

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

مسعود قدیمی^{*۱} و علی رضا رضامضانی^{**۲}

۱- دانشگاه صنعتی شریف

۲- پژوهشکده شهید یزدانی

(دریافت: ۱۳۸۶/۱۲/۱۲، پذیرش: ۱۳۸۷/۷/۲۰)

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 بررسی 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 است، وجود دارد. نتایج به دست آمده، تطابق قابل قبولی با نتایج تجربی و نظری موجود داشته و دینامیک ناپایداری احتراق فرکانس پایین را به خوبی پیش‌بینی می‌کند.

واژگان کلیدی: موتور سوخت مایع، ناپایداری احتراق، فرکانس پایین، تأخیر زمانی

علائم اختصاری

a	اندیس فشار انژکتور اکسیدکننده
A	مساحت سطح مقطع اریفیس انژکتور
b	اندیس فشار انژکتور سوخت
C*	سرعت مشخصه
K	ضریب فشار در رابطه دبی
\dot{m}	دبی جرمی
MR	نسبت دبی اکسیدکننده به سوخت
P	فشار
R	ثابت گازها
s	متغیر لاپلاس
t	زمان

* دانشجوی دکتری هوافضا (ایمیل: M_Ghadimi@ae.sharif.edu)

** کارشناس ارشد هوافضا- نویسنده مخاطب (ایمیل: Ramezani_a@alum.sharif.edu)

T	دما
V	حجم

حروف یونانی

λ	دامنه نوسان (قسمت حقیقی متغیر لاپلاس)
θ	زمان اقامت گاز در محفظه
τ	زمان تأخیر
ω	فرکانس نوسان (قسمت موهومی متغیر لاپلاس)

زیر نویس ها

b	احتراق
c	محفظة احتراق
f	سوخت
g	گاز
I	انژکتور
m	اختلاط
N	نازل
o	اکسیدکننده
t	گلوگاه نازل
T	بالادست انژکتور
v	تبخیر

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 گرما به دیواره‌های محفظه احتراق همراه است. دینامیک احتراق محفظه یا آزادسازی نوسانی انرژی و همگیری آن با دینامیک جریان در سیستم تغذیه و محفظه، دلیل وقوع چنین پدیده‌ای تشخیص داده شد. هزینه‌های ناشی از کارکرد نامطلوب موتور و انفجار آنها، طراحان را بر آن داشت تا ابزارها و فرایندهایی را برای پیش‌بینی ناپایداری قبل از مراحل آزمون 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 [۱].

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 نوسانات فرآیند احتراق 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 است. از این رو جنبه‌های مختلف این نوع از ناپایداری به ویژه روش‌های تحلیلی و مدلسازی آن در طی دهه‌های گذشته مورد توجه جدی محققان قرار گرفته 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 [۲]. گاندر و فرینت اثر سیستم تغذیه و سامرفیلد اثر دینامیک محفظه احتراق را به مدل اضافه

کردند [۲]. کروکو و چنگ مدل ارائه شده را توسعه داده و زمان تاخیر را تابعی از نوسانات فشار محفظه فرض کردند [۳]. 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 [۴]، هیدمن و همکاران [۵]، وود و درچ [۶] و کان و همکاران [۷] 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 به کار رفته و جواب‌های قابل قبولی ارائه داده است [۸ و ۹]. از جمله یکی از جدیدترین تحقیقات انجام شده مطالعه تجربی ناپایداری احتراق موتور هیدروژن-اکسیژن در آزمایشگاه ملی هوافضای ژاپن است [۱۰]. در این تحقیقات مدل مذکور برای تحلیل وقوع ناپایداری احتراق فرکانس پایین به کار 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 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 نیست استفاده از دمپ‌کننده‌های نوسان در مسیر سیستم تغذیه است که نوسانات دبی در انژکتورها را از نوسانات بالادست مجزا می‌کند [۱]. چنین فرضی در بسیاری از تحلیل‌های کاربردی مانند موتور J-2 و موتور M-1 استفاده شده و نتایج بسیار خوبی داشته است [۱۱ و ۱۲]. صحت‌گذاری نتایج با نتایج نظری و تجربی موجود انجام شده و با استفاده از نرم‌افزار مطالعات پارامتریک با تغییر بعضی از پارامترهای موثر انجام شده است.

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 فرایندهای تبخیر، اختلاط و اشتعال، محترق شده و با خروج گازهای گرم خروجی از نازل، نیروی پیشران مورد نیاز ایجاد می‌شود. تمامی فرایندهای مذکور با یک تأخیر زمانی نسبت به فرایند ماقبل همراه است. بر اساس تعریف، زمان مورد نیاز مابین پاشش سوخت و اکسیدکننده تا احتراق آن‌ها که حاصل جمع تمامی این تاخیرهاست زمان تاخیر کل نامیده می‌شود [۲]. این زمان تاخیر در عمل برای سوخت و اکسید متفاوت است. عموماً در موتورهای سوخت مایع، تبخیر کنترل کننده فرایند احتراق است. بدین معنی که زمان تاخیر تبخیر نسبت به زمان تاخیر بقیه فرایندها به صورت قابل ملاحظه‌ای بیشتر بوده و در نتیجه اثرگذارتر است [۱۳]. با در نظر گرفتن این واقعیت، مدلی استفاده شده که دربرگیرنده دو تاخیر زمانی مجزا برای تبخیر سوخت و اکسید است 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 است. 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 جمله‌ی نوسانی به صورت نوسانات هارمونیک و 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 معادله‌ای به دست می‌آید که حاکم بر نوسانات فشار در محفظه است. مجموعه عملیات برای به دست آوردن این معادله در ذیل ارائه شده است.

افت فشار در انژکتورها بر حسب زمان t به صورت ذیل تعریف می‌شود. در این معادلات، P_C معرف فشار محفظه و P_T نشان‌دهنده فشار بالادست انژکتورهاست. زیرنویس‌های f و o به ترتیب برای سوخت و اکسیدکننده به کار می‌رود.

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

معادله دبی تزریق شده به محفظه توسط انژکتورها، \dot{m}_I ، و افت فشار در انژکتورهای اکسیدکننده و سوخت از معادلات ذیل محاسبه می‌شود. 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.

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

با استفاده از تعریف زمان تاخیر تبخیر برای اکسیدکننده و سوخت، معادلات ذیل میان نرخ دبی سیال تبخیر شده \dot{m}_v با سیال تزریق شده به محفظه برقرار است. τ_v زمان تاخیر تبخیر یا زمان مورد نیازی است که سیال تزریق شده به محفظه تبخیر شود.

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

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

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

τ_m بیانگر زمان تاخیر مربوط به اختلاط است. از طرفی با توجه به معادله 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 است. برای خطی‌سازی معادلات و به دست آوردن معادله نوسانی حاکم، تمام پارامترهای فشار و دبی تعریف شده به صورت مجموع یک جمله‌ی میانگین و یک جمله‌ی 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 اقامت گاز در محفظه، θ_g :

$$\theta_g = \frac{C^* V_C}{RT_C A_t} \quad (7)$$

و با استفاده از تبدیل لاپلاس، معادلات ذیل برای نوسانات فشار و دبی به دست می‌آیند.

$$\begin{aligned} \dot{m}'_{I,o}(s) &= \frac{d\bar{m}_{I,o}}{d\Delta\bar{P}_{I,o}} (P'_{T,o}(s) - P'_C(s)) \\ \dot{m}'_{I,f}(s) &= \frac{d\bar{m}_{I,f}}{d\Delta\bar{P}_{I,f}} (P'_{T,f}(s) - P'_C(s)) \\ \dot{m}'_{v,o}(s) &= \dot{m}'_{I,o}(s) e^{-(\tau_{v,o} + \tau_m)s} \\ \dot{m}'_{v,f}(s) &= \dot{m}'_{I,f}(s) e^{-(\tau_{v,f} + \tau_m)s} \end{aligned} \quad (8)$$

$$P'_C(s) = \frac{1}{\theta_g s + 1} \left[\left(\frac{\partial P_C}{\partial \dot{m}_o} \right) \dot{m}'_{b,o}(s) + \left(\frac{\partial P_C}{\partial \dot{m}_f} \right) \dot{m}'_{b,f}(s) \right]$$

با ترکیب کردن معادلات مذکور، معادله ذیل برای نوسان فشار در محفظه بر حسب پارامترهای دیگر به دست می‌آید.

$$P'_c(s) = \frac{\frac{e^{-\tau_m s}}{\theta_g s + 1} \left[\left(\frac{\partial P_c}{\partial \dot{m}_o} \right) \left(\frac{d\dot{m}_o}{d\Delta P_{1,o}} \right) e^{-\tau_{v,o} s} p'_{T,o}(s) + \left(\frac{\partial P_c}{\partial \dot{m}_f} \right) \left(\frac{d\dot{m}_f}{d\Delta P_{1,f}} \right) e^{-\tau_{v,f} s} p'_{T,f}(s) \right]}{1 + \frac{e^{-\tau_m s}}{\theta_g s + 1} \left[\left(\frac{\partial P_c}{\partial \dot{m}_o} \right) \left(\frac{d\dot{m}_o}{d\Delta P_{1,o}} \right) e^{-\tau_{v,o} s} + \left(\frac{\partial P_c}{\partial \dot{m}_f} \right) \left(\frac{d\dot{m}_f}{d\Delta P_{1,f}} \right) e^{-\tau_{v,f} s} \right]} \quad (9)$$

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، معادله ذیل به عنوان معادله مشخصه نهایی حاکم به دست می‌آید.

$$\frac{e^{-\tau_m s}}{\theta_g s + 1} \left[e^{-\tau_{v,o} s} \frac{a}{\frac{\Delta P_{1,o}}{P_c}} \left(\frac{\overline{MR}}{MR+1} + \overline{MR} \frac{\partial \overline{MR}}{\partial C^*} \right) + e^{-\tau_{v,f} s} \frac{b}{\frac{\Delta P_{1,f}}{P_c}} \left(\frac{1}{MR+1} - \overline{MR} \frac{\partial \overline{MR}}{\partial C^*} \right) \right] = -1 \quad (10)$$

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

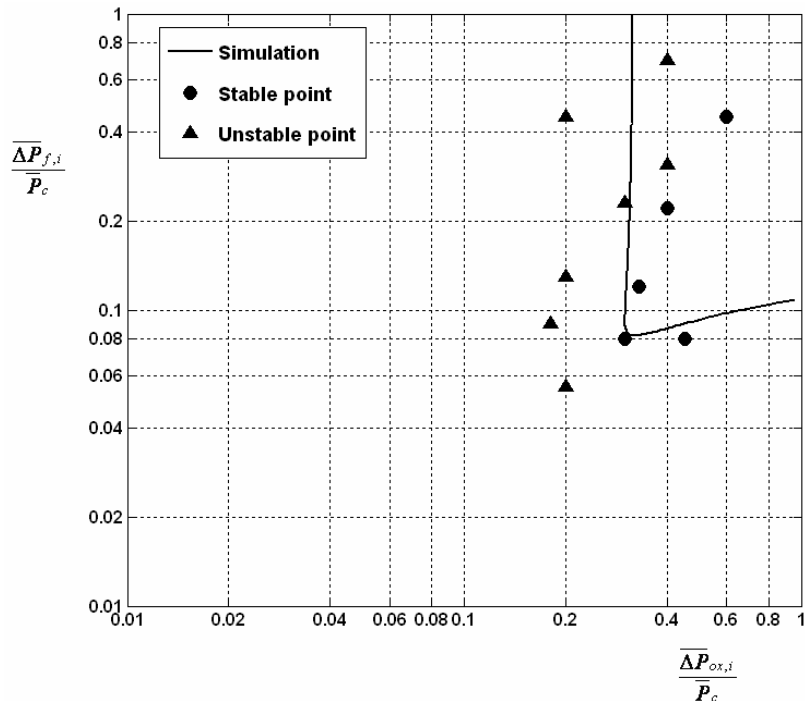
$$MR = \frac{\dot{m}_{b,o}}{\dot{m}_{b,f}} \quad (11)$$

برای به دست آوردن مرز پایداری، قسمت حقیقی پارامتر لاپلاس ($s = \lambda + i\omega$) که در حقیقت نشان‌دهنده رشد نوسانات است برابر صفر منظور می‌شود. از آنجایی که معادله به دو بخش حقیقی و موهومی تقسیم می‌شود، از صفر قرار دادن هر کدام از این معادلات، دو معادله مستقل حاصل می‌شود. با استفاده از حل دستگاه معادلات بر حسب فرکانس، مرز پایداری سیستم به دست می‌آید. در این تحلیل، مرز پایداری بر مبنای تغییرات فشار انژکتورهای سوخت و اکسید نمایش داده می‌شوند در حالی که 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.

تحلیل نتایج

در این بخش، ابتدا صحت‌گذاری مدل به کار رفته با استفاده از نتایج تجربی موجود انجام می‌شود و سپس با استفاده از نرم‌افزار توسعه داده شده در پژوهش حاضر، مطالعات پارامتریکی برای بررسی عوامل تاثیرگذار بر ناپایداری انجام می‌شود. مدل حاضر با استفاده از مجموعه‌ای از آزمایش‌های تجربی صحت‌گذاری شده است [۱۴]. تاریخچه استفاده موفق از این مدل [۸-۱۰ و ۱۲] تاییدی بر قابل قبول بودن مدل حاضر از دیدگاه مهندسی است. شکل (۱) مقایسه نتایج حاصل از آزمون‌های تجربی موجود [۱۴] 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.

در کار حاضر ناپایداری احتراق فرکانس پایین در موتورهای مایع-گاز و مایع-مایع مورد تحلیل قرار گرفته است. برای این امر از دو موتور نمونه که اولی با سوخت اکسیژن مایع و هیدروژن گازی کار می‌کند [۱] و دومی از سوخت نیترات اکسیژن و هیدرازین بهره می‌برد [۱۵]، استفاده شده است. اطلاعات این دو موتور به ترتیب در جدول‌های (۱) و (۲) ارائه شده است. نکته قابل ذکر این است که با توجه به اینکه نرم‌افزار حاصل از مدل موجود، مراحل صحت‌گذاری 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 ۱- مقایسه مرز پایداری تحلیلی (کار حاضر) و داده‌های تجربی [۱۴] برای موتور مایع-گاز نمونه ($\tau_m = 3 \text{ ms}, \tau_{v,o} = 4.4 \text{ ms}$)

جدول ۱- مشخصات موتور نمونه مایع-گاز به کار رفته در تحلیل حاضر [۱]

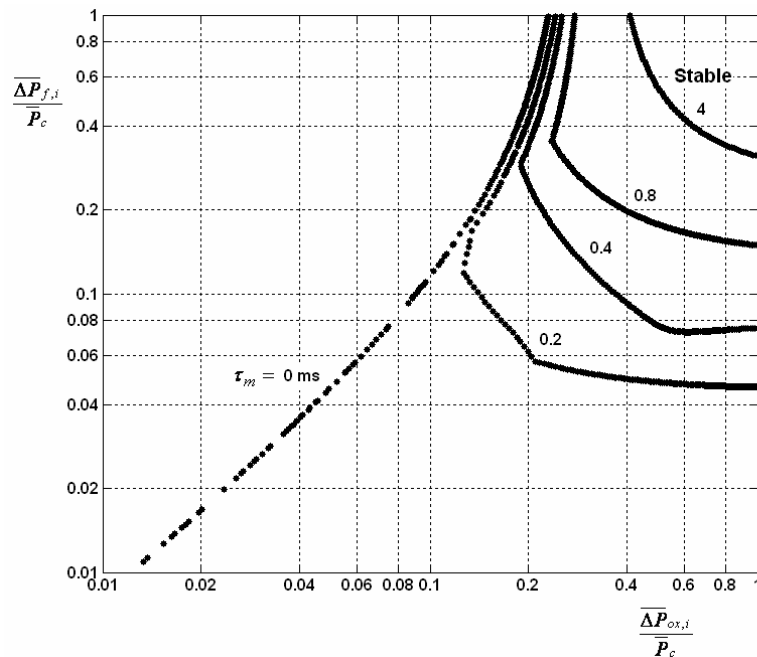
O2 (L) و H2 (G)	سوخت و اکسیدکننده
۵/۲	نسبت اکسیدکننده به سوخت (MR)
۲۴۱۴ m/s	سرعت مشخصه گازهای سوخته شده (C^*)
-۵۶ m/s	نرخ تغییرات سرعت مشخصه بر حسب نسبت سوخت و اکسیدکننده ($\frac{\partial C^*}{\partial MR}$)
۰/۷ ms	زمان اقامت محفظه (θ_g)

جدول ۲- مشخصات موتور نمونه مایع-مایع به کار رفته در تحلیل حاضر [۱۵]

N2O4 (L) و N2H4 (L)	سوخت و اکسیدکننده
۱/۲	نسبت اکسیدکننده به سوخت (MR)
۱۸۰۱ m/s	سرعت مشخصه گازهای سوخته شده (C^*)
-۱۵۲ m/s	نرخ تغییرات سرعت مشخصه بر حسب نسبت سوخت و اکسیدکننده ($\frac{\partial C^*}{\partial MR}$)
۰/۲ ms	زمان اقامت محفظه (θ_g)

نتایج مربوط به موتور مایع-گاز در شکل‌های (۲) تا (۷) نشان داده شده است. در شکل (۲) نمودار مرز ناپایداری را در صفحه افت فشار انژکتورهای سوخت و اکسیدکننده ملاحظه می‌کنید. این نمودار به ازای زمان‌های اختلاط متفاوت رسم شده است. برای هر 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

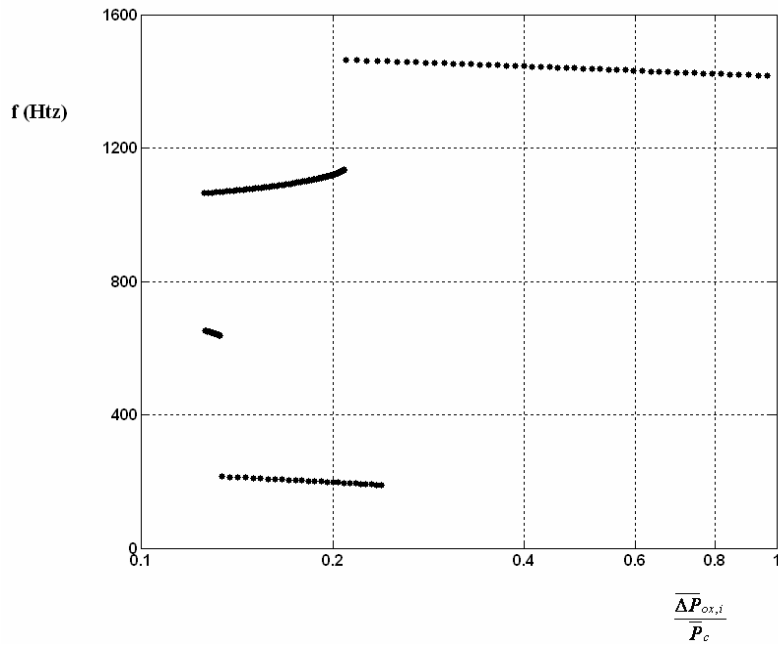
ازای برخی از زمان‌های اختلاط نمودار چندتکه است. در این حالت نمودار پایداری از برخورد چند نمودار متفاوت حاصل شده است که هرکدام از این نمودارها مربوط به محدوده فرکانسی خاصی است. با دقت در شکل (۲) مشاهده می‌شود که با افزایش زمان اختلاط، محدوده پایداری کاهش می‌یابد. لذا یکی از روش‌های مناسب برای پایداری سازی موتور سوخت مایع در حالت فرکانس پایین، کاهش زمان اختلاط است. این امر با استفاده از انژکتورهای با کارایی بالاتر امکانپذیر 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. چنین نتایجی نیز در مراجع موجود [۴۰] گزارش شده است.



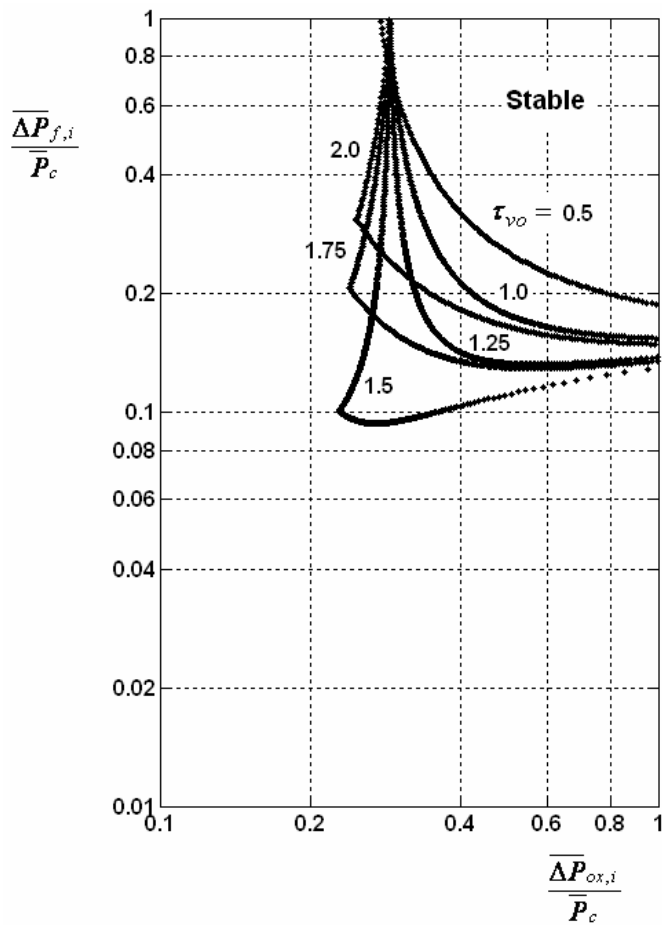
شکل ۲- مرزهای پایداری برای موتور مایع-گاز به ازای مقادیر مختلف زمان تاخیر اختلاط ($\tau_{v,o} = 2 \text{ ms}$)

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 $0/2$ میلی‌ثانیه رسم کرد. این نمودار در شکل (۳) نشان داده شده است. همان‌طور که در این شکل ملاحظه می‌شود، این نمودار یک نمودار چندتکه است. این به این معنی است که 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 میلی‌ثانیه در شکل (۴) نشان داده شده است. همان‌طور که در این شکل ملاحظه می‌شود، با افزایش زمان تبخیر از $0/5$ میلی‌ثانیه تا حدود $1/5$ میلی‌ثانیه، 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 میلی‌ثانیه، ناحیه پایداری موتور کاهش می‌یابد. این امر که در مرجع [۱] نیز بدان اشاره شده است، برخلاف نتایج حاصل از تحلیل با مدل تأخیر زمانی یگانه است که در آن با افزایش زمان تبخیر، ناحیه پایداری به طور پیوسته کاهش می‌یابد. در ضمن همان‌طور که در این شکل ملاحظه می‌شود، با افزایش زمان تبخیر پرش‌های فرکانسی در مرز مشاهده می‌شود.

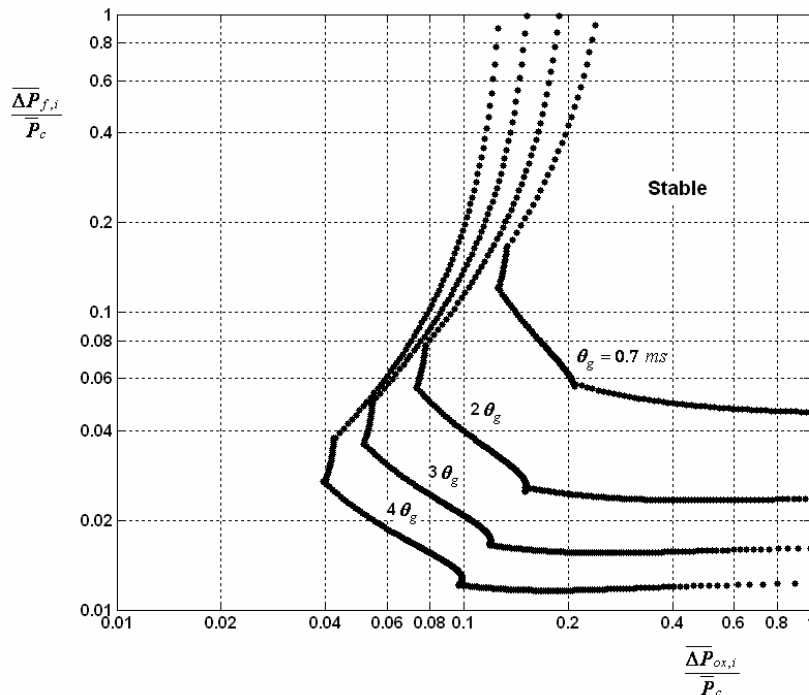


شکل ۳- محدوده‌های فرکانسی مربوط به مرز ناپایداری نشان داده شده در شکل (۲)

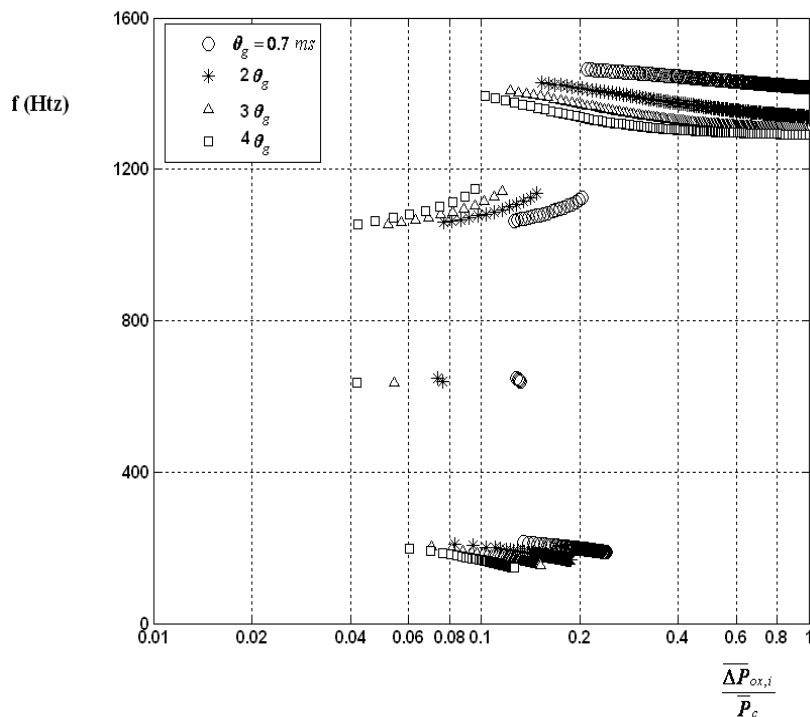


شکل ۴- بررسی نمودار مرزهای ناپایداری موتور مایع-گاز به ازای مقادیر مختلف زمان تبخیر اکسیدکننده $\tau_m = 1.0 \text{ ms}$

شکل‌های (۵) و (۶)، برای بررسی پارامتریک در موتورهای مایع-گاز ترسیم شده‌اند. با دقت در فرمولبندی ارائه شده در بخش قبل مشخص می‌شود که پارامترهای هندسی محفظه و نازل تنها در زمان اقامت محفظه تأثیر می‌گذارند. بنابراین با بررسی تغییر مرزهای ناپایداری به ازای مقادیر مختلف زمان اقامت، می‌توان تأثیر این پارامترها را در ناپایداری فرکانس پایین تحلیل کرد. طول و قطر محفظه به طور 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 زمان اقامت را افزایش می‌دهد. در ضمن تأثیر تغییرات قطر چون با توان دوم در مساحت ظاهر می‌شود، نسبت به طول بیشتر است. شکل (۵) تغییر مرزهای ناپایداری را به ازای مقادیر مختلف زمان اقامت و $\tau_m = 0.2 \text{ ms}$, $\tau_{v,o} = 2 \text{ ms}$ نشان می‌دهد. بقیه مشخصات مطابق با مشخصات موتوری است که در بخش قبل به کار گرفته شد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، افزایش زمان اقامت محفظه سبب افزایش ناحیه پایداری موتور می‌شود. بنابراین افزایش طول و قطر محفظه و کاهش قطر گلوگاه، ناحیه پایداری فرکانس پایین را افزایش می‌دهد. هرچند این تغییرات می‌توانند اثر متفاوتی در ناپایداری فرکانس بالا بگذارند که این موضوع در طراحی باید مورد توجه قرار گیرد. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، در این حالت نیز افزایش زمان اقامت محفظه، سبب افزایش ناحیه پایداری خواهد شد. نکته مهمی که می‌توان در اینجا به آن اشاره کرد، این است که افزایش زمان اقامت محفظه نمودارهای مربوط به مرز ناپایداری را تقریباً به صورت موازی جابه‌جا می‌کند و برخلاف زمان تبخیر دینامیک ناپایداری مرز را تغییر نمی‌دهد. به عبارت دیگر تعداد پرش‌های فرکانسی در مرز ناپایداری با تغییر زمان اقامت محفظه تغییر نمی‌کند. برای بررسی دقیق‌تر این موضوع در شکل (۶) 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 میلی‌ثانیه انتخاب شده است. همان‌طور که در این شکل مشاهده می‌شود، با تغییر زمان اقامت محفظه محدوده‌های فرکانسی تغییر اندکی می‌کند. در واقع با تقریب خوبی می‌توان گفت، گرچه فرکانس‌های ابتدایی و انتهایی با شیب کمی تغییر می‌کنند، اما فرکانس‌های مربوط به پرش فرکانسی تقریباً ثابت می‌ماند. این امر کاملاً برخلاف ناپایداری فرکانس بالا است که در آن با تغییر ابعاد محفظه، فرکانس ناپایداری به مقدار قابل توجهی تغییر می‌کند.



شکل ۵- نمودار مرزهای ناپایداری موتور مایع-گاز به ازای مقادیر مختلف زمان اقامت محفظه ($\tau_m = 0.2 \text{ ms}$, $\tau_{v,o} = 2 \text{ ms}$)

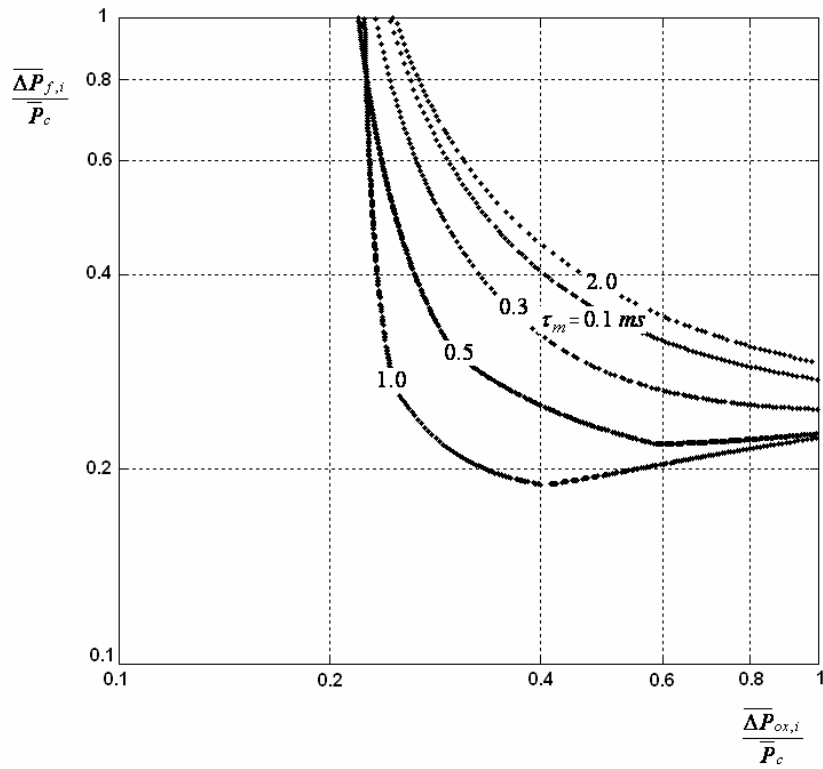


شکل ۶- نمودار فرکانس مرز ناپایداری موتور مایع-گاز به ازای مقادیر مختلف زمان اقامت محفظه
($\tau_m = 0.2 \text{ ms}, \tau_{v,o} = 2 \text{ ms}$)

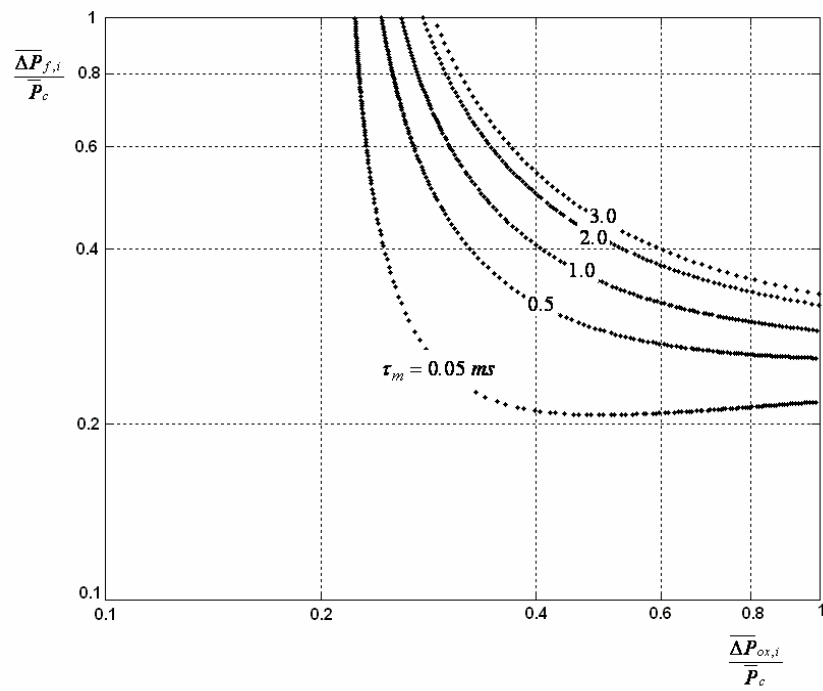
در شکل‌های (۷) تا (۱۰) نتایج تحلیل برای موتور مایع-مایع نشان داده شده است. تفاوت تحلیل در موتور مایع-مایع با موتور مایع-گاز این است که اولاً در مدلسازی هر دو انژکتور سوخت و اکسیدکننده، معادله (۲)، توان مربوطه برابر 0.5 منظور می‌شود. ثانیاً برای سوخت نیز باید زمان تبخیر در نظر گرفت.

در شکل (۷) 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 نیست. 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 (۸) دیده می‌شود، نوع رفتار ناپایداری فرکانس پایین موتور همانند موتورهای مایع-گاز است. در این حالت با افزایش زمان اختلاط، ناحیه پایداری به‌طور 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 (۹) 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.

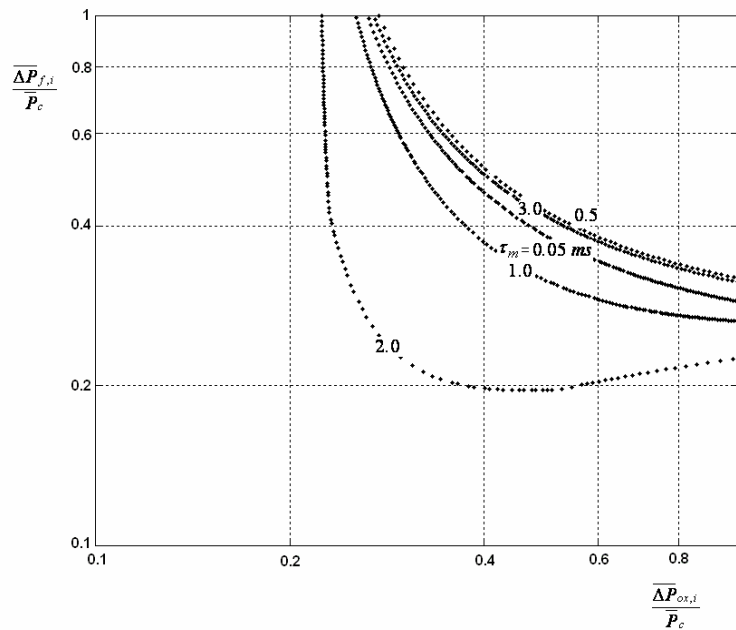
نکته دیگری که در موتورهای مایع-مایع می‌توان بررسی کرد، تأثیر زمان تبخیر اکسیدکننده بر روی مرزهای پایداری است. در شکل (۱۰) مرزهای ناپایداری این موتور مایع-مایع به ازای مقادیر متفاوت زمان تبخیر اکسیدکننده نشان داده شده است. همان‌طور که در این شکل مشاهده می‌شود، روند برخلاف موتورهای مایع-گاز است و با افزایش زمان تبخیر اکسیدکننده ابتدا ناحیه پایداری کاهش یافته و سپس افزایش می‌یابد. این روند نیز برای تأیید نیازمند نتایج تجربی است.



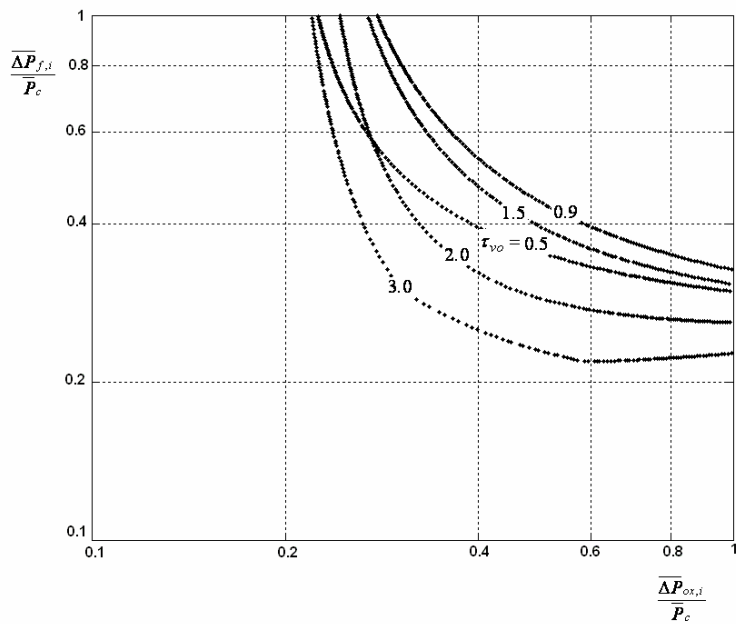
شکل ۷- نمودار مرز ناپایداری موتور مایع-مایع به ازای زمان‌های اختلاط متفاوت ($\tau_{vf} = 1.0 ms$ و $\tau_{vo} = 3.0 ms$)



شکل ۸- نمودار مرز ناپایداری موتور مایع-مایع به ازای زمان‌های اختلاط متفاوت ($\tau_{vf} = 1.0 ms$ و $\tau_{vo} = 2.0 ms$)



شکل ۹- نمودار مرز ناپایداری موتور مایع- مایع به ازای زمان‌های اختلاط متفاوت ($\tau_{vf} = 1.0 \text{ ms}$ و $\tau_{vo} = 4.0 \text{ ms}$)



شکل ۱۰- نمودار مرز ناپایداری موتور مایع- مایع به ازای مقادیر مختلف زمان تبخیر اکسیدکننده ($\tau_{vf} = 1.0 \text{ ms}$ و $\tau_m = 0.5 \text{ ms}$)

نتیجه‌گیری

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 به دست آمده در این نرم‌افزار نشان می‌دهد که احتمال وقوع ناپایداری فرکانس پایین فقط در بازه‌های فرکانسی خاصی که گسسته است، 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 به دست آمده و مقایسه آنها با نتایج نظری و تجربی موجود نشان‌دهنده قابلیت این نرم‌افزار در پیش‌بینی ناپایداری احتراق فرکانس پایین در موتورهای سوخت مایع است.

مراجع

- 1- Harje, D. T., and Reardon, F. H., "Liquid Propellant Rocket Combustion Instability", NASA-SP-194, 1972.
- 2- Fang, J., "Application of Combustion Time Lag Theory to Combustion Stability Analysis of Liquid and Gaseous Propellant Rocket Engines," AIAA Paper 84-510, 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., and 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., and 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 Durng 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, J-2 Program 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., and 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.

English Abstract

Low Frequency Combustion Instability Analysis in LRE by Using Double Time Lag Theory

M. Ghadimi¹ and A.R. Ramezani²
1- Sharif University of Technology
2- Shahid Yazdani Research Center

The low frequency instability in LRE is modeled and analyzed using the double time lag model in the present work. To this end, the interaction between the fluctuations of injectors representing feed system oscillations on the one hand, and fluctuations of chamber pressure representing combustion oscillations on the other hand have been considered. The dynamics of chamber pressure is modeled through the double time lag or evaporation and mixing time lag model. This way, the low frequency instability boundary in liquid-gas and liquid-liquid engines is analyzed and their corresponding frequencies are determined. It is shown that increasing the pressure drop of injectors and gas residence time can stabilize the engine. Decreasing the mixing time in liquid-gas engines has a stabilizing effect, but this is not true for liquid-liquid engines. In these engines, the mixing time has different effects on the stability boundaries depending on the evaporation time of fuel and oxidizer. It is also concluded that low frequency instability can be initiated at special domains of frequency. The results are in agreement with the available theoretical and experimental results.

Keywords: Liquid Rocket Engines, Combustion Instability, Low Frequency, Time Lag Theory