

تعیین محدوده پایدار فرکانس پایین محفظه احتراق موتور سوخت مایع در شرایط عملکردی تغییر تراست

علی رضا رمضانی^۱

ستاد توسعه فناوری هوافضا

Ramezani_a@alum.sharif.edu

چکیده

اطلاع از شرایط پایداری موتور در شرایط کاری که موتور در حال تغییر تراست است برای طراحان از اهمیت خاصی برخوردار است. در پژوهش حاضر، با استفاده از معادله مشخصه نوسانی حاکم بر سیستم، مرز پایداری فرکانس پایین محفظه احتراق در موتورهای سوخت مایع سرمازا بر اساس تغییرات فشار و نسبت اختلاط بدست آمده است. معادله مشخصه مذکور از ترکیب معادلات نوسانی حاکم بر محفظه احتراق و انژکتور به عنوان نماینده سیستم تغذیه استخراج شده است. کد تهیه شده با محاسبه خصوصیات مختلف سوخت و اکسید به کار رفته، پارامترهای عملکردی انژکتورها و خصوصیات احتراقی محفظه، مرز پایداری را در محدوده وسیعی از تغییرات نسبت اختلاط و فشار محفظه و بر اساس دمای ورودی هیدروژن و تعداد انژکتورها بدست می‌آورد. نتایج بدست آمده نشان می‌دهد که در محفظه مورد مطالعه، ناحیه تغییرات فشار و نسبت اختلاط به دو محدوده پایدار و ناپایدار تقسیم می‌شود. شرایط ناپایداری فرکانس پایین را می‌توان با افزایش فشار و یا افزایش نسبت اختلاط رفع کرد. تعداد انژکتورها اثر قابل ملاحظه‌ای بر پایداری دارد. افزایش آنها در شرایط عملکردی ثابت، باعث کاهش ناحیه پایداری محفظه می‌شود. افزایش دمای هیدروژن، ناحیه پایداری را کاهش می‌دهد. بررسی فرکانس‌های مرز پایداری نشان می‌دهد فقط در برخی محدوده‌های فرکانسی خاص امکان ایجاد ناپایداری وجود دارد. این محدوده‌ها با افزایش نسبت اختلاط، روند کاهشی مطلق یا نسبی همراه با پرش فرکانسی دارند.

واژه‌های کلیدی: موتور سوخت مایع - محدوده پایداری فرکانس پایین - رژیم تغییر تراست - شرایط عملکردی

۱- مقدمه

یکی از مهمترین مشکلاتی که امکان وقوع آن در هنگام شروع به کار و یا خاموشی موتورهای سوخت مایع وجود دارد، ناپایداری احتراق فرکانس پایین است. این مساله هنگام تغییر تراست در موتورهایی که قابلیت تغییر تراست و شرایط کارکردی را دارند نیز ممکن است رخ دهد [۱]. مشکل مذکور در تاریخچه طراحی و توسعه موتورهای موشکی و پرتابگرهای فضایی سوخت مایع گزارش شده است. دلیل وقوع چنین پدیده‌ای، آزادسازی نوسانی انرژی در محفظه احتراق و همگیری آن با دینامیک جریان در سیستم تغذیه و محفظه، تشخیص داده شده است. نوسانات فرکانس پایین نه تنها باعث ارتعاش و عملکرد نامطلوب موتور می‌شود بلکه احتمال تبدیل به نوسانات فرکانس بالا را دارد و می‌تواند احتمال وقوع انفجار را افزایش دهد. لذا پیش‌بینی آن در طی فرآیند طراحی و توسعه موتورهای موشکی بسیار حائز اهمیت می‌باشد. هزینه‌های ناشی از کارکرد نامطلوب موتور، محققان را بر آن داشته تا ابزارها و فرآیندهایی را برای پیش‌بینی ناپایداری قبل از مراحل تست موتور ابداع کنند. تلاشها در این زمینه منجر به ایجاد مدلها و ابزارهای تحلیل ناپایداری احتراق شده است [۲]. جنبه‌های مختلف ناپایداری فرکانس پایین به خصوص روشهای تحلیلی و مدلسازی آن در طی دهه‌های گذشته مورد توجه جدی محققان قرار داشته است. یکی از معروفترین روشهای تحلیلی موجود بر مبنای زمان تاخیر احتراق قرار دارد. ایده زمان

تاخیر احتراق برای اولین بار توسط ون-کارمن و تیم همراه وی برای توصیف نوسانات فشاری محفظه ارائه شد [۳]. گاندر و فرینت اثر سیستم تغذیه و سامرفیلد اثر دینامیک محفظه احتراق را به مدل اضافه کردند [۳]. کروکو و چنگ مدل ارائه شده را توسعه داده و زمان تاخیر را تابعی از نوسانات فشار محفظه فرض کردند [۴]. تلاشهای آنها منجر به ارائه مدلی برای احتراق به نام مدل تاخیر زمانی احتراق شد که علاوه بر مدلسازی ناپایداری فرکانس پایین، در مدلسازی ناپایداری احتراق فرکانس بالا نیز به صورت گسترده‌ای استفاده شد. در دهه ۷۰ و ۸۰، محققان دیگری از جمله زاچ و ونزل [۵]، هیدمن و همکاران [۶]، وود و درج [۷] و کان و همکاران [۸] فعالیتهای مختلفی برای مدلسازی ناپایداری احتراق فرکانس پایین انجام داده‌اند. از میان مدل‌های موجود، مدل زاچ و ونزل به صورت گسترده‌ای در مدلسازی ناپایداری فرکانس پایین بکار رفته و جوابهای قابل قبولی ارائه داده است [۹-۱۰]. در تحقیقاتی که در آزمایشگاه ملی هوافضای ژاپن برای مطالعه تجربی ناپایداری احتراق موتور هیدروژن-اکسیژن انجام شده، مدل مذکور برای تحلیل وقوع ناپایداری احتراق فرکانس پایین بکار رفته و گزارش شده که تحلیل ناپایداری با استفاده از مدل تاخیر زمانی موفقیت‌آمیز بوده است [۱۱].

در این پژوهش با استفاده از معادلات حاکم بر دبی انژکتورها به عنوان نماینده سیستم تغذیه و معادلات نوسانات محفظه احتراق، ناپایداری فرکانس پایین مدلسازی شده و بر اساس آن، نرم‌افزاری ایجاد شده که مرز پایداری موتور را بر اساس پارامترهای عملکردی مانند فشار محفظه و نسبت اختلاط سوخت و اکسیدکننده و دیگر عوامل تعیین کننده مانند خصوصیات سوخت و اکسیدکننده و تعداد انژکتورها تعیین می‌کند. در این دیدگاه از اثر نوسانات سیستم تغذیه صرف‌نظر شده است. علت این امر که دور از واقعیت نمی‌باشد استفاده از دمپ‌کننده‌های نوسان در مسیر سیستم تغذیه می‌باشد که نوسانات دبی در انژکتورها را از نوسانات بالادست مجزا می‌کند [۲]. چنین فرضی در بسیاری از تحلیل‌های کاربردی مانند موتور J-2 و موتور M-1 استفاده شده و نتایج بسیار خوبی داشته است [۱۲-۱۳].

۲- مدلسازی

در موتور سوخت مایع، سوخت و اکسیدکننده توسط سیستم تغذیه به انژکتورها منتقل شده و از طریق آنها به درون محفظه پاشیده و اتمیزه می‌شود و بعد از طی فرآیندهای تبخیر، اختلاط و اشتعال، محترق شده و با خروج گازهای گرم خروجی از نازل، نیروی پیشران مورد نیاز ایجاد می‌گردد. تمامی فرآیندهای مذکور با یک تأخیر زمانی نسبت به فرآیند ماقبل همراه است. بر اساس تعریف، زمان مورد نیاز مابین پاشش سوخت و اکسیدکننده تا احتراق آنها که حاصل جمع تمامی این تاخیرها می‌باشد زمان تاخیر کل نامیده می‌شود [۳]. این زمان تاخیر در عمل برای سوخت و اکسید متفاوت می‌باشد. عموماً در موتورهای سوخت مایع، تبخیر کنترل کننده فرآیند احتراق می‌باشد. بدین معنی که زمان تاخیر تبخیر نسبت به زمان تاخیر بقیه فرآیندها به صورت قابل ملاحظه‌ای بیشتر بوده و در نتیجه اثرگذارتر است [۱۴]. با در نظر گرفتن این واقعیت، مدلی استفاده شده که دربرگیرنده دو تاخیر زمانی مجزا برای تبخیر سوخت و اکسید می‌باشد که دقت و روند صحیح‌تری را نسبت به مدل با یک زمان تاخیر نشان می‌دهد. علاوه بر این تاخیرهای زمانی، از یک تاخیر زمانی مجزا برای اختلاط نیز استفاده شده است که برای سوخت و اکسیدکننده برابر می‌باشد. مدلسازی حاضر بر اساس فرض گاز کامل در محفظه و خطی بودن نوسانات انجام می‌شود. خطی فرض کردن نوسانات این امکان را فراهم می‌کند که هر ترم نوسانی به صورت نوسانات هارمونیک یا کمیت مختلط در نظر گرفته شود که قسمت حقیقی آن، دامنه نوسان و قسمت موهومی آن، فاز نوسان را مشخص می‌کند. برای مدلسازی ابتدا نوسانات سیال در انژکتورها و سپس نوسانات در محفظه در نظر گرفته شده و با ترکیب آنها و استفاده از تعریف زمان تاخیر و دیگر تعاریف مورد نیاز، معادله‌ای بدست می‌آید که حاکم بر نوسانات فشار در محفظه است. مجموعه عملیات برای بدست آوردن این معادله در ذیل ارائه شده است.

افت فشار در انژکتورها بر حسب زمان t بصورت ذیل تعریف می‌شود. در این روابط، P_c معرف فشار محفظه و P_T نشان‌دهنده فشار بالادست انژکتورها می‌باشد. زیرنویسهای f و o به ترتیب برای سوخت و اکسیدکننده به کار می‌رود.

$$P_{T,o}(t) - P_C(t) = \Delta P_{I,o}(t) \quad (1)$$

$$P_{T,f}(t) - P_C(t) = \Delta P_{I,f}(t)$$

رابطه دبی تزریق شده به محفظه توسط انژکتورها، \dot{m}_i و افت فشار در انژکتورهای اکسیدکننده و سوخت از روابط ذیل محاسبه می‌گردد. a و b به عنوان اندیسهای فشاری با استفاده از معادله برنولی برای مایع 0.5 و برای گاز 1 منظور می‌شود. بنابراین چنانچه اکسیدکننده مایع و سوخت گازی باشد، $a = 0.5$ و $b = 1$ در نظر گرفته می‌شود.

$$\dot{m}_{I,o}(t) = K_o [\Delta P_{I,o}(t)]^a \quad (2)$$

$$\dot{m}_{I,f}(t) = K_f [\Delta P_{I,f}(t)]^b$$

با استفاده از تعریف زمان تاخیر تبخیر برای اکسیدکننده و سوخت، روابط ذیل میان نرخ دبی سیال تبخیر شده \dot{m}_v سیال تزریق شده به محفظه برقرار می‌باشد. \ddagger_v زمان تاخیر تبخیر یا زمان مورد نیاز برای اینکه سیال تزریق شده به محفظه تبخیر گردد می‌باشد.

$$\dot{m}_{v,o}(t) = \dot{m}_{I,o}(t - \ddagger_{v,o}) \quad (3)$$

$$\dot{m}_{v,f}(t) = \dot{m}_{I,f}(t - \ddagger_{v,f})$$

همانطور که بیان شد، در این مدلسازی زمان تاخیر مربوط به اختلاط نیز به صورت مجزا از زمان تاخیر تبخیر منظور می‌شود. بنابراین دبی جرمی آماده احتراق به صورت زیر به دست می‌آید.

$$\dot{m}_{b,o}(t) = \dot{m}_{v,o}(t - \ddagger_m) \quad (4)$$

$$\dot{m}_{b,f}(t) = \dot{m}_{v,f}(t - \ddagger_m)$$

\ddagger_m بیانگر زمان تاخیر مربوط به اختلاط است. از طرفی با توجه به رابطه بقای جرم در محفظه خواهیم داشت:

$$\frac{d}{dt}[m_c(t)] = \dot{m}_{b,o}(t) + \dot{m}_{b,f}(t) - \dot{m}_N(t) \quad (5)$$

که در آن m_c جرم انباشته شده و \dot{m}_N دبی یا نرخ گاز خروجی از نازل می‌باشد. برای خطی‌سازی معادلات و بدست آوردن معادله نوسانی حاکم، تمام پارامترهای فشار و دبی تعریف شده به صورت مجموع یک ترم میانگین و یک ترم نوسانی در نظر گرفته می‌شوند. با توجه به تعریف سرعت مشخصه:

$$C^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}_N} \quad (6)$$

و همچنین تعریف زمان توقف گاز در محفظه g :

$$g = \frac{C^* V_c}{RT_c A_t} \quad (7)$$

و با استفاده از تبدیل لاپلاس، معادلات ذیل برای نوسانات فشار و دبی بدست می‌آید.

$$\begin{aligned} \dot{m}'_{I,o}(s) &= \frac{d\bar{m}_{I,o}}{d\Delta\bar{P}_{I,o}} (P'_{T,o}(s) - P'_C(s)) \\ \dot{m}'_{I,f}(s) &= \frac{d\bar{m}_{I,f}}{d\Delta\bar{P}_{I,f}} (P'_{T,f}(s) - P'_C(s)) \\ \dot{m}'_{v,o}(s) &= \dot{m}'_{I,o}(s) e^{-(\ddagger_{v,o} + \ddagger_m)s} \\ \dot{m}'_{v,f}(s) &= \dot{m}'_{I,f}(s) e^{-(\ddagger_{v,f} + \ddagger_m)s} \\ P'_C(s) &= \frac{1}{g s + 1} \left[\left(\frac{\partial P_C}{\partial \dot{m}_o} \right) \dot{m}'_{b,o}(s) + \left(\frac{\partial P_C}{\partial \dot{m}_f} \right) \dot{m}'_{b,f}(s) \right] \end{aligned} \quad (8)$$

با ترکیب کردن معادلات مذکور، رابطه ذیل برای نوسان فشار در محفظه بر حسب پارامترهای دیگر بدست می‌آید.

$$P'_C(s) = \frac{e^{-t_m s} \left[\left(\frac{\partial P_C}{\partial \dot{m}_o} \right) \left(\frac{d\dot{m}_o}{d\Delta P_{I,o}} \right) e^{-t_{v,o} s} p'_{T,o}(s) + \left(\frac{\partial P_C}{\partial \dot{m}_f} \right) \left(\frac{d\dot{m}_f}{d\Delta P_{I,f}} \right) e^{-t_{v,f} s} p'_{T,f}(s) \right]}{1 + \frac{e^{-t_m s}}{n_g s + 1} \left[\left(\frac{\partial P_C}{\partial \dot{m}_o} \right) \left(\frac{d\dot{m}_o}{d\Delta P_{I,o}} \right) e^{-t_{v,o} s} + \left(\frac{\partial P_C}{\partial \dot{m}_f} \right) \left(\frac{d\dot{m}_f}{d\Delta P_{I,f}} \right) e^{-t_{v,f} s} \right]} \quad (9)$$

برای تعیین پایداری سیستم، مخرج معادله (۹) برابر صفر منظور می‌شود. معادله مذکور، معادله مشخصه حاکم بر نوسانات سیستم نامیده می‌شود. با استفاده از معادلات (۱) و (۲) و همچنین رابطه میان سرعت مشخصه و فشار محفظه (رابطه (۶)) و بعد از یکسری عملیات محاسباتی و ساده‌سازی، رابطه ذیل به عنوان معادله مشخصه نهایی حاکم بدست می‌آید.

$$\frac{e^{-t_m s}}{n_g s + 1} \left[e^{-t_{v,o} s} \frac{a}{\frac{\Delta P_{I,o}}{\bar{P}_c}} \left(\frac{\overline{MR}}{MR + 1} + \overline{MR} \frac{\partial \overline{MR}}{\partial C^*} \right) + e^{-t_{v,f} s} \frac{b}{\frac{\Delta P_{I,f}}{\bar{P}_c}} \left(\frac{1}{MR + 1} - \overline{MR} \frac{\partial \overline{MR}}{\partial C^*} \right) \right] = -1 \quad (10)$$

در این رابطه، MR ، معرف نسبت اختلاط سوخت و اکسیدکننده است و به صورت زیر تعریف می‌شود و علامت بار () نشانگر شرایط عملکردی پایای موتور می‌باشد.

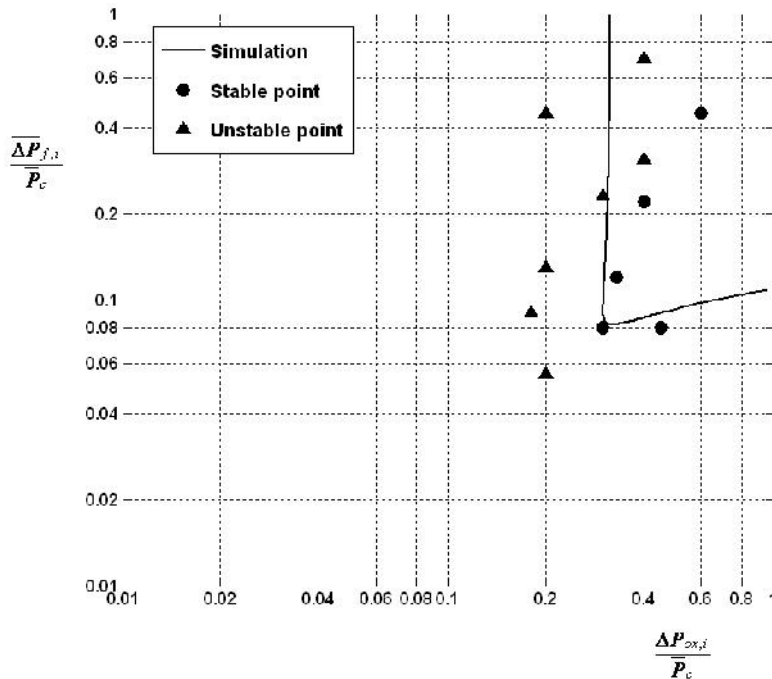
$$MR = \frac{\dot{m}_{b,o}}{\dot{m}_{b,f}} \quad (11)$$

برای بدست آوردن مرز پایداری، قسمت حقیقی پارامتر لاپلاس ($s = \sigma + i\tilde{\omega}$) که در حقیقت نشان‌دهنده رشد نوسانات می‌باشد برابر صفر منظور می‌گردد. تمام پارامترهای موجود در این رابطه با استفاده از روابط معتبر به شرایط عملکردی و ورودی محفظه مرتبط می‌شوند. پارامترهای احتراقی نیز با استفاده از نرم‌افزار CEA محاسبه می‌شوند. با تغییر فشار و نسبت اختلاط، شرط تحقق معادله (۱۰) بررسی می‌شود. چنانچه شرط مذکور محقق شود، فشار و نسبت اختلاط مذکور به عنوان شرط مرزی پایداری تعیین می‌گردد. در این تحلیل، مرز پایداری بر مبنای تغییرات فشار محفظه و نسبت اختلاط ترسیم می‌شوند درحالی‌که بقیه پارامترهای محفظه ثابت در نظر گرفته شده‌اند. برای حل معادله حاکم و ترسیم مرز پایداری، نرم‌افزاری ایجاد شده که بتواند محاسبات مربوطه را انجام داده و مرز پایداری را بر اساس تغییرات فشار و نسبت اختلاط و با در نظر گرفتن دیگر پارامترهای موثر ترسیم کند.

۳- تحلیل نتایج

در این بخش، ابتدا صحنه‌گذاری مدل بکار رفته با استفاده از نتایج تجربی موجود انجام می‌شود و سپس با استفاده از نرم‌افزار توسعه داده شده در پژوهش حاضر، مطالعات پارامتریکی جهت بررسی عوامل تاثیرگذار بر ناپایداری انجام می‌شود. مدل حاضر با استفاده از مجموعه‌ای از آزمایشهای تجربی صحنه‌گذاری شده است [۱۵]. تاریخچه استفاده موفق از این مدل [۸-۹-۱۰-۱۲]، تاییدی بر قابل قبول بودن مدل حاضر از دیدگاه مهندسی می‌باشد. شکل ۱ مقایسه نتایج حاصل از تست‌های تجربی موجود با مرز پایداری ترسیم شده توسط مدل بکار رفته در پژوهش حاضر را نشان می‌دهد [۱۶]. پیش‌بینی، تطابق خوبی با واقعیت از خود نشان می‌دهد.

در کار حاضر، ناپایداری احتراق فرکانس پایین در موتورهای مایع-گاز که از اکسیژن مایع و هیدروژن گازی استفاده می‌کنند مورد بررسی قرار گرفته است. نکته قابل ذکر این است که با توجه به اینکه نرم‌افزار حاصل از مدل موجود، مراحل صحنه‌گذاری را طی کرده است، لذا می‌توان در معادلات پارامتریک از آن استفاده کرد.

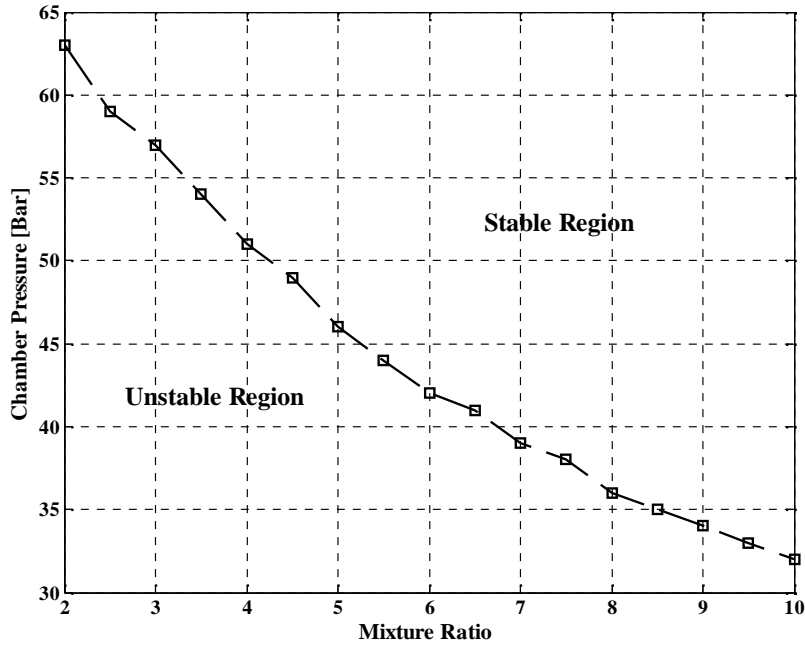


شکل ۱- مقایسه مرز پایداری از مدل بکار رفته در پژوهش حاضر با داده‌های تجربی [۱۵] برای موتور مایع-گاز نمونه [۱۶]

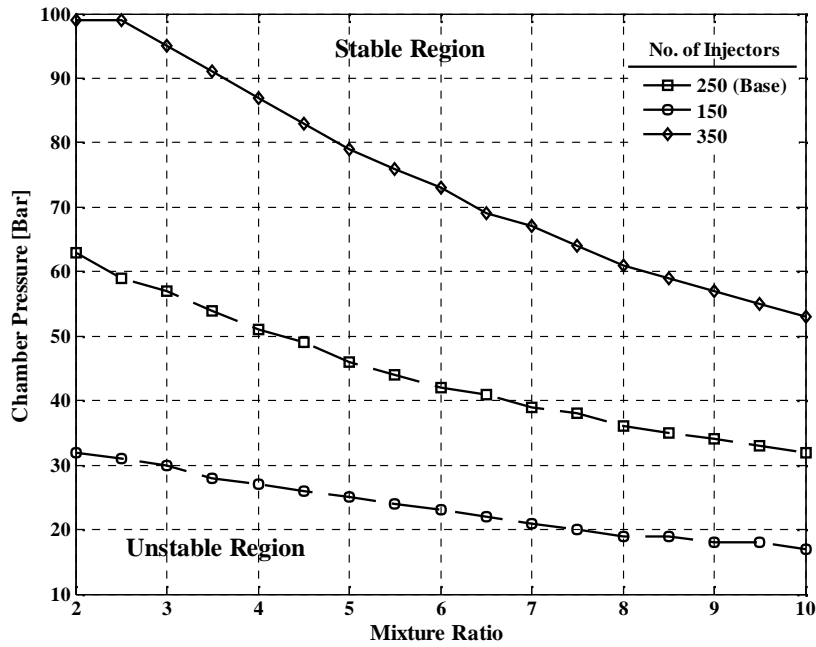
در شکل ۲، نمودار مرز پایداری به ازای تغییرات نسبت اختلاط و فشار محفظه رسم شده است. قسمت محصور بین محورهای نمودار و مرز پایداری، ناحیه ناپایدار و قسمت دیگر، ناحیه پایدار را نشان می‌دهد. همانطور که از نمودار مشخص است، در یک نسبت اختلاط ثابت، با افزایش فشار، موتور از حالت ناپایدار وارد محدوده پایدار می‌شود. افزایش فشار متاثر از افزایش دبی سوخت و اکسیدکننده است و این افزایش دبی با افزایش افت بیشتر جریان در انژکتورها همراه است. افزایش افت جریان در انژکتورها یکی از عوامل پایدار کننده محفظه در ناپایداری‌های کوپل با سیستم پاشش است. همچنین در یک نسبت فشار معین، با افزایش نسبت اختلاط، محفظه از ناحیه ناپایدار وارد محدوده پایدار می‌گردد. افزایش نسبت اختلاط در صورتی است که دبی کل ثابت مانده است. تغییر نسبت اختلاط باعث تغییرات خصوصیات احتراقی محفظه شده و شرایط را برای پایداری محفظه فراهم می‌کند.

شکل (۳)، اثر تغییر تعداد انژکتورهای محفظه احتراق را بر ناحیه پایداری محفظه نشان می‌دهد. انژکتورهای بکار رفته در این پژوهش، از نوع انژکتورهای هم محور برشی مایع-گاز می‌باشد. با توجه به نوع انژکتور، تعداد انژکتورهای سوخت و اکسید در محفظه برابر می‌باشد. همانطور که از شکل مذکور مشخص است، با افزایش تعداد انژکتورها، مرز پایداری کاهش پیدا کرده است. دلیل این مساله، این است که با افزایش تعداد انژکتورها، در شرایط عملکردی مشابه مانند فشار، دبی و نسبت اختلاط یکسان، افت فشار در هر یک از آنها کاهش می‌یابد. افت فشار موثر، یکی از عوامل مهم در پایداری محفظه احتراق به شمار می‌رود. چنین اطلاعاتی در انتخاب تعداد انژکتور مناسب برای محفظه احتراق بسیار مفید خواهد بود. نسبت تراست به تعداد المانهای انژکتور در محفظه یکی از پارامترهای کلیدی در مباحث ناپایداری احتراق می‌باشد که در نوسانات فرکانس بالا نیز از اهمیت تعیین کننده‌ای برخوردار است.

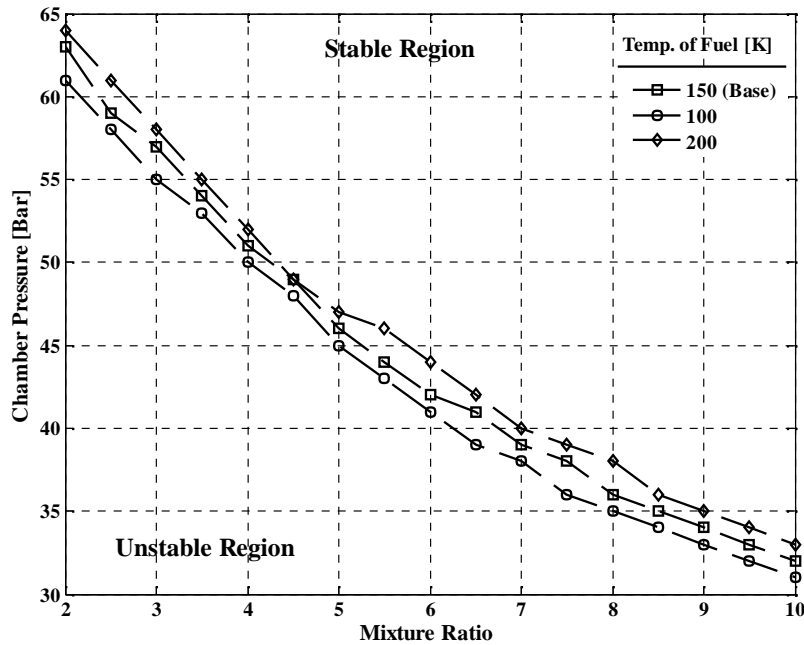
شکل (۴)، اثر تغییر دمای ورودی سوخت هیدروژن را بر ناحیه پایداری محفظه نشان می‌دهد. همانطور که از شکل مذکور مشخص است، با افزایش دمای سوخت ورودی، مرز پایداری کاهش پیدا کرده است. این پارامتر علاوه بر تغییر خصوصیات پاشش، خصوصیات احتراقی محفظه را نیز تغییر می‌دهد و اثر پیچیده‌ای بر پایداری محفظه دارد. این نتیجه عکس اثری است که برای این پارامتر برای نوسانات فرکانس بالا گزارش شده است. در مجموع نیازمند تحقیق و بررسی بیشتری است.



شکل ۲- مرز پایداری به ازای تغییرات نسبت اختلاط و فشار محفظه

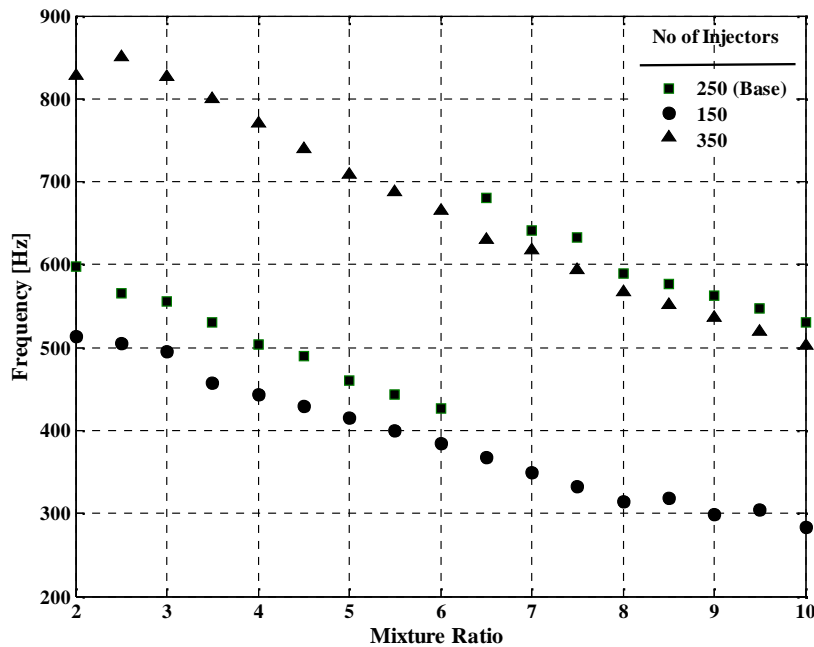


شکل ۳- اثر تعداد المانهای انژکتور بر محدوده پایداری محفظه احتراق



شکل ۴- اثر دمای سوخت ورودی به محفظه بر محدوده پایداری محفظه احتراق

شکل (۵) فرکانس‌های مرز پایداری را نشان می‌دهد. با توجه به این نمودار فقط در برخی محدوده‌های فرکانسی خاص امکان ایجاد ناپایداری وجود دارد. این محدوده‌ها نیز با افزایش نسبت اختلاط روندی کاهشی مطلق یا نسبی دارند. در روند کاهشی نسبی، پرش فرکانسی مشاهده می‌شود که نمونه‌هایی از آن گزارش شده است [۱۶].



شکل ۵- فرکانس‌های مرز پایداری محفظه احتراق

۴- نتیجه گیری

هدف از این پژوهش، ایجاد ابزاری برای تعیین ناحیه پایداری فرکانس پایین محفظه احتراق موتور سوخت مایع در شرایطی است که موتور در وضعیت تغییر تراست با اعمال تغییراتی در دبی و نسبت اختلاط است. این اطلاعات برای طراحان از اهمیت خاصی برخوردار است. در پژوهش حاضر، با استفاده از معادله مشخصه نوسانی حاکم بر سیستم، مرز پایداری فرکانس پایین محفظه بر اساس تغییرات فشار و نسبت اختلاط در موتورهای سوخت مایع سرمازا بدست آمده است. معادله مشخصه مذکور از ترکیب معادلات نوسانی حاکم بر محفظه احتراق و انژکتور به عنوان نماینده سیستم تغذیه استخراج شده است. کد تهیه شده با محاسبه خصوصیات مختلف سوخت و اکسید بکار رفته، پارامترهای عملکردی انژکتورها، تعداد آنها و خصوصیات احتراقی محفظه مرز پایداری را در محدوده وسیعی از تغییرات نسبت اختلاط و فشار محفظه و بر اساس شرایط ورودی اکسیژن و هیدروژن و تعداد انژکتورها بدست می آورد. نتایج بدست آمده نشان می دهد که در محفظه مورد مطالعه، ناحیه تغییرات فشار و نسبت اختلاط به دو محدوده پایدار و ناپایدار تقسیم می شود. شرایط ناپایداری فرکانس پایین را می توان با افزایش فشار و یا افزایش نسبت اختلاط رفع کرد. تعداد انژکتورها اثر قابل ملاحظه ای بر پایداری دارد. افزایش تعداد انژکتورها در شرایط عملکردی ثابت، باعث کاهش ناحیه پایداری محفظه احتراق می شود. افزایش دمای ورودی هیدروژن به عنوان سوخت در شرایط ثابت ماندن سایر پارامترهای عملکردی، ناحیه پایداری را کاهش می دهد. فقط در برخی محدوده های فرکانسی خاص امکان ایجاد ناپایداری وجود دارد. این محدوده ها نیز با افزایش نسبت اختلاط روندی کاهشی مطلق یا نسبی دارند. در روند کاهشی نسبی، پرش فرکانسی مشاهده می شود

مراجع

- 1- Betts, E. M., "A Historical Systems Study of Liquid Rocket Engine Throttling Capabilities," AIAA Paper 2010-0510, 2010
- 2- Harrje, D.T. and Reardon, F.H., *Liquid Propellant Rocket Combustion Instability*, NASA-SP-194, 1972.
- 3- Fang, J., "Application of Combustion Time Lag Theory to Combustion Stability Analysis of Liquid AND Gaseous Propellant Rocket Engines," AIAA Paper 84-0510, 1984
- 4- Crocco, L. and Cheng, S.-I., *Theory of Combustion Instability in Liquid-Propellant Rockets*, AGARDograph, No. 8, Butterworths Scientific Publications, London, 1956.
- 5- Wenzel, L.M., Szuch, J., *Analysis of Chugging in Liquid-Bipropellant Rocket Engines Using Propellants with Different Vaporization Rates*, NASA TN D-3080, 1965.
- 6- Heidmann, M. F., Sokolowski, D. E. and Diehl, L. A., *Study of Chugging Instability with Liquid-Oxygen and Gaseous-Hydrogen Combustors*, NASA TN D-4005, 1967
- 7- Wood, D. J., Dorsch, R., *Effect of Propellant Feed System Coupling and Hydraulic Parameters on Analysis of Chugging*, NASA TN D-3896, 1967
- 8- Kahn, D. R., and et.al., *Orbital Maneuvering Engine- Feed System Coupled Stability Investigation*, NASA CR-150944, 1975.
- 9- Lim, K.C., and George, P.E., "Combustion Stability Analysis of Preburners During Engine Shutdown," AIAA Paper 87-1776, 1987.
- 10- Ordonneau, G., and et.al., "Analysis and Modeling of VULCAIN Engine Shutdown Transient Chugging," ONERA TP 2000-143, 2000.
- 11- Tamura, H., and et.al., "Observation of LOX/Hydrogen Combustion Flame in a Rocket Chamber During Chugging Instability," AIAA Paper 2003-4758, 2003.
- 12- Anon, J-2 Program *Quarterly Progress Report For Period Ending February 28, 1962*. Rep. No. R-2600-6, Rocketdyne Div., North American Aviation, 1962.
- 13- Walter, F., et.al., *M-1 Injector Development Philosophy and Implementation*, NASA TN D-4730, 1968
- 14- Priem, R. J., and Heidman, M. F., "Propellant Vaporization as a Design Criterion for Rocket Engine Combustion Chambers," NASA TR R-67, 1960.
- 15- Szuch, J., Wenzel, L.M., *Experimental Verification of a Double-Dead-Time Model Describing Chugging in Liquid Bipropellant rocket engines*, NASA TM X-52362, 1967.

- قدیمی، مسعود، رضانی، علی رضا، " استفاده از تئوری زمان تاخیر دوگانه برای تحلیل ناپایداری احتراق فرکانس پایین در موتورهای سوخت مایع "، مجله علمی-پژوهشی سوخت و احتراق، سال اول، شماره اول، ۱۳۸۷.