu}{Sc} \frac{\partial \bar{Y}_k}{\partial x_i} - \bar{\rho} (\bar{U}_i \bar{Y}_k - \bar{U}_i \bar{Y}_k) \right) + \bar{\omega}_k \quad \text{for } k = 1, \dots, N \quad (3)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \bar{h}_s}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} \bar{U}_i \bar{h}_s) = \frac{\partial \bar{p}}{\partial t} + \bar{U}_i \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\frac{\mu}{Pr} \frac{\partial \bar{h}_s}{\partial x_i} - \bar{\rho} (\bar{U}_i \bar{h}_s - \bar{U}_i \bar{h}_s) \right) + \bar{\tau}_{ij} \frac{\partial \bar{U}_i}{\partial x_j} + \bar{\omega}_T \quad (4)$$

که در این رابطه‌ها U_i سرعت، ρ چگالی، Y_k درصد جرمی جزء k ام، p فشار، h_s آنتالپی محسوس، τ_{ij} تانسور تنش، Sc عدد اشمیت و Pr عدد پرانتل است. همچنین مدل‌سازی تنش‌های با مقیاس کوچکتر از شبکه، توسط معادله $\tau_{ij}^{sgs} = -2\mu^{sgs} \bar{S}_{ij} + \frac{2}{3} k^{sgs} \delta_{ij}$ بیان می‌شود که مربوط به معادله گرانیوی گردابه است که در این رابطه \bar{S}_{ij} تانسور نرخ تنش و μ^{sgs} گرانیوی مقیاس کوچکتر از شبکه است و از رابطه $\mu^{sgs} = \bar{\rho} C_k \Delta (k^{sgs})^{1/2}$ به دست می‌آید [۲۸].

برای بسته شدن رابطه (۳) و (۴) نرخ واکنش در جزء جرمی و معادله انتقال آنتالپی محسوس ($\bar{\omega}_k, \bar{\omega}_T$) نیاز به مدل‌سازی دارند. مشکل اصلی در مدل‌سازی این ترم‌ها مربوط به ضخامت شعله است که معمولاً کوچکتر از اندازه کوچکترین سلول محاسباتی است. برای حل این مشکل از مدل TF استفاده خواهد شد که یکی از مدل‌های احتراقی مورد استفاده در تحقیق حاضر است.

هدف مدل TF افزایش ضخامت شعله به صورت مصنوعی است تا شبکه LES بتواند شعله را مدل‌سازی کند. در حین این فرایند ضخیم‌سازی، تلاش بر این است که سایر مشخصات شعله مانند سرعت شعله ثابت باقی بماند. بر اساس تئوری شعله‌های آرام پیش آمیخته یک بعدی، این موضوع زمانی امکان‌پذیر است که ضرایب نفوذ حرارتی و مولکولی در یک فاکتور F ضرب شوند و همزمان نرخ واکنش بر فاکتور F تقسیم شود. فاکتور ضخیم‌سازی (F) براساس یک رویکرد دینامیکی محاسبه می‌شود که در آن محل ضخیم‌سازی براساس رابطه $F = \max(F_1, F_2)$ مقدار بیشینه دو تابع تعیین می‌شود. در این رابطه:

$$F_1 = \frac{16\Delta^2 \nabla_{H_2O}}{\delta_L^0 \nabla_{H_2O}} + 1, \quad F_2 = \left(\frac{4\Delta}{\delta_L^0} - 1 \right) \tanh \left(\frac{RR}{RR_{max}} \right) + 1 \quad (5)$$

مقدار RR نرخ محلی آزادسازی حرارت و RR_{max} مقدار بیشینه نرخ آزادسازی حرارت است [۲۸]. براساس نتایج آزمایشگاهی مراجع [۱۴، ۱۳، ۹، ۸] مشخص شد که در آزمون‌های تجربی، نرخ آزادسازی حرارت که در واقع تعیین کننده FTF است بر مبنای جزء OH^* یا CH^* محاسبه می‌شود. برای اندازه‌گیری غلظت جزء OH^* در آزمون‌های تجربی، از یک دوربین IHS^۲ یا یک PMT^۳ استفاده می‌شود. در این روش محل شعله در جایی است که غلظت OH^* به یکباره افزایش می‌یابد. در ناحیه مذکور نرخ واکنش احتراق و در نتیجه نرخ آزادسازی حرارت نیز به یکباره افزایش می‌یابد.

1. One-Dimensional Premixed Laminar Flame
2. Intensified high speed camera
3. Photomultiplier tube

با توجه به این موضوع برای مقایسه نرخ آزادسازی حرارت در نتایج آزمایشگاهی و شبیه‌سازی عددی مناسب است که از تغییرات غلظت جزء OH^* استفاده شود. این موضوع برای مکانیزم ۱۷ جزئی با ۷۳ واکنش امکان‌پذیر است ولی در مکانیزم دو مرحله‌ای ۶ جزئی به دلیل عدم وجود جزء OH^* ، میزان نرخ آزادسازی حرارت با استفاده از رابطه (۵) تعیین می‌شود. علاوه بر مدل TF، مدل EDC نیز برای حل احتراقی استفاده شده است. از بین این دو مدل احتراقی و دو سینتیک شیمیایی، مناسب‌ترین روش (از لحاظ دقت حل و زمان مورد نیاز برای شبیه‌سازی) انتخاب خواهد شد تا بتوان از آن به‌عنوان یک رویکرد مناسب برای محاسبه FTF در شرایط تهییج محفظه احتراق استفاده کرد. مدل توسعه‌یافته^۱ ED است که در آن مکانیزم‌های شیمیایی با جزئیات کامل در جریان‌های اغتشاش لحاظ شده‌اند. در این مدل فرض می‌شود که واکنش در ساختارهای آشفتگی کوچک که مقیاس‌های مناسب‌نامیده می‌شوند، رخ می‌دهند. جزء طولی مقیاس‌های مناسب به این صورت مدل می‌شوند:

$$\xi^* = C_{\xi} \left(\frac{\nu \epsilon}{k^2} \right)^{1/4} \quad (6)$$

در این رابطه $C_{\xi} = 2/1377$ ثابت جزء حجمی و ν لزجت سینماتیکی است. همچنین فرض می‌شود که اجزاء در یک مقیاس زمانی τ^* و درون ساختارهای مناسب واکنش می‌دهند:

$$\tau^* = C_{\tau} \left(\frac{\nu}{\epsilon} \right)^{1/2} \quad (7)$$

که C_{τ} یک ثابت مقیاس زمانی برابر 0.4082 است. جزئیات بیشتر مربوط به این مدل در مرجع [۳۰] بیان شده است.

نحوه محاسبه تابع پاسخ شعله (FTF)

در مطالعه حاضر تابع FTF از حل معادله‌های جریان مغشوش واکنشی^۳ و با به‌کارگیری مدل اغتشاشی LES حاصل شده است. چنانچه بیان شد، در تحلیل ناپایداری احتراق توربین گاز از FTF در معادله مربوط به حلگر آکوستیکی (مثل معادله هلمهولتز^۴ برای میدان احتراقی) به‌عنوان ترم منبع غرغ آزادسازی حرارت استفاده می‌شود تا با توجه به کوپلینگ بین میدان نوسان‌های فشار و نرخ آزادسازی حرارت، ناپایداری ترموآکوستیکی در محفظه احتراق قابل تحلیل باشد. به‌دلیل استفاده از این پارامتر در فضای فرکانسی حلگر آکوستیکی، باید این پارامتر به فرم فرکانسی (فاز و بهره) استخراج شود [۱۲]. در ادامه نحوه محاسبه تابع پاسخ شعله (FTF) براساس شبیه‌سازی عددی مورد بررسی قرار خواهد گرفت. تابع پاسخ شعله با استفاده از رابطه (۸) محاسبه می‌شود [۱۳]:

$$FTF(\omega) = \frac{\bar{Q}'(\omega)}{\bar{Q}} \frac{\bar{u}}{\bar{u}'(\omega)} = A_{FTF}(\omega) e^{i\phi_{FTF}(\omega)} \quad (8)$$

در این رابطه $\bar{Q}'(\omega)$ بیان‌کننده میزان نوسان‌های مربوط به نرخ آزادسازی حرارت، \bar{Q} میانگین حجمی آزادسازی حرارت، \bar{u} میانگین مقدار سرعت در چهار نقطه و $\bar{u}'(\omega)$ نوسان‌های مقدار سرعت در چهار نقطه شکل ۴ است.

1. Eddy-Dissipation
2. Fine Scales
3. Reacted Turbulent Flow
4. Helmholtz
5. Source Term

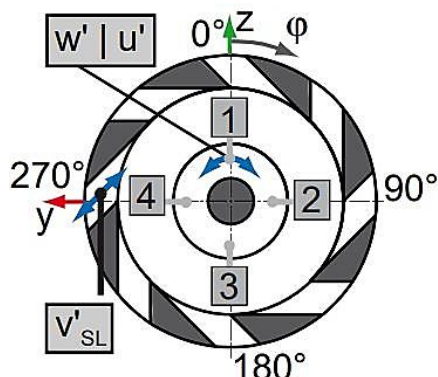


Figure 4- Locate the points required to calculate the parameters \bar{u} and $\hat{u}(\omega)$ at the outlet of swirler [13.14]
 شکل ۴- تعیین محل نقاط مورد نیاز برای محاسبه پارامترهای \bar{u} و $\hat{u}(\omega)$ در دهانه خروجی چرخاننده هوا. مراجع [۱۳، ۱۴]

این روش نتایج دقیق تری نسبت به سایر روش‌ها مراجع [۲۸، ۱۱] ارائه می‌دهد؛ چون در مراجع [۲۸، ۱۱] برای محاسبه \bar{u} و $\hat{u}(\omega)$ تنها یک نقطه در نظر گرفته می‌شود و از سایر نقاط در دهانه خروجی چرخاننده هوا صرف نظر می‌شود. در رابطه (۸) پارامترهای A و φ نیز مشاهده می‌شوند که بیانگر دامنه و فاز مربوط به تابع پاسخ شعله در فضای فرکانسی‌اند. معادله هلمهولتز برای یک میدان احتراقی به صورت رابطه (۹) حاصل می‌شود [۳۱]:

$$\nabla \cdot (\bar{c}^2 \nabla \hat{p}) + \omega^2 \hat{p} = i\omega(\gamma - 1)\hat{q}(x) \quad (9)$$

در این رابطه $\hat{q}(x)$ همان پارامترهای A و φ تابع پاسخ شعله در فضای فرکانسی است. از این رابطه مقادیر مدهای آکوستیکی (دامنه مختلط عبارت فشار) و فرکانس‌های مشخصه (فرکانس زاویه‌ای به صورت عدد مختلط) به دست می‌آیند [۳۰]. به دلیل استفاده حلگر آکوستیکی از روش FEM^1 ، تعداد سلول‌های محاسباتی برای حل عددی بسیار کمتر از حالت حل کامل دامنه محاسباتی خواهد بود. پس هزینه محاسباتی این روند (حل مجزای میدان احتراقی و آکوستیکی) با وجود دقت بالا، بسیار کاهش خواهد یافت.

ترسیم هندسه محفظه احتراق

هدف تحقیق حاضر، تهیه طولی یک محفظه احتراق و یافتن مناسب‌ترین روش شبیه‌سازی عددی برای تعیین تابع پاسخ شعله است. براین اساس، نیاز است از هندسه‌ای استفاده شود که نتایج آزمایشگاهی آن موجود بوده تا دقت حل عددی قابل بررسی باشد. با توجه به این موضوع از هندسه مرجع [۱۳] استفاده شده است (شکل ۵). این هندسه به گونه‌ای عمل می‌کند که توانایی تهیه صرفاً طولی، صرفاً عرضی و همزمان طولی-عرضی را دارد. در این تحقیق فقط از نتایج آزمایشگاهی مربوط به تهیه صرفاً طولی استفاده شده است.

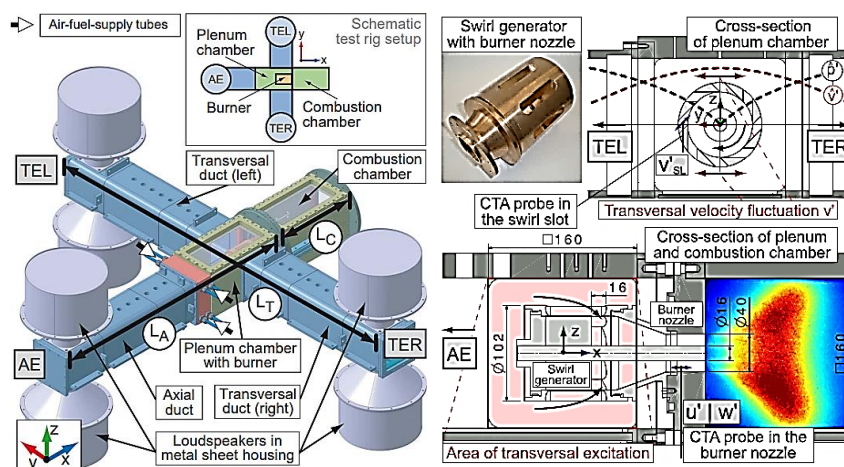


Figure 5- Test stand made by Hauser et al to investigate combustion instability [8, 9]

شکل ۵- بستر آزمون ساخته شده توسط هاووزر و همکاران برای بررسی ناپایداری احتراق [۹،۸]

در تحلیل عددی، بلندگوها و سه مسیری که برای رسیدن صدای ناشی از بلندگوها به سر چرخاننده تعبیه شده‌اند، از هندسه حذف می‌شوند و از یک روش تهییج مصنوعی (استفاده از نوسان‌های سینوسی سرعت در شرط مرزی مربوطه) برای اعمال نوسان‌های آکوستیکی مربوط به اسپیکرها استفاده می‌شود [۹،۸]. برای ترسیم هندسه، از نرم‌افزار سالیدورکز^۲ استفاده شده است.

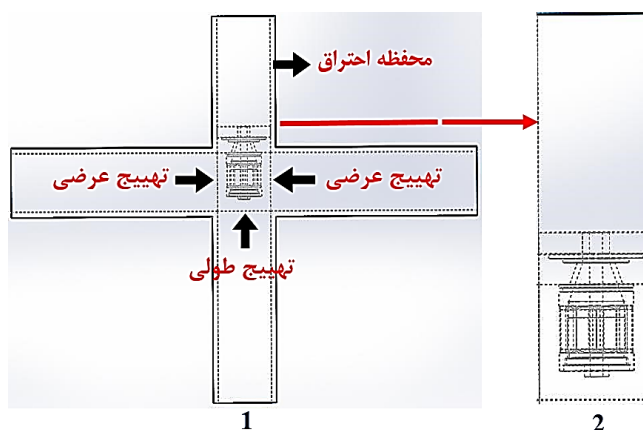


Figure 6- Elimination of speakers and three ways that reach the oscillations caused by the speakers to the head of the swirler 1) - Laboratory geometry, 2) - Geometry used in simulation

شکل ۶- حذف بلندگوها و سه مسیر رسیدن نوسان‌های ناشی از اسپیکرها به سر چرخاننده (۱- هندسه آزمایشگاهی، ۲- هندسه مورد استفاده در شبیه‌سازی)

1. Swirler
2. Solidworks

مطابق شکل ۷، قبل از ورود هوا به درون محفظه احتراق، یک چرخاننده هوا قرار گرفته است که باعث پایداری شعله می‌شود. در هندسه آزمایشگاهی و با استفاده از میله وسط این چرخاننده هوا، دهانه ورودی هوا کوچک و بزرگ شده و همین موضوع عدد چرخش این چرخاننده را تعیین می‌کند.

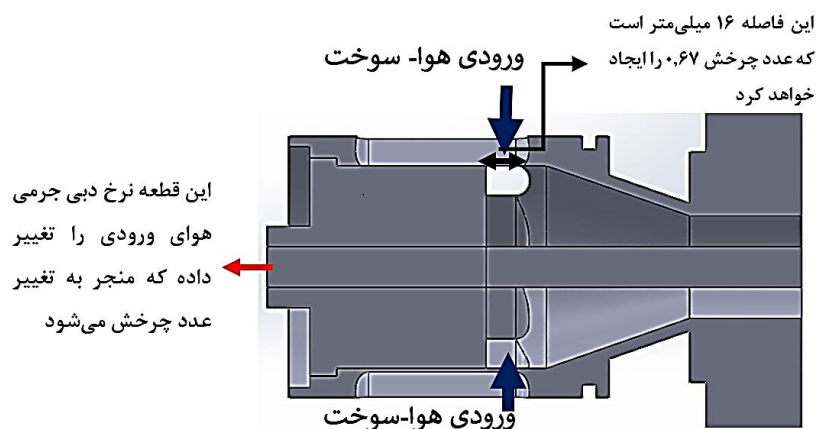


Figure 7- Geometry related to the swirler and the mechanism that changes the number of rotations
شکل ۷- هندسه مربوط به چرخاننده هوا و مکانیزم تغییردهنده عدد چرخش

شبکه‌بندی هندسه محفظه احتراق

برای شبکه‌بندی هندسه محفظه احتراق از نرم‌افزار ICEM استفاده شده است. در شکل ۸، یک نمونه از مش سطح، حجم و لایه مرزی ایجاد شده در نقاط مختلف دامنه حل نشان داده شده است. تعیین میزان آزادسازی حرارت و در نتیجه FTF، وابستگی زیادی به این موضوع دارد که اندازه سلول محاسباتی در ناحیه اولیه شکل‌گیری شعله در حد مطلوب باشد. به همین دلیل در دهانه خروجی چرخاننده هوا (ناحیه ورودی به محفظه احتراق) از شبکه‌بندی ریزتری استفاده شده و هرچه از این ناحیه فاصله گرفته می‌شود، شبکه‌بندی درشت‌تر می‌شود. البته تعیین حد مطلوب تعداد سلول‌های محاسباتی، از طریق روند «استقلال حل از شبکه‌بندی» بررسی خواهد شد.

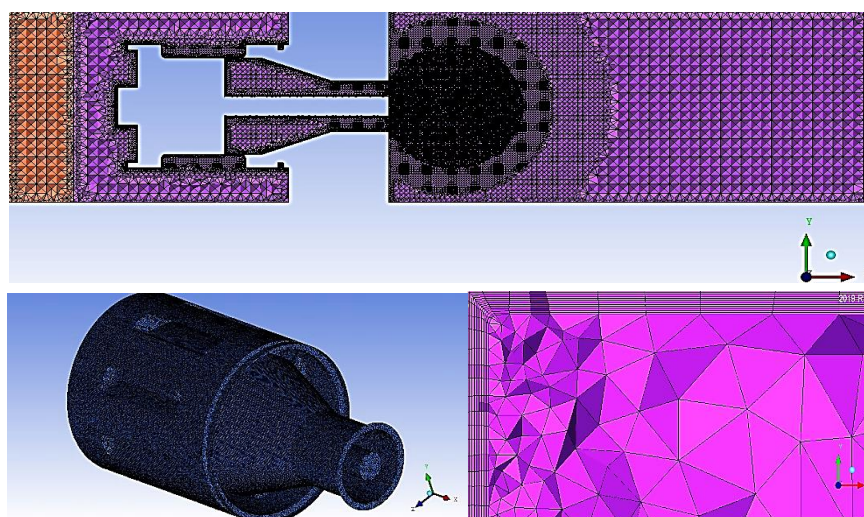


Figure 8- Surface, volume and boundary layer mesh created at different points of the solution domain
 شکل ۸- مش سطح، حجم و لایه مرزی ایجاد شده در نقاط مختلف دامنه حل

مطابق شکل ۹، برای بررسی روند استقلال حل از شبکه‌بندی از چهار شبکه متفاوت (از نظر تعداد سلول‌های محاسباتی) استفاده شد و براساس پارامترهای دمای کل میانگین و مقدار سرعت میانگین در خط محور مرکزی نتایج با یکدیگر مقایسه شدند. همان‌گونه که از شکل ۹ قابل مشاهده است، برای تعداد سلول محاسباتی ۲/۶ میلیون و ۳/۶ میلیون تفاوت نتایج نسبت به ۴/۷ میلیون و ۵/۶ میلیون در برخی نقاط به حدود حتی ۴۰ درصد نیز می‌رسد؛ ولی تفاوت نتایج بین ۴/۷ میلیون و ۵/۶ میلیون در بیشترین اختلاف در محدوده ۵ درصد است و از این رو می‌توان گفت که نتایج برای تعداد سلول ۴/۷ میلیون به محدوده مطلوب رسیده است. این بدان معنی است که با افزایش تعداد سلول‌ها، نتایج تفاوت بسیار ناچیزی خواهند داشت و تنها هزینه محاسباتی بالاتر خواهد رفت.

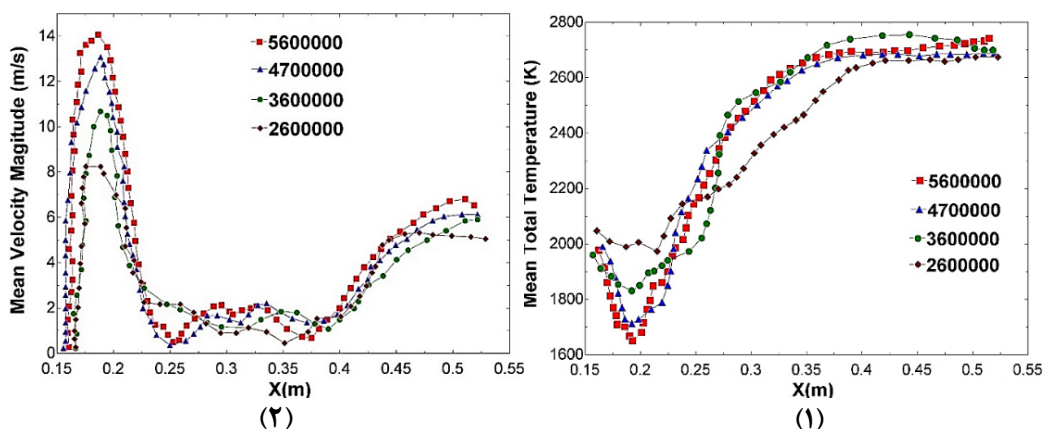


Figure 9- Investigating the process of mesh independence by using four different meshes (in terms of number of computational cells) based on the parameters 1) average total temperature and 2) average velocity value in the centerline for static mode

شکل ۹- بررسی روند استقلال حل از شبکه‌بندی با استفاده از چهار شبکه متفاوت (از نظر تعداد سلول‌های محاسباتی) براساس پارامترهای (۱) دمای کل میانگین و (۲) مقدار سرعت میانگین در خط محور مرکزی برای حالت ایستا

شبیه‌سازی عددی و بررسی نتایج

در شبیه‌سازی حاضر، برای اعمال شرط مرزی مربوط به ورودی هوا-سوخت، مطابق شکل ۱۰ از طریق سوراخ‌های تعبیه شده (که کاملاً مطابق با شرایط آزمایشگاهی در نظر گرفته شده‌اند)، دبی هوا ۰/۰۲۴۱۴ و دبی سوخت (متان) ۰/۰۱۸۶ کیلوگرم بر ثانیه از طریق شرط مرزی جریان جرمی وارد محفظه پیش‌مخلوط می‌شوند. سوراخ‌های سوخت و هوا هر کدام چهار عدد اند و در دو طرف محفظه پیش‌مخلوط قرار گرفته‌اند. در کلیه شبیه‌سازی‌ها، نسبت تعادل مطابق با نتایج آزمایشگاهی مرجع [۱۳] مقداری ثابت و برابر ۰/۷۴ است. همچنین مطابق شرط مرزی فشار خروجی براساس شرایط اتمسفریک در انتهای محفظه لحاظ شده است.

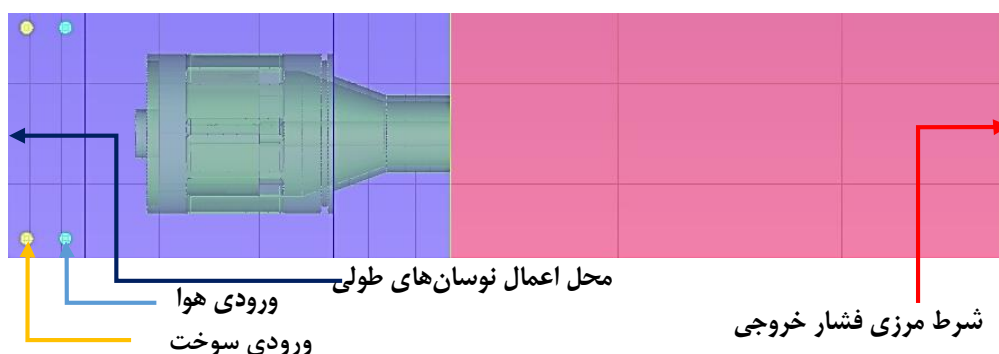


Figure 10- Boundary conditions used in the present simulation
شکل ۱۰- شرط‌های مرزی مورد استفاده در شبیه‌سازی حاضر

در بخش مربوط به محل اعمال نوسان‌های طولی مشخص شده که در این شبیه‌سازی دو حالت برای این ناحیه در نظر گرفته شده است. در حالت اول فرض می‌شود که این ناحیه یک دیواره است و از این‌رو هیچگونه تهییجی به شعله اعمال نمی‌شود و حل ایستا است. در حالت دوم از طریق شرط مرزی سرعت ورودی و با استفاده از یک کد UDF^۴ و براساس رابطه (۱۰) یک تهییج طولی پریودیک سینوسی به میدان حل اعمال می‌شود [۲۸، ۱۱]:

$$V_{inlet,excited} = V_{inlet,unexcited} * [1 + A * \sin(2 * \pi * f * t)] \quad (10)$$

در این رابطه $V_{inlet,unexcited}$ سرعتی است که توسط نتایج آزمایشگاهی و در حالت بدون تهییج در همین ناحیه اندازه‌گیری می‌شود و f فرکانس تهییج است که مطابق با نتایج آزمایشگاهی در فرکانس ۱۱۰ هرتز محفظه احتراق ناپایدار است و از این‌رو این مقدار در شبیه‌سازی برابر با ۱۱۰ هرتز و به‌صورت ثابت باقی خواهد ماند. A دامنه نوسان تابع تهییج است که در این تحقیق با توجه به نتایج آزمایشگاهی که در آن بازه اعمالی A برابر ۰/۱ تا ۱ متر بر ثانیه اعمال شده است، سه دامنه نوسان ۰/۱، ۰/۴ و ۰/۸ متر بر ثانیه برای تهییج طولی شعله در نظر گرفته شده است. همچنین دو دامنه ۲ و ۳ متر بر ثانیه نیز به‌عنوان نوسان‌های طولی به دامنه حل اعمال شدند که شرایط شعله در حالات ناپایداری نیز قابل بررسی باشد.

در نتایج آزمایشگاهی برای حصول شکل شعله از میانگین مکانی شکل شعله در ۸۰۰۰ عکس متفاوت (برای هر پیکسل به صورت مجزا) استفاده شده است. البته چون زمان بین دو عکس ثابت است، میانگین زمانی نیز نتیجه مشابه را می‌دهد. همین روش

1. Mass Flow Inlet
2. Stationary
3. Velocity Inlet
4. User-Defined Function

در این شبیه‌سازی نیز استفاده شده است. در شبیه‌سازی عددی با نوشتن یک کد UDF اطلاعات مربوط به نرخ آزادسازی حرارت، مقدار سرعت، آنتالپی، تغییرات غلظت جزء OH^* و دما در سلول‌های محاسباتی که درون ناحیه محفظه احتراق قرار دارند برای هر ۱۰ گام زمانی یکبار ذخیره شده و در نهایت پس از بیش از ۱۰۰۰۰ بار ذخیره‌سازی، از این اطلاعات میانگین گرفته می‌شود. گام زمانی $0.1/100000$ بوده و در حدود یک ثانیه از فرایند احتراق در این شبیه‌سازی مدل شده است.

در شکل ۱۱، برای نمونه سه عکس از ۱۰۰۰۰ عکس (سمت چپ هر تصویر) و سپس نتیجه میانگین‌گیری از این تعداد عکس (سمت راست هر تصویر) برای شرایط مختلف شبیه‌سازی نشان داده شده است. اولین عکس مربوط به روش $K-\varepsilon Realizable$ است که چون در این روش حل به‌صورت پایا انجام می‌شود، در نتیجه گام زمانی مفهومی ندارد و کل پارامترها به صورت میانگین ارائه می‌شوند. مدل $K-\varepsilon Realizable$ به‌دلیل ناتوانی در بررسی ترم‌های نوسانی سرعت و آزادسازی حرارت قادر به محاسبه پارامتر FTF نیست و صرفاً از جواب‌های آن به‌عنوان حل اولیه روش LES استفاده شده است.

مطابق شکل ۱۱، ساختار شعله در حالت میانگین، با تهییج محوری همچنان نسبت به محور مرکزی تقریباً متقارن باقی می‌ماند. نوسان‌های سرعت، ناحیه اصلی واکنش را در راستای محور مرکزی (محور X) به سمت جلو حرکت داده و از دهانه مشعل دور می‌کند. این موضوع نشان می‌دهد که تهییج محوری، نوسان‌های محوری موقعیت شعله را به‌وجود خواهد آورد.

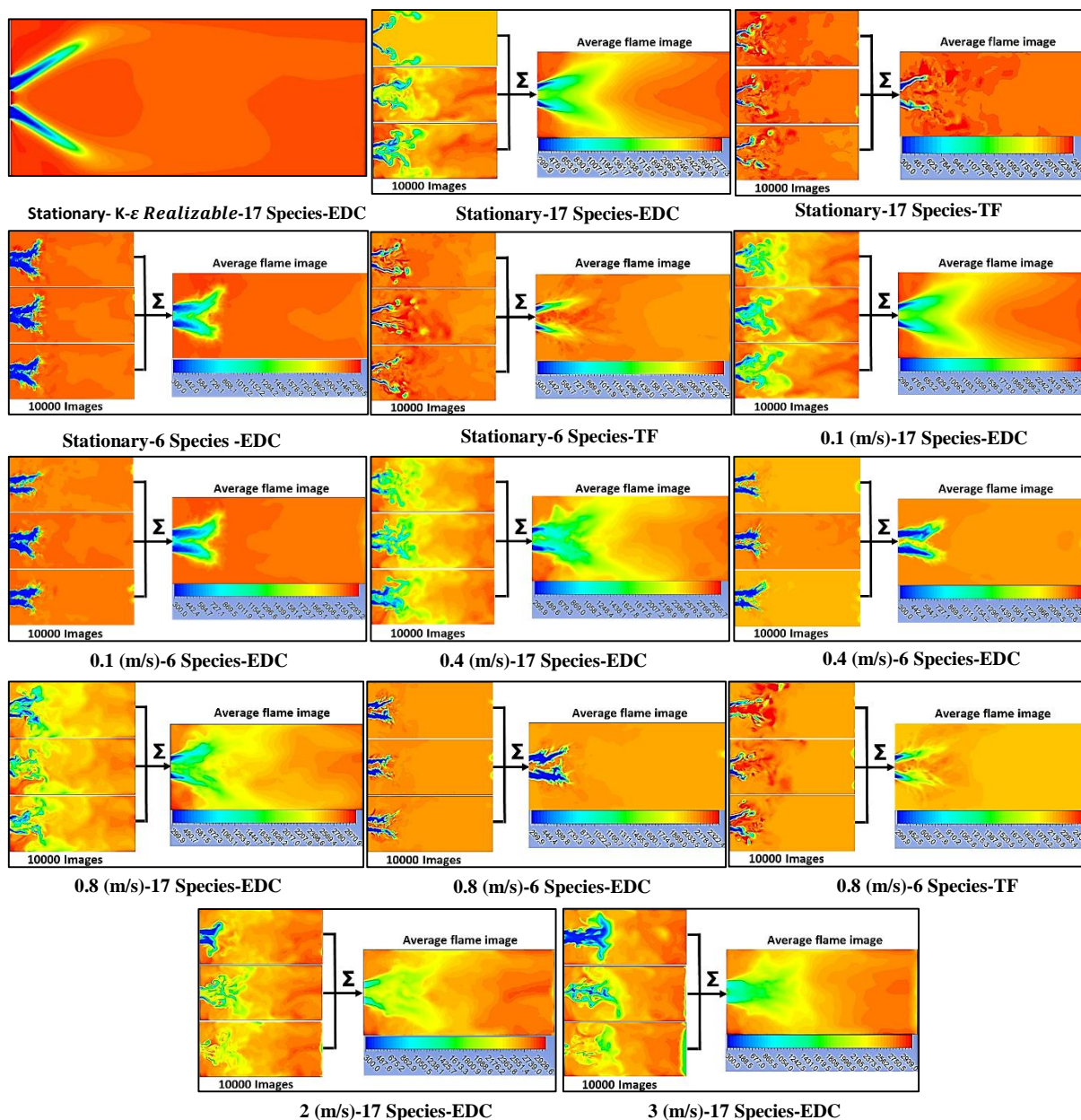


Figure 11- Average flame shape for different numerical simulation conditions (Temperature in Kelvin)

شکل ۱۱- میانگین گیری از شکل شعله برای شرایط مختلف شبیه سازی عددی (دما برحسب کلوین)

مطابق شکل ۱۲، نتایج مربوط به میانگین شکل شعله در حالت بدون تهییج (ایستا) در مقایسه با نتایج آزمایشگاهی نشان داده شده است. قابل ذکر است که نتایج شماتیک آزمایشگاهی تنها برای شکل شعله در حالت ایستا منتشر شده است و از این رو مقایسه تنها برای این حالت امکان پذیر خواهد بود. در شکل ۱۲، عکس های سمت چپ مربوط به نتایج شبیه سازی عددی و عکس های سمت راست مربوط به نتایج آزمایشگاهی است. این مقایسه براساس دو سینتیک شیمیایی ۶ جزء- ۲ واکنش و ۱۷ جزء- ۷۳ واکنش و مدل های احتراقی EDC و TF صورت گرفته است.

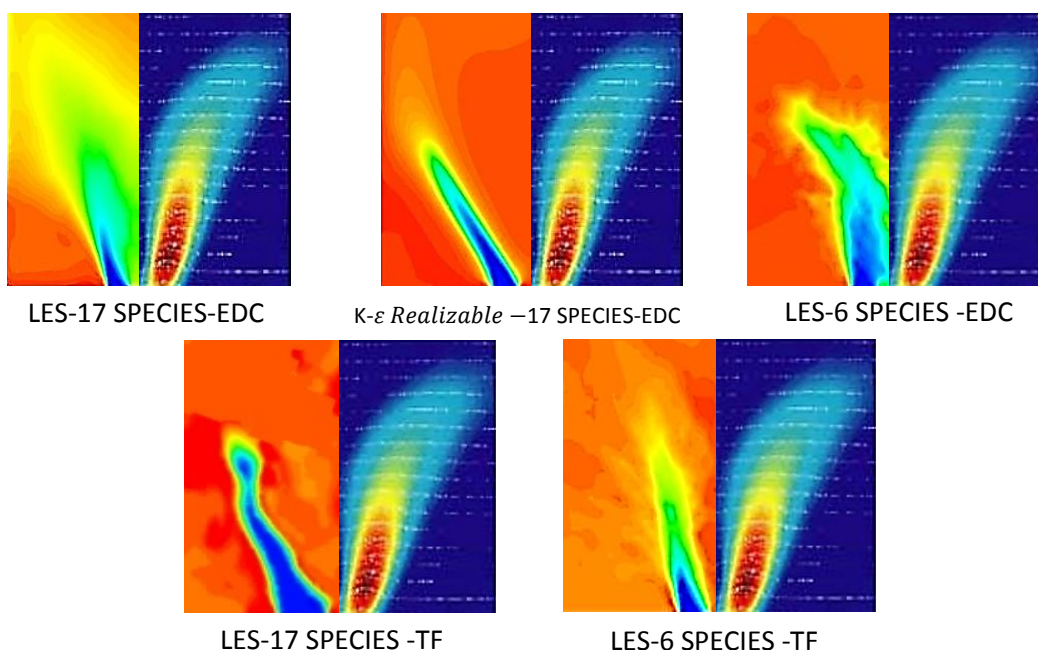


Figure 12- Comparison of the average flame shape contour (Temperature in Kelvin) in the middle section of the solution in two modes: experimental modes (right shapes) and numerical simulation (left shapes) for static mode (without longitudinal excitation)

شکل ۱۲- مقایسه کانتور میانگین شکل شعله (دما برحسب کلوین) در مقطع میانی دامنه حل (صفحه افقی عبوری از وسط شعله) در دو حالت: آزمایشگاهی (شکل‌های سمت راست) و شبیه‌سازی عددی (شکل‌های سمت چپ) برای حالت ایستا (بدون اعمال تهییج طولی)

همان‌گونه که از شکل ۱۲ قابل مشاهده است، در شبیه‌سازی با مدل EDC و سینتیک ۱۷ جزء- ۷۳ واکنش، ساختار شعله با دقت مناسبی نسبت به نتایج آزمایشگاهی حاصل شده است. زمان حل برای هر تحلیل (شروع تحلیل تا همگرا شدن کامل نتایج) بیش از ۳۶۰ ساعت برای حالت ۱۷ جزء است. پس از انجام شبیه‌سازی و مقایسه زمان حل برای یک مورد مشابه، مشخص شد که سرعت حل شبیه‌سازی با سینتیک ۶ جزء- ۲ واکنش، در حدود ۲ برابر سریع‌تر از سینتیک ۱۷ جزء است و کمتر از ۱۷۰ ساعت طول می‌کشد. زمان مربوط به جمع‌آوری اطلاعات توسط کد UDF محاسبه شده است. این شبیه‌سازی‌ها با استفاده از یک سیستم با مشخصات پردازنده ~3.6GHz, Intel(R) Core(TM) i7-9700K CPU @ 3.60GHz (8 CPUs) و Memory: 16384MB RAM انجام شده‌اند.

در ادامه کانتورهای میانگین مقدار سرعت در دو حالت ایستا و تهییج طولی (برای سرعت‌های متفاوت تهییج و روش‌های مختلف شبیه‌سازی) به ترتیب مطابق شکل ۱۳ و شکل ۱۴ نشان داده شده است. با مقایسه اولیه شکل توزیع دقیق سرعت در دو حالت ایستا و تهییج طولی، به خوبی مشاهده می‌شود که نوسان‌های طولی منجر به ایجاد کشیدگی و چین‌خوردگی بیشتر شعله می‌شود. مطابق این دو شکل، کانتور میانگین مقدار سرعت برای سرعت‌های تهییج سینوسی بالاتر از ۰/۸ متر بر ثانیه یک افت سرعت در انتهای چرخاننده (قبل و بعد از ورود به محفظه احتراق) را نشان می‌دهد که برای سرعت‌های ۲ و ۳ متر بر ثانیه بسیار شدیدتر است. با بررسی کانتور سرعت در گام‌های زمانی مختلف، این موضوع قابل توجیه است. دلیل این پدیده برگشت شعله از درون محفظه احتراق به درون چرخاننده است که باعث می‌شود کانتور میانگین سرعت (میانگین سرعت در ۸۰۰۰ گام زمانی) نسبت به

1. Data Sampling Time
2. Flash Back

حالت بدون تهییج سرعت پائین تری را در ناحیه مذکور نشان دهد؛ چون برآیند جریان رفت و برگشت در این ناحیه به عدد پائین تری متمایل می شود.

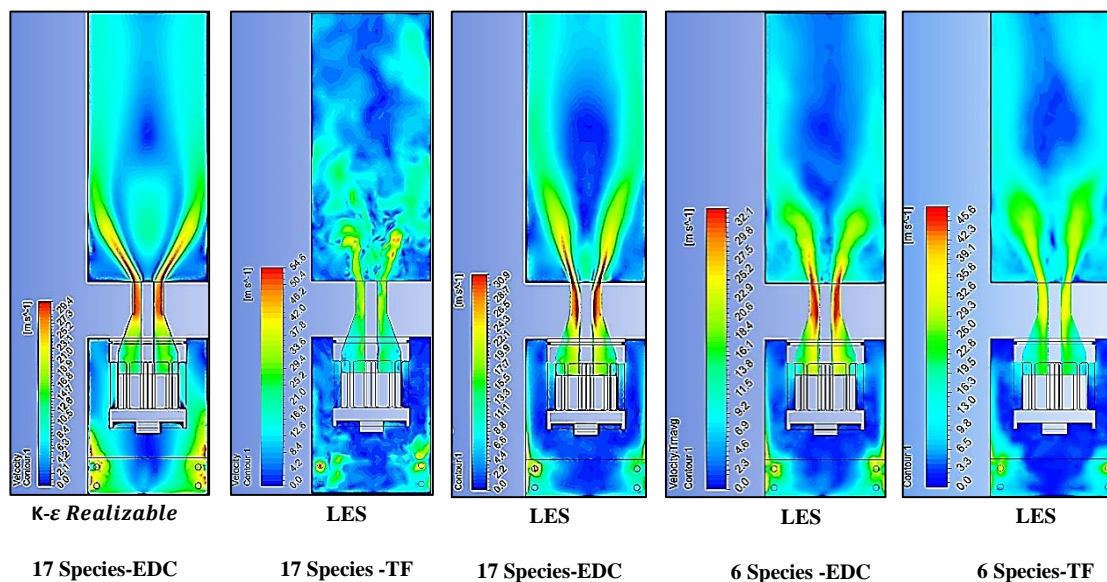


Figure 13- Contour of average velocity in the middle section of the solution domain for static mode (without longitudinal excitation).

شکل ۱۳- کانتور میانگین مقدار سرعت در مقطع میانی دامنه حل برای حالت ایستا (بدون اعمال تهییج طولی)

برای مثال میانگین سرعت در ناحیه درون چرخاننده و قبل از ورود به محفظه احتراق برای حالت بدون تهییج، در حدود ۳۰ متر بر ثانیه و برای حالت تهییج سینوسی ۲ و ۳ متر بر ثانیه، به ترتیب در حدود ۹ و ۱۴ متر بر ثانیه است. کاهش مداوم سرعت محوری ورودی به درون محفظه احتراق در نهایت سبب برگشت شعله به درون محفظه پیش مخلوط می شود که یکی از پدیده های نامطلوب ناشی از ناپایداری احتراق در درون محفظه احتراق موتورهای توربین گاز است.

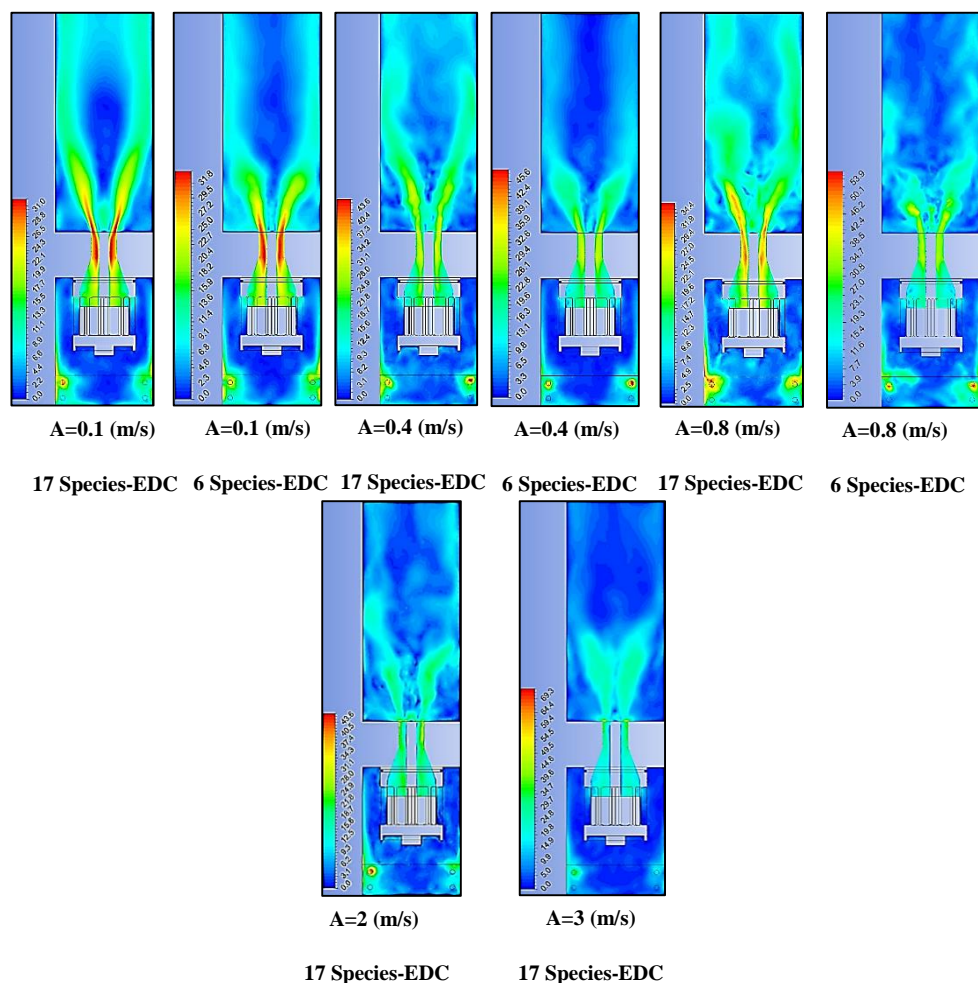
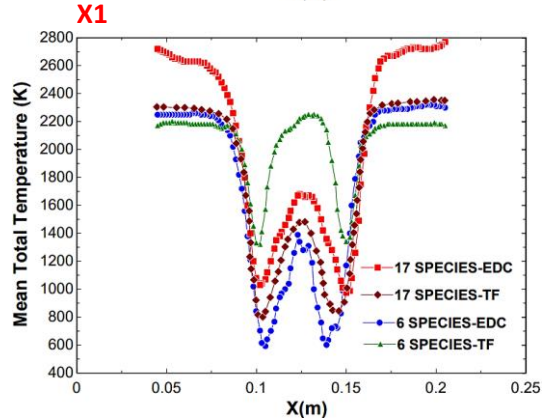
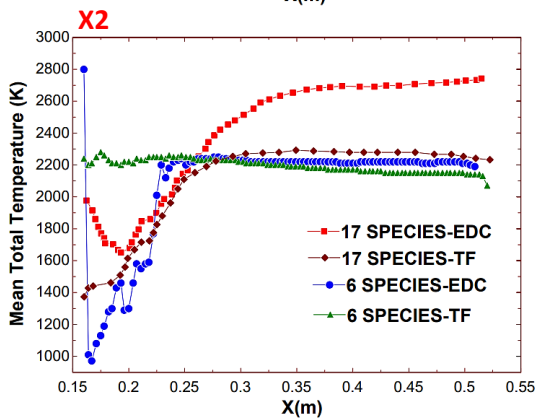
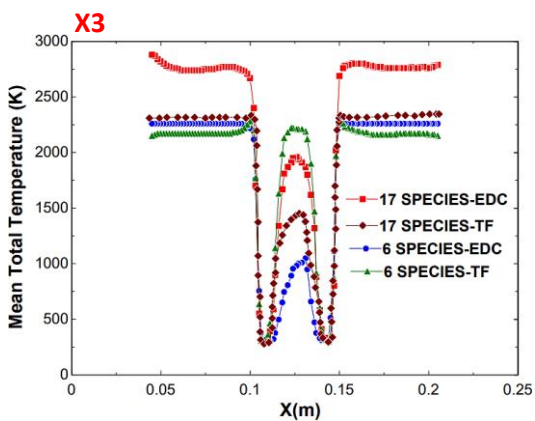
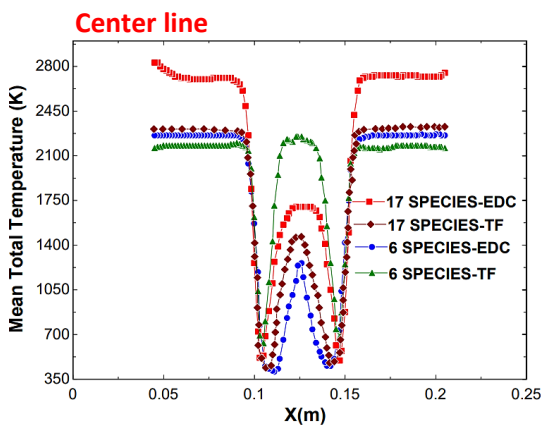
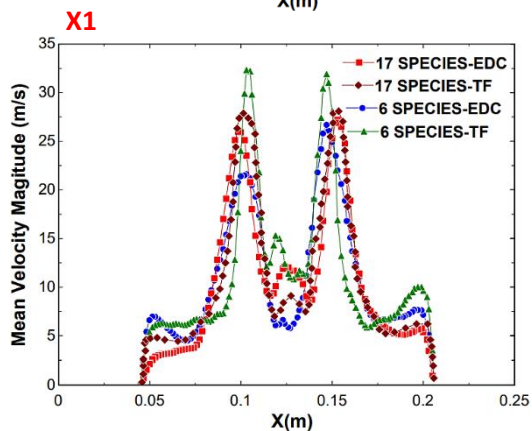
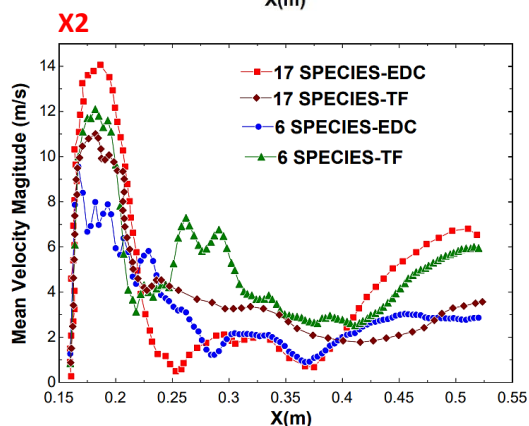
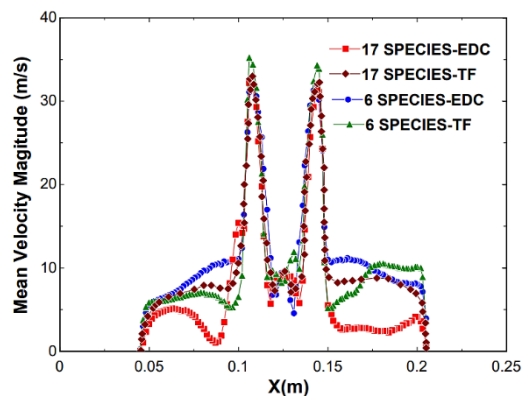
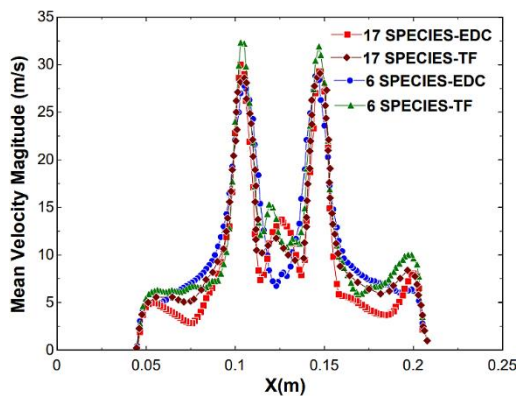


Figure 14- Contour of average velocity magnitude in the middle section of the solution domain for the longitudinal excitation

شکل ۱۴- کانتور میانگین مقدار سرعت در مقطع میانی دامنه حل برای حالت اعمال تهییج طولی

در مراجع [۱۲، ۲۸] این موضوع بیان شده است که می‌توان با استفاده از مدل TF و سینتیک ۶ جزئی، پدیده ناپایداری را با دقت کافی شبیه‌سازی کرد. یکی از بخش‌های تحقیق حاضر، در واقع پاسخ به این سوال است که با وجود این موضوع که سینتیک ۱۷ جزئی و مدل احتراقی EDC زمان حل بالاتری نسبت به سایر روش‌های مورد استفاده در تحقیق حاضر دارد، آیا می‌توان دقت حل مدل TF یا EDC با سینتیک ۶ جزئی را در حدی دانست که تفاوت چندانی نسبت به مدل EDC هفده جزئی نداشته باشد و از این مدل کم‌هزینه‌تر برای شبیه‌سازی ناپایداری احتراق استفاده کرد؟

برای پاسخ به این سوال مطابق شکل ۱۵، پارامترهای حاصل از تحلیل عددی برای روش‌های مختلف ترسیم شده و میانگین دمای کل و مقدار سرعت میانگین در چهار خط مرکز محفظه، خط X1 (فاصله ۵ میلی‌متری نسبت به دهانه خروجی چرخاننده)، خط X2 (فاصله ۵ سانتی‌متری نسبت به خط X1) و خط X3 (فاصله ۵ سانتی‌متری نسبت به خط X2) با یکدیگر مقایسه شده‌اند. ذکر این نکته لازم است که این خطوط روی صفحه افقی عبوری از وسط هندسه ترسیم شده‌اند.



Center line

X3

Figure 15- Comparison of total mean temperature and mean velocity in four lines: center line, x1, x2 and x3 – without excitation
 شکل ۱۵- مقایسه دمای کل میانگین و مقدار سرعت میانگین در چهار خط: مرکزی، x1، x2 و x3 در حالت بدون تهییج

همانگونه که از شکل ۱۵ قابل مشاهده است، بیشترین مقدار سرعت میانگین در خط مرکز با روش ۱۷ جزئی EDC برابر ۱۴ متر بر ثانیه، با روش ۶ جزئی EDC برابر ۸ متر بر ثانیه، روش ۶ جزئی TF برابر ۱۲ متر بر ثانیه و روش ۱۷ جزئی TF برابر ۱۱/۲ متر بر ثانیه است که به ترتیب اختلاف ۱۴ درصدی، ۴۲ درصدی و ۲۰ درصدی نسبت به روش ۱۷ جزئی EDC را نشان می‌دهند. همچنین مقدار دمای کل میانگین در خط X3 برای کناره‌ها با روش ۱۷ جزئی EDC برابر ۲۷۸۰ کلوین، با روش ۶ جزئی EDC برابر ۲۳۱۰ کلوین، روش ۶ جزئی TF برابر ۲۱۸۰ کلوین و روش ۱۷ جزئی TF برابر ۲۳۵۰ کلوین است که به ترتیب اختلاف ۱۶/۹ درصدی، ۲۱/۵ درصدی و ۱۵/۴ درصدی نسبت به روش ۱۷ جزئی EDC را نشان می‌دهند. ذکر این نکته لازم است که زمان شبیه‌سازی برای مدل‌های مبتنی بر سینتیک ۶ جزئی و یا مدل احتراقی TF به مراتب کمتر از مدل ۱۷ جزئی EDC است. با توجه به این مقایسه و به منظور دستیابی به مناسب‌ترین دقت حل برای محاسبه تابع پاسخ شعله، از روش EDC با ۱۷ جزء-۷۳ واکنش استفاده خواهد شد. برای محاسبه تابع پاسخ شعله از غلظت جزء OH^* استفاده شده است که در واقع بیان‌کننده میزان آزادسازی انرژی حاصل از احتراق است. در مرجع [۱۳] نیز براساس همین پارامتر محاسبه شده است و از این رو نیاز است که دقت روش مدل‌سازی آشفتگی LES (با سینتیک ۱۷ جزئی EDC) برای محاسبه OH^* با نتایج آزمایشگاهی مقایسه شود. مطابق شکل ۱۶، نتایج آزمایشگاهی مرجع [۱۳] مربوط به پارامتر بی‌بعد $(I = OH^*/\overline{OH^*})$ در خط مرکزی محفظه احتراق و نتایج شبیه‌سازی عددی مربوط به این پارامتر برای سه روش LES، $K-\varepsilon$ Realizable و $K-W$ SST ارائه شده است. دو روش RANS ($K-\varepsilon$, $K-W$ SST) تنها به‌عنوان حل اولیه استفاده شده‌اند و نتایج آنها اختلاف زیادی نسبت به نتایج آزمایشگاهی دارد؛ اما نتایج مربوط به روش مدل‌سازی آشفتگی LES (با سینتیک ۱۷ جزئی EDC) نشان می‌دهد که خطای شبیه‌سازی عددی نسبت به نتایج آزمایشگاهی در محدوده ۵ درصد است که بیانگر دقت مناسب روش حل و شبکه‌بندی مورد استفاده در تحقیق حاضر است.

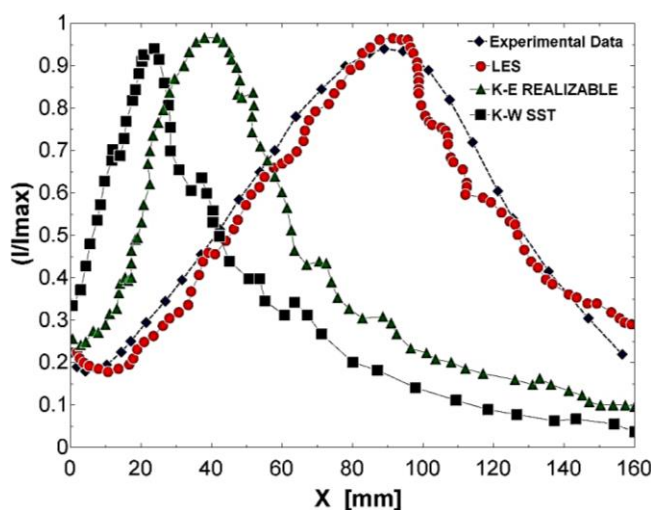


Figure 16- Comparison of the results of two RANS methods and LES method compared to the test results [13] for the dimensionless parameter $(I = OH^*/\overline{OH^*})$ in the center line of combustion chamber-without excitation

شکل ۱۶- مقایسه نتایج مربوط به دو روش RANS و LES برای مدل‌سازی اغتشاش نسبت به نتایج آزمایشگاهی مرجع [۱۳] برای پارامتر بی-بعد $(I = OH^*/\overline{OH^*})$ در خط مرکزی محفظه احتراق در حالت ایستا

محاسبه دو پارامتر A و φ (دامنه و فاز FTF در رابطه (A) با استفاده از شبیه‌سازی عددی جریان محترق مغشوش به روش مدل‌سازی احتراق EDC و مدل‌سازی اغتشاش LES در ادامه بررسی می‌شود. در بررسی پدیده ناپایداری احتراق و پس از تعیین تابع پاسخ شعله توسط شبیه‌سازی LES (که در قالب تغییرات FTF نسبت به زمان بیان می‌شود)، با استفاده از تبدیل فوریه سریع^۱ نتایج مربوط به FTF وارد فضای فرکانسی شده و در غالب تغییرات پارامترهای A و φ نسبت به فرکانس بیان می‌شوند. در نهایت نیز این دو پارامتر در حلگر آکوستیکی قرار گرفته و نتایج مربوط به تعیین تمامی مدهای مشخصه محفظه برای تمامی بازه‌های فرکانسی، تعیین نرخ رشد یا کاهش مدهای آکوستیکی و تعیین نوع و شکل مدهای مشخصه (طولی، عرضی یا ترکیبی) امکان‌پذیر خواهد بود که این موضوع در مقالات آینده بررسی خواهد شد.

در شکل ۱۷، نتایج مربوط به نحوه تغییرات پارامترهای A و φ نسبت به فرکانس نشان داده شده است. تهییج محوری، نوسان سرعت در ورودی محفظه احتراق ایجاد خواهد کرد که منجر به نوسان‌های دبی جرمی ورودی به محفظه احتراق و شعله خواهد شد. نوسان‌های دبی جرمی در راستای ساختار مخروطی شعله حرکت کرده و وارد ناحیه اصلی واکنش خواهد شد. سپس، در این ناحیه بیشینه مقدار تغییرات در پارامترها رخ خواهد داد که منجر به نوسان‌ها در دامنه (A) خواهد شد. این حرکت انتقالی به‌وضوح در کانتورهای دما و سرعت (شکل ۱۱ و شکل ۱۴) و شکل ۱۷ قابل مشاهده است.

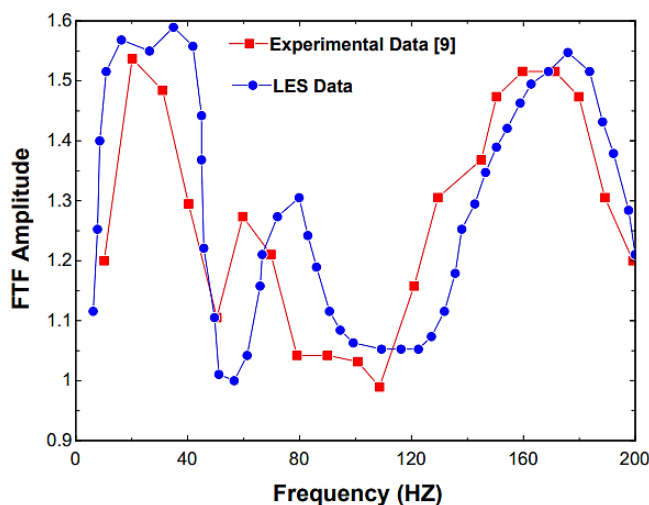


Figure 17- Comparison of parameter A (FTF amplitude) to frequency for LES simulation and test results [13]
 شکل ۱۷- مقایسه مقدار پارامتر A (دامنه FTF) نسبت به فرکانس برای شبیه‌سازی LES و نتایج آزمایشگاهی [۱۳]

FTF مربوط به شعله‌های چرخشی پیش‌مخلوط، بیشترین اثر را از پارامتر دبی جرمی و عدد چرخش و زمان تاخیر بین این دو می‌پذیرد. زمان تاخیر که در واقع تغییر فاز بین نوسان‌های دبی جرمی و عدد چرخش در خروجی نازل چرخاننده هوا را به‌وجود می‌آورد (شکل ۱۸) به طراحی محفظه و شرایط عملکردی وابسته است [۱۳].

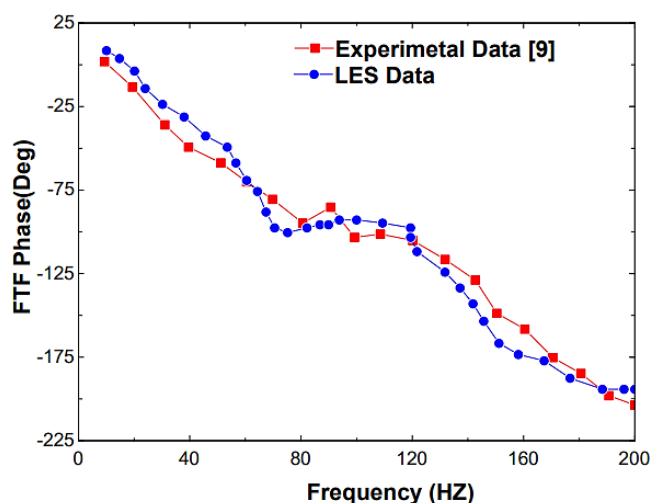


Figure 18- Comparison of parameter ϕ (FTF phase) to frequency for LES simulation and test results [13]
 شکل ۱۸- مقایسه مقدار پارامتر ϕ (فاز FTF) نسبت به فرکانس برای شبیه‌سازی LES و نتایج آزمایشگاهی [۱۳]

برای یک فرکانس مشخص، این زمان تاخیر تعیین می‌کند که اثر این دو پارامتر هم‌فاز یا غیرهم‌فاز اند و در واقع نشان می‌دهد که تداخل این دو منجر به تقویت یا کاهش نوسان‌ها خواهد شد. در شکل ۱۷ دامنه نوسان‌های دو مقدار بیشینه در ۲۰-۳۰ هرتز و ۱۷۰ هرتز و یک نقطه کمینه در ۸۰-۱۱۰ هرتز را نشان می‌دهند. در شکل ۱۸ نیز مقادیر فاز، به جز در محدوده ۸۰-۹۰ هرتز، به صورت ثابت نسبت به فرکانس کاهش یافته است. این افزایش فاز به دلیل وجود یک کمینه دامنه FTF در همین محدوده است. ذکر این نکته لازم است که تابع پاسخ فقط رفتار شعله با نوسان تحریک را نشان می‌دهد و معرف شدت کاهش یا افزایش دامنه و فاز نوسان‌های شعله نسبت به تحریک است و بررسی ناپایداری احتراق از طریق حل معادله آکوستیک (هلمهولتز) و جایگذاری دامنه و فاز تابع FTF حاصل شده در این معادله صورت خواهد گرفت که این موضوع در مقالات آینده مورد بررسی قرار خواهد گرفت.

نتیجه‌گیری

در تحقیق حاضر یک روش سه مرحله‌ای مبتنی بر LES، محاسبه تابع پاسخ شعله FTF و سپس استفاده از این تابع در حلگر آکوستیکی سه بعدی هلمهولتز ارائه شد تا با استفاده از آن بتوان پدیده ناپایداری احتراق را شبیه‌سازی نمود. با استفاده از این روش می‌توان تمامی مدهای مشخصه، نوع و شکل مدها و نرخ رشد مدهای آکوستیکی درون محفظه را با هزینه محاسباتی بسیار کمتر از حالت خودتهیج محاسبه نمود که البته این بخش (محاسبات آکوستیکی) در مقالات آینده بررسی خواهد شد. در این تحقیق بهترین روش برای شبیه‌سازی LES از لحاظ سینتیک شیمیایی (سینتیک ۱۷ جزئی-۷۳ واکنش و ۶ جزئی-۲ واکنش) و مدل احتراقی (EDC و TF) مورد بررسی قرار گرفت تا با استفاده از آنها FTF با مناسب‌ترین دقت محاسبه شود. مدل احتراقی EDC ۱۷ جزئی، ۲ برابر مدل احتراقی TF ۶ جزئی هزینه محاسباتی دارد؛ اما خطای حل عددی برای محاسبه تابع FTF را تا زیر ۵ درصد کاهش می‌دهد. پس اگرچه زمان حل بالا می‌رود اما دقت حل در حدی خواهد بود که بتوان از این افزایش هزینه محاسباتی چشم‌پوشی کرد. پس از حصول نتایج شبیه‌سازی LES مربوط به تابع پاسخ شعله، با استفاده از تبدیل سریع فوری از FTF، دامنه و فاز این تابع حساب شده تا در حلگرهای آکوستیکی به‌عنوان ترم آزادسازی حرارت مورد استفاده قرار گیرد. دامنه FTF دو مقدار بیشینه در ۲۰-۳۰ هرتز و یک نقطه کمینه در ۸۰-۱۱۰ هرتز را نشان می‌دهند.

منابع

1. F. Culick, *Combustion Instabilities in Propulsion Systems*, Part of the NATO ASI Series book series (NSSE, volume 306) in Unsteady Combustion. Dordrecht: Springer Netherlands, 1996, pp. 173-241.
2. T. Lieuwen and V. Yang, *Combustion Instabilities In Gas Turbine Engines: Operational Experience, Fundamental Mechanisms, and Modeling (Progress in Astronautics and Aeronautics)*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.
3. J. O'Connor, V. Acharya, and T. Lieuwen, "Transverse combustion instabilities: Acoustic, fluid mechanic, and flame processes," *Progress in Energy and Combustion Science*, 49, 2015, pp. 1-39.
4. T. C. Lieuwen, "Experimental Investigation of Limit Cycle Oscillations in an Unstable Gas Turbine Combustor," *Journal of propulsion and power*, 18, No. 1, 2002, pp. 61-67.
5. S. Roux, G. Lartigue, T. Poinso, U. Meier, and C. Berat, "Studies of Mean and Unsteady Flow in a Swirled Combustor Using Experiments, Acoustic Analysis, and Large Eddy Simulations," *Combustion and Flame*, 141, No. 1, 2005, pp. 40-54.
6. N. B. Sadeghi, *Experimental study of rotational flame dynamics*, Master Thesis, Aerospace Department, Sharif university of Technology, Tehran, 2008. (In persian)
7. R. Riazi, *Investigation of premixed flame stability in turbine engines*, PHD Thesis, Aerospace Department, Sharif university of Technology, Tehran, 2009. (In persian)
8. M. Bauerheim, G. Staffelbach, N.A. Worth, J.R. Dawson, L.Y.M. Gicquel, and T. Poinso, "Sensitivity of LES-based harmonic flame response model for turbulent swirled flames and impact on the stability of azimuthal modes," *Proceedings of the Combustion Institute*, 35, 2014, pp 3355-3363.
9. M. Bauerheim, M. Cazalens, and T. Poinso, "A theoretical study of mean azimuthal flow and asymmetry effects on thermoacoustic modes in annular combustors," *Proceedings of the Combustion Institute*, 35, 2015, pp 3219-3227.
10. M. Bauerheim, J. Parmentier, P. Salas, F. Nicoud, and T. Poinso, "An analytical model for azimuthal thermoacoustic modes in an annular chamber fed by an annular plenum," *Combustion and Flame*, 161, 2014, pp 1374-1389.
11. X. Han, J. Li, and A. S. Morgans, "Prediction of combustion instability limit cycle oscillations by combining flame describing function simulations with a thermoacoustic network model," *Combustion and Flame*, 162, No. 10, 2015, pp. 3632-3647.
12. X. Han and A. S. Morgans, "Simulation of the flame describing function of a turbulent premixed flame using an open-source LES solver," *Combustion and Flame*, 162, No. 5, 2015, pp. 1778-1792.
13. M. Hauser, M. Wagner, and T. Sattelmayer, "Transformation of Transverse Acoustic Velocity of the Burner Approach Flow into Flame Dynamics," *Turbo Expo: Power for Land, Sea and Air*, Copenhagen, Denmark, June 2012.
14. M. Hauser, M. Lorenz, and T. Sattelmayer, "Influence of Transversal Acoustic Excitation of the Burner Approach Flow on the Flame Structure," *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 13, No. 4, 2010, pp. 501-508.
15. A. Saurabh and C. Paschereit, "Premixed Flame Dynamics in Response to Two-Dimensional Acoustic Forcing," *Combustion Science and Technology*, 191, 2018, pp 1184-1200.
16. A. Saurabh, C.O. Paschereit, "Dynamics of premixed swirl flames under the influence of transverse acoustic fluctuations," *Combustion and Flame*, 182, 2017, pp 298-312.
17. N. Lamarque and T. Poinso, "Boundary Conditions for Acoustic Eigenmodes Computation in Gas turbine Combustion Chambers," *AIAA Journal*, 46, 2008, pp. 2282-2292.
18. E. Motheau, F. Nicoud, and T. Poinso, "Mixed acoustic-entropy combustion instabilities in gas turbines," *Journal of Fluid Mechanics*, 749, 2014, pp. 542-576.
19. T. Poinso, "Prediction and control of combustion instabilities in real engines," *Proceedings of the Combustion Institute*, 36, No. 12017, pp. 1-28.
20. D. Iurashev, *Numerical and analytical study of combustion instabilities in industrial gas turbines*, PhD Thesis, Aerospace Engineering, University of Degli Studi di Genova, 2017.
21. J. O'Connor, "Visualization of Shear Layer Dynamics in a Transversely Forced Flow and Flame," *Journal of Propulsion and Power*, 31, No. 4, 2015, pp. 1127-1136.
22. J. O'Connor, "Disturbance-Field Decomposition in a Transversely Forced Swirl Flow and Flame," *Journal of Propulsion and Power*, 33, No. 3, 2017, pp. 764-775.
23. J. O'Connor, T. Lieuwen, Y. Huang, and V. Yang, "Recirculation zone dynamics of a transversely excited swirl flow and flame," *Physics of Fluids*, vol. 24, No. 7, 2012, pp. 75-107.
24. B. Zhang, M. Shahsavari, Z. Rao, S. Yang, and B. Wang, "Thermoacoustic instability drivers and mode transitions in a lean premixed methane-air combustor at various swirl intensities," *Proceedings of the Combustion Institute*, 38, No. 4, 2021, pp. 6115-6124.
25. D. Fredrich, W. P. Jones, and A. J. Marquis, "Thermo-acoustic Instabilities in the PRECCINSTA Combustor Investigated Using a Compressible LES-pdf Approach," *Flow, Turbulence and Combustion*, 106, No. 4, 2021, pp. 1399-1415.
26. P. Wolf, G. Staffelbach, L. Gicquel, J. Muller, and T. Poinso, "Acoustic and Large Eddy Simulation studies of azimuthal modes in annular combustion chambers," *Combustion and Flame*, 159, 2012, pp. 3398-3413.
27. L. Crocco, "Aspects of Combustion Stability in Liquid Propellant Rocket Motors Part I: Fundamentals. Low Frequency Instability With Monopropellants," *Journal of the American Rocket Society*, 21, No. 6, 1951, pp. 163-178.
28. M. Shahsavari and M. Farshchi, "Large Eddy Simulation of Low Swirl Flames Under External Flow Excitations," *Flow, Turbulence and Combustion*, 100, No. 1, 2018, pp. 249-269.

29. R. Sankaran, E. R. Hawkes, J. H. Chen, T. Lu, and C. K. Law, "Structure of a spatially developing turbulent lean methane-air Bunsen flame," *Proceedings of the Combustion Institute*, 31, 2007, pp. 1291-1298.
30. Ansys® FLUENT, Theory Guide, Release 2021-R2.
31. A. Andreini, B. Facchini, A. Giusti, and F. Turrini, "Assessment of Flame Transfer Function Formulations for the Thermoacoustic Analysis of Lean Burn Aero-engine Combustors," *Energy Procedia*, 45, 2014, pp. 1422-1431.

English Abstract

Investigation of the Effect of Chemical Kinetics and Combustion Model on the Flame Transfer Function of a Diluent Premixed Gas Turbine Using LES

Ehsan Behzad¹, Reza Ebrahimi^{2*}

1- Department of Aerospace Engineering, Khajeh Nasiredine Toosi University of Technology, Tehran, Iran, ehsanbehzad@email.kntu.ac.ir

2- Department of Aerospace Engineering, Khajeh Nasiredine Toosi University of Technology, Tehran, Iran, rebrahimi@kntu.ac.ir

*Corresponding author

(Received: 2021.12.19, Received in revised form: 2021.01.29, Accepted: 2022.04.04)

One of the methods of investigating combustion instability is to simulate the flame response to acoustic oscillations. In the present study, in order to model the acoustic oscillations, the artificial excitation method "single frequency harmonic velocity" in the longitudinal direction has been used. The effect of this oscillation on the flame is expressed by numerical solution of LES in the form of flame transfer function (FTF) that chemical kinetics and combustion model have a great effect on determining this function. The combustion simulation results for methane premixed flame showed that although the 17-component EDC combustion model has twice the computational cost compared to the 6-component TF combustion model, it reduces the numerical solution error for calculating the FTF function to less than 5%. After simulation by using Fourier transform of FTF, the amplitude and phase are calculated. The FTF amplitude shows two maximum values at 30-20 Hz and 170 Hz and a minimum point at 80-110 Hz. Combustion instability can be investigated by solving the acoustic equation (Helmholtz) and placing the amplitude and phase of the FTF function as the heat release term in this equation.

Keywords: Combustion instability, Flame transfer function, Chemical kinetics, Combustion model