

پیش‌بینی خاموشی رقیق در یک موتور توربینی با استفاده از پارامتر بارگذاری

احسان بهزاد^۱، جاماسب پیرکندی^۲، مهدی جهرمی^۳ و مصطفی محمودی^۴

۱- کارشناس ارشد، مهندسی هوافضا، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ehsanbehzad.aca@gmail.com

۲- استادیار، مهندسی مکانیک، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران (نویسنده مخاطب)، j_pirkandi@dena.kntu.ac.ir

۳- استادیار، مهندسی مکانیک، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، jahromi@iust.ac.ir

۴- استادیار، مهندسی مکانیک، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، mostabal@yahoo.com

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۵/۵/۲۵، دریافت آخرین اصلاحات: ۹۵/۹/۲۴، پذیرش: ۹۵/۹/۲۶)

چکیده: در تحقیق حاضر، برای پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق، روشی جدید براساس ترکیب شبیه‌سازی عددی و نتایج تجربی در یک محفظه احتراق حلقوی مقیاس‌شده، که دو چرخاننده محوری دارد، ارائه شده است که مبتنی بر پارامتر بارگذاری است. برای محاسبه این پارامتر، با استفاده از نرم‌افزار فلونت دو روش ارائه شد که در روش اول فقط بحث انتقال اجزاء مطرح شده و در روش دوم اتمیزاسیون و تبخیر سوخت نیز لحاظ شد تا نتایج دقیق‌تری حاصل شود. در تحلیل عددی، مدل اغتشاشی مورد استفاده $k - \epsilon$ Realizable بوده و روش حل سه‌بعدی، به‌صورت سرد (بدون مدلسازی احتراق) و در شرایط پایا انجام شده است. در نهایت، نتایج این دو روش و همچنین، کد مبتنی بر مدل نیمه‌تجربی با نتایج تجربی مقایسه شد که خطای روش اول و دوم شبیه‌سازی عددی برای پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق به ترتیب ۱۱/۴۸ و ۱/۸۶ درصد و براساس روش نیمه‌تجربی ۴۶/۷۳ درصد است.

کلیدواژگان: پیش‌بینی خاموشی رقیق، رابطه نیمه‌تجربی، تحلیل عددی، محفظه احتراق

مقدمه

در تمامی موتورهای توربینی، یک حلقه پایداری احتراق وجود دارد که حد پایین آن به‌عنوان محدوده خاموشی رقیق (LBO)^۱ شناخته می‌شود (شکل ۱). موتورهای هوایی در شرایط کارکردی، مثل افزایش شتاب سریع در ارتفاع یا پایدار نگه‌داشتن احتراق در هنگام اشتعال مجدد، در خارج از نقطه طراحی قرار می‌گیرند. همچنین، به‌منظور بهبود عملکرد نسبت نیروی پیشران^۲ به وزن، موتورهای هوایی می‌بایست در دماهای ورودی بالا برای توربین عمل کنند که این به‌معنای افزایش دمای محفظه احتراق است. یکی از پیامدهای عملکرد در دمای بالاتر، مصرف سوخت بیشتر برای احتراق است و این در حالی است که نرخ جریان جرمی هوای ورودی ثابت است. این موضوع باعث کاهش هوای استفاده‌شده در خنک‌کاری، افزایش هوای ورودی به ناحیه اولیه محفظه (به منظور اختلاط با سوخت ورودی افزایش‌یافته) و به‌دنبال آن افزایش نرخ جریان هوای برگشتی (ناشی از وجود چرخاننده^۳) در ناحیه اولیه می‌شود. این موضوع، با توجه به نتایج تجربی مرجع [۱] باعث بالارفتن نسبت سوخت به هوا خواهد شد. از طرف دیگر، در هواپیماها نیاز است که میزان آلاینده‌های خروجی از موتور، به‌ویژه اکسیدهای نیتروژن، کاهش یابند که برای این موضوع از روش‌هایی مثل محفظه‌های احتراق پیش‌مخلوط-پیش‌تبخیر رقیق^۴ و انژکتور مستقیم رقیق استفاده می‌شود. هر دو روش معرفی‌شده نیاز به عملکرد محفظه احتراق در نسبت سوخت به هوای بسیار پایین دارند، که

1. Lean Blow Out (LBO)
2. Thrust
3. Swirler
4. Lean Premixed-Prevaporized

این نسبت به محدوده خاموشی رقیق محفظه‌های احتراق بسیار نزدیک است. بنابراین، موضوع پیش‌بینی و عملکرد در محدوده خاموشی رقیق برای موتورهای هواپیما بسیار مهم و حیاتی خواهد شد و اگر نسبت سوخت به هوا به‌درستی پیش‌بینی نشود، محدوده عملکرد محفظه احتراق، مطابق شکل ۱، خارج از ناحیه اشتعال‌پذیری قرار گرفته و خاموشی شعله در دو حالت غنی یا رقیق را در پی خواهد داشت [۲].

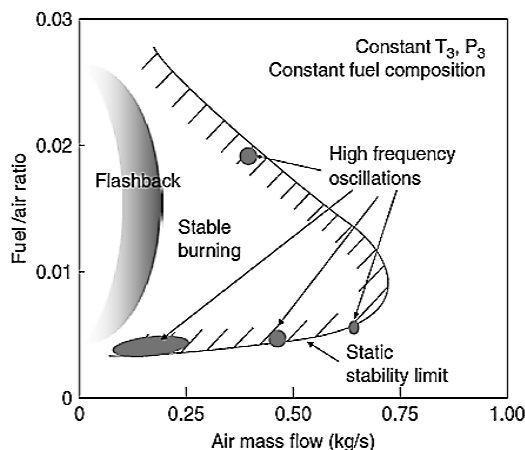


Figure 1- Combustion stability confine in gas turbine engines [2]
 شکل ۱- محدوده پایداری احتراق در موتورهای توربین گازی [۲]

در حالت غنی، میزان سوخت تزریق شده به محفظه احتراق بیش از محدوده مجاز بوده و باعث خاموشی شعله می‌شود. احتمال وقوع این پدیده نسبت به خاموشی رقیق، که در آن میزان سوخت تزریق شده پایین‌تر از حد مجاز است، کمتر است. استفاده از حالت غنی از سوخت در موتورهای هوایی، به دلیل افزایش مصرف سوخت، کاهش بازده و آلاینده‌گی بالا مناسب نیست و از این رو عملکرد موتور در محدوده رقیق بسیار مطلوب است. مشکلی که در این محدوده وجود دارد بحث پایداری احتراق است که به‌سختی صورت می‌گیرد [۳].

موضوع خاموشی رقیق براساس تئوری‌های مختلفی بررسی شده است که عمدتاً می‌توان آنها را در دو دسته‌بندی کلی مشخصه زمانی و PSR^۱ (مبنای تحقیق کنونی) تقسیم‌بندی کرد. مدل اول، یعنی مشخصه زمانی، توسط زوکوسکی [۴] ارائه شد و توسط پلی و ملر [۵] توسعه داده شد. در این مدل، سه مشخصه زمانی در فرایند احتراق مشخص می‌شوند که شامل اختلاط لایه برشی یا زمان ماند (T_{sl})، زمان تاخیر اشتعال بخار سوخت (T_{hc}) و زمان تبخیر قطره (T_{eb}) است. در این تئوری، اگر زمان ماند خیلی کم بوده و مخلوط تازه ورودی به لایه برشی توانایی اشتعال را نداشته باشد، خاموشی شعله رخ خواهد داد. مدل دوم، یعنی PSR، توسط لانگول [۶] و براساس تحلیل شعله در یک پس‌سوز^۲ توسعه داده شد. در این مدل، فرض بر این است که به دلیل چرخش قوی ایجاد شده توسط چرخاننده هوا، سوخت و هوا در ناحیه اولیه از محل احتراق به خوبی با یکدیگر مخلوط می‌شوند و یک ترکیب یکنواخت حاصل می‌شود. طرحواره مدل PSR در شکل ۲ برای یک محفظه احتراق با پایداری چرخشی نشان داده شده است [۷]. در ادامه، این مدل به‌منظور پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق توسط لغبر و بلال [۸] توسعه داده شد. در این روش، تحلیل خاموشی رقیق براساس بالانس انرژی صورت می‌گیرد و این به این معنی است که اگر نرخ انرژی آزاد شده در پی‌اس‌آر کمتر از نرخ حرارت اتلافی باشد، خاموشی رقیق رخ خواهد داد.

1. Perfect-Stirred Reactor
 2. After Burner

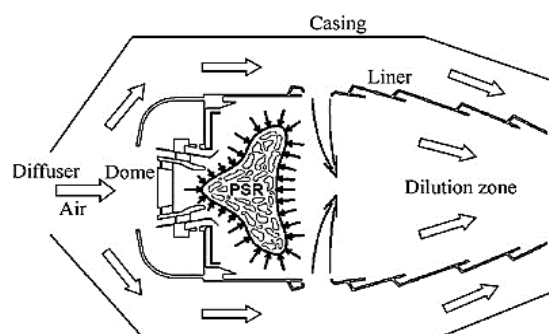


Figure 2- Schematic of PSR model in combustion chamber [7]

شکل ۲- طرحواره مدل پی‌اس‌آر در محفظه احتراق [۷]

مدل لفر بیشترین کاربرد را در صنعت نسبت به مدل‌های مشابه دارد، ولی با این وجود خطای پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق با این روش در محفظه احتراق‌های جدید تا حد ۳۵ درصد نیز افزایش یافته است [۹]. از این‌رو، تحقیقات زیادی در راستای بهبود این مدل برای محفظه احتراق‌های جدید صورت گرفته است که در این بین محفظه احتراق‌هایی که دارای مجموعه چرخاننده^۱ (شکل ۳) هستند، بیشتر مورد توجه قرار گرفته‌اند. یک مجموعه چرخاننده معمولی از یک انژکتور سوخت، دو چرخاننده خلاف جهت هم و یک ونتوری تشکیل شده است. به دلیل مناسب بودن رفتارهای عملکردی ساختار چرخاننده در حلقه پایداری، بازده توزیع دمای خروجی، کاهش آلاینده‌ها و غیره باعث شده است که از ساختار چرخاننده به صورت گسترده‌ای در محفظه احتراق موتورهای هوایی مدرن مثل CFM-56 و CF6-80 استفاده شود. با توجه به دلایل ذکر شده، در تحقیق حاضر نیز از محفظه احتراق‌های دارای چرخاننده برای ارائه روش پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق استفاده شده است که در ادامه پیشینه این موضوع بررسی خواهد شد. آتشدکی و همکاران [۱۰] اثرات اجزاء مجموعه چرخاننده (پره چرخاننده اولیه، پره چرخاننده ثانویه و ونتوری) بر محدوده خاموشی رقیق را بررسی کرده و برپایه مدل لفر یک روش را برای پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق ارائه کردند. ژنگ و ژانگ [۱۱] یک تحقیق تجربی بر روی اثرات جریان مجزای چرخاننده و سوراخ‌های اولیه بر محدوده خاموشی رقیق یک محفظه احتراق مدل مستطیلی با یک چرخاننده شعاعی انجام دادند. نتیجه ارائه شده توسط آن‌ها نشان می‌داد که کاهش میزان هوای ورودی به چرخاننده محدوده خاموشی رقیق را بهبود می‌بخشد. ژیه و همکاران [۱۲] سه ساختار مجموعه چرخاننده با دو چرخاننده شعاعی را بررسی کردند. در این آزمایش، ساختار و مساحت شعله، رنگ شعله، موقعیت شکل‌گیری شعله و همچنین نسبت سوخت به هوا در هنگام خاموشی رقیق اندازه‌گیری شد. در نهایت نیز یک رابطه برای خاموشی رقیق، با استفاده از یک کد که ارتباط‌دهنده مساحت شعله با نسبت سوخت به هوا بود، توسعه داده شد. هیو و همکاران [۱] و ژیه و همکاران [۱۳]، براساس تحقیقات لفر و شبیه‌سازی جریان سرد در محفظه احتراق با چرخاننده، با ارائه روش حجم شعله، که بر مبنای مدل PSR است، رابطه لفر را بهبود داده و پارامترهایی مثل ساختار ناحیه اولیه، هندسه دام و غیره را نیز در مدل لحاظ کردند. آن‌ها در این تحقیق هفت ساختار متفاوت برای مساحت چرخاننده اولیه، ثانویه و سوراخ‌های ناحیه اولیه در نظر گرفتند. همچنین، با جایگزین کردن حجم شعله و نسبت هوای ورودی به ناحیه اولیه به جای حجم کل شعله و کل هوای ورودی، مدل دقیق‌تری نسبت به مدل لفر ارائه کرده‌اند، اما ایراد این مدل در این است که حجم شعله در آن به صورت تجربی محاسبه می‌شود. بنابراین، روش مورد نظر، به جای پیش‌بینی، تنها می‌توانست در تحلیل خاموشی رقیق استفاده شود. در ادامه، هیو و همکاران [۹]، با به دست آوردن پارامتر حجم شعله از طریق شبیه‌سازی عددی، روش جدیدی به نام تقریب تکرار سوخت^۲ ایجاد کردند که با بهبود روش حجم شعله و ارتباط دادن نرخ جریان سوخت با حجم شعله توانایی پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق را نیز به مدل اضافه کرد.

1. Swirl-Cup
2. Fuel Iterative Approximation

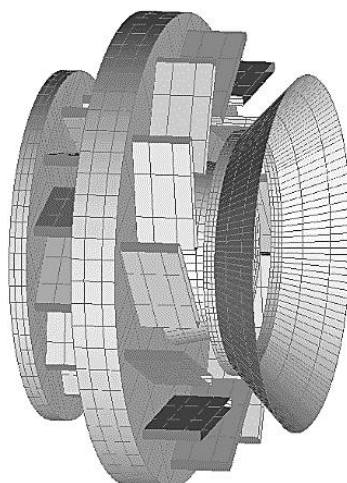


Figure 3- Current research swirl-cup with two radial swirlers
شکل ۳- مجموعه چرخاننده تحقیق حاضر با دو چرخاننده شعاعی

در ادامه تحقیقات هیو و همکاران [۷،۳] با انجام آزمایش بر روی ۱۷ محفظه احتراق متفاوت دریافتند که پارامتر بارگذاری، که متشکل از بازگشت جریان و حجم شعله است، می‌تواند بارگذاری بر روی محفظه احتراق در نزدیکی خاموشی رقیق را ارائه دهد که این پارامتر با پدیده خاموشی رقیق به شدت در ارتباط است. سپس، با استفاده از پارامتر بارگذاری در شبیه‌سازی عددی مدلی را پیشنهاد کردند که به‌طور کامل از فرایند تجربی مستقل بوده و بسیار دقیق‌تر و ارزانتر از مدل‌های نیمه‌تجربی است.

ژیائو و همکاران [۱۴] یک محفظه احتراق مستطیلی مدل را با سه نوع چرخاننده متفاوت و سوخت‌های Jet A-1 و متان مورد بررسی قرار دادند و اثرات شدت چرخش و جریان هوا بر محدوده LBO را بررسی کردند. نتایج این تحقیق نشان داد که دینامیک جریان اثرات بسیار بیشتری نسبت به فرایند پاشش بر محدوده LBO دارد. همچنین، در این تحقیق یک رابطه نیمه‌تجربی برای پیش‌بینی LBO ارائه شد. موخوپاده‌های و همکاران [۱۵] یک روش جدید برای پیش‌بینی LBO مبتنی بر حسگر چشمی^۱ ارائه کردند که این موضوع با استفاده از یک محفظه احتراق آزمایشگاهی دارای چرخاننده مطالعه شد. راهبرد این روش شامل ایجاد نشانه‌های متوالی زمانی^۲ است. در این نوع تحلیل، اطلاعات متوالی زمانی از یک لوله^۳ PMT، به‌وسیله مجزا کردن اندازه‌گیری بازه حسگر PMT به یک تعداد مشخص از سلول‌ها و اختصاص دادن یک نشانه به هر سلول، به یک رشته نشانه تبدیل می‌شوند. مرتب کردن احتمالات وقوع اطلاعات در هر سلول مجزا، یک بردار موقعیت برای یک موقعیت مشخص به‌وجود می‌آورد. با ادامه دادن مرتب کردن بخش‌های اختصاص داده شده، بردارهای موقعیت برای موقعیت‌های متفاوت ایجاد شده و با یک موقعیت خارج از LBO مقایسه می‌شوند. این تفاوت بین بردارها مقادیر غیرمتعارفی را شامل می‌شوند. این مقادیر به‌عنوان معیاری برای بررسی LBO ارائه می‌شوند.

در طی سالیان گذشته تحقیقات متعددی بر روی موضوع پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق انجام شده است که عمدتاً براساس روش‌هایی مانند روش تجربی، کدهای یک یا سه‌بعدی، روابط نیمه‌تجربی و روش‌های تحلیل عددی بوده است. در سال‌های اخیر، با توجه به پیشرفت‌های حاصل شده در زمینه شبیه‌سازی عددی و همچنین هزینه بالای روش‌های تجربی، ارائه یک روش، که براساس ترکیب شبیه‌سازی عددی و نتایج تجربی حاصل شده باشد، ضروری به‌نظر می‌رسد که در این تحقیق به این مهم پرداخته شده و یک روش نوین برای پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق ارائه خواهد شد.

1. Optical Sensor
2. Symbolic Time Series
3. Photomultiplier Tube

مبنای فیزیکی تحقیق حاضر

همان‌گونه که در قسمت‌های قبل بیان شد، مهم‌ترین مدل نیمه‌تجربی برای پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق مدل لفبر (رابطه (۱)) است که در آن چهار پارامتر مهم شرایط ورودی، ساختار محفظه احتراق، ویژگی‌های سوخت و اتمیزاسیون سوخت و تبخیر لحاظ شده است:

$$Q_{LBO} = \left(\frac{A'f_{PZ}}{V_C}\right) \times \left(\frac{m_A}{P_{3.3}e^{\left(\frac{T_3}{300}\right)}}\right) \times \left(\frac{D_F^2}{\lambda_r H_r}\right) \times \left(\frac{D_{0atT_f}}{D_{0at277.5k}}\right) \quad (1)$$

در رابطه (۱)، A' ثابت هندسی مرتبط با ساختار هر محفظه احتراق، f_{PZ} نسبت دبی هوای ورودی ناحیه اولیه به دبی هوای کل ورودی به محفظه احتراق، P_3 و T_3 به ترتیب فشار و دمای ورودی به محفظه احتراق، D_r قطر میانگین قطره سوخت JP-4 (μm)، λ_r ثابت تبخیر موثر سوخت JP-4، H_r ارزش حرارتی پایین JP-4، و نسبت $\frac{D_{0atT_f}}{D_{0at277.5k}}$ تغییرات قطر قطره نسبت به دمای اولیه ۲۷۷/۵ کلون JP-4 است.

با توجه به نتایج تجربی مرجع [۷] ایرادهایی در پارامترهای مربوط به مدل ارائه‌شده توسط لفبر وجود دارد. به‌طور مثال، نتایج تجربی جدید نشان دادند که کل حجم محفظه احتراق (V_C) و کل جریان جرمی هوای ورودی به محفظه (m_A) در پدیده خاموشی رقیق درگیر نمی‌شوند و پیشنهاد شده است که از دو جمله حجم شعله (V_f) و نرخ جریان هوای درگیر در هنگام خاموشی رقیق (m_r) (حاصل از جریان برگشتی) به‌جای دو جمله مذکور استفاده شود.

همچنین، یکی از اصلی‌ترین پارامترها در رابطه لفبر حاصل ضرب $A' * f_{PZ}$ است که برای هر نوع محفظه احتراق یک عدد خاص بوده و وابسته به ثابت هندسی و کسر جرمی هوای ورودی به ناحیه اولیه محفظه احتراق است. تعیین مقدار این پارامتر برای پیش‌بینی محدوده LBO بسیار مهم است، چون در رابطه ارائه‌شده توسط لفبر این پارامتر برای تعداد خاصی از محفظه احتراق‌های قدیمی ارائه شده و بایستی برای سایر محفظه احتراق‌ها تعمیم داده شود. این موضوع باعث ایجاد خطای اساسی در پیش‌بینی محدوده LBO می‌شود.

طی تحقیقات تجربی صورت‌گرفته در مرجع [۳] و [۷] مشخص شد که در طی شرایط نقطه طراحی، نسبت سوخت به هوا، محلی در ناحیه اولیه محفظه احتراق، نزدیک به شرایط استوکیومتریک است. ناحیه بازچرخش حاوی گازهای سوخته‌شده با دمای بالا است که حرارت کافی برای مخلوط تازه ورودی را تامین می‌کند. حرارت در ناحیه اولیه با کاهش نرخ دبی جرمی سوخت ورودی کاهش یافته و سپس درصد جرمی هوای ناحیه اولیه افزایش یافته و بیشتر از حد استوکیومتریک می‌شود. هوای اضافه نسبت سوخت به هوا در ناحیه احتراق را بیشتر کاهش می‌دهد که این موضوع برای عملکرد در محدوده خاموشی رقیق چندان مناسب نیست. در نتیجه، می‌توان گفت که مقدار جریان برگشتی (m_r) در نزدیکی محدوده خاموشی رقیق اثر زیادی بر نسبت Q_{LBO} دارد. در این روش، بیان می‌شود که در هنگام خاموشی رقیق کل حجم محفظه و یا کل هوای ورودی به محفظه در بحث پایداری شعله وارد نمی‌شود. با توجه به این موضوع، هیو برپایه رابطه اصلاح‌شده لفبر و با توجه به پارامترهای ذکرشده و نتایج تجربی، رابطه (۲) را برای پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق ارائه کرده است.

$$\phi_{LBO} = 0.00129 + 45196.88 (m_r \times V_f) \quad (2)$$

در رابطه (۲)، پارامتر بارگذاری محفظه احتراق ($m_r \cdot V_f$) از شبیه‌سازی جریان سرد و تنها بحث انتقال اجزاء سوخت (کروسین) در نرم‌افزار فلوئنت حاصل شده است. ضریب خطای پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق با استفاده از این روش ۱۰ تا ۱۷/۵ درصد است. این روش، به‌دلیل اینکه می‌تواند جزئیات و تفاوت‌های میدان جریان در محفظه‌های احتراق مختلف را (برخلاف پارامتر تقریباً ثابت $A'f_{PZ}$ در مدل لفبر که تنها برای هشت محفظه احتراق برآورد شده است) مدل کند، پرکاربردتر است [۷]. تفاوت فیزیکی مدل تحقیق حاضر (روش پارامتر بارگذاری) با مدل لفبر در شکل ۴ و ۵ نشان داده شده است.

1. Mass Fraction of Air
2. Species Transport

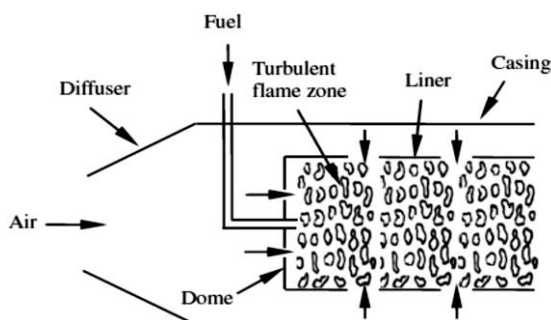


Figure 4- Physical concept of Lefebvre's model [13]

شکل ۴- مفهوم فیزیکی مدل لفر [۱۳]

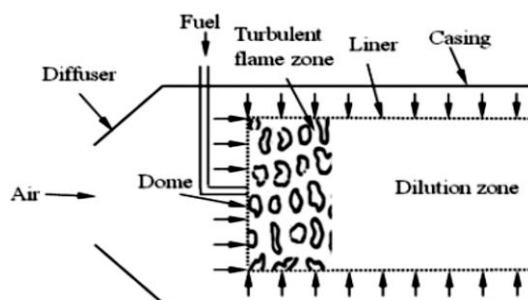


Figure 5- Physical concept of present study's model [9]

شکل ۵- مفهوم فیزیکی مدل استفاده شده در تحقیق حاضر [۹]

همان‌گونه که ذکر شد، پارامترهای حجم شعله و جریان بازگشتی در مرجع [۷] براساس شبیه‌سازی عددی جریان سرد و تنها بحث انتقال اجزاء سوخت (بدون در نظر گرفتن تبخیر و یا اتمیزاسیون) در نرم‌افزار فلونت به دست آمده است که این موضوع باعث کاهش میزان حجم شعله محاسبه شده نسبت به نتایج تجربی است. از این رو، در تحقیق حاضر، ابتدا برای یک محفظه احتراق خاص، که اطلاعات مربوط به نتایج تجربی آن موجود است، روش عددی مرجع [۷] بررسی شده است. سپس، با ارائه یک روش نوین و با در نظر گرفتن بحث اتمیزاسیون و تبخیر سوخت، مدل مرجع [۷] بهبود یافته و نتایج این دو روش با نتایج حاصل از کد مربوط به روش لفر و نتایج تجربی مقایسه خواهند شد. همچنین، برای اعتبارسنجی حل میدان جریان سرد در محفظه احتراق با استفاده از روش شبیه‌سازی عددی این تحقیق، یک مدل آزمایشگاهی محفظه احتراق انژکتور مستقیم رقیق بررسی شده و با نتایج تجربی مرجع [۱۶] مقایسه خواهد شد. در این تحقیق، از شبیه‌سازی عددی جریان سرد استفاده شده است. روش ارائه شده کنونی بر مبنای بهبود مدل لفر است که در این مدل با مشخص شدن سه پارامتر شرایط ورودی، ساختار محفظه احتراق و ویژگی‌های سوخت، مقدار q_{LBO} مستقل از نحوه اشتعال، انرژی اشتعال و شرایط احتراق مخلوط ورودی پیش‌بینی خواهد شد [۷]. در واقع، لفر با ارائه رابطه (۱) نشان داد که مولفه‌های موثر بر LBO از لحاظ دما، پاشش و تبخیر، پارامترهای D_r ، λ_r ، H_r و نسبت $\frac{D_0 at T_f}{D_0 at 277.5 K}$ است. از این پارامترها دو پارامتر λ_r و H_r دو مقدار ثابت‌اند که متاثر از ویژگی‌های سوخت‌اند. پارامتر بعدی D_r است که به اتمیزاسیون وابسته است و در نهایت پارامتر $(\frac{D_0 at T_f}{D_0 at 277.5 K})$ است که به تبخیر سوخت بستگی دارد. دو پارامتر نهایی مذکور به دما (یعنی دمای محفظه و دمای جریان برگشتی) وابسته‌اند. با بررسی آزمایش‌های لفر می‌توان مشاهده کرد که مقادیر T_f بین ۲۳۸ تا ۴۰۰ کلون لحاظ شده است؛ یعنی دمای محفظه برای حالت سرد بررسی شده که این موضوع مستقل بودن مقدار q_{LBO} از شرایط احتراقی را (با توجه به آزمایش‌های لفر) نشان می‌دهد. در تحقیق حاضر نیز، با توجه به این موضوع، دمای محفظه به همان صورت سرد (۳۰۰ کلون) لحاظ شد [۸]. نقطه قوت مقاله حاضر نیز بهبود رابطه بین هیو و در واقع بهبود رابطه لفر است. همان‌گونه که ذکر شد،

بین هیو برای پیش‌بینی از حجم شعله و جریان بازگشتی به‌جای حجم کل و جریان کل هوا استفاده کرد. در واقع، نشان داد که در هنگام LBO کل حجم محفظه در LBO موثر نیست. بین هیو رابطه لفر را با توجه به این موضوع بهبود داد؛ اما جمله‌های $\left(\frac{D_f^2}{\lambda_r H_f}\right)$ و $\left(\frac{D_0 at T_f}{D_0 at 277.5 K}\right)$ (پاشش و تبخیر) مربوط به رابطه لفر را در مدل خود دخیل نکرد که این ضعف مدل بین هیو و نوآوری مقاله حاضر است. چون، در این مقاله، علاوه بر بهبود مدل لفر با استفاده از جایگزینی حجم شعله و جریان بازگشتی به‌جای حجم کل و جریان کل هوا، جمله‌های پاشش و تبخیر نیز در مدل‌سازی جریان سرد دخیل شده که این موضوع باعث دقیق‌تر شدن نتایج شده است.

طراحی هندسه و شبکه‌بندی

در این تحقیق، دو نوع هندسه با استفاده از نرم‌افزار سالید ورکز^۱ طراحی شد که اولی یک محفظه احتراق انژکتور مستقیم رقیق با یک چرخاننده محوری است (شکل ۶) که در بحث اعتبارسنجی استفاده شده است. دومین هندسه (شکل ۷) نیز، که محفظه احتراق اصلی این تحقیق است و بحث پیش‌بینی خاموشی رقیق برای این هندسه بررسی شده است، یک مدل مقیاس‌شده از یک محفظه احتراق حلقوی است که دارای دو چرخاننده شعاعی است. در جدول ۱، ابعاد مهم پارامترهای هندسی مربوط به هر دو محفظه احتراق بررسی شده است.

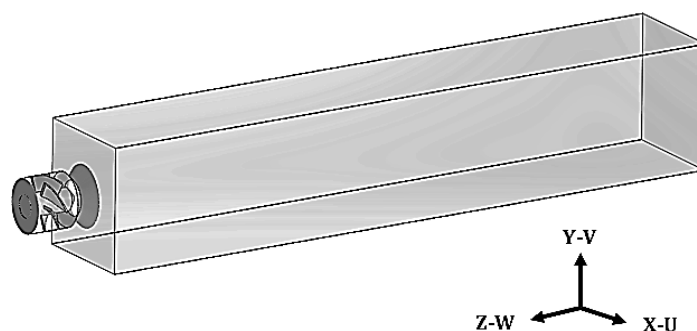


Figure 6- Geometry of validation combustion chamber

شکل ۶- محفظه احتراق استفاده‌شده برای اعتبارسنجی روش حل عددی

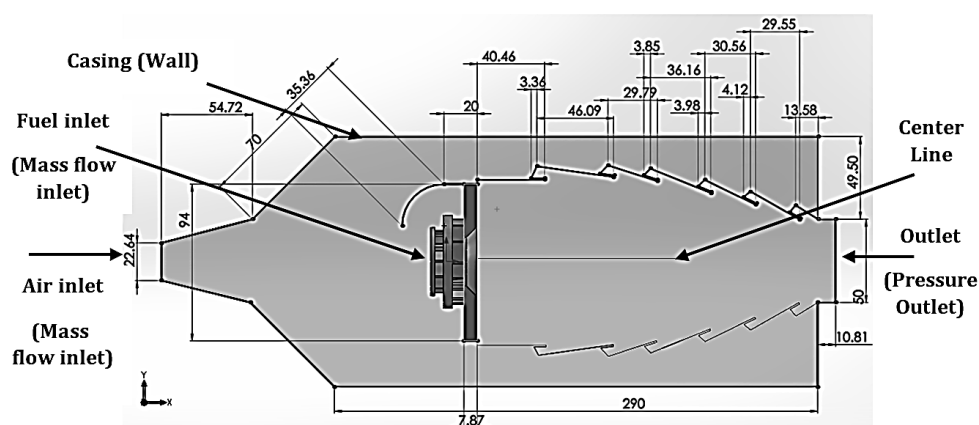


Figure 7- Geometry of main combustion chamber

شکل ۷- ابعاد و ساختار محفظه احتراق اصلی و شرایط مرزی استفاده‌شده در تحلیل عددی

جدول ۱- سایر ابعاد هندسی محفظه احتراق‌های استفاده‌شده در تحقیق حاضر

Table 1- Present study's combustion chambers dimensions

Parameter	Symbol	Validation combustion chamber	Main combustion chamber (first blade)	Main combustion chamber (second blade)
Blade angle (Degree)	θ_v	60	64	70
Swirl number	S_N	1.3	1.09	1.25
Blade number	N	6	12	12
Effective area (mm ²)	A_e	870	146.7	190.7
Vane height (mm)	B	8	5.1	7
Outer radius of swirler (mm)	R_0	11	12.5	15
Inner radius of swirler (mm)	R_i	4.65	8	13.5
Vanes thickness (mm)	δ	1.2	1.2	1.2
Liner Length (mm)	-----	300	215	
Liner width (mm)	-----	50	100	
Primary liner holes	-----	-----	R 6.25×1, R 5.5×2	

در جدول ۱، دو پارامتر مهم مساحت موثر (A_e) و عدد چرخش (S_N) بیان شده‌اند که در شکل‌گیری سرعت محوری، ناحیه چرخش، بازچرخش محفظه احتراق نقش اساسی دارند. برای محاسبه عدد چرخش چرخاننده از رابطه (۳) استفاده می‌شود که طبق این رابطه متاثر از دو پارامتر زاویه چرخش و طول پره خواهد بود. عدد چرخش در صورتی که بزرگ‌تر از ۰/۶ باشد، چرخش از نوع قوی و در غیر این صورت از نوع ضعیف است.

$$S_N = \frac{2}{3} \times \frac{1 - \left(\frac{D_{hub}}{D_{sw}}\right)^3}{1 - \left(\frac{D_{hub}}{D_{sw}}\right)^2} \times \tan\theta \quad (3)$$

در رابطه (۳)، D_{hub} قطر ریشه پره، D_{sw} قطر نوک پره و θ هم زاویه چرخش پره است. برای محاسبه مساحت موثر از رابطه (۴) استفاده می‌شود که در این رابطه n_v تعداد پره‌ها، s_v درز پره، w_v عرض پره و C_D ضریب تخلیه است که با توجه به مرجع [۱۷] معمولاً برای مراحل اولیه طراحی ۰/۷ در نظر گرفته شده است [۸].

$$A_{sw} = n_v \times s_v \times w_v \times C_D \quad (4)$$

در ادامه، شبکه‌بندی هندسه مورد نظر با استفاده نرم‌افزار ICEM انجام شد. به دلیل پیچیدگی هندسه، از شبکه غیر ساختاریافته مثلثی استفاده شد. برای بررسی فرایند استقلال حل از شبکه، از سه شبکه ۱۲۵۵۴۴۵، ۵۶۹۲۰۱ و ۲۵۹۱۱۰ برای هندسه محفظه احتراق مربوط به اعتبارسنجی، و از سه شبکه ۳۳۹۰۰۰، ۳۹۹۷۰۰۰ و ۴۴۹۹۷۸۶ برای هندسه محفظه احتراق اصلی این تحقیق استفاده شد. یک نمونه از شبکه برای محفظه احتراق اصلی در شکل ۸ نشان داده شده است.

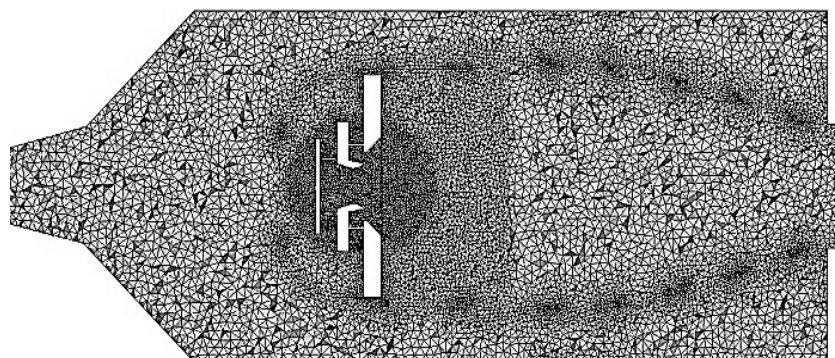


Figure 8- Combustion chamber volume mesh

شکل ۸- شبکه حجمی محفظه احتراق

روابط حاکم بر شبیه‌سازی جریان

در این تحقیق، برای تحلیل عددی جریان، از مدل‌های آشفتگی و روابط مربوط به آن‌ها استفاده شده است. در حالت کلی، معادلات حاکم بر جریان لزج و تراکم‌پذیر شامل معادلات پیوستگی (رابطه (۵))، تکانه (رابطه (۶)) و انرژی (رابطه (۷)) است [۱۸].

معادله پیوستگی:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \times (\rho \vec{V}) = 0 \quad (5)$$

معادله تکانه در راستای X:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \times (\rho u \vec{V}) = \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial t} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial t} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial t} + \rho f_x \quad (6)$$

معادله تکانه در راستای Y و Z نیز به همین صورت نوشته می‌شود. در معادله تکانه، τ_{zx} نشان‌دهنده مولفه‌های تانسور تنش است که از رابطه (۷) محاسبه می‌شود:

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij}, \begin{cases} \delta_{ij} = 0 & i \neq j \\ \delta_{ij} = 1 & i = j \end{cases} \quad (7)$$

در ادامه نیز طبق رابطه (۸) معادله انرژی بررسی شده است:

$$\begin{aligned} & \frac{\partial \left[\rho \left(e + \frac{V^2}{2} \right) \right]}{\partial t} + \nabla \times \left(\rho \left(e + \frac{V^2}{2} \vec{V} \right) \right) \\ &= \rho \dot{q} + \frac{\partial \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right)}{\partial x} + \frac{\partial \left(k \frac{\partial T}{\partial y} \right)}{\partial y} + \frac{\partial \left(k \frac{\partial T}{\partial z} \right)}{\partial z} - \frac{\partial (up)}{\partial x} - \frac{\partial (vp)}{\partial y} - \frac{\partial (wp)}{\partial z} + \frac{\partial (u\tau_{xx})}{\partial x} \\ &+ \frac{\partial (u\tau_{yx})}{\partial y} + \frac{\partial (u\tau_{zx})}{\partial z} + \frac{\partial (v\tau_{xy})}{\partial x} + \frac{\partial (v\tau_{yy})}{\partial y} + \frac{\partial (v\tau_{zy})}{\partial z} + \frac{\partial (w\tau_{xz})}{\partial x} + \frac{\partial (w\tau_{yz})}{\partial y} \\ &+ \frac{\partial (w\tau_{zz})}{\partial z} + \rho \vec{f} \times \vec{v} \end{aligned} \quad (8)$$

در صورت بالارفتن عدد رینولدز، جریان آرام به مغشوش تبدیل می‌شود که شاخصه جریان‌های مغشوش، سرعت‌های نوسانی‌اند که کمیت‌های انتقالی مانند تکانه و انرژی را نیز دچار نوسان می‌کنند. از آنجا که این نوسان‌ها در اندازه کوچک و با فرکانس بالا اتفاق می‌افتد، همواره در محاسبات مهندسی برای تحلیل جریان مشکل‌ساز بوده‌اند و محققین، با ارائه روش‌های مبتنی بر متوسط‌گیری از این نوسانات، حل آن‌ها را آسان‌تر کرده‌اند. برای مثال، با متوسط‌گیری، جمله $\frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho \overline{u_i' u_j'})$ به معادله تکانه اضافه می‌شود. بوزینسک رابطه (۹) را برای حل این مولفه اضافه پیشنهاد داد [۱۹].

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho \overline{u_i' u_j'}) = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} (\rho k + \mu_t \frac{\partial u_i}{\partial x_i}) \delta_{ij} \quad (9)$$

این مولفه‌های اضافی از طریق مدل‌های اغتشاشی قابل حل‌اند. یکی از این مدل‌ها، مدل $k - \epsilon$ است که در آن k به‌عنوان انرژی جنبشی اغتشاشی و ϵ به‌عنوان نرخ اضمحلال انرژی جنبشی اغتشاشی شناخته می‌شوند. در این مدل، μ_t گرانشی اغتشاشی بوده و از رابطه (۱۰) به‌دست می‌آید. بر این اساس معادله انتقال انرژی جنبشی اغتشاشی به‌صورت رابطه (۱۱) تعریف می‌شود.

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

$$\rho \frac{Dk}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + G_k - \rho \epsilon - Y_M \quad (11)$$

همچنین، معادله انتقالی نرخ اضمحلال نیز از رابطه (۱۲) حاصل می‌شود:

$$\rho \frac{D\epsilon}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_i} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{K} (G_k + C_{3\epsilon} G_b) - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} \quad (12)$$

مدل استاندارد $k-\epsilon$ برای طیف وسیعی از مسائل نسبتاً مشکل به خوبی کار می‌کند. اما، برای مسائلی که شامل غیرایزوتوپ‌های شدید جریان و نیز اثرات غیرتعادلی‌اند، این مدل در نهایت به جواب‌هایی خواهد رسید که تا حدی غیرواقعی هستند؛ یعنی مقادیر μ_t که توسط این مدل پیش‌بینی می‌شود تا حدی بزرگ خواهد بود. به‌عنوان یک نتیجه مهم از این عیب موجود در این مدل، می‌توان گفت که این مدل تمایل به پیش‌بینی پروفیل‌های کشیده‌تر برای جریان‌های چرخشی و نیز ناحیه بازچرخشی کوتاه‌تر در جریانات جدایش‌یافته دارد. با شناختن نقاط ضعف و قوت مدل $k-\epsilon$ ، بهینه‌سازی‌هایی بر روی مدل این مدل، به‌منظور بهبود کارایی آن، صورت گرفته است. یکی از این مدل‌های بهبودیافته مدل $k-\epsilon$ Realizable است. در این مدل، به‌دلیل داشتن جمله‌های اضافی در معادله ϵ ، تحلیل جریانهای دارای انحنای زیاد به طرز قابل توجهی بهبود یافته و اثرات چرخش بر روی آشفتگی جریان وارد محاسبات شده‌اند. از دیگر ویژگی‌های این مدل توانایی بالا در مدلسازی جریان‌های با چرخش بالا، لایه مرزی تحت گرادیان فشار شدید، جدایش و بازچرخش است. با توجه به دلایل ذکرشده، در این تحقیق، برای اعتبارسنجی و همچنین بحث اصلی پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق با استفاده از تحلیل عددی از مدل $k-\epsilon$ Realizable استفاده شد که در مقایسه با نتایج تجربی جواب‌های مناسبی را ارائه می‌دهد [۲۰]. در این تحقیق، علاوه بر استفاده از مدل‌های آشفتگی برای تحلیل میدان جریان سرد، از مدل‌های انتقال اجزاء سوخت و مدلسازی پاشش فاز مایع (اتمیزاسیون و تبخیر سوخت) نرم‌افزار فلونت استفاده شده است. نرم‌افزار فلونت امکان شبیه‌سازی فاز ثانویه را از دیدگاه لاگرانژی فراهم می‌کند [۲۰]. در بحث انتقال اجزاء فقط به‌جای هوا، از مخلوط گازی هوا-سوخت استفاده می‌شود، ولی در مدلسازی پاشش فاز مایع از نقطه برخورد در خط مرکز با چرخاننده، پاشش سوخت انجام شد که مشخصات این پاشش در جدول ۲ ارائه شده است. شایان ذکر است که در این تحقیق تمامی شبیه‌سازی‌ها به‌صورت پایا انجام شده و از این رو جمله‌های متغیر با زمان در معادلات صفر می‌شوند.

جدول ۲- مشخصات پاشش

Table 2- Injection characteristics

Spray half angle (Degree)	30
Fuel mass flow rate (kg/s)	0.0032
Injector up stream temperature (K)	400
Injector up stream pressure (MPa)	0.8
Break-up model	TAB
Injector type	Pressure swirl atomizer

در ادامه، نحوه مدلسازی اندازه و توزیع قطرات در شبیه‌سازی تحقیق حاضر بررسی خواهد شد. در انژکتورهای یک-اتمیزر، توزیع قطر قطره به‌شدت وابسته به موقعیت نازل انژکتور است. مدل‌های پاشش در فلونت از یک نحوه توزیع دوپارامتری رزین-رامر^۱ استفاده می‌کنند که توسط احتمال‌ترین اندازه قطره مشخص می‌شود. این احتمال‌ترین اندازه قطره (d_0) در فلونت از طریق قطر میانگین سائوتر^۲ محاسبه می‌شود که با d_{32} نمایش داده می‌شود. برای یک نازل انژکتور تک‌فاز از رابطه وو و همکاران برای محاسبه d_{32} استفاده می‌شود که اندازه قطره اولیه را به کیفیت اغتشاش تخمینی فواره مایع مرتبط می‌کند.

$$d_{32} = 133\lambda We^{-0.74} \quad (13)$$

در رابطه (۱۳)، λ مقیاس طول انتگرال شعاعی در خروجی فواره براساس جریان درون لوله کاملاً توسعه‌یافته و برابر $d/8$ است و We عدد وبر^۳ است:

$$We \equiv \frac{\rho_l u^2 \lambda}{\sigma} \quad (14)$$

1. Rosin-Rammler
2. Sauter
3 Weber number

که در رابطه (۱۴) σ تنش سطحی قطره است. دومین پارامتر برای مشخص کردن توزیع قطر قطرات پارامتر پخش شدگی^۱ است. که با s نشان داده می‌شود. مقادیر s برای یک انژکتور تک‌فاز برابر $\frac{3}{5}$ است. با توجه به اینکه رابطه وو و همکاران قطر میانگین سائوتر را ارائه می‌دهد، این مقادیر باید به d_0 تبدیل شوند. لغبر جامع‌ترین رابطه بین d_0 و d_{32} را برای $s=3.5$ ارائه کرده است:

$$d_0 = 1.272 d_{32} \left(1 - \frac{1}{s}\right)^{1/s} \quad (۱۵)$$

با توجه به روابط مذکور می‌توان اندازه و توزیع قطرات را مشخص کرد [۲۱].

نتایج

هدف از این شبیه‌سازی عددی محاسبه دو پارامتر جریان برگشتی و حجم شعله برای قراردادن آنها در رابطه (۲) و سپس بهبود این رابطه با در نظر گرفتن بحث اتمیزاسیون و تبخیر در محاسبه دو پارامتر مذکور و در نهایت پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق در یک محفظه احتراق با کم‌هزینه‌ترین شیوه محاسباتی ممکن است. شبیه‌سازی جریان با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت و براساس مشخصات حل عددی ارائه شده در جدول ۳ صورت گرفته و نتایج به دست آمده با داده‌های تجربی و نتایج حاصل از کد مربوط به مدل اصلی لغبر مقایسه شده‌اند. طرحواره شرایط مرزی استفاده شده در این تحقیق و شبکه‌بندی انجام شده برای محفظه احتراق به ترتیب در شکل ۷ و شکل ۸ نشان داده شد. شایان ذکر است که ضرایب موجود در مدل $k - \epsilon$ Realizable نیز همان ضرایب پیش‌فرض در نظر گرفته شد. همان‌طور که در قسمت‌های قبل توضیح داده شد، مدل لغبر در پارامترهای بیان شده طبق رابطه (۱) ایرادهایی دارد که باعث می‌شود حتی درصد خطای تا حد ۵۰ درصد هم در پیش‌بینی توسط این روش وجود داشته باشد. در رابطه (۱)، مقدار \hat{A} و f_{pz} برای هشت محفظه احتراق خاص از نتایج تجربی حاصل شده است (مانند J-79، J-85، F-100 و ...) و برای سایر محفظه احتراق‌ها، که در شرایط آزمایش لغبر حضور نداشته‌اند، باید تعمیم داده شود. به این معنی که اگر مقدار f_{pz} در یک تحقیق به یکی از هشت محفظه احتراق حاضر در شرایط آزمایش لغبر نزدیک‌تر بود، از مقدار \hat{A} مربوط به محفظه احتراق آزمایش برای تحقیق مذکور استفاده می‌شود. همچنین، با توجه به آزمایش‌های انجام شده در مرجع [۷] مشخص شد که در هنگام خاموشی رقیق، ناحیه احتراق واقعی نه تنها به اندازه کل محفظه و یا حتی ناحیه رقیق‌سازی نیست، بلکه فقط یک ناحیه محدود نزدیک به اتمایزر را شامل می‌شود. همچنین، از این تحقیقات معلوم شد که در هنگام عملکرد محفظه در حالت سوخت رقیق، همه مخلوط سوخت-هوا نمی‌سوزد و شعله تنها برای یک محدوده مشخص از میزان سوخت (محدوده غنی-رقیق) می‌تواند به صورت پایدار ایجاد شود. با توجه به این موضوع و به منظور بهبود مدل خاموشی رقیق لغبر، ابتدا در این تحقیق ناحیه احتراق براساس محدوده رقیق-غنی محاسبه شده از میزان تجمع سوخت و براساس شبیه‌سازی عددی بدون احتراق (فقط بحث انتقال اجزاء) محاسبه شد که این ناحیه احتراق ناحیه اشتعال‌پذیر V_f نامیده شد.

جدول ۳- مشخصات حل عددی محفظه احتراق اصلی

Table 3- Specification of numerical simulation for the main combustion chamber

Parameter	Numerical Simulation
Boundary condition	Mass flow inlet-pressure outlet
Model	$k - \epsilon$ Realizable
Near wall treatment	Standard wall function
Mixture	Air-Kerosene
Equations	Implicit
Air mass flow	0.589 (kg/s)
Fuel mass flow	0.0032 (kg/s)
Pressure inlet-outlet	321325-331325 (Pa)
Hydraulic diameter inlet-outlet	64.78-36.33 (mm)
Turbulence intensity	7 %
Wall treatment	Adiabatic

با توجه به نتایج تجربی مراجع [۷و۱] مشخص شد که هوای مورد استفاده در احتراق در هنگام خاموشی رقیق، کل دبی جرمی هوای ورودی به محفظه (V_C) نبوده و به جای آن باید از نرخ جریان جرمی هوای برگشتی که وارد ناحیه اشتعال پذیر می‌شود (m_r) به عنوان هوای مورد استفاده در احتراق استفاده کرد. با توجه به این موضوع، در این تحقیق، برای پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق از پارامتری به نام (پارامتر بارگذاری) استفاده خواهد شد که در آن به جای دو پارامتر V_C و m_A مدل لفر، از پارامترهای V_f و m_r استفاده خواهد شد. در ادامه و با توجه به مقایسه نتایج شبیه‌سازی عددی مرجع [۷و۱] با نتایج تجربی، مشاهده شد که حجم شعله شبیه‌سازی عددی کمتر از حجم شعله حاصل از آزمایش است. از این‌رو، در این تحقیق به منظور اصلاح کردن نتایج مرجع [۷] در شبیه‌سازی عددی جریان سرد، علاوه بر در نظر گرفتن بحث انتقال اجزاء، اتمیزاسیون و تبخیر قطرات نیز مدل شد. برای شبیه‌سازی عددی، ابتدا نیاز است که پارامتر V_f محاسبه شود. این پارامتر به شدت تحت تاثیر دما بوده و از این‌رو، به منظور مشخص کردن دقیق ناحیه احتراق واقعی، نیاز است که توزیع دما حول این ناحیه مشخص شود. مشخص کردن دماها به صورت تجربی مشکل بوده و به همین دلیل از دمای متوسط در ناحیه اولیه (T_{PZ}) استفاده می‌شود که این پارامتر از قانون بقاء انرژی (رابطه (۱۶)) قابل محاسبه است [۱].

$$0.5[0.5(m_{ph} + m_{co}) + m_{sec} + m_{pri}](T_{PZ} - T_3)(C_{P,T_{PZ}} + C_{P,T_{PZ}}) = 0.5m_A(T_4 - T_3)(C_{P,T_{PZ}} + C_{P,T_{PZ}}) \quad (16)$$

در رابطه (۱۶)، T_{PZ} دمای میانگین ناحیه اولیه محفظه براساس کلونین، m_{ph} دبی عبوری از سوراخ‌های ناحیه اولیه پوسته محفظه^۱، m_{co} دبی عبوری از سوراخ‌های خنک‌کاری دام^۲، m_{sec} دبی عبوری از چرخاننده اولیه و ثانویه، m_{pri} دبی عبوری از چرخاننده اولیه و C_p هم ظرفیت حرارتی در دمای مورد نظر است. در مرجع [۲۲] برای تعیین محدوده رقیق-غنی براساس دما رابطه (۱۷) ارائه شده است.

$$\text{For lean: } L_T = L_{298.15} - \frac{25285.71}{\Delta H_r}(T_{PZ} - 298.15)$$

$$\text{For Rich: } U_T = U_{298.15} + \frac{25285.71}{\Delta H_r}(T_{PZ} - 298.15) \quad (17)$$

در رابطه (۱۷)، ΔH_r مقدار ارزش حرارتی پایین سوخت برحسب ژول بر کیلوگرم است. L_T و U_T هم به ترتیب محدوده غنی و رقیق براساس درصد سوخت حجمی است. با تبدیل درصد حجمی به وزنی از رابطه (۱۸) محدوده وزنی رقیق-غنی سوخت، مطابق جدول ۴، حاصل می‌شود. در رابطه (۱۸)، M جرم مولکولی سوخت $170/33$ (کیلوگرم بر مول) است [۲۳].

$$L\left(\frac{mg}{l}\right) \approx 0.45 \times M \times L \text{ (vol pct)} \quad (18)$$

در شکل ۹ و ۱۰، ناحیه اشتعال پذیر نزدیک به اتمایزر (شبیه یک شیپوره) برای چهار حالت حاصل از نتایج تجربی مرجع [۷]، شبیه‌سازی عددی مرجع [۱] و برای شبیه‌سازی عددی تحقیق حاضر، در حالت اول، فقط با بحث انتقال اجزاء و در حالت دوم، علاوه بر بحث انتقال اجزاء، اتمیزاسیون و تبخیر نشان داده شده است.

جدول ۴- محدوده غنی- رقیق محفظه احتراق

Table 4- Lean- Rich limit in combustion chamber

Lean limit (Mass weight)	Rich limit (Mass weight)	Average temperature in primary zone (K)	Outlet temperature in combustion chamber (K)
0.046	0.339	604.9	445.28

در شکل ۱۱، نیز نحوه محاسبه پارامتر حجم شعله نشان داده شده است که برای این کار ابتدا یک حجم براساس کسر جرمی سوخت در بازه غنی-رقیق از مقدار $0/0.46$ تا $0/338$ ایجاد کرده و با محاسبه مقدار آن حجم شعله حاصل می‌شود. در حالت شبیه‌سازی بدون اتمیزاسیون و تبخیر، ناحیه اشتعال پذیر حاصل از شبیه‌سازی عددی کمتر از تجربی بوده و برای حالت با اتمیزاسیون و تبخیر، حجم شعله افزایش یافته و نتایج به نتایج تجربی نزدیک‌تر شده‌اند.

1. Liner
2. Dome

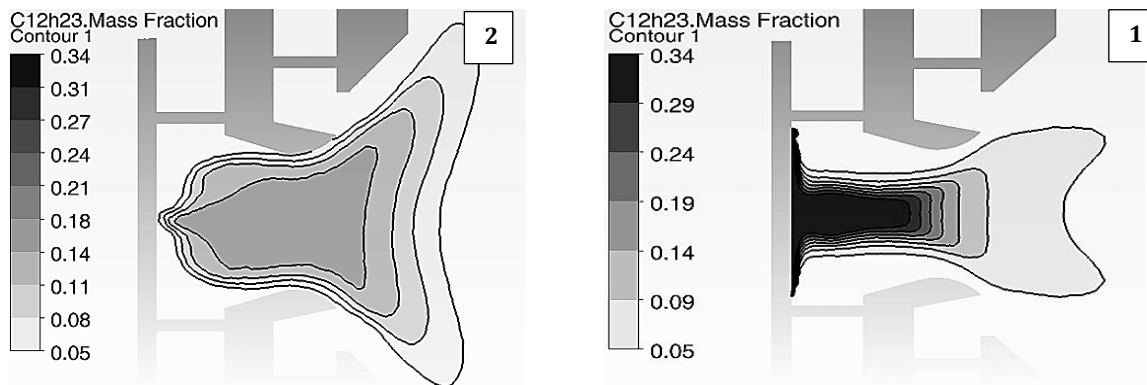


Figure 9- Flame volume comparison in present study in two states: (1) Just fuel species transport, (2) With consideration of atomization and vaporization

شکل ۹- مقایسه پارامتر حجم شعله در شبیه سازی عددی تحقیق حاضر در دو حالت: (۱) فقط بحث انتقال اجزاء سوخت، (۲) در نظر گرفتن بحث اتمیزاسیون و تبخیر

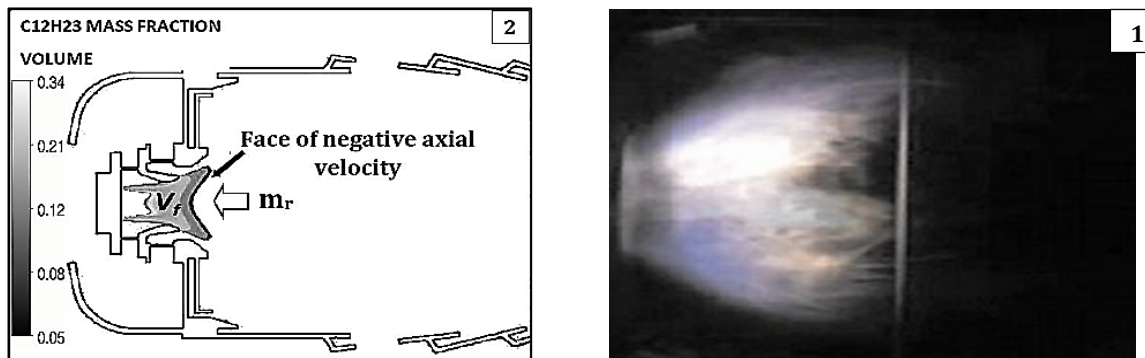


Figure 10- Flame volume comparison in two states: (1) Test results [7], (2) Numerical simulation Ref [1]

شکل ۱۰- مقایسه حجم شعله در دو حالت: (۱) تجربی [۷]، (۲) شبیه سازی عددی مرجع [۱]

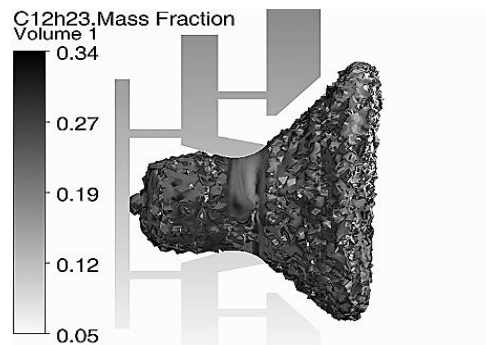


Figure 11- Calculation of flame volume in CFD-POST software

شکل ۱۱- محاسبه پارامتر حجم شعله در نرم افزار سی اف دی - پست

همان گونه که ذکر شد، طراحان محفظه احتراق به دنبال عملکرد در شرایط رقیق اند. از نتایج تجربی مرجع [۷] مشخص شد که با بالا رفتن نسبت سوخت به هوا، حجم شعله افزایش می یابد. اما عملکرد در این شرایط غنی، به دلیل مصرف بیش از حد سوخت و ایجاد آلاینده ها مطلوب نیست. به این دلیل اندازه حجم شعله و ارتباط آن با نسبت سوخت به هوا یکی از پارامترهای مهم در بحث خاموشی رقیق خواهد بود.

در ادامه نیاز است که هوای مورد استفاده در احتراق مورد بررسی قرار گیرد. به صورت تئوری عمده هوایی که وارد ناحیه اشتعال پذیر می شود (m_c) شامل هوای چرخاننده و سوراخ‌های اولیه پوسته محافظه است. ولی در میدان جریان بدون احتراق محاسبه این پارامتر دشوار است، چون مقداری از هوای ورودی به حجم اشتعال پذیر ناشی از جریان برگشت پذیر مربوط به چرخاننده هوا بوده و باید به صورت مداوم محاسبه شود. از این رو، می توان گفت که (m_c) با جریان برگشتی (m_r) متناسب است. ناحیه باز چرخش شامل گازهای سوخته شده با دمای بالا بوده که حرارت لازم برای اشتعال مخلوط تازه را فراهم می کند. اهمیت پارامتر m_r به خوبی در شکل ۱۲ نشان داده است. با افزایش میزان نرخ جریان برگشتی، نسبت سوخت به هوا نیز افزایش می یابد که این موضوع باعث دور شدن از شرایط عملکردی خاموشی رقیق می شود. در این تحقیق، نرخ جریان برگشتی از شبیه سازی عددی در نرم افزار فلوئنت و با استفاده از خروجی های نرم افزار سی اف دی-پست^۱ و براساس محاسبه نرخ دبی جرمی در طول صفحه سرعت منفی محاسبه می شود.

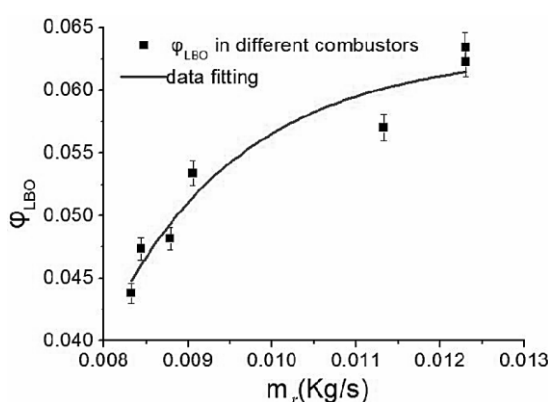


Figure 12- The relationship between m_r and q_{LBO} [1]

شکل ۱۲- رابطه بین نرخ جریان برگشتی و نسبت سوخت به هوا [۱]

از نتایج تجربی مرجع [۱] مشخص شد که با افزایش نسبت سوخت به هوا در خاموشی رقیق، حجم شعله به صورت خطی و نرخ جریان جرمی هوای برگشتی، که به ناحیه احتراق وارد می شود، به صورت نمایی افزایش خواهد یافت. با توجه به این توضیحات و اهمیت دو پارامتر m_r و V_f در بحث پیش بینی محدوده خاموشی رقیق، پارامتری به نام پارامتر بارگذاری تعریف شد که دربرگیرنده هر دو پارامتر مذکور براساس مقادیر حاصل از شبیه سازی جریان سرد است.

اعتبارسنجی

برای اطمینان از نتایج شبیه سازی عددی که برای پیش بینی خاموشی رقیق در محافظه احتراق اصلی این تحقیق انجام شد و بررسی استقلال از شبکه، نتایج تجربی، مطابق شرایط مرزی ذکر شده در جدول ۵، با نتایج تحلیل عددی برای پارامتر سرعت در خط مرکزی و در سه شبکه بندی متفاوت، مطابق شکل ۱۳، مقایسه شد. همان طور که در شکل ۱۳ نشان داده شده است، دو نقطه با سرعت محوری منفی در میدان جریان درون محافظه احتراق وجود دارد که این موضوع ناشی از وجود چرخاننده و گرا دیان فشار معکوس ایجاد شده توسط آن است. نقطه با سرعت محوری منفی نزدیک تر به دهانه ورودی محافظه احتراق بیشتر تحت تاثیر پره های چرخاننده اولیه و نقطه دوم سرعت محوری منفی در پایین دست جریان بیشتر توسط جریان هوای سوراخ های ناحیه اولیه شکل می گیرد و با کاهش قطر سوراخ های ناحیه اولیه، مقدار نقطه دوم سرعت محوری منفی کاهش

1. CFD-POST

می‌یابد. نتایج تجربی مرجع [۱] نشان می‌دهد که نقطه اول با سرعت محوری منفی تاثیر زیادی در نسبت سوخت به هوا خاموشی رقیق دارد و با افزایش مقدار آن نسبت سوخت به هوا خاموشی رقیق نیز به طور محسوسی افزایش می‌یابد. برای بهترین شبکه، حداکثر خطای نتایج شبیه‌سازی عددی نسبت به نتایج تجربی در پارامتر سرعت محوری ۸ درصد و برای شبکه متوسط ۱۰ درصد حاصل شد. با توجه به اختلاف اندک نتایج، در این تحلیل عددی از همان نتایج شبکه متوسط ۳۹۹۷۰۰۰ استفاده شد. سپس، برای اعتبارسنجی شرایط شبیه‌سازی عددی مثل شرایط مرزی و انتخاب مدل اغتشاشی به کار رفته در این تحقیق از یک محفظه احتراق مدل از نوع انژکتور مستقیم رقیق^۱ (شکل ۶)، که یک چرخاننده محوری دارد، استفاده شد. در محفظه ذکر شده، جریان سرد بدون واکنش شیمیایی مدل شد و سپس نتایج با نتایج تجربی (از روش LDV^۲) و شبیه‌سازی عددی مرجع [۱۶]، مطابق شکل ۱۴، مقایسه شد. در این بخش، مفاهیمی مانند سرعت محوری، حلقه‌های مارپیچ^۳ نواحی بازچرخش و هسته‌های گردابه در مدل‌سازی بررسی شد. در شکل ۱۴، توزیع سرعت محوری در طول خط مرکزی محفظه احتراق و توزیع سرعت محوری در مقاطع مختلف پایین‌تر از دهانه خروجی چرخاننده نشان داده شده است که نتایج این اعتبارسنجی نشان می‌دهد روش محاسباتی حاضر انطباق مناسبی با نتایج تجربی داشته و برای تحلیل میدان جریان در محفظه‌های احتراق قابل استفاده است. نکته مهم دیگر مربوط به بررسی صحت نتایج نزدیک دیواره‌ها و محاسبه مقدار پارامتر γ^+ است. مقدار γ^+ به ترتیب برای محفظه احتراق اصلی و اعتبارسنجی در حدود ۱۲۴ و ۳۶ است که برای مدل $k - \epsilon$ Realizable در بازه مناسب قرار گرفته است. برای این مدل اغتشاشی بازه مطلوب γ^+ بین ۳۰ تا ۳۰۰ است.

جدول ۵- مشخصات حل عددی برای محفظه احتراق اعتبارسنجی

Table 5- Specification of numerical simulation for validation combustion chamber

Parameter	Numerical Simulation
Boundary condition	Velocity inlet-Pressure outlet
Model	$k - \epsilon$ Realizable
Near wall treatment	Standard wall function
Fluid Type	Ideal gas
Inlet velocity	20.14 (m/s)
Pressure outlet	0 (Pa)
Turbulence intensity	5 %

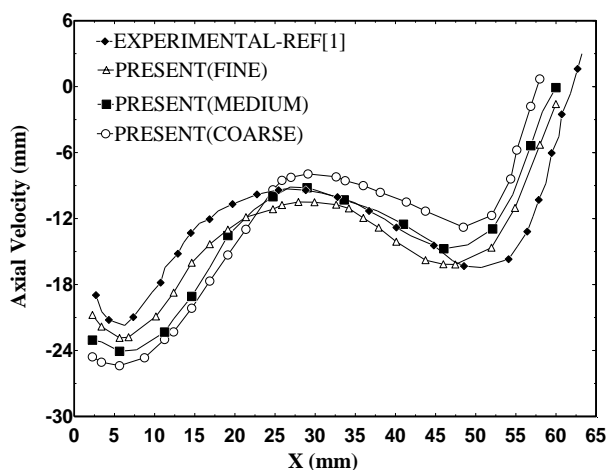


Figure 13- Comparison between test results and numerical simulation results in velocity in center lines for three different mesh

شکل ۱۳- مقایسه نتایج تجربی با نتایج تحلیل عددی در پارامتر سرعت در خط مرکزی برای سه شبکه‌بندی متفاوت

1. Lean direct injector
2. Laser Doppler Velocimetry
3. helical ring

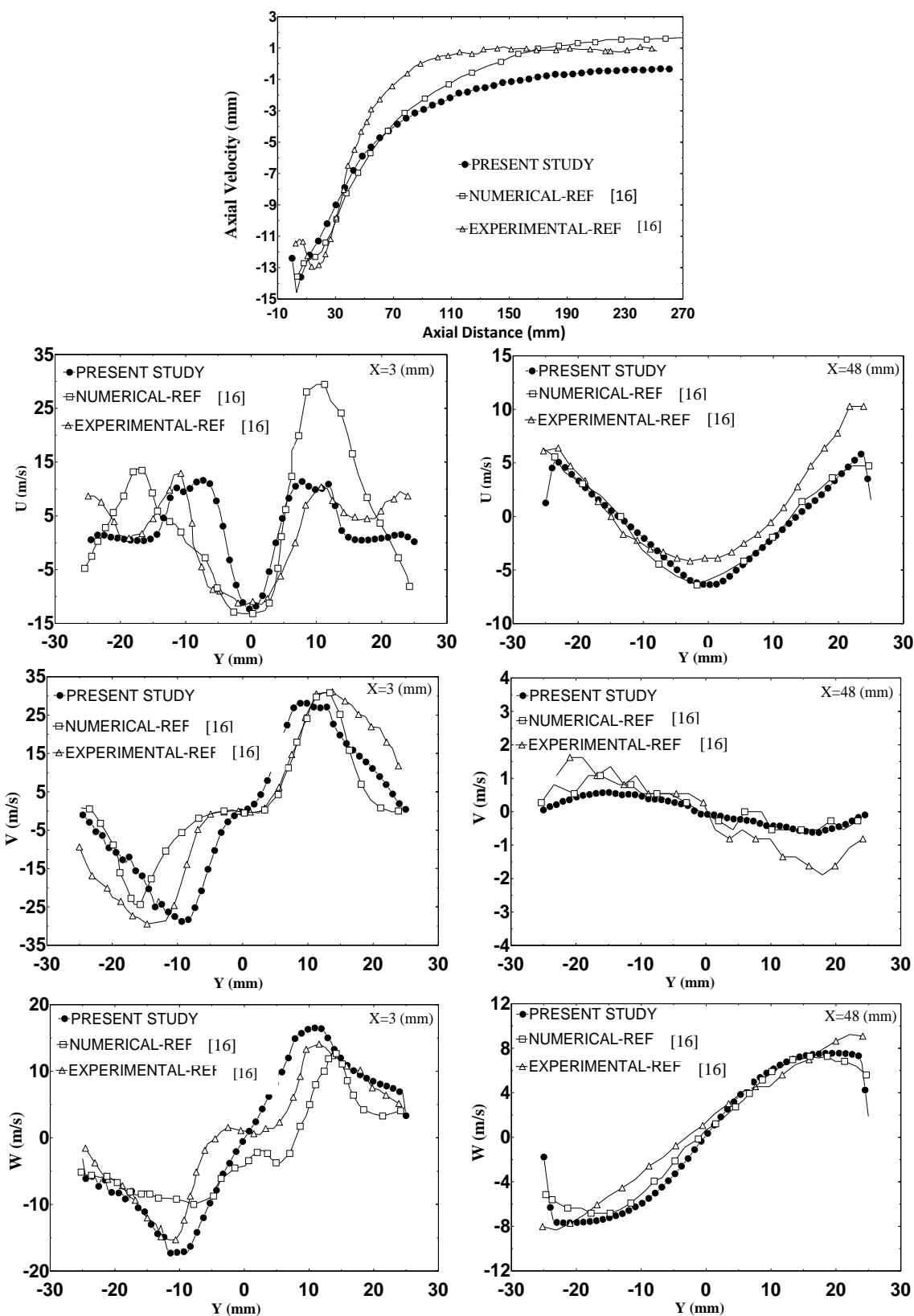


Figure 14- Compare velocity in different sections

شکل ۱۴- مقایسه سرعت در مقاطع مختلف

بحث و بررسی نتایج

همانگونه که در قسمت‌های قبل ذکر شد، در این تحقیق، برای پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق از پارامتر بارگذاری طبق رابطه (۲) (که حاصل از نتایج تجربی است) استفاده شده و با توجه به مقادیر حجم شعله و جریان برگشتی حاصل از شبیه‌سازی عددی، در دو حالت پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق برای محفظه احتراق اصلی این تحقیق انجام شد. در حالت اول، فقط مدل انتقال اجزاء برای سوخت لحاظ شده است که پارامترهای مورد نیاز مطابق جدول ۶ است. در حالت دوم، علاوه بر بحث انتقال اجزاء، بحث اتمیزاسیون و تبخیر نیز در مدل مربوط به سوخت لحاظ شد که نتایج طبق جدول ۷ حاصل شد. در جدول ۸ نیز مقادیر مربوط به پارامتر بارگذاری مرجع [۷] نشان داده شده است.

جدول ۶- پارامترهای حاصل از شبیه‌سازی عددی جریان سرد در محفظه احتراق فقط با بحث انتقال اجزاء سوخت

Table 6- Parameters generate from cold flow numerical simulation in combustion chamber just with fuel species transport

Loading parameter (kg·m ³ /s)	Reverse flow (kg/s)	Flame volume (×10 ⁻⁶) (m ³)
0.042245	0.0073	5.95

جدول ۷- پارامترهای حاصل از شبیه‌سازی عددی جریان سرد در محفظه احتراق همراه با اتمیزاسیون و تبخیر سوخت

Table 7- Parameters generate from cold flow numerical simulation in combustion chamber with fuel atomization and vaporization

Loading parameter (kg·m ³ /s)	Reverse flow (kg/s)	Flame volume (×10 ⁻⁶) (m ³)
0.053124	0.0076	6.99

جدول ۸- پارامترهای بارگذاری مرجع [۷]

Table 8- Loading parameters in Ref [7]

Loading parameter (kg·m ³ /s)	Reverse flow (kg/s)	Flame volume (×10 ⁻⁶) (m ³)
0.049039	0.0089	5.51

شایان ذکر است که پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق در محفظه احتراق تحقیق حاضر، با استفاده از کد مبتنی بر رابطه لغبر نیز صورت گرفت که نسبت سوخت به هوا خاموشی رقیق برابر مقدار ۰/۰۰۶۸ حاصل شد. مقادیر مورد استفاده در رابطه (۱) لغبر مطابق جدول ۹ است.

جدول ۹- مقادیر مربوط به پارامترهای رابطه لغبر

Table 9- Values of Lefebvre's formulas parameters

λ	D_r (μm)	V_c (m ³)	H_r (j/kg)	\dot{A}_{fPZ}
1	50	0.0012	43.5	32.84

در نهایت نیز، طبق جدول ۱۰، برای پنج روش مختلف بررسی شده در این تحقیق، مقدار نسبت سوخت به هوا خاموشی رقیق ارائه شد که درصد خطای هر یک از این روش‌ها مطابق جدول ۱۱ است.

جدول ۱۰- رابطه پارامتر بارگذاری با نسبت سوخت به هوا خاموشی رقیق

Table 10- Values of Loading Parameter and fuel to air ratio in Lean blow out

Method of LBO prediction	($m_r \cdot v_f$) (kg·m ³ /s)	q_{LBO}
Current study (just species transport)	0.042245	0.003206
Current study (with consideration of atomization and evaporation)	0.053124	0.003691
Ref [7]	0.049039	0.003507
Test results	-----	0.003622
Lefebvre's semi-empirical correlation	-----	0.006818

جدول ۱۱- درصد خطای انواع روش‌ها برای پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق نسبت به نتایج تجربی
 Table 11- Error percent of different Methods for lean blow out prediction compared with test results

Method of LBO prediction	Error percent (%)	q_{LBO}
Current study (just species transport)	11.48	0.003206
Current study (with consideration of atomization and evaporation)	1.86	0.003691
Ref [7]	3.18	0.003507
Lefebvre's semi-empirical correlation	46.73	0.006818

نتیجه‌گیری

در تحقیق حاضر، بحث پیش‌بینی خاموشی رقیق با استفاده از پارامتر بارگذاری ($m_F \cdot V_F$) بررسی شد. دو پارامتر حجم شعله و جریان برگشتی، که دو پارامتر اصلی بارگذاری‌اند، هر دو از شبیه‌سازی جریان سرد در محفظه احتراق حاصل می‌شوند. براساس پارامتر بارگذاری در یک محفظه احتراق خاص، محدوده خاموشی رقیق در دو حالت مورد بررسی قرار گرفت.

در حالت اول، که فقط بحث انتقال اجزاء سوخت مطرح بود، ۱۱/۴۸ درصد خطا و برای حالت دوم، با در نظر گرفتن بحث اتمیزاسیون و تبخیر سوخت ۱/۸۶ درصد خطا در مقایسه با نتایج تجربی مشاهده شد. با توجه به درصد خطاهای ذکر شده و مقایسه با نتایج حاصل از رابطه نیمه‌تجربی لفر که ۴۶/۷۳ درصد خطا دارد، می‌توان گفت که دو روش ارائه‌شده در تحقیق حاضر قادر به پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق با دقت بسیار بالایی هستند.

در تحقیقات تجربی صورت‌گرفته در مرجع [۷] حداکثر خطا در پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق با روش پارامتر بارگذاری (بدون در نظر گرفتن بحث اتمیزاسیون و تبخیر سوخت که در این تحقیق مورد بررسی قرار گرفت) ۱۷/۵ درصد مشاهده شد که با توجه به نتایج حاصل از تحقیق حاضر می‌توان گفت که روش پارامتر بارگذاری، با جایگذاری پارامترهای جریان برگشتی (m_F) به جای دبی کل جریان هوای ورودی به محفظه احتراق (m_A) و حجم شعله (V_F) به جای حجم کل (V_C) می‌تواند به خوبی مدل لفر را بهبود بخشد. شایان ذکر است که زمان و هزینه مورد استفاده در روش پارامتر بارگذاری بسیار کمتر از روش‌های نیمه‌تجربی مبتنی بر آزمایش‌های پرهزینه مثل مدل لفر است. این در حالی است که دقت روش تحقیق حاضر بسیار بالاتر از مدل‌های نیمه‌تجربی است. از این رو، می‌توان روش بررسی محدوده خاموشی رقیق با استفاده از پارامتر بارگذاری را جایگزین مناسبی برای روش‌های نیمه‌تجربی یا روش‌های تجربی دانست و در مراحل مربوط به طراحی محفظه احتراق از آن استفاده کرد.

منابع

1. B. Hu, Y. Huang, F. Wang and F. Xie, "Numerical Simulation of Cold Flow Field of Aero-Engine Combustors for Lean Blow off Analysis," *ASME Turbo Expo. Power for Land, Sea and Air, GT 45467*, Vancouver, British Columbia, Canada, 2011.
2. D. D. Rankin, *Lean Combustion Technology and Control*, Second Edition, USA, California, Elsevier, 2016.
3. B. Hu, Y. Huang and J. Xu, "A Hybrid Semi-empirical Model for Lean Blow-Out Limit Predictions of Aero-Engine Combustors," *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 137, 2015, pp. 501-510.
4. E. Zukowski and F. Marbel, "The Role of Wake Transition in the Process of Flame Stabilization on Bluff Bodies," *AGARD Combustion*, 28, 1955, pp. 167-80.
5. A. M. Mellor, *Design of Modern Turbine Combustors*, Academic Press, San Diego, CA, 1990.
6. J. P. Longwell, E. Frost and M. Weiss, "Flame Stability in Bluff Body Recirculation Zones," *Ind. Eng. Chem.*, 45, 1953, pp. 1629-1633.
7. B. Hu, Y. Huang, F. Wang, and F. Xie, "CFD Predictions of LBO Limits for Aero-Engine Combustors using Fuel Iterative Approximation," *Chin. J. Aeronaut*, 26, 2012, pp. 74-84.
8. A. H. Lefebvre, *Gas Turbine Combustion*, Fourth Edition, Printed by CRC Press Taylor and Francis Group, 2016.
9. B. Hu, Y. Huang, F. Wang, "FIA Method for LBO Limit Predictions of Aero-Engine Combustors Based on FV Model," *Aerospace Science Technology*, 28, 2013, pp. 435-446.

10. A. Ateshkadi, V. G. McDonell and G. S. Samuelsen, "Lean Blowout Model for a Spray-Fired Swirl-Stabilized Combustor," *Proceedings of the Combustion Institute*, 28, 2000, pp. 1281-1288.
11. H. Zheng, H. Zhang, "Feature-Parameter-Criterion for Predicting Lean Blow out Limit of Gas Turbine Combustor and Bluff Body Burner," *Mathematical Problems in Engineering*, Volume 2013, Hindawi Publishing, 2013, pp. 1-17.
12. F. Xie, Y. Huang, B. Hu and F. Wang, "Investigation of the Relation between Flame Volume and LBO Limits for a Swirl-Stabilized Combustor," *Materials for Renewable Energy & Environment (ICMREE) Conference*, IEEE Publication, 2011, pp. 2049-2053.
13. F. Xie, B. Hu, Y. Huang and F. Wang, "Improved Semi empirical Correlation to Predict Lean Blowout Limits for Gas Turbine Combustors," *Journal of Propulsion and Power*, 28, No.1, 2011, pp. 197-203.
14. W. Xiao, Y. Huang, "Lean Blowout Limits of a Gas Turbine Combustor Operated with Aviation Fuel and Methane," *Heat Mass Transfer*, 52, 2015, pp. 1015-1024.
15. A. Mukhopadhyay, R. R. Chaudhari, T. Paul, S. Sen, and A. Ray, "Lean Blow-Out Prediction in Gas Turbine Combustors using Symbolic Time Series Analysis," *Journal of Propulsion and Power*, 29, No. 4, 2013, pp. 950-960.
16. F. Davoudzadeh and F. Liu, "Investigation of Swirling Air Flows Generated by Axial Swirlers in a Flame Tube," *ASME Turbo Expo. Power for Land, Sea and Air*, Barcelona, Spai, 8-11 May, 2006.
17. W. Dodds and D. Bahr, *Combustion System Design in A. M. Mellor, Design of Modern Gas Turbine Combustors*, pp. 343-476, Academic Press, San Diego, CA, 1990.
18. J. Anderson, *Computational Fluid Dynamics the Basic with Applications*, Michigan State University, New York, Mac-Graw Hill Inc, 1995.
19. M. SanieNejad, *Principle of Turbulent Flows and Their Modeling*, Danesh-Negar, Tehran, 2009.
20. D. C. Wilcox, *Turbulence Modeling for CFD*, Third Edition, Dcw Industries, Incorporated, 2008.
21. "Ansys Fluent User's Guide", Ansys Inc, 2016.
22. M. Zabetakis, "Flammability Characteristics of Combustible Gases and Vapors", U. S. Department of Interior, U. S. Government Printing Office, Washington D. C, 1965.
23. "Flammability Characteristics of Combustible Gases and Vapors", ISA Standard, ISA-TR12.13.01-1999 (R200X), Draft Technical Report, 1999.

English Abstract

Lean Blowout Prediction in a Turbine Engine by using Loading Parameter

Ehsan Behzad, Jamasb Pirkandi, Mehdi Jahromi and Mostafa Mahmoodi

Department of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

(Received: 2016.8.15, Received in revised form: 2016.12.14, Accepted: 2016.12.16)

Abstract

In the current paper a new approach is provided for prediction of Lean blow out, based on combining cold flow numerical simulations with test results in a particular combustion chamber based on loading parameter. Two approaches are presented to calculate these parameters using Ansys Fluent software. In the first method, only the species transport motif and in second method, the evaporation and atomization of kerosene fuel have been implicated to achieve more accurate results. Finally, the results of these two methods and also a code based on semi-empirical model were compared with experimental results. The errors of the semi-empirical code, first and second numerical methods were obtained as 46.73, 11.48 and 1.86, respectively.

Keywords: Lean blow out prediction, Semi-empirical correlations, Numerical simulation, combustion chamber