

بررسی روش‌های نوین پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق

در محفظه احتراق موتورهای هوایی

احسان بهزاد*

دانشجوی کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا

دانشگاه صنعتی مالک اشتر

ehsanbehzad.aca@gmail.com

جاماسب پیرکندی

استادیار مجتمع دانشگاهی هوافضا

دانشگاه صنعتی مالک اشتر

jpirkandi@mut.ac.ir

مهدی چهرمی

استادیار مجتمع دانشگاهی هوافضا

دانشگاه صنعتی مالک اشتر

jahromi@iust.ac.ir

تاریخ دریافت: ۱۳۹۴/۰۵/۲۰

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۴/۱۲/۱۶

چکیده

عملکرد پایدار موتورهای هوایی (به‌ویژه پایدار نگاه‌داشتن شعله در یک بازه عملکردی وسیع) به‌طور عمده تحت تأثیر چند پارامتر از جمله بازده محفظه احتراق، دمای گازهای خروجی، افت فشار کل و محدوده خاموشی رقیق می‌باشد. در موتورهای هوایی، به‌دلیل لزوم عملکرد موتور در شرایط خارج از نقطه طراحی مانند پرواز در ارتفاع بالا یا قرارگرفتن نسبت سوخت به هوای کل در خارج از محدوده اشتعال‌پذیری، موضوع خاموشی رقیق اهمیت دوچندانی می‌یابد. در صنعت روش‌های متعددی چون مدل لغبره و ملر برای پیش‌بینی محدوده وقوع خاموشی رقیق وجود دارد که اکثراً بر پایه روابط نیمه‌تجربی هستند. این روابط بر پایه تست‌های تجربی روی محفظه احتراق‌های متعدد به‌دست آمده‌اند. طی سالیان گذشته، با پیشرفت‌های چشمگیری که در زمینه شبیه‌سازی‌های عددی صورت گرفته است، روش‌های جدیدی برای پیش‌بینی پدیده خاموشی ابداع شده است که دقت و سرعت محاسبات را افزایش و هزینه‌های مربوطه را نیز به‌طور چشمگیری کاهش می‌دهد. از مهم‌ترین این نوع مدل‌ها، روش اف. آی. ای، مدل ریزک و مدل منون است. در این بین مدل نوین اف. آی. ای. از دقت بالایی برخوردار است؛ به‌طوری‌که ضریب خطای پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق که توسط روابط نیمه‌تجربی در بازه ۳۵ تا ۵۰ درصد می‌باشد را به ۱۰ تا ۱۷/۵ درصد کاهش داده است.

واژگان کلیدی: پیش‌بینی محدوده خاموشی، خاموشی رقیق، روابط نیمه‌تجربی، شبیه‌سازی عددی

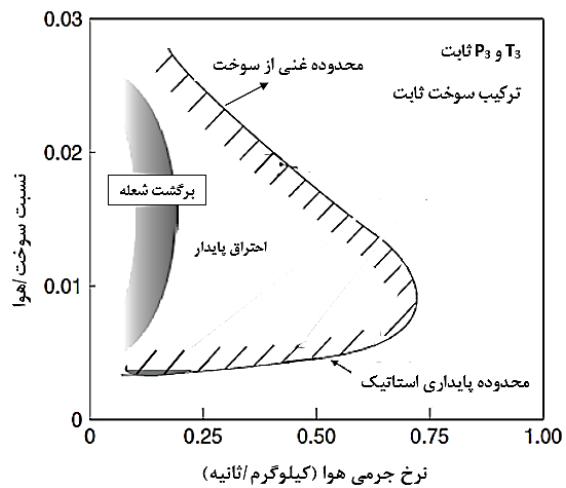
۱. مقدمه

عمل کنند. از اینرو اگر نسبت سوخت به هوا به‌درستی پیش‌بینی نشود، محدوده عملکرد محفظه احتراق برای یک فشار ثابت مطابق شکل ۱ خارج از ناحیه اشتعال‌پذیری قرار

موتورهای هوایی در شرایط کارکرد در خارج از نقطه طراحی می‌بایست در فشار، دما و نسبت سوخت به هوای متفاوتی که خارج از محدوده اشتعال‌پذیری نرمال است،



گرفته و خاموشی شعله را در پی خواهد داشت [۱]. تمامی موتورهای توربینی همچون شکل ۱ یک حلقه پایداری احتراق برای شرایط معلوم ورودی خواهند داشت که این شرایط شامل دما، فشار و سوخت مشخصی است. حد پایین شکل ۱، که به عنوان محدوده پایداری رقیق شناخته می‌شود، به عنوان محدوده پایداری استاتیکی نیز در نظر گرفته می‌شود.



شکل ۱. محدوده پایداری احتراق در موتورهای توربینی

از دیگر مفاهیم مهم مطرح شده در بحث پایداری شعله موضوع برگشت شعله است که محدوده آن در شکل ۱ نمایش داده شده است. برگشت شعله، که یکی دیگر از عوامل خاموشی شعله است، هنگامی رخ می‌دهد که جریان هوای عبوری از سیستم کاهش یابد یا واکنش سرعت کافی برای انتشار در جریان بالادست آنژکتور یا پیش مخلوط کننده را نداشته باشد [۲]. خاموشی شعله در محدوده احتراق در دو حالت رخ می‌دهد: خاموشی غنی^۱ و خاموشی رقیق^۲.

در حالت غنی میزان سوخت تزریق شده به محدوده احتراق بیش از محدوده مجاز است و باعث خاموشی شعله می‌شود. احتمال وقوع این پدیده نسبت به خاموشی رقیق، که در آن میزان سوخت تزریق شده پایین تر از حد مجاز است، کمتر است. در حالت غنی به دلیل افزایش مصرف سوخت، کاهش

بازده و آلاینده‌گی بالا عملکرد سیستم برای به کار گیری در موتورهای هوایی مناسب نمی‌باشد. از طرف دیگر، در محدوده خاموشی رقیق نیز عملکرد سیستم متفاوت بوده و به دلیل کاهش مصرف سوخت، افزایش بازده و همچنین کاهش میزان ناکس^۳ و سایر آلاینده‌های ایجاد شده عملکرد آن بسیار مطلوب می‌باشد [۳]. مشکلی که در این محدوده وجود دارد بحث پایداری احتراق است که به سختی صورت می‌گیرد. با توجه به این مسئله پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق در محدوده احتراق موتورهای توربینی اهمیت دو چندانی دارد [۴].

برای پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق تحقیقات گسترده‌ای انجام شده است. در صنعت از روش‌های پیش‌بینی نیمه تجربی استفاده می‌شود که بر پایه روابط قدیمی و ساده شده‌اند. روابط ایجاد شده طبق این روش به دلیل الزام برای تست تجربی بسیار پرهزینه بوده و از طرف دیگر برای محفظه‌های احتراق جدید جواب‌های مناسبی ارائه نمی‌دهند. نتایج بررسی‌ها نشان می‌دهد که برای پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق، مهم‌ترین روش نیمه تجربی مدل لفره^۴ بوده [۲] و برای این مدل خطای ۳۵ تا ۵۰ درصد و حتی بیشتر هم گزارش شده است. با توجه به پیشرفت چشمگیر شبیه‌سازی‌های عددی در سال‌های اخیر، برای رسیدن به جواب‌های مطلوب‌تر روابط نیمه تجربی با روابط عددی ترکیب شده و روش‌های نوینی ایجاد شده که محدوده خطا را در پیش‌بینی خاموشی رقیق تا حدود ۱۰ تا ۱۷/۵ درصد کاهش می‌دهد [۴-۸].

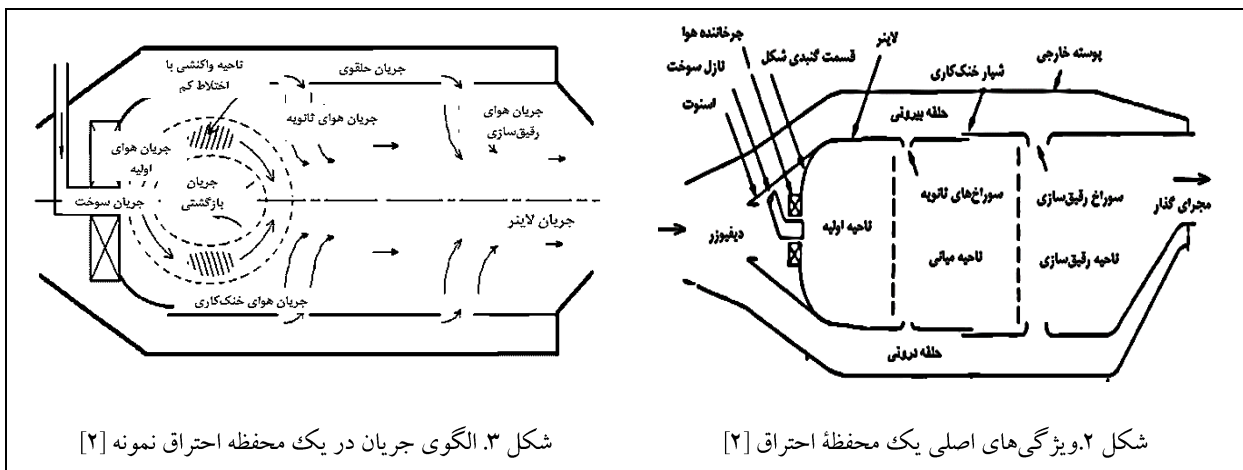
۲. الگوی جریان

طی سالان گذشته، مدل‌های متعددی برای پایداری شعله در موتورهای توربینی هوایی ارائه شده است که روش استفاده از چرخاننده هوا و ایجاد جریان برگشتی در ناحیه اولیه (شکل ۲) از جمله مهم‌ترین این روش‌هاست. در این تحقیق نیز به دلیل پایداری و اختلاط مناسب شعله در محدوده احتراق‌های با پایداری چرخشی^۵، بحث خاموشی

رقیق با تمرکز بر این نوع محفظه احتراق انجام می‌شود. در شکل ۲ نواحی مختلف این نوع از محفظه‌های احتراق به صورت شماتیک نمایش داده شده است.

در شکل ۳ نیز الگوی رفتاری جریان‌های اختلاطی و بازچرخشی در یک محفظه احتراق با پایداری چرخشی نمایش داده شده است. در ناحیه اولیه بر اثر وجود چرخاننده‌های هوا و سوراخ‌های رقیق‌سازی، یک ناحیه بازچرخشی جریان به وجود می‌آید که این مسئله سبب کاهش سرعت هوای ورودی به درون محفظه احتراق می‌شود. در ادامه با پاشش سوخت و سپس جرقه‌زنی عمل اشتعال صورت می‌گیرد و گازهای حاصل از احتراق از نواحی بعدی محفظه عبور کرده و وارد توربین می‌شوند. این اصول اولیه حاکم بر انواع محفظه‌های احتراق با پایداری

چرخشی می‌باشد [۲]. گفتنی است این اصول در موتورهای قدیمی مثل جی ۸۵ تنها با استفاده از یک چرخاننده محوری یا شعاعی در محل انژکتور مورد استفاده قرار می‌گرفت که طی سالیان گذشته این مدل بهبود یافته است و به جای استفاده از یک چرخاننده، از دو چرخاننده محوری - شعاعی، محوری - محوری یا شعاعی - شعاعی استفاده شده است که سی. اف. ام. ۵۶ از جمله معروفترین موتورهای نسل جدید بهره‌مند از این روش است. در این تحقیق بررسی پایداری احتراق برای هر دو دسته ذکر شده مورد بررسی قرار گرفته است که در این راستا به دلیل ارائه یک راهکار نوین توسط هیوبین و همکاران با شبیه‌سازی عددی برای موتورهای نسل جدید، تمرکز اصلی روی این مدل خواهد بود.



شکل ۳. الگوی جریان در یک محفظه احتراق نمونه [۲]

شکل ۲. ویژگی‌های اصلی یک محفظه احتراق [۲]

۳. تئوری‌های اولیه

برای بررسی موضوع خاموشی رقیق چند نگرش کلی نسبت به تئوری‌های اولیه وجود دارد که اکثر آنها در یکی از سه دسته‌بندی زیر قرار می‌گیرند.

۳-۱. راکتور جنبشی^۶

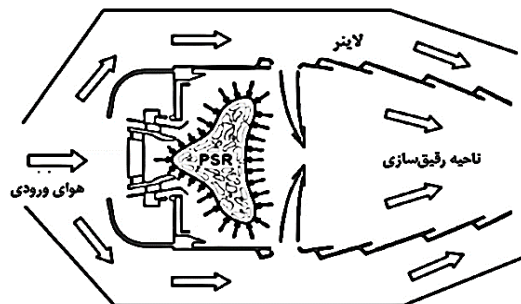
نگرش راکتور جنبشی ابتدا توسط لانگول و همکاران [۹-۱۰] مطرح شده و از آن برای آنالیز رفتار شعله در جسم مانع^۷ استفاده گردید. در ادامه لفره و بلال [۱۱-۱۳]

نگرش مورد نظر را بهبود داده و از آن تحت عنوان راکتور با جنبش کامل برای بررسی خاموشی رقیق استفاده کردند. در مدل راکتور با جنبش کامل که با عنوان پی. اس. آر.^۸ شناخته می‌شود، 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. در این روش تحلیل خاموشی رقیق براساس بالانس انرژی صورت می‌گیرد. به این معنا که اگر نرخ انرژی آزاد شده در پی. اس. آر. کمتر از

نرخ حرارت اتلافی باشد، خاموشی رقیق رخ خواهد داد. شماتیک مدل پی. اس. آر. در شکل ۴ برای یک محفظه احتراق با پایداری چرخشی نشان داده شده است [۵-۶].

۳-۲. مشخصه‌های زمانی^۹

زوکوسکی و ماربل [۱۴] نخستین پژوهشگرانی بودند که مدل مشخصه‌های زمانی را برای بررسی رفتار جریان در یک جسم مانع ارائه کردند. چند سال بعد این مدل توسط ملر و همکاران [۱۵-۱۸] برای پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق توسعه داده شد. مبنای این روش براساس بالانس زمانی و استفاده از پارامترهای زمانی مطرح‌شده در محفظه احتراق می‌باشد. در این نگرش خاموشی رقیق هنگامی رخ می‌دهد که زمان ماندگاری مخلوط سوخت و هوا در لایه برشی کمتر از مجموع زمان تبخیر و زمان واکنش شیمیایی باشد. به عبارت دیگر این فرایند زمانی رخ می‌دهد که مخلوط تازه ورودی به ناحیه لایه برشی قادر به مشتعل شدن نباشد [۱-۶].



شکل ۴: شماتیک مدل پی. اس. آر. در محفظه احتراق [۵]

۳-۳. عدد پکلت^{۱۰}

علاوه بر تئوری‌های ذکرشده که بیشترین استفاده را توسط محققان داشته است، هافمن و همکاران [۱۹-۲۰] از عدد پکلت (براساس سرعت خاموشی، سرعت شعله آرام و یا طول مشخصه) در بررسی پایداری شعله‌های مخلوط و پیش‌مخلوط استفاده کرده‌اند. پایداری شعله با این روش نیاز به اندازه‌گیری‌های دقیقی برای دریافت داده‌های ورودی دارد؛ همچنین عدد پکلت نمی‌تواند آثار تحریک چرخشی

که باعث افزایش دبی هوای ورودی می‌شود را پوشش دهد. دلایل ذکرشده سبب شده است که در کاربردهای عملی چندان از این مدل استفاده نشود. در ادامه این مقاله انواع روش‌های پیش‌بینی خاموشی رقیق مورد بررسی قرار خواهد گرفت.

۴. روش‌های پیش‌بینی خاموشی رقیق

در سال‌های اخیر روش‌های متعددی برای پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق ارائه شده است. در دهه‌های ۸۰ و ۹۰ میلادی به دلیل ضعف در شبیه‌سازی‌های عددی اکثر روش‌های ارائه‌شده توسط محققان حاصل تست‌های تجربی بود. در حال حاضر به دلیل خطای زیاد این مدل‌ها در پیش‌بینی خاموشی رقیق، جهت تحلیل محفظه‌های احتراق جدید نیاز مبرم به ایجاد روش‌های نوین یا بهبود مدل‌های نیمه‌تجربی قدیمی وجود دارد. با توجه به این موضوع در سال‌های اخیر مدل‌های جدیدی برای پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق ارائه شده است که خطای مدل‌های نیمه‌تجربی را تا حد مطلوبی کاهش داده‌اند. مدل‌های نیمه‌تجربی پرکاربرد در صنعت و همچنین روش‌های نوین جایگزین این مدل‌ها در ادامه مورد بحث قرار خواهد گرفت.

۴-۱. مدل لفره و همکاران

لفره برای مشخص کردن محدوده پایداری از روش پاشش آب استفاده کرد. همان‌طور که در شکل ۵ نشان داده شده است، این روش امکان ترسیم چرخه پایداری را برای محفظه‌های احتراق با مقیاس کامل فراهم می‌کند. در این مدل فرایند تست بسیار ساده می‌باشد. سوخت به چرخش درمی‌آید و شعله در یک ناحیه بازچرخش جریان برقرار می‌شود. سپس آب به تدریج با سوخت مخلوط شده و میزان آن در مخلوط افزایش می‌یابد تا زمانی که خاموشی رخ دهد. این فرایند تکرار می‌شود تا هنگامی که یک حد مطلوب از نرخ‌های جریان جرمی برای ترسیم چرخه پایداری حاصل شود. یک حلقه پایداری متعارف در شکل ۶

همگن و غیرهمگن ارائه شده است. برای مخلوط همگن رابطه ۱ حاصل شده است [۷].

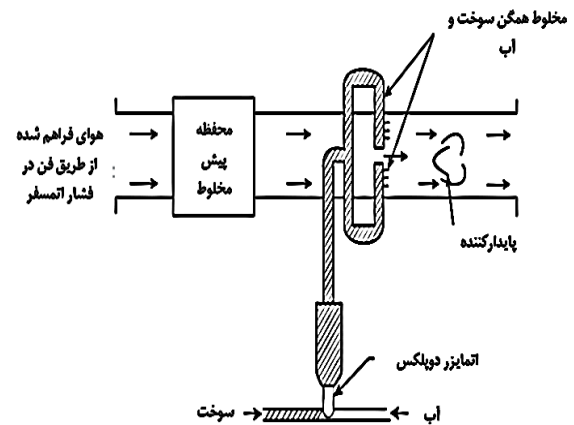
$$q_{LBO} \alpha \left[\frac{\dot{m}_a}{V_C P_3^n \exp\left(\frac{T_3}{b}\right)} \right]^x \quad (1)$$

در رابطه ۱، \dot{m}_a دبی جرمی جریان ورودی به محفظه احتراق، V_C حجم محفظه احتراق جلوی سوراخ‌های رقیق‌سازی، P_3 فشار ورودی و T_3 دمای ورودی به محفظه احتراق است. در رابطه ۱ با فرض‌های ساده‌سازی، آثار ناهمگنی مخلوط ناشی از اتمیزاسیون، تبخیرسازی و ارزش حرارتی سوخت لحاظ نشده است. لذا لفره با توجه به تست‌های تجربی صورت گرفته روی هشت محفظه احتراق مختلف (جی. ۸۵، تی. اف. ۳۳، اف. ۱۰۰، جی. ۷۹-۱۷، آ. جی. ۷۹-۱۷ سی، اف. ۱۰۱، تی. اف. ۴۱، تی. اف. ۳) رابطه ۲ را توسعه داد. این رابطه برای مخلوط‌های غیرهمگن قابل استفاده می‌باشد:

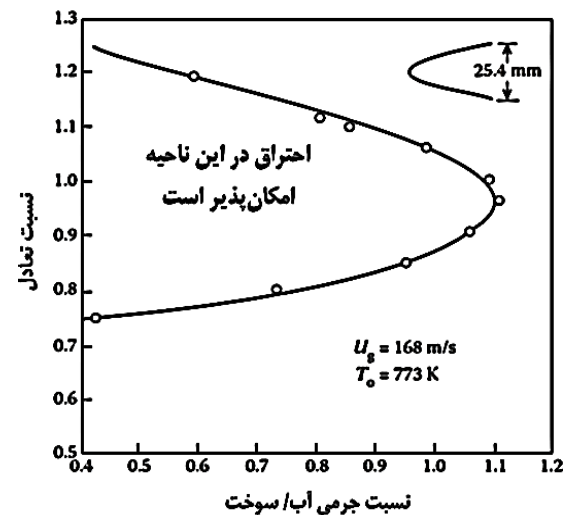
$$q_{LBO} = \left(\frac{A' f_{pz}}{V_C} \right) \left(\frac{\dot{m}_a}{P_3^n \exp\left(\frac{T_3}{300}\right)} \right) \times \left(\frac{D_r^2}{\lambda_r H_r} \right) \left(\frac{D_{0,TF}}{D_{0,277.5}} \right) \quad (2)$$

در رابطه ۲، f_{pz} کسر سوخت تبخیر شده در ناحیه اولیه، V_C حجم محفظه احتراق جلوی سوراخ‌های رقیق‌سازی، A پارامتر ساختار محفظه احتراق، \dot{m}_a نرخ کلی جریان جرمی ورودی به محفظه احتراق، P_3 فشار ورودی، T_3 دمای ورودی، D_r قطر میانگین قطره سوخت جی. پی. ۴، λ_r ثابت تبخیر موثر جی. پی. ۴، H_r ارزش حرارتی پایین جی. پی. ۴، و $D_{0,277.5}$ و $D_{0,TF}$ تغییرات قطر قطره نسبت به دمای اولیه ۲۷۷/۵ کلین جی. پی. ۴ است [۴]. برای مثال مقادیر اندازه‌گیری شده حاصل از تست تجربی و مقادیر حاصل از پیش‌بینی محدوده ال. بی. او. ۱۱ توسط رابطه ۲ برای موتور جی. ۸۵ در شکل ۷ نمایش داده شده است. لفره برای بررسی ال. بی. او. جریان را به صورت سرد

نمایش داده شده است که در آن محور عمودی نسبت تعادل مخلوط کروسین / هوا و محور افقی نرخ جرم جریان آب به جریان کروسین را نشان می‌دهد که با تغییر دما و فشار ورودی، مساحت تحت پوشش این حلقه نیز تغییر می‌یابد. در این روش برای تأمین هوای مورد نیاز احتراق در فشار اتمسفر، از یک دمنده استفاده می‌شود. گفتنی است که میزان آب اضافه شده به سوخت ورودی در ناحیه احتراق است که دما و فشار را در حد مورد نظر نگه می‌دارد [۲].



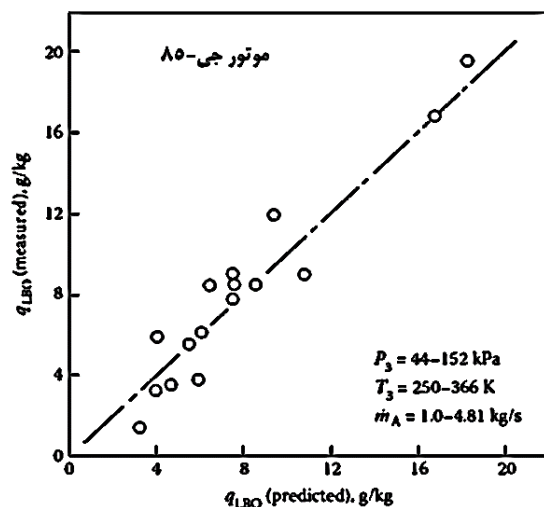
شکل ۵. تجهیزات اولیه مورد نیاز برای تست‌های پایداری با استفاده از روش پاشش آب [۲]



شکل ۶. حلقه پایداری با استفاده از تکنیک پاشش آب [۲]

مدل حاصل از تحقیقات لفره، روشی بر پایه راکتور جنبشی یا پی. اس. آر. است. در این مدل به منظور بررسی نسبت سوخت به هوا یک مدل جداگانه برای هر دو مخلوط

(بدون در نظر گرفتن فرایند احتراق) بررسی کرده و طبق رابطه ۲ محدوده ال بی. او. را وابسته به چهار مشخصه اصلی در نظر گرفته است. اولین مشخصه که با مؤلفه $A' f_{pz} / V_C$ در رابطه ۲ لحاظ شده است، دربرگیرنده ترمهای ساختار محفظه احتراق می‌باشد. دومین مشخصه $m_a / (P_3^n e^{T_3/300})$ تابعی از شرایط ورودی، و ترمهای $(D_r^2 / \lambda_r H_r) (D_{0,TF} / D_{0,277.5})$ تابعی از ویژگی‌های سوخت و کیفیت اتمیزاسیون هستند. رابطه ۲ هرچند در بعضی موارد خطای بالایی در پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق دارد، اما به دلیل سادگی و کم‌هزینه بودن، بیشترین کاربرد را در صنعت برای پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق موتورهای هوای قدیمی مثل جی. ۸۵ جی. ۷۹ و جز این‌ها دارد؛ اما با توجه به دو دلیل زیر نمی‌توان با اطمینان از این رابطه برای پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق در محفظه احتراق موتورهای هوایی جدید استفاده کرد:



شکل ۷. مقایسه مقادیر اندازه‌گیری شده و پیش‌بینی شده محدوده خاموشی رقیق برای موتور جی. ۸۵ [۲]

(۱) در این مدل، در فرایند اختلاط فرض می‌شود که تمامی هوای ورودی در فرایند احتراق حضور دارد.
 (۲) در این روش فرض می‌شود که در خاموشی رقیق، ترم V_C کل حجم محفظه احتراق جلوی سوراخ‌های رقیق‌سازی است که با توجه به تست‌های تجربی جدیدی که توسط

هیوبین و همکاران [۱، ۴-۸] انجام شده است، مشخص شد که این دو فرض برای موتورهای جدید خطای فاحشی (۳۵ تا ۵۰ درصد) را در پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق به وجود خواهند آورد. از این رو هیوبین و همکاران با جایگزینی این ترم‌ها و همچنین ترکیب مدل نیمه‌تجربی با شبیه‌سازی عددی نتایج مناسب‌تری نسبت به مدل لفره ایجاد کردند که در بخش‌های بعد این موضوع بررسی خواهد شد [۷].

۴-۲. مدل ملر و همکاران

برخلاف مدل لفره که تنها براساس یک رابطه محدوده خاموشی رقیق را مشخص کرده است، روابط حاصل از تحقیقات ملر و همکاران یک دسته روابط نیمه‌تجربی گسترده و پراکنده می‌باشد [۱۵-۱۸]. در واقع استفاده از این روابط برای محققان دشوارتر است. قابل ذکر است که بسیاری از روابط ارائه‌شده توسط ملر، برای یک حالت خاص در نظر گرفته شده است. ملر با توجه به دیدگاه مشخصه‌های زمانی که در بخش ۳-۲ توضیح داده شد، محدوده خاموشی رقیق را تابع سه پارامتر زیر در نظر گرفته است:

۱. τ_{sl} زمان ماند یا اختلاط لایه برشی
 ۲. τ_{hc} زمان تأخیر اشتعال بخار سوخت
 ۳. τ_{eb} زمان تبخیر قطره
- در این دیدگاه خاموشی شعله زمانی رخ می‌دهد که رابطه ۳ برقرار شود [۳]:

$$\tau_{sl} < \tau_{hc} < \tau_{eb} \quad (3)$$

ملر از نتایج خروجی مربوط به محفظه‌های احتراق مختلف و اطلاعات تست‌های تجربی شرکت‌های مختلف استفاده کرد تا یک مدل نهایی برای پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق ارائه دهد. برای مثال در شکل ۸ اطلاعات مربوط به تست‌های تجربی شرکت جی. ای. ارائه شده است که در واقع خط برازش رسم شده حاصل از رابطه ۴ است:

$$\tau_{sl} = 1.33(\tau_{hc} + 0.011\tau_{eb}) + 0.25 \quad (4)$$

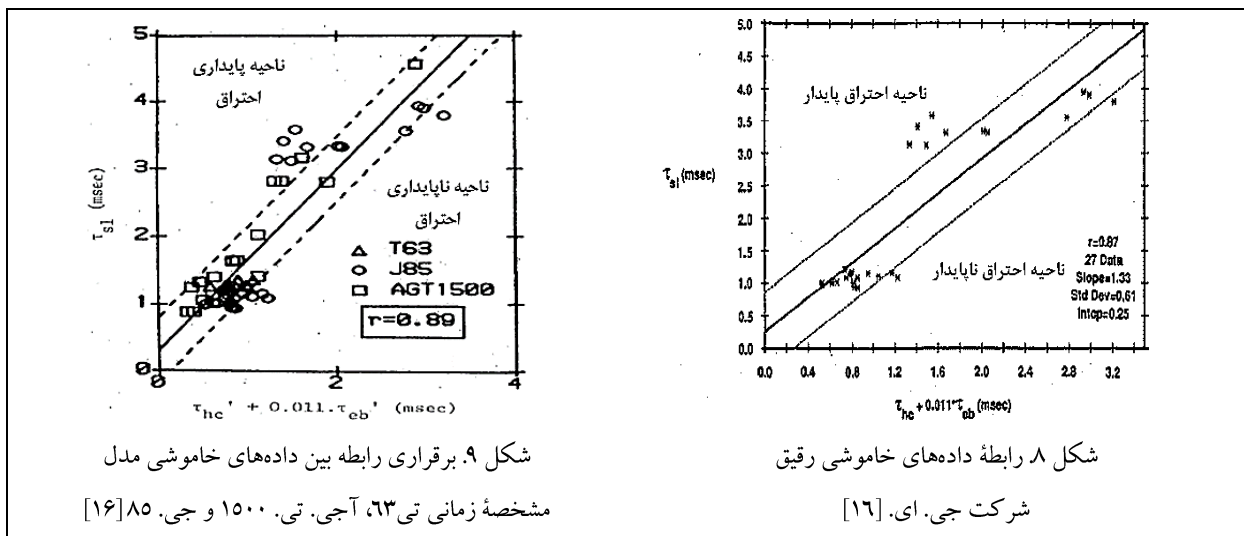
اما محدودیت این رابطه در این است که داده‌های خاموشی حاصل شده در شرکت جنرال الکتریک تنها در چهار شرایط توانی عملکرد موتور بررسی شده‌اند و از اینرو نمی‌توان رابطه ۴ را برای حالت‌های کلی و به صورت رابطه نهایی در نظر گرفت. پارامترهای خروجی از بعضی محفظه‌های احتراق را نمی‌توان به تنهایی مد نظر قرار داد. برای مثال محفظه احتراق موتور جی. ۸۵ طوری طراحی شده است که در ناحیه اولیه به شکل غنی از سوخت بسوزد. با توجه به این مسئله مدل‌های حاصل شده از این محفظه احتراق به تنهایی نمی‌تواند برای پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق در سایر محفظه‌ها به کار رود، چون بسیاری از محفظه‌های احتراق در ناحیه اولیه به شکل رقیق می‌سوزند. از اینرو ملر نتایج تست‌های تجربی خود را روی سه محفظه احتراق با ساختارها و رفتارهای متفاوت مورد بررسی قرار داد تا نتایج بهتری حاصل شود. این نتایج در شکل ۹ نمایش داده شده است. در واقع در شکل ۹ برای سه محفظه احتراق تی. ۶۳. آ. جی. تی. ۱۵۰۰ و جی. ۸۵ بین سه پارامتر اصلی مشخصه زمانی؛ یعنی زمان اختلاط در لایه برشی، زمان

تأخیر اشتعال بخار سوخت و زمان تبخیر قطره و همچنین با توجه به نتایج تست‌های تجربی یک خط برازش طبق رابطه ۵ ایجاد شده است:

$$\tau_{sl} = 1.34(\tau_{hc} + 0.011\tau_{eb}) + 0.31 \quad (5)$$

همان‌طور که در شکل ۹ مشاهده می‌شود، بالای خط سیاه ناحیه پایدار می‌باشد که اگر سرعت مرجع افزایش یابد (کاهش زمان اختلاط در لایه برشی) یا دمای هوای ورودی و بنابراین دمای شعله کاهش یابد (کاهش زمان تأخیر اشتعال بخار سوخت) یا اتمیزاسیون کاهش یابد (افزایش زمان تبخیر قطره)، زمان اشتعال سوخت تبخیر شده و تبخیر قطره زیاد می‌شود و شعله خاموش خواهد شد. در واقع اگر سمت راست رابطه ۵ بزرگ‌تر از سمت چپ باشد، خاموشی شعله رخ می‌دهد. ذکر این نکته ضروری است که خط برازش حاصل از رابطه ۵ برای همه محفظه‌های احتراق عمومیت ندارد. از اینرو ملر با ترکیب نتایج تست‌های تجربی خود و شرکت‌های جی. آی. و اچ. جی. اف. رابطه نهایی ۶ را ارائه کرد:

$$\tau_{sl} = 1.36(\tau_{hc} + 0.011\tau_{eb}) + 0.36 \quad (6)$$



شکل ۹. برقراری رابطه بین داده‌های خاموشی مدل مشخصه زمانی تی ۶۳، آ. جی. تی. ۱۵۰۰ و جی. ۸۵ [۱۶]

شکل ۸. رابطه داده‌های خاموشی رقیق شرکت جی. آی. [۱۶]

۳-۴. مدل هیوبین و همکاران

از جمله مهم‌ترین روش‌های ارائه شده برای پیش‌بینی ال. بی. او. در طی سال‌های اخیر، روش ترکیبی اف. آی. آی. ۱۲.

رابطه ۶ قابل استفاده در سیکل‌های بازیاب و استاندارد، محفظه‌های احتراق استوانه‌ای، حلقوی و برای سوخت‌های بنزینی، دیزل دریایی و جز این‌هاست [۱۵-۱۷].

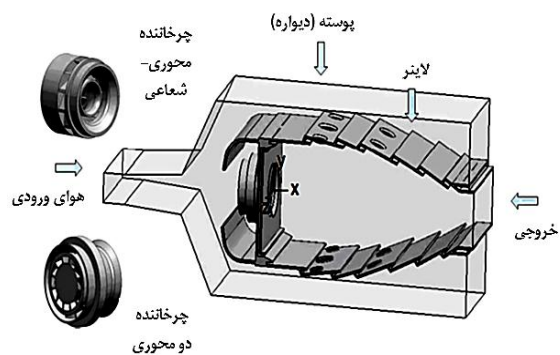
$$q_{LBO} = K \left(\frac{\alpha}{\sqrt{\beta}} + (1-\alpha)\sqrt{\beta} \right)^2 \left(\frac{1}{V_C} \right) \left(\frac{\dot{m}_a}{P_3^{1.3} \exp(T_3/300)} \right) \left(\frac{D_0^2}{\lambda_{eff} LHV} \right) \quad (8)$$

در رابطه اخیر α جریان هوای ورودی از قسمت دام^{۱۶} محفظه احتراق، \dot{m}_a دبی جرمی جریان ورودی به محفظه احتراق، V_C حجم محفظه احتراق جلوی سوراخ‌های رقیق‌سازی، P_3 فشار ورودی، T_3 دمای ورودی به محفظه احتراق، λ_{eff} ثابت تبخیر موثر جی. پی. پی. ۴، LHV ارزش حرارتی پایین جی. پی. پی. ۴، D_0 تغییرات قطر قطره نسبت به دمای اولیه^{۱۷} ۲۷۷/۵ کلوین جی. پی. پی. ۴ و K ثابتی است که توسط هندسه و مشخصات مخلوط تعیین می‌شود. خطای حاصل از مدل اف. وی. نسبت به نتایج تجربی $\pm 10\%$ درصد است که همین نتایج با مدل لفره $\pm 35\%$ درصد خطا را نشان می‌دهد. ایراد مهم این مدل در این است که حجم شعله در آن فقط از طریق تست تجربی تعیین شده و در واقع مستقل از روش آزمایش نیست. از اینرو از این مدل تنها برای آنالیز ال. بی. او. می‌توان استفاده کرد و نمی‌توان آن را در پیش‌بینی ال. بی. او. مورد استفاده قرار داد. در ادامه روند پیش‌بینی ال. بی. او. با استفاده از تست‌های تجربی مشخصه‌ای به نام پارامتر بارگذاری $(V_f m_r)$ طبق رابطه^۹ مطرح شد که در آن دو پارامتر اصلاح شده نسبت به مدل لفره، یعنی جریان هوای برگشتی و حجم شعله در نظر گرفته شده بود. در این روش نیز حجم شعله همانند روش اف. وی. وابسته به تست تجربی می‌باشد:

$$q_{LBO} = 0.00129 + 4519688(V_f m_r) \quad (9)$$

علاوه بر این حجم شعله حاصل شده به شدت تابع تأثیر نرخ جریان جرمی سوخت است. این معادله نیز به این دلیل که نرخ جریان سوخت در هنگام خاموشی رقیق می‌بایست از قبل مشخص شده باشد، برای پیش‌بینی مستقیم محدوده خاموشی قابل استفاده نبوده و تنها برای آنالیز ال. بی. او. از آن استفاده می‌شود. از اینرو در نهایت برای پیش‌بینی ال. بی. او. مدل ترکیبی اف‌آی‌ای توسط هیوبین ارائه شد [۶] که ترکیبی از مدل‌های اف. وی.، لفره و تحلیل عددی است. در این روش دو پارامتر حجم شعله و جریان هوای

است که توسط هیوبین و همکاران [۱، ۴-۸] ارائه شده است. در ابتدا هیوبین روی چندین محفظه احتراق با ساختارهای متفاوت و با استفاده از سوخت آر. پی. ۳ کروسین^{۱۳} چینی (معادل جی. پی. پی. ۸^{۱۴}) تست‌های تجربی متعددی انجام داد. ساختار کلی محفظه‌های احتراق همانند شکل ۱۰ می‌باشد که سه جزء متغیر در آنها وجود دارد: چرخاننده هوای اولیه، چرخاننده هوای ثانویه و سوراخ‌های هوای ورودی به ناحیه اولیه محفظه احتراق.



شکل ۱۰. ساختار کلی محفظه‌های احتراق

استفاده شده در تست‌های تجربی هیوبین [۶]

از نتایج حاصل از تست‌های تجربی مشخص شد که مساحت و حجم شعله روی ال. بی. او. بسیار مؤثر است. از اینرو در مقالات اولیه هیوبین [۸] بحث ارتباط ال. بی. او. با مساحت شعله مطرح شد، که در نهایت نسبت سوخت به هوا در آن طبق رابطه^۷ تعیین شد:

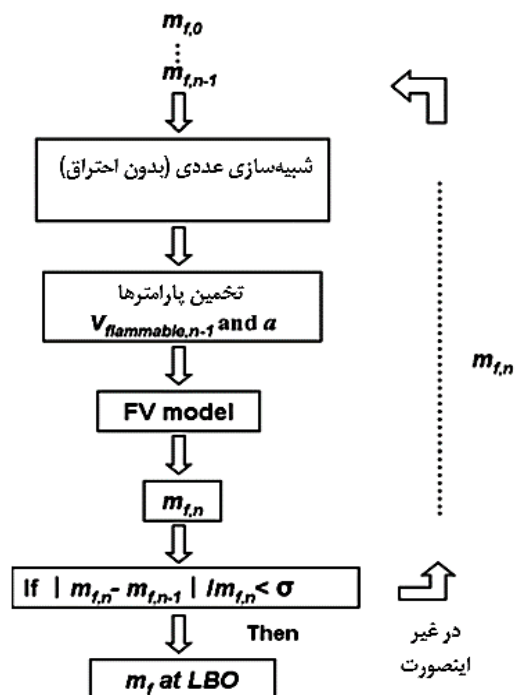
$$\phi_{LBO} = 0.4191A_f + 0.0976 \quad (7)$$

که در رابطه^۷ ϕ_{LBO} نسبت دبی جرمی سوخت/هوا، و A_f مساحت شعله در شرایط خاموشی رقیق است. به دلیل مرتبط بودن مساحت شعله با سایر پارامترهای جریان و همچنین شرایط هندسی ذکر شده در مدل لفره، مسلماً این رابطه دقیق نخواهد بود. هیوبین در تحقیقات بعدی [۷] پارامتر حجم شعله را جایگزین پارامتر مساحت شعله کرد و مدل اف. وی.^{۱۵} را توسعه داد که این در واقع توسعه یافته مدل لفره بوده و ارتباط دهنده حجم شعله با محدوده ال. بی. او. می‌باشد:

برگشتی (ناشی از حضور چرخاننده برای هوای ورودی) از شبیه‌سازی‌های عددی حاصل می‌شود که همین موضوع باعث مستقل شدن روش از تست‌های تجربی پرهزینه می‌شود. همین موضوع سبب شده است که روش اف. آی. از لحاظ دقت و هزینه نسبت به دو روش اف. وی و لفبره نتایج مناسب‌تری داشته باشد. برای استفاده از روش اف. آی. معادله ۹ مجدداً به شکل ۱۰ نوشته شد:

$$q_{LBO} = 0.00129 + 4519688(V_{f,n-1} m_{r,n-1}) \quad (10)$$

روند پیش‌بینی محدوده ال. بی. او. با روش اف. آی. در شکل ۱۱ نمایش داده شده است.



شکل ۱۱. نمایش شماتیک از روش اف. آی. برای پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق [۵]

۳) یک نرخ جریان جرمی جدید $m_{f,1}$ براساس معادله ۱۰ حاصل می‌شود. اگر $|m_{f,n} - m_{f,n-1} / m_{f,n}| < 0.0005$ باشد، $m_{f,n}$ نرخ جریان جرمی سوخت در ال. بی. او. خواهد بود. در غیر این صورت، نرخ جریان جرمی سوخت به عنوان $m_{f,1}$ دوباره تنظیم شده و مرحله ۲ تکرار خواهد شد. به صورت تئوری $m_{f,0}$ می‌تواند یک عدد تصادفی انتخاب شود، ولی مقدار اولیه 0.001 کیلوگرم بر ثانیه برای بهبود روند همگرایی توصیه شده است. خطای این روش با وجود ساده بودن مدل ارائه شده کمتر از $17/5$ درصد است که نسبت به مدل لفبره (خطای تا حد 50 درصد) نتایج مناسب‌تری را ارائه می‌دهد [۵-۶].

۴-۴. مدل ریزک و مونگیا^{۱۷}

این مدل در واقع ترکیب مدل لفبره با یک کد سه‌بعدی کامپیوتری است که در دامنه حل یک محفظه احتراق اعمال شده و این دامنه را به نقاط دیفرانسیل محدود متعددی در راستای محوری شعاعی و عرضی تقسیم‌بندی کرده و در نهایت تحلیل سه‌بعدی جریان در این محفظه احتراق انجام شده است. در ابتدا برای مشخص کردن ثابت‌های مدل نیاز است که کد برای دو حالت توانی اجرا شود (حالت 47 درصد و توان کامل). سپس می‌توان از نتایج حاصل شده برای پیش‌بینی ال. بی. او. در سایر شرایط توانی استفاده نمود. ایراد این مدل در این است که برای تعیین ثابت‌ها نیاز به تست تجربی وجود دارد. به همین دلیل این نوع پیش‌بینی ال. بی. او. یک رابطه واقعی است [۲۱].

۴-۵. مدل منون و همکاران^{۱۸}

منون و همکاران [۲۴] فرض کردند که خاموشی موضعی نقش مهمی در خاموشی رقیق دارد. بنابراین یک مدل ترکیبی (ال. آی. اس. + ال. آی. ام.)^{۱۹} توسط منون مورد استفاده قرار گرفت تا اثر مقیاس گردابه‌های مختلف بر خاموشی موضعی مورد بررسی قرار گیرد [۲۵]. نتایج حاکی

(۱) ابتدا نرخ جرمی سوخت اولیه $m_{f,0}$ تنظیم شده و سپس سرعت و میدان جریان برگشتی در حالت جریان سرد برای محفظه احتراق بررسی خواهد شد.
(۲) براساس نتایج محاسبات در مرحله ۱، $V_{f,0}$ و $m_{r,0}$ می‌تواند به ترتیب از محدوده اشتعال‌پذیر و انتگرال جریان جرمی حاصل شود.

عددی، احتراق معمولاً براساس شرایط پایدار قابل بررسی بوده و در حالت گذار نتایج چندان مناسبی را ارائه نمی‌دهد و خطای زیادی نسبت به نتایج تست خواهد داشت. از سوی دیگر اگر تحلیل خاموشی رقیق فقط براساس تست‌های تجربی صورت گیرد هزینه‌های زیادی را در پی خواهد داشت. همچنین این روابط تجربی به دلیل وجود ثابت‌هایی که از تست حاصل می‌شود، عمومیت ندارند. از اینرو می‌توان با ترکیب مدل‌های نیمه‌تجربی و روابط حاصل از شبیه‌سازی عددی، به روش‌های مناسبی برای پیش‌بینی ال. بی. او. دست یافت که یکی از مهم‌ترین این روش‌ها یعنی اف. آی. ای، در این تحقیق مورد بررسی قرار گرفت. کاهش خطای پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق در این روش بسیار محسوس بوده به طوری که خطای پیش‌بینی توسط روابط نیمه‌تجربی که در حدود ۳۵ تا ۵۰ درصد بود را به ۱۰ تا ۱۷/۵ درصد کاهش داده است.

از این است که نه تنها تمامی گردابه‌ها، بلکه تنها یک مقیاس خاص از آنها در فرایند خاموشی موضعی مؤثر هستند. ایراد این روش در این است که شبیه‌سازی عددی توانایی بررسی اعوجاج شعله و تغییرات توزیع سرعت شعله را دارد، اما گردابه‌هایی که بیشترین تأثیر را بر خاموشی موضعی دارند با این روش قابل بررسی نیستند. از اینرو این روش باید بهبود یابد.

۵. نتیجه‌گیری

در این مقاله روش‌های پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق در موتورهای هوایی بررسی شد. طبق بررسی‌های صورت گرفته مشخص شد که برای پیش‌بینی محدوده خاموشی رقیق نمی‌توان به تنهایی از شبیه‌سازی عددی (به دلیل هزینه محاسباتی بالا و پیچیدگی تحلیل در روش‌هایی مانند ال. آی. اس.) استفاده کرد؛ ثانیاً در تحلیل‌های

۶. ماخذ

- [1] Hu, B., Huang, Y., Wang, F., Xie, Fa. "NUMERICAL SIMULATION OF COLD FLOW FIELD OF AERO-ENGINE COMBUSTORS FOR LEAN BLOW OFF ANALYSIS". *Proc ASME turbo expo*. Vancouver, British Columbia, Canada, 2011.
- [2] LEFEBVRE. A. H. *GAS TURBINE COMBUSTION*. Printed by CRC Press Taylor & Francis Group, 2010.
- [3] Rankin, D. D. *Lean combustion Technology & control*, Elsevier, 2008.
- [4] Hu, B., Huang, Y., Xu Jianzhong. "A Hybrid Semi-empirical Model for Lean Blow-Out Limit Predictions of Aero-Engine combustors." *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 137, 2015.
- [5] Hu, B., Huang, Y., Wang, F., Xie, Fa. "CFD Predictions of LBO Limits for Aero-Engine Combustors Using Fuel Iterative Approximation," *Chin. J. Aeronaut.*, 26(1), 2012, pp. 74–84.
- [6] Hu, B., Huang, Y., Wang, F. "FIA Method for LBO Limit Predictions of Aero-Engine Combustors Based on FV Model," *Aerosp. Sci. Technol.*, 28(1), 2013, pp. 435–446.
- [7] Hu B, Xie F, Huang Y, Wang F. "Investigation of the Relation between Flame Volume and LBO Limits for a Swirl-Stabilized Combustor." *IEEE*, 2011.
- [8] Xie F, Huang Y, Wang F, Hu B. "Visualization of the lean blowout process in a combustor with swirl cup." *Proc ASME turbo expo*, 2010.
- [9] J.P. Longwell, M.A. Weiss, High temperature reaction rates in hydrocarbon combustion, *Ind. Eng. Chem.* 47 (8), 1955.



- [10] J.P. Longwell, E.E. Frost, M.A. Weiss, Flame stability in bluff body recirculation zones, *Ind. Eng. Chem.* 45 (1953) 1629–1633.
- [11] D.R. Ballal, A.H. Lefebvre, Weak extinction limits of turbulent flowing mixtures, *ASME J. Eng. Power* 101 (3) (1979).
- [12] D.R. Ballal, A.H. Lefebvre, Weak extinction limits of turbulent heterogeneous fuel/air mixtures, *J. Eng. Power* 102 (1980).
- [13] A.H. Lefebvre, Fuel effects on gas turbine combustion-ignition stability and combustion efficiency, *J. Eng. Gas Turbines Power* 107 (1985).
- [14] Zukowski EE, Marbel FE. The role of wake transition in the process of flame stabilization on bluff bodies. *AGARD Combust Res Rev* 1955; 167–80.
- [15] W.S. Derr, A.M. Mellor, Characteristic time for lean blow off in turbine combustor, *J. Propuls. Power* 3 (4) (1987).
- [16] T.A. Jarymowycz, A.M. Mellor, Correlation of lean blow off in an annular combustor, *J. Propuls. Power* 2 (2) (1986).
- [17] P.A. Leonard, A.M. Mellor, Correlation of lean blow off of gas turbine combustors using alternative fuels, *J. Energy* 7 (6) (1983).
- [18] A.M. Mellor, *Design of Modern Turbine Combustors*, Academic Press, 1990.
- [19] S. Hoffmann, P. Habisreuther, B. Lenze. Development and assessment of correlations for predicting stability limits of swirling flames. *Chemical Engineering and Processing* 33, (1994) 393-400.
- [20] S. Hoffmann, H. Eickhoff, B. Lenze. Results of Experiments and Models for Predicting Stability Limits of Turbulent Swirling Flames. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol 120.
- [21] Mongia, H. C., Reynolds P. S., Srinivasan, 1986, “Multidimensional Gas Turbine Combustion Modeling: Application and Limitations”, AIAA paper, NO. 6 Vol. 24, pp-890-904.
- [22] S. Menon, G. Eggenpieler, N. Patel, 2004, “Structure of Locally Quenched Swirl Stabilized Turbulent Premixed Flame”, AIAA Paper, NO. 2004-979.
- [23] S. Menon, C. Stone, N. Patel, 2004, “Multi-Scale Modeling for LES of Engineering Designs of Large-Scale Combustors”, AIAA Paper, NO. 2004-0157.
- [24] Black DL, Simth CE. Transient lean blowout modeling of an aero low emission fuel injector. 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE joint propulsion conference 2003-4520; 2003.

پی نوشت

1. RICH BLOW OUT
 2. LEAN BLOW OUT
 3. NOX
 4. LEFEBVRE
 5. SWIRL STABILIZED
 6. STIRRED REACTOR

7. BLUFF BODY
 8. PERFECT STIRRED REACTOR (PSR)
 9. CHARACTERISTIC TIME
 10. PECKET NUMBER
 11. LBO (LEAN BLOW OUT)
 12. FIA (FUEL ITERATIVE APPROXIMATION)



-
13. RP3-KEROSIE
 14. JP-8
 15. FV
 16. DOME
 17. RIZK & MONGIA
 18. MENON ET AL
 19. LES+LEM

