

استفاده از تئوری زمان تاخیر دوگانه برای تحلیل ناپایداری احتراق فرکانس پایین در موتورهای سوخت مایع

مسعود قدیمی^۱، علی رضا رضانی^۲

پژوهشکده شهید یزدانی

Ramezani_a@alum.sharif.edu

چکیده

در پژوهش حاضر، ناپایداری احتراق فرکانس پایین در موتورهای سوخت مایع مدل‌سازی شده و نرم‌افزاری برای تحلیل و پیش‌بینی این پدیده ایجاد شده است. برای تعیین معادله مشخصه حاکم، تداخل بین نوسانات جریان در انژکتور به عنوان نماینده سیستم تغذیه و نوسانات فشار ناشی از احتراق در محفظه، مورد بررسی قرار گرفته است. مدل‌سازی دینامیک احتراق با استفاده از مدل تاخیر زمانی انجام شده است. برای افزایش دقت و تشابه مدل با واقعیت دینامیک احتراق، مدل تاخیر زمانی دوگانه یا تبخیر همراه با اختلاط استفاده شده است. با استفاده از مدل ارائه شده، ناپایداری فرکانس پایین در موتورهای مایع-گاز و مایع-مایع مورد بررسی قرار گرفته و مرزهای پایداری و فرکانسهای مربوط به آن در حالت‌های مختلف بررسی شده است. نشان داده شده که افزایش افت فشار انژکتورها و افزایش زمان اقامت گاز در محفظه اثرات پایدارکنندگی دارند. کاهش زمان اختلاط در موتورهای مایع-گاز اثر پایدارکنندگی دارد، اما در موتورهای مایع-مایع می‌تواند روندهای متفاوتی را به دنبال داشته باشد. همچنین احتمال وقوع ناپایداری فرکانس پایین فقط در بازه‌های فرکانسی خاصی که گسسته می‌باشد، وجود دارد. نتایج به دست آمده، تطابق قابل قبولی با نتایج تجربی و تئوری موجود داشته و دینامیک ناپایداری احتراق فرکانس پایین را به خوبی پیش‌بینی می‌نماید.

واژه‌های کلیدی: موتور سوخت مایع - ناپایداری احتراق - فرکانس پایین - تأخیر زمانی

1- مقدمه

در تاریخچه طراحی و توسعه موتورهای موشکی و پرتابگرهای فضایی سوخت مایع، مهمترین مشکل طراحان، پدیده‌ای بود که با نشانه‌هایی چون ارتعاش موتور و انفجار آن همراه بود. تحقیقات بیشتر نشان داد که این پدیده با افزایش نوسانی فشار در محفظه و افزایش انتقال حرارت به دیواره‌های محفظه احتراق همراه است. دینامیک احتراق محفظه یا آزادسازی نوسانی انرژی و همگیری آن با دینامیک جریان در سیستم تغذیه و محفظه باعث ایجاد این پدیده تشخیص داده شد. هزینه‌های ناشی از کارکرد نامطلوب موتور و انفجار آنها، طراحان را بر آن داشت 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 و ایجاد روشهای مقیاس کوچک در فرآیند طراحی موتور برای پیش‌بینی ناپایداری احتراق شد [1].

ناپایداری احتراق در یک تقسیم‌بندی کلی بر اساس فرکانس نوسانات و دینامیک ایجاد آن به سه دسته نوسانات فرکانس پایین، متوسط و بالا تقسیم می‌شود. نوسانات فرکانس پایین حاصل همگیری نوسانات ناشی از سیستم تغذیه و یا پاشش با

1- دانشجوی دکتری هوافضا- پیشرانس

2- کارشناس ارشد هوافضا- پیشرانس

نوسانات فرآیند احتراق می‌باشد. 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 پیش بینی آن در طی فرآیند طراحی و توسعه موتورهای موشکی بسیار حائز اهمیت می‌باشد. از این رو جنبه‌های مختلف این نوع از ناپایداری بخصوص 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 [2]. گاندر و فرینت اثر سیستم تغذیه و سامرفیلد اثر دینامیک محفظه احتراق را به مدل اضافه کردند [2]. کروکو و چنگ مدل ارائه شده را توسعه داده و زمان تاخیر را تابعی از نوسانات فشار محفظه فرض کردند [3]. 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 بصورت گسترده‌ای استفاده شد. در دهه 70 و 80، محققان دیگری از جمله زاچ و ونزل [4]، هیدمن [5]، وود و درچ [6] و کان و همکاران [7] فعالیتهای مختلفی برای مدلسازی ناپایداری فرکانس پایین انجام داده‌اند. از میان مدل‌های موجود برای مدلسازی، مدل زاچ و ونزل بصورت گسترده‌ای در مدلسازی ناپایداری فرکانس پایین بکار رفته و جوابهای قابل قبولی ارائه داده است [8-9]. از جمله یکی از جدیدترین تحقیقات انجام شده، مطالعه تجربی ناپایداری احتراق موتور هیدرون-اکسیژن در آزمایشگاه ملی هوافضای ژاپن است [10]. در این تحقیقات 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.

در این پژوهش با استفاده از معادلات حاکم بر دبی انژکتورها به عنوان نماینده سیستم تغذیه و معادلات نوسانات یکنواخت محفظه احتراق و تعریف زمان تاخیر، ناپایداری فرکانس پایین مدلسازی شده و بر اساس آن، نرم‌افزاری ایجاد شده که مرز پایداری موتور را بر اساس پارامترهای موثر 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. چنین فرضی در بسیاری از تحلیلهای کاربردی مانند موتور J-2 و موتور M-1 استفاده شده و نتایج بسیار خوبی داشته است [11-12]. صحت‌گذاری نتایج با نتایج تئوری و تجربی موجود انجام شده و با استفاده از نرم‌افزار مطالعات پارامتریک با تغییر بعضی از پارامترهای موثر انجام شده است.

2- معادلات حاکم

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، تراست 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 [2]. 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 بصورت قابل ملاحظه‌ای بیشتر بوده و در نتیجه اثرگذارتر است [13]. 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 بصورت 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 با هم و استفاده از تعریف

زمان تاخیر و دیگر تعاریف مورد نیاز معادله مشخصه‌ای بدست می‌آید که حاکم بر نوسانات فشار در محفظه است. مجموعه عملیات برای بدست آوردن معادله مشخصه در ذیل ارائه شده است. شکل 1 شماتیک مدل مورد استفاده را نشان می‌دهد. 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 بکار می‌رود.

$$\begin{aligned} P_{T,o}(t) - P_C(t) &= \Delta P_{I,o}(t) \\ P_{T,f}(t) - P_C(t) &= \Delta P_{I,f}(t) \end{aligned} \quad (1)$$

رابطه دبی تزریق شده به محفظه توسط انژکتورها $\dot{m}_{i,j}$ 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.

$$\begin{aligned} \dot{m}_{o,i}(t) &= K_o [\Delta P_{I,o}(t)]^a \\ \dot{m}_{f,i}(t) &= K_f [\Delta P_{I,f}(t)]^b \end{aligned} \quad (2)$$

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

$$\begin{aligned} \dot{m}_{o,v}(t) &= \dot{m}_{o,i}(t - \tau_{v,o}) \\ \dot{m}_{f,v}(t) &= \dot{m}_{f,i}(t - \tau_{v,f}) \end{aligned} \quad (3)$$

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

$$\begin{aligned} \dot{m}_{o,b}(t) &= \dot{m}_{o,v}(t - \tau_m) \\ \dot{m}_{f,b}(t) &= \dot{m}_{f,v}(t - \tau_m) \end{aligned} \quad (4)$$

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

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

که در آن \dot{m}_v جرم انباشته شده و $\dot{m}_{i,j}$ نرخ خروجی از نازل می‌باشد. برای خطی‌سازی معادلات و بدست آوردن معادله نوسانی حاکم، تمام پارامترهای فشار و دبی تعریف شده بصورت مجموع یک ترم میانگین و یک ترم نوسانی در نظر گرفته می‌شوند. با استفاده از تبدیل لاپلاس و رابطه میان نرخ گاز خروجی از نازل و سرعت مشخصه C^* و همچنین تعریف زمان توقف گاز در محفظه θ_g معادلات ذیل برای نوسانات فشار و دبی بدست می‌آید.

$$\begin{aligned} \dot{m}_{o,i}(s) &= \frac{d\dot{m}_{o,i}}{d\Delta P_{I,o}} (P'_{T,o}(s) - P'_C(s)) \\ \dot{m}_{f,i}(s) &= \frac{d\dot{m}_{f,i}}{d\Delta P_{I,f}} (P'_{T,f}(s) - P'_C(s)) \\ \dot{m}_{o,v}(s) &= \dot{m}_{o,i}(s) e^{-(\tau_{v,o} + \tau_m)s} \\ \dot{m}_{f,v}(s) &= \dot{m}_{f,i}(s) e^{-(\tau_{v,f} + \tau_m)s} \\ P'_C(s) &= \frac{1}{\theta_g s + 1} \left[\left(\frac{\partial P_C}{\partial \dot{m}_o} \right) \dot{m}_{o,b}(s) + \left(\frac{\partial P_C}{\partial \dot{m}_f} \right) \dot{m}_{f,b}(s) \right] \end{aligned} \quad (6)$$

زمان اقامت یا توقف گاز در محفظه توسط رابطه ذیل تعریف می‌شود.

$$\theta_g = \frac{c^* V_c}{RT_c A_t} \quad (7)$$

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

$$P'_C(s) = \frac{\frac{e^{-\tau_{m,s}}}{\theta_g s + 1} \left[\left(\frac{\partial P_C}{\partial n\&_o} \right) \left(\frac{dn\&_o}{d\Delta P_{1,o}} \right) e^{-\tau_{v,o,s}} p'_{T,o}(s) + \left(\frac{\partial P_C}{\partial n\&_f} \right) \left(\frac{dn\&_f}{d\Delta P_{1,f}} \right) e^{-\tau_{v,f,s}} p'_{T,f}(s) \right]}{1 + \frac{e^{-\tau_{m,s}}}{\theta_g s + 1} \left[\left(\frac{\partial P_C}{\partial n\&_o} \right) \left(\frac{dn\&_o}{d\Delta P_{1,o}} \right) e^{-\tau_{v,o,s}} + \left(\frac{\partial P_C}{\partial n\&_f} \right) \left(\frac{dn\&_f}{d\Delta P_{1,f}} \right) e^{-\tau_{v,f,s}} \right]} \quad (8)$$

برای تعیین پایداری سیستم، مخرج معادله (8) برابر صفر منظور می‌شود. معادله مذکور، معادله مشخصه حاکم بر نوسانات سیستم نامیده می‌شود. با استفاده از معادلات (1) و (2) و همچنین رابطه میان سرعت مشخصه و فشار محفظه و بعد از یکسری عملیات محاسباتی و ساده‌سازی، رابطه ذیل به عنوان معادله مشخصه نهایی حاکم بدست می‌آید. در این رابطه \bar{R} معرف نسبت اختلاط است.

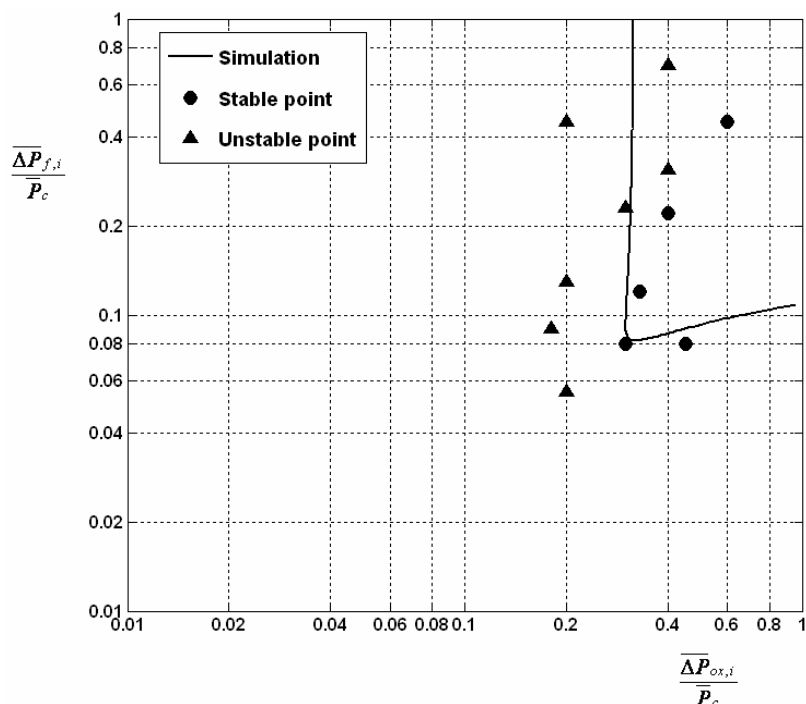
$$\frac{e^{-\tau_{m,s}}}{\theta_g s + 1} \left[e^{-\tau_{v,o,s}} \frac{a}{\frac{\Delta P_{o,i}}{\bar{P}_c}} \left(\frac{\bar{R}}{\bar{R} + 1} + \bar{R} \frac{\partial \bar{C}^*}{\partial R} \right) + e^{-\tau_{v,f,s}} \frac{b}{\frac{\Delta P_{f,i}}{\bar{P}_c}} \left(\frac{1}{\bar{R} + 1} - \bar{R} \frac{\partial \bar{C}^*}{\partial R} \right) \right] = -1 \quad (9)$$

برای بدست آوردن مرز پایداری، قسمت حقیقی پارامتر لاپلاس ($S = \lambda + i\omega$) که در حقیقت نشان‌دهنده رشد نوسانات می‌باشد برابر صفر منظور می‌گردد. از آنجاییکه معادله به دو بخش حقیقی و موهومی تقسیم می‌شود، از صفر قرار دادن هر کدام از این رابطه‌ها، دو معادله مستقل حاصل می‌شود. با استفاده از حل دستگاه معادلات بر حسب فرکانس، مرز پایداری سیستم بدست می‌آید. در این تحلیل، مرز پایداری بر مبنای تغییرات فشار انژکتورهای سوخت و اکسید نمایش داده 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 افت فشار انژکتورهای سوخت و اکسید و دیگر پارامترهای موثر ترسیم کند.

3- 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 [14]. تاریخچه استفاده موفق از این مدل [8-10-9-12]، تاییدی بر قابل قبول بودن مدل حاضر از دیدگاه مهندسی می‌باشد. شکل 1 مقایسه نتایج حاصل از تست‌های تجربی موجود [14] با مرز پایداری ترسیم شده توسط نرم‌افزار توسعه داده شده در پژوهش حاضر را نشان می‌دهد. پیش‌بینی تطابق خوبی با واقعیت از خود نشان می‌دهد. همچنین نتایج تحلیلی بدست آمده در این پژوهش با نتایج مراجع دیگری نیز همخوانی دارد [1].

در کار حاضر ناپایداری احتراق فرکانس پایین در موتورهای موتورهای مایع-گاز و مایع-مورد تحلیل قرار گرفته است. برای این امر از دو موتور نمونه که اولی با سوخت اکسیژن مایع و هیدروژن گازی کار می‌نماید [1] و دومی از سوخت نیترات اکسیژن و هیدرازین بهره می‌برد [15]، استفاده شده است. اطلاعات این دو موتور به ترتیب در جداول 1 و 2 ارائه شده 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. در صورت وجود نتایج پارامتریک در مراجع، مقایسه‌ای نیز میان نتایج حاصل از نرم‌افزار با نتایج ارائه شده در مراجع انجام می‌شود.



شکل 1- مقایسه مرز پایداری تحلیلی (کار حاضر) و داده‌های تجربی [14] برای موتور مایع-گاز نمونه (زمان تبخیر اکسید 4/4 میلی ثانیه و اختلاط 3 میلی ثانیه)

جدول 1: مشخصات موتور نمونه مایع-گاز به کار رفته در تحلیل حاضر [1]

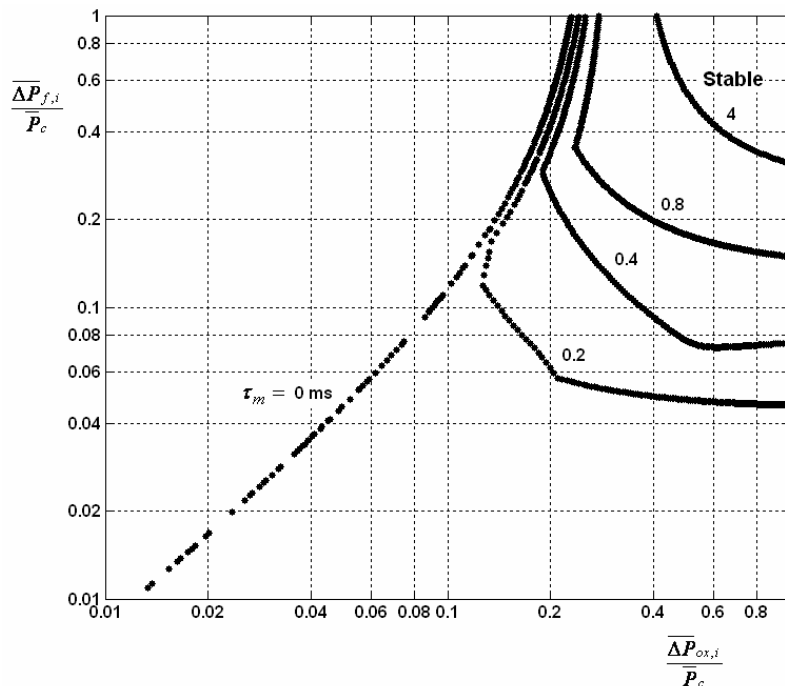
O2 (L) و H2 (G)	سوخت و اکسیدکننده
5/2	نسبت اکسیدکننده به سوخت (O/F)
2414 m/s	سرعت مشخصه گازهای سوخته شده (c^*)
-56 m/s	نرخ تغییرات سرعت مشخصه بر حسب نسبت سوخت و اکسیدکننده ($\frac{\partial c^*}{\partial R}$)
0/7 ms	زمان اقامت محفظه (θ_g)

جدول 2: مشخصات موتور نمونه مایع-مایع به کار رفته در تحلیل حاضر [15]

N2O4 (L) و N2H4 (L)	سوخت و اکسیدکننده
1/2	نسبت اکسیدکننده به سوخت (O/F)
1801 m/s	سرعت مشخصه گازهای سوخته شده (c^*)
-152 m/s	نرخ تغییرات سرعت مشخصه بر حسب نسبت سوخت و اکسیدکننده ($\frac{\partial c^*}{\partial R}$)
0/2 ms	زمان اقامت محفظه (θ_g)

نتایج مربوط به موتور مایع-گاز در شکل‌های 2 تا 7 نشان داده شده است. در شکل 2 نمودار مرز ناپایداری را در صفحه افت فشار انژکتورهای سوخت و اکسیدکننده ملاحظه می‌نمایید. این نمودار به ازای زمانهای اختلاط متفاوت رسم شده است. برای هر مرز قسمت سمت راست و بالای نمودار، بیانگر ناحیه پایدار و قسمت پایینی و سمت چپ نشانگر ناحیه ناپایدار است. در این شکلها ناحیه پایداری، ناحیه پایدار مشترک به ازای محدوده‌های فرکانسی متفاوت لحاظ شده است. این محدوده از نظر توپولوژیکی در واقع ناحیه‌ای است که سمت راست و بالای آن دیگر هیچ مرز پایداری قرار نگیرد. به عبارت دیگر افزایش افت فشار انژکتورهای سوخت و اکسیدکننده اثر پایدارکننده بر روی موتور دارد. همانطور که در این شکل ملاحظه می‌شود به ازای برخی از زمانهای اختلاط نمودار چندتکه است. در این حالت نمودار پایداری از برخورد چند نمودار متفاوت حاصل شده است

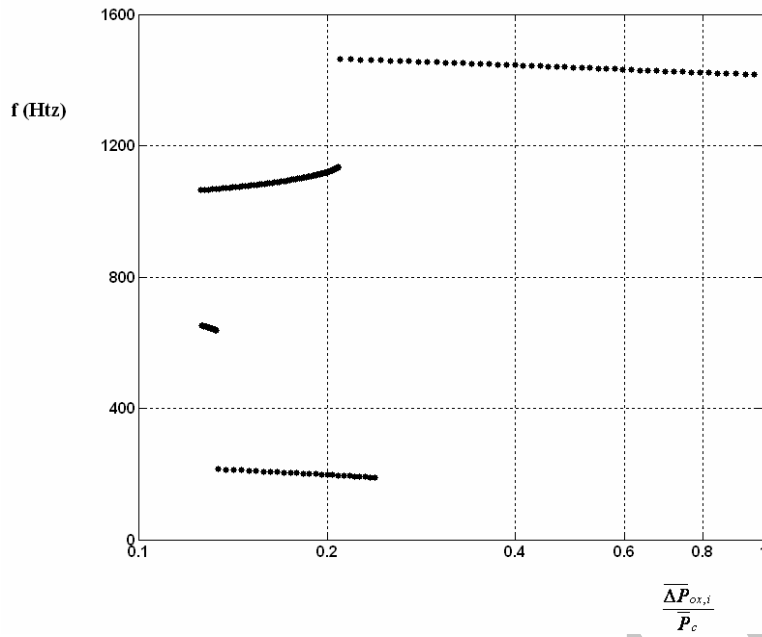
که هرکدام از این نمودارها مربوط به محدوده فرکانسی خاصی می‌باشد. با دقت در شکل 2 مشاهده می‌شود که با افزایش زمان اختلاط، محدوده پایداری کاهش می‌یابد. لذا یکی از روشهای مناسب برای پایدارسازی موتور سوخت مایع در حالت فرکانس پایین، کاهش زمان اختلاط است. این امر با استفاده از انژکتورهای با کارایی بالاتر امکان پذیر می‌شود. در ضمن با کاهش زمان اختلاط تعداد نمودارهایی که مرز پایداری را تشکیل می‌دهند افزایش می‌یابد. در نتیجه در محدوده فرکانسی بیشتری می‌تواند ناپایداری ایجاد شود و گستره حساسیت موتور به فرکانسهای مختلف افزایش می‌یابد. روند نشان داده شده در این شکل از نظر کیفی و کمی مطابق با نتایج ارائه شده در مراجع [4,1] می‌باشد.



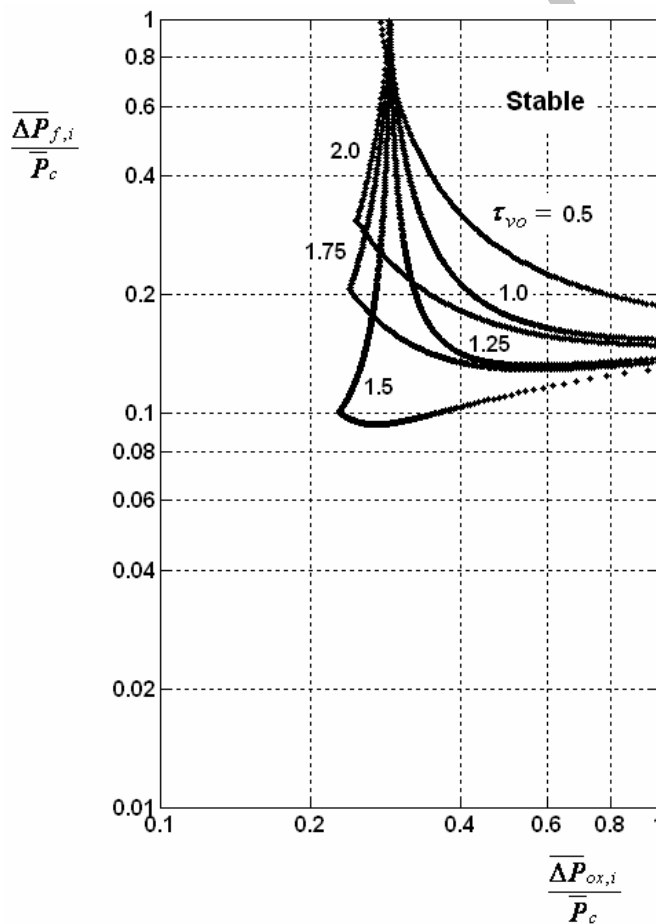
شکل 2- مرزهای پایداری برای موتور مایع-گاز به ازای مقادیر مختلف زمان تاخیر اختلاط (زمان تبخیر اکسید 2 میلی ثانیه)

همانطور که بیان شد، به ازای برخی از مقادیر زمان اختلاط، مرز پایداری از برخورد نمودارهای مربوط به محدوده‌های مختلف فرکانسی به دست می‌آید. در نقاط برخورد این نمودارها، ناپایداری با دو فرکانس متفاوت می‌تواند رخ دهد. بنابراین طبق این تحلیل، در این نقاط پرش فرکانسی برای مرز ناپایداری وجود دارد. به عبارت دیگر ناپایداری فرکانس پایین در هر فرکانسی آغاز نمی‌شود. برای درک بهتر این موضوع می‌توان فرکانس مرز ناپایداری را بر حسب نسبت فشار انژکتور اکسیدکننده به ازای زمان اختلاط 0/2 میلی ثانیه رسم نمود. این نمودار در شکل 3 نشان داده شده است. همانطور که در این شکل ملاحظه می‌شود، این نمودار یک نمودار چندتکه است. با توجه به این نمودار در کل دامنه ناپایداری فقط در برخی محدوده‌های فرکانسی خاص امکان ایجاد ناپایداری وجود دارد.

برای بررسی اثر زمان تبخیر اکسیدکننده بر روی مرز ناپایداری، این مرزها به ازای زمانهای تبخیر متفاوت و زمان اختلاط ثابت 1 میلی ثانیه در شکل 4 نشان داده شده است. همانطور که در این شکل ملاحظه می‌شود، با افزایش زمان تبخیر از 0/5 میلی ثانیه تا حدود 1/5 میلی ثانیه، ناحیه پایدار نمودار افزایش می‌یابد. به عبارت دیگر افزایش زمان تبخیر در این ناحیه اثر پایدارکنندگی روی موتور دارد. اما با افزایش بیشتر زمان تبخیر تا 2 میلی ثانیه، ناحیه پایداری موتور کاهش می‌یابد. این امر که در مرجع [1] نیز بدان اشاره شده است، بر خلاف نتایج حاصل از تحلیل با مدل تأخیر زمانی یگانه است که در آن با افزایش زمان تبخیر، ناحیه پایداری بطور پیوسته کاهش می‌یابد. در ضمن همانطور که در این شکل ملاحظه می‌شود، با افزایش زمان تبخیر پرشهای فرکانسی در مرز مشاهده می‌شود.

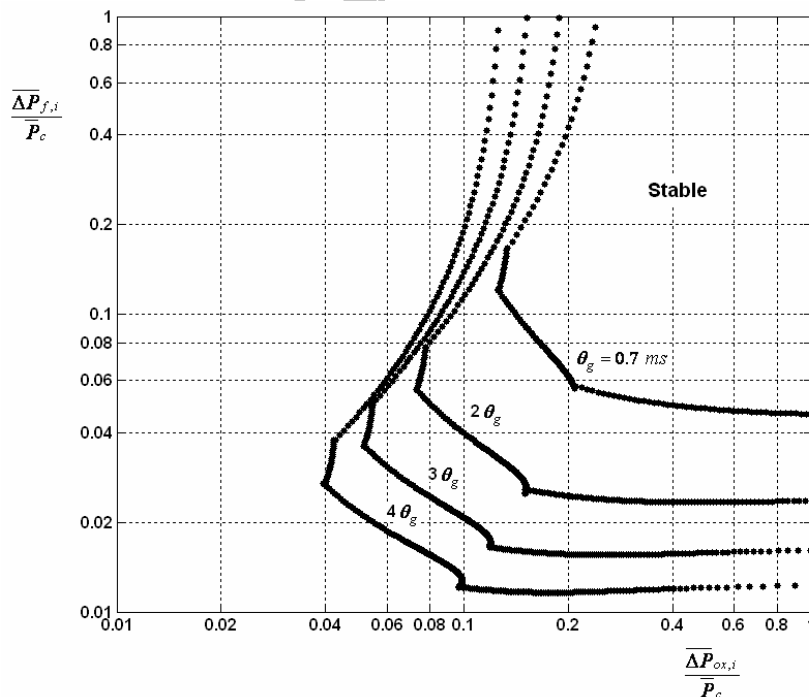


شکل 3- محدوده‌های فرکانسی مربوط به مرز ناپایداری نشان داده شده در شکل 2

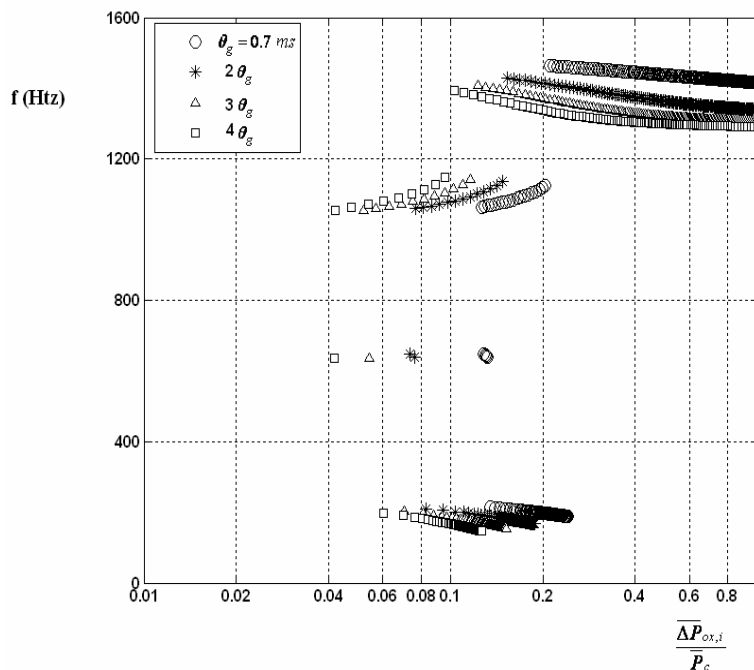


شکل 4- بررسی نمودار مرزهای ناپایداری موتور مایع-گاز به ازای زمانهای تبخیر اکسیدکننده متفاوت $\tau_m = 1.0 \text{ ms}$

شکلهای 5 و 6، برای بررسی پارامتریک در موتورهای مایع-گاز ترسیم شده است. اگر در فرمولاسیون ارائه شده در بخش قبل دقت نماییم، درمی یابیم که پارامترهای هندسی محفظه و نازل تنها در زمان اقامت محفظه θ_g تأثیر می گذارند. بنابراین با بررسی تغییر مرزهای ناپایداری به ازای θ_g های مختلف، می توان تأثیر این پارامترها را در ناپایداری فرکانس پایین را تحلیل نمود. طول و مساحت محفظه بطور مستقیم و مساحت گلوگاه نازل با نسبت عکس در این پارامتر تأثیر دارند. بنابراین افزایش طول و قطر محفظه و همینطور کاهش قطر گلوگاه نازل مقدار θ_g را افزایش می دهد. در ضمن تأثیر تغییرات قطر چون با توان دوم در مساحت ظاهر می شود، نسبت به طول بیشتر است. در شکل 5 تغییر مرزهای پایداری را به ازای مقادیر مختلف θ_g و $\tau_m = 0.2 \text{ ms}$ ملاحظه می نمایید. بقیه مشخصات مطابق با مشخصات موتوری است که در بخش قبل به کار گرفته شد. همانطور که مشاهده می شود، افزایش زمان اقامت محفظه سبب افزایش ناحیه پایداری موتور می شود. بنابراین افزایش طول و قطر محفظه و کاهش قطر گلوگاه، ناحیه پایداری فرکانس پایین را افزایش می دهد. هرچند این تغییرات می توانند اثر متفاوتی در ناپایداری فرکانس بالا بگذارند که این موضوع در طراحی باید مورد توجه قرار گیرد. همانطور که ملاحظه می شود، در این حالت نیز افزایش زمان اقامت محفظه، سبب افزایش ناحیه پایداری خواهد شد. نکته مهمی که می توان در اینجا به آن اشاره نمود، این است که افزایش زمان اقامت محفظه نمودارهای مربوط به مرز ناپایداری را تقریباً بصورت موازی جابه جا می نماید و بر خلاف زمان تبخیر دینامیک ناپایداری مرز را تغییر نمی دهد. به عبارت دیگر تعداد پرشهای فرکانسی در مرز ناپایداری با تغییر زمان اقامت محفظه تغییر نمی کند. برای بررسی دقیقتر این موضوع در شکل 6 نمودار تغییرات فرکانس مرز ناپایداری بر حسب افت فشار انژکتور اکسیدکننده به ازای مقادیر مختلف زمان اقامت رسم شده است. مقدار τ_m برای آنکه پرشهای فرکانسی متفاوتی در مرز داشته باشیم، برابر 0/2 میلی ثانیه انتخاب شده است. همانطور که در این شکل مشاهده می شود، با تغییر زمان اقامت محفظه محدوده های فرکانسی تغییر اندکی می نماید. در واقع با تقریب خوبی می توان گفت که گرچه فرکانسهای ابتدایی و انتهایی با شیب کمی تغییر می کنند، اما فرکانسهای مربوط به پرش فرکانسی تقریباً ثابت می ماند. این امر کاملاً برخلاف ناپایداری فرکانس بالا است که در آن با تغییر ابعاد محفظه، فرکانس ناپایداری به مقدار قابل توجهی تغییر می نماید.

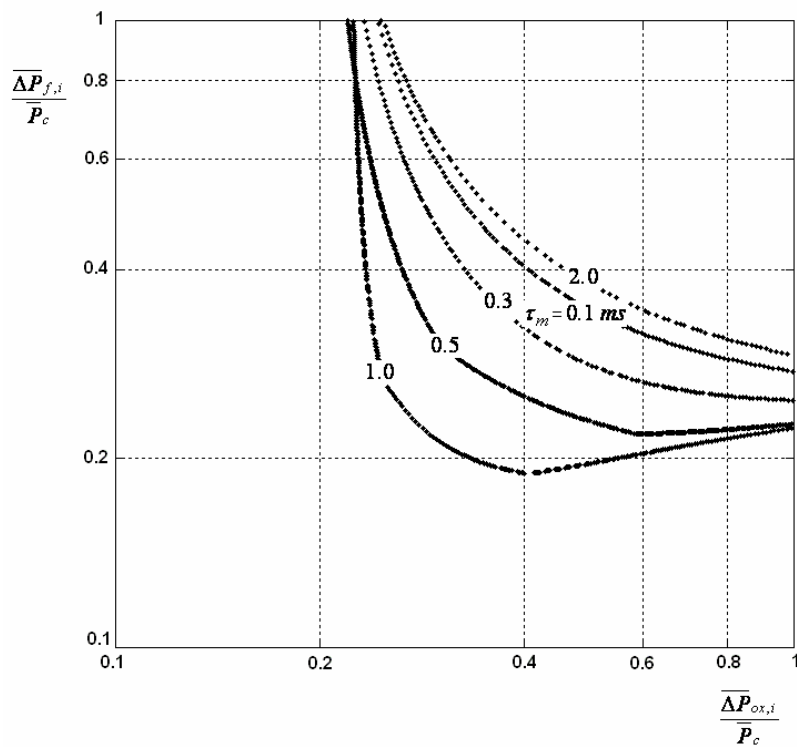


شکل 5- نمودار مرزهای ناپایداری موتور مایع-گاز به ازای مقادیر مختلف زمان اقامت محفظه ($\tau_m = 0.2 \text{ ms}$)

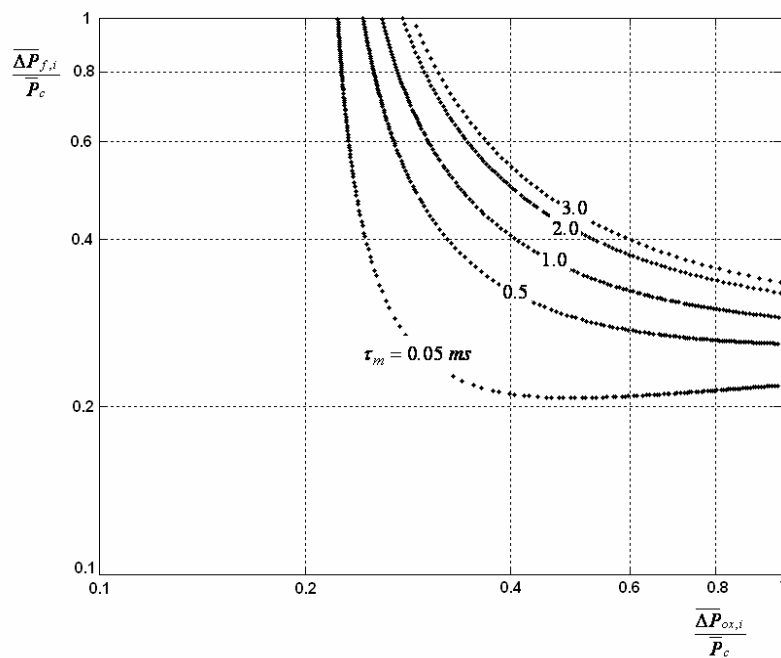


شکل 6- نمودار فرکانس مرز ناپایداری موتور مایع-گاز به ازای مقادیر مختلف زمان اقامت محفظه ($\tau_m = 0.2 \text{ ms}$)

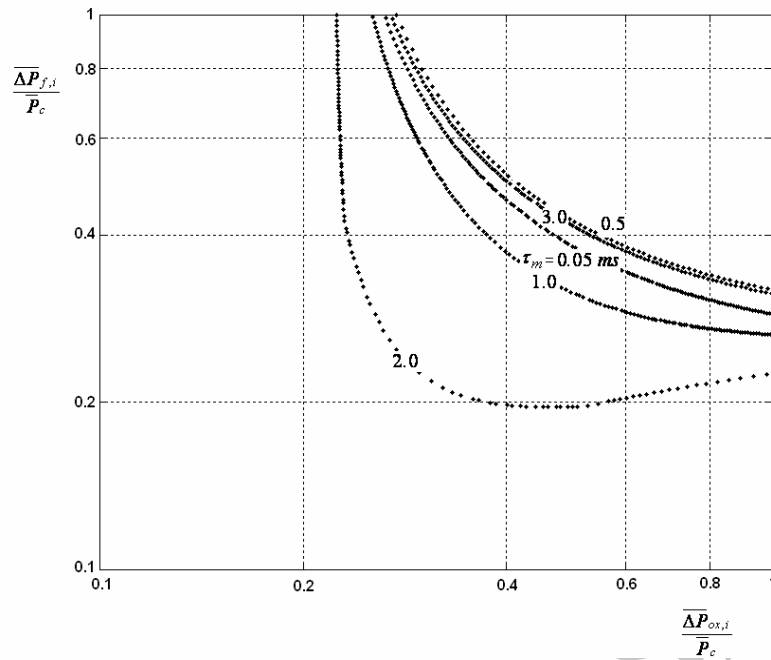
در شکل‌های 7-10 نتایج تحلیل برای موتور مایع-مایع نشان داده شده است. تفاوت تحلیل در موتور مایع-مایع با موتور مایع-گاز این است که اولاً در مدلسازی هر دو انژکتور سوخت و اکسیدکننده (رابطه 2)) توان مربوطه برابر 0/5 منظور می‌شود. ثانیاً برای سوخت نیز باید زمان تبخیر در نظر گرفت. در شکل 7 مرزهای ناپایداری به ازای زمانهای اختلاط متفاوت رسم شده است. همانطور که در این شکل مشاهده می‌شود، برخلاف موتورهای مایع-گاز با افزایش ابتدایی زمان اختلاط، موتور پایدارتر می‌شود. اما با افزایش بیشتر زمان اختلاط، محدوده پایداری کاهش یافته و موتور ناپایدارتر می‌شود. به عبارت دیگر یک زمان بهینه برای اختلاط از این دیدگاه وجود دارد و کم کردن این زمان با استفاده از انژکتورهای با کارایی بالاتر از حد خاصی از دیدگاه ناپایداری فرکانس پایین، مناسب نمی‌باشد. هرچند اطلاعات تجربی در این مورد وجود ندارد و اعتبارسنجی آن نیاز به بررسی‌های تجربی دارد. البته این دینامیک به ازای مقادیر متفاوت زمان تبخیر سوخت و اکسیدکننده متفاوت است. برای مثال همانطور که در شکل 8 دیده می‌شود، نوع رفتار ناپایداری فرکانس پایین موتور همانند موتورهای مایع-گاز است. در این حالت با افزایش زمان اختلاط، ناحیه پایداری بطور مدام کاهش می‌یابد. برای مقادیر دیگر زمان تبخیر سوخت و اکسیدکننده این روند می‌تواند متفاوت‌تر نیز باشد. برای مثال روندی متفاوت از این دو حالت در شکل 9 مشاهده می‌شود. در این حالت با افزایش زمان اختلاط، ابتدا ناحیه پایداری کاهش می‌یابد. سپس با افزایش بیشتر زمان اختلاط، ناحیه پایداری افزایش و بعد از رسیدن به حد خاصی مجدداً کاهش می‌یابد. البته همانطور که گفته شد، صحت این روندهای متفاوت در موتور مایع-مایع نیاز به اعتبارسنجی تجربی دارد. نکته دیگری که در موتورهای مایع-مایع می‌توان بررسی نمود، تأثیر زمان تبخیر اکسیدکننده بر روی مرزهای پایداری است. در شکل 10 مرزهای ناپایداری این موتور مایع-مایع به ازای مقادیر متفاوت زمان تبخیر اکسیدکننده نشان داده شده است. همانطور که در این شکل مشاهده می‌شود، روند بر خلاف موتورهای مایع-گاز است و با افزایش زمان تبخیر اکسیدکننده ابتدا ناحیه پایداری کاهش یافته و سپس افزایش می‌یابد. این روند نیز برای تأیید نیازمند نتایج تجربی می‌باشد.



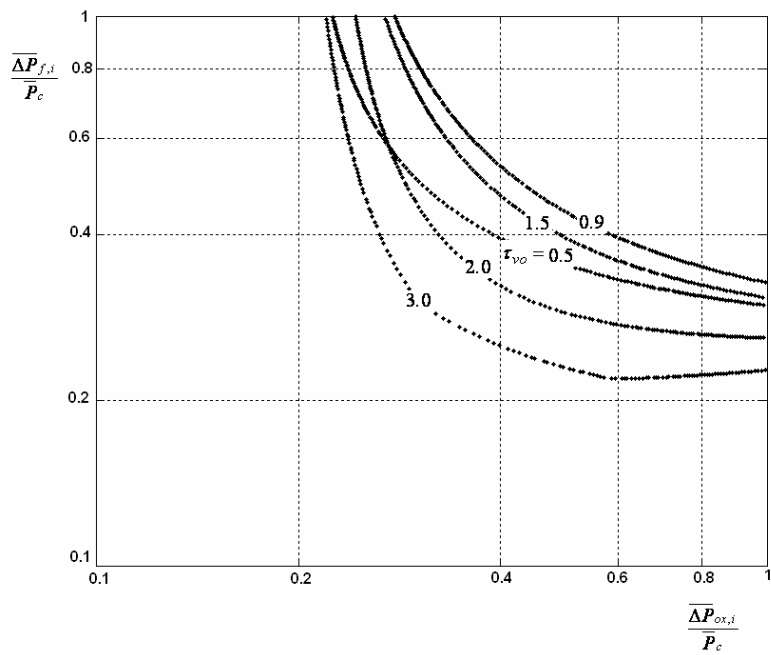
شکل 7- نمودار مرز ناپایداری موتور مایع-مایع به ازای زمانهای اختلاط متفاوت ($\tau_{vf} = 1.0 \text{ ms}$ و $\tau_{vo} = 3.0 \text{ ms}$)



شکل 8- نمودار مرز ناپایداری موتور مایع-مایع به ازای زمانهای اختلاط متفاوت ($\tau_{vf} = 1.0 \text{ ms}$ و $\tau_{vo} = 2.0 \text{ ms}$)



شکل 9- نمودار مرز ناپایداری موتور مایع-مایع به ازای زمانهای اختلاط متفاوت ($\tau_{vo} = 4.0 \text{ ms}$ و $\tau_{vf} = 1.0 \text{ ms}$)



شکل 10- نمودار مرزهای ناپایداری موتور مایع-مایع به ازای زمانهای تبخیر اکسیدکننده متفاوت ($\tau_m = 0.5 \text{ ms}$ و $\tau_{vf} = 1.0 \text{ ms}$)

4- نتیجه گیری

در کار حاضر مدلی ارائه شده که توانایی پیش‌بینی ناپایداری احتراق فرکانس پایین در موتور سوخت مایع را دارد. این مدل با استفاده از ایده زمان تأخیر و فرض گاز کامل ارائه شده و در آن اثر نوسانات سیستم بالادست انژکتورها بر نوسانات سیستم صرف‌نظر شده است. نتایج بدست آمده در این نرم‌افزار نشان می‌دهد که احتمال وقوع ناپایداری فرکانس پایین فقط در بازه‌های فرکانسی خاصی که گسسته می‌باشد، وجود دارد. گرچه کاهش زمان اختلاط در موتورهای مایع-گاز اثر پایدارکنندگی دارد، اما در موتورهای مایع-مایع می‌تواند روندهای متفاوتی را به دنبال داشته باشد. همچنین افزایش زمان اقامت محفظه که معادل با افزایش طول و قطر محفظه و یا کاهش قطر نازل است، در موتورهای مایع-گاز ناحیه پایداری را افزایش می‌دهد اما تعداد پرشهای فرکانسی و فرکانسهای مربوط به آنها تقریباً ثابت است. نتایج بدست آمده و مقایسه آنها با نتایج تئوری و تجربی موجود نشان‌دهنده قابلیت این نرم‌افزار در پیش‌بینی ناپایداری احتراق فرکانس پایین در موتورهای سوخت مایع است.

مراجع

- 1- Harrje, D.T. and Reardon, F.H., 1972, Liquid Propellant Rocket Combustion Instability, NASA -SP-194.
- 2- Fang, J., "Application of Combustion Time Lag Theory to Combustion Stability Analysis of Liquid AND Gaseous Propellant Rocket Engines," AIAA Paper 84-0510, 1984
- 3- Crocco, L. and Cheng, S.-I., Theory of Combustion Instability in Liquid-Propellant Rockets, AGARDograph, No. 8, Butterworths Scientific Publications, London, 1956.
- 4- Wenzel, L.M., Szuch, J., Analysis of Chugging in Liquid-Bipropellant Rocket Engines Using Propellants with Different Vaporizations Rates, NASA TN D-3080, 1965.
- 5- 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
- 6- Wood, D. J., Dorsch, R., Effect of Propellant Feed System Coupling and Hydraulic Parameters on Analysis of Chugging, NASA TN D-3896, 1967
- 7- Kahn, D. R., and et.al., Orbital Maneuvering Engine- Feed System Coupled Stability Investigation, NASA CR-150944, 1975.
- 8- Lim, K.C., and George, P.E., "Combustion Stability Analysis of Preburners During Engine Shutdown," AIAA Paper 87-1776, 1987.
- 9- Ordonneau, G., and et.al., "Analysis and Modeling of VULCAIN Engine Shutdown Transient Chugging," ONERA TP 2000-143, 2000.
- 10- Tamura, H., and et.al., "Observation of LOX/Hydrogen Combustion Flame in a Rocket Chamber During Chugging Instability," AIAA Paper 2003-4758, 2003.
- 11- Anon, 5-2 Quarterly Progress Report For Period Ending February 28, 1962. Rep. No. R-2600-6, Rocketdyne Div., North American Aviation, 1962.
- 12- Walter, F., et.al., M-1 Injector Development Philosophy and Implementation, NASA TN D-4730, 1968
- 13- Priem, R. J., and Heidman, M. F., "Propellant Vaporization as a Design Criterion for Rocket Engine Combustion Chambers," NASA TR R-67, 1960.
- 14- 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
- 15- Huzel, D.K and Huang, D.H., Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engines, AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol.147, 1992.