

## تعیین ناحیه پایداری احتراق فرکانس بالای موتور دو بعدی آزمایشگاهی

علی‌رضا رضانی<sup>۱</sup>، حسن امانپور<sup>۲</sup>

پژوهشکده شهید بزدانی

Ramezani\_a@alum.sharif.edu

### چکیده

در پژوهش حاضر، ناحیه پایداری احتراق فرکانس بالای موتور دو بعدی آزمایشگاهی سوخت مایع با استفاده از ترسیم مرز پایداری آن تعیین شده است. مرز پایداری با استفاده از حل معادلات آکوستیکی حاکم بر محفظه با فرض گاز کامل غیرلزج و غیرچرخشی و استفاده از تئوری احتراق کروکو بدست می‌آید. از ترکیب معادله پیوستگی، ممنتوم و انرژی معادله پتانسیل سرعت نوسانی حاکم بر محفظه قبل و بعد از شعله که بصورت متمرکز در نظر گرفته شده است، استخراج شده و شرط مرزی صفحه انژکتور در ناحیه اول و شرط مرزی نازل در ناحیه دوم به معادلات اعمال می‌شود. در نهایت نواحی اول و دوم در مرز مشترک جایی که شعله تشکیل می‌گردد با استفاده از تئوری احتراق کروکو ترکیب می‌شوند و معادله مشخصه حاکم بر نوسانات پتانسیل سرعت بدست می‌آید. با حل این معادله ناحیه پایدار و ناپایدار محفظه بر حسب پارامترهای زمان تاخیر حساس و ضریب اندرکنش فشار تعیین می‌شوند. نتایج حاصل از نرم‌افزار با داده‌های موجود در مراجع تطابق نسبی دارد. از این نرم‌افزار می‌توان برای طراحی محفظه احتراق دوبعدی آزمایشگاهی برای انجام مطالعات ناپایداری احتراق استفاده کرد.

واژه‌های کلیدی: ناپایداری فرکانس بالا- ناحیه پایدار- موتور دو بعدی

### 1- مقدمه

در تاریخچه موتورهای سوخت مایع، پدیده ناپایداری احتراق مهمترین مشکل در مراحل طراحی و توسعه بوده است که هزینه‌های فراوانی برای درک، شناخت، پیش‌بینی و رفع آن انجام شده است. تحقیقات 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 میدان آکوستیکی 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]. انواع مختلفی از موتورهای مقیاس کوچک تا کنون طراحی و مورد استفاده قرار گرفته‌اند [2]. این موتورها برای بررسی دینامیک احتراق و مطالعات اولیه ناپایداری و تعیین خصوصیات آکوستیکی محفظه نمونه اصلی بکار می‌روند. از میان موتورهای مقیاس کوچک که تاکنون طراحی شده‌اند، موتور مقیاس کوچک دوبعدی بیشترین کاربرد را داشته و ثابت شده که بهترین ابزار برای تحلیل و بررسی دینامیک احتراق و ناپایداری آن می‌باشد [3]. موتور دوبعدی، موتوری است که بصورت مکعب مستطیل با

1- کارشناس ارشد هوافضا- پیشرانس

2- کارشناس ارشد هوافضا- پیشرانس

ضخامت کم طراحی و ساخته می‌شود بطوریکه عرض آن با قطر موتور اصلی و طول آن با طول موتور واقعی برابر باشد [4]. طراحی طوری صورت می‌گیرد که فرکانس مود اول عرضی موتور آزمایشگاهی با فرکانس مود اول مماسی موتور اصلی که به لحاظ تاریخی معمولاً مخربترین مود موجود در موتورهای سوخت مایع است برابر باشد [4]. با توجه به کاربرد گسترده روشهای مقیاس‌سازی و موتورهای مقیاس کوچک، مطالعات گسترده‌ای روی روش و موتورهای مذکور انجام شده ولی به دلیل کاربرد خاص، اطلاعات آنها مشمول طبقه‌بندی شده است. مطالعات ابتدا از بررسی امکان مقیاس‌سازی شروع شد [5] و با تکمیل اطلاعات و تئوری‌های مربوطه، انواع خاصی از موتورها به تدریج و با مأموریت خاص طراحی و ساخته شدند و برای بررسی دینامیک احتراق بکار گرفته شدند [6-7]. تاریخچه موفق استفاده از روش مقیاس‌سازی و استفاده از موتورهای مقیاس کوچک و کاهش هزینه و زمان پروژه‌های طراحی، استفاده از آنها را در تمام پروژه‌های طراحی و توسعه ضروری کرد و این روش بصورت استاندارد درآمد [4]. اطلاعات قابل توجهی از این روش و موتورهای مقیاس کوچک در مراجع [4] و [8] ارائه شده است. این روش‌ها هم‌اکنون نیز برای مطالعه دینامیک احتراق سوخت‌های خاص، بررسی اسپری خروجی از انژکتورهای جدید طراحی شده و پیش‌بینی احتمال وقوع ناپایداری بکار می‌روند [9-10]. تنها نمونه‌ای که در داخل کشور در زمینه تحلیل تجربی ناپایداری احتراق گزارش شده [11]، فعالیتی است که در بخشی از آن، ناپایداری فرکانس پایین بصورت تجربی و با استفاده از موتور دوبعدی مورد بررسی قرار گرفته و با روش تحلیل ترسیمی ساچه [12] مقایسه شده است.

با توجه به گستردگی کاربرد موتورهای دوبعدی و ضرورت طراحی بهینه آن، استخراج مدلی تحلیلی برای تحلیل محفظه دوبعدی که توانایی بکارگیری برای طراحی آن را داشته باشد ضروری است. مطالعات صورت گرفته نشان داده که در میان مراجع گزارش شده، تنها یک نمونه کد رایانه‌ای برای تحلیل محفظه احتراق دوبعدی آزمایشگاهی وجود دارد که به عنوان بخشی از یک کد مهندسی جامع برای طراحی پایدار محفظه احتراق موتور سوخت مایع توسعه داده شده است [13] و به دلیل کاربرد خاص در دسترس نمی‌باشد. بدین منظور در این پژوهش با استفاده از معادلات اکوستیکی حاکم بر محفظه در مختصات کارتزین و تئوری احتراق کروکو [12] نرم‌افزاری ایجاد شده که مرز پایداری موتور دو بعدی را تعیین می‌کند. در ادامه معادلات حاکم مورد استفاده در این کد ارائه شده و سپس نتایج حاصل از نرم‌افزار توسعه داده شده با روش حاضر مورد بررسی قرار می‌گیرد. صحت‌گذاری نتایج با نتایج موجود انجام شده و با استفاده از نرم‌افزار، مطالعات پارامتریک با تغییر بعضی از پارامترهای موثر انجام می‌شود.

## 2- معادلات حاکم

پژوهش حاضر به ارائه مدلی برای تحلیل ناحیه پایداری موتور دوبعدی می‌پردازد که از آن می‌توان برای طراحی این نوع از موتورها استفاده کرد. این نوع محفظه دارای سطح مقطع مستطیل است که عمق محفظه نسبت به عرض آن کوچک بوده و می‌توان از نوسانات در راستای عمق صرف‌نظر کرده و نوسانات را دوبعدی در نظر گرفت. برای تعیین مرز پایداری محفظه، با توجه به هندسه موتور، معادلات حاکم برای گاز ایده‌ال شامل پیوستگی، بقای ممنتوم و انرژی (با فرض آیزنتروپیک بودن جریان) در مختصات دکارتی بصورت غیرلزج در نظر گرفته می‌شود.

$$\frac{\partial \rho^*}{\partial t^*} + \nabla^* (\rho^* \bar{u}^*) = 0 \quad (1)$$

$$\rho^* \left( \frac{\partial \bar{u}^*}{\partial t^*} + \bar{u}^* \cdot \nabla^* \bar{u}^* \right) + \nabla^* p^* = 0 \quad (2)$$

$$\frac{dp^*}{p^*} = \gamma \frac{d\rho^*}{\rho^*} \quad (3)$$

که  $\rho$  و  $p$ ،  $u$  به ترتیب نماینده سرعت، فشار و چگالی،  $\rightarrow$  نشان دهنده بردار و  $*$  نشان دهنده بایعد بودن یک کمیت است. سپس متغیرهای ترمودینامیکی مانند فشار و جرم حجمی، به مقادیر متوسط و نوسانی تفکیک شده و با مقادیر

متوسطشان در شرایط پایا بی بعد می گردند. مقادیر متوسط متغیرها، ثابت بوده و فرض می شود که در نواحی بالا دست و پایین دست شعله یکنواخت هستند. نوسانات در همه جهتها متغیر بوده و تابعی از زمان می باشند. سرعت به دو مؤلفه متوسط و نوسانی تفکیک شده و بی بعد می گردد. فرض می شود مؤلفه متوسط سرعت، فقط درجهت محوری وجود دارد و به صورت گسسته در مقطع احتراق از مقدار صفر در ناحیه بالا دست شعله به مقدار متوسط آن در پایین دست شعله می رسد. مؤلفه نوسانی سرعت در همه جهتها وجود دارد و متغیری از زمان محسوب می شود. تمام مؤلفه های نوسانی، آنقدر کوچک فرض می شوند که از حاصل ضرب آنها صرف نظر می شود. بدین ترتیب معادلات پیوستگی و مومنتوم حاصل، خطی شده و نوسانات، تابع سینوسی فرض می شود. میدان جریان نوسانات، غیر چرخشی در نظر گرفته می شود و نوسانات سرعت به صورت تابعی از گرادیان تابع پتانسیل سرعت تعریف می گردد.

$$\vec{u}' = \nabla \phi$$

(4)

از ترکیب معادلات پیوستگی و مومنتوم حاصل با رابطه ساده شده آیزونتروپیک انرژی، معادله مشخصه ای برای تابع پتانسیل سرعت به دست می آید.

$$\frac{\partial^2 \phi}{\partial t^2} - \nabla^2 \phi + \vec{u} \cdot [\nabla (\vec{u} \cdot \nabla \phi)] + 2 \vec{u} \cdot \frac{\partial \nabla \phi}{\partial t} = 0 \quad (5)$$

سپس تابع پتانسیل موجود در معادله مشخصه به دو قسمت مکانی و زمانی تفکیک می گردد.

$$\phi = \phi_0 e^{st} \quad s = \lambda + i\omega \quad (6)$$

که  $\phi_0$  دامنه اولیه،  $\lambda$  نرخ تغییر دامنه نوسان و  $\omega$  سرعت زاویه ای نوسانات است. بدین ترتیب می توان رابطه (5) را بدین صورت بازنویسی کرد.

$$s^2 \phi_0 - \nabla^2 \phi_0 + \vec{u} \cdot [\nabla (\vec{u} \cdot \nabla \phi_0)] + 2 \vec{u} \cdot s \nabla \phi_0 = 0 \quad (7)$$

با استفاده از روش جداسازی متغیرها، معادله مشخصه تابع پتانسیل سرعت به سه معادله دیفرانسیل معمولی درجه دوم تفکیک می شود. با استفاده از شرایط مرزی دیواره ها و تقارن محوری محفظه، معادلات مربوط به مودهای مماسی و شعاعی حل می شوند. حل عمومی مسأله، با حل معادله محوری، با در نظر گرفتن شرایط مرزی در صفحه انژکتور و ادمیتانس نازل بدست می آید. معادله محوری پتانسی سرعت بصورت ذیل است که در آن  $\phi_x$  نوسانات پتانسیل سرعت در جهت محوری می باشد.

$$(1 - \bar{u}^2) \phi_x'' - 2 \bar{u} s \phi_x' - (s^2 + S_{mn}^2) \phi_x = 0 \quad (8)$$

که در آن

$$S_{mn} = \frac{\pi}{2} \sqrt{M^2 + \frac{N^2}{b'^2}} \quad (9)$$

در رابطه فوق  $M$  و  $N$  به ترتیب شمارنده مودهای عرضی و جانبی و  $b'$  نسبت عمق به ارتفاع محفظه می باشد. حل معادله محوری بصورت ذیل است.

$$\phi_x = C_1 \exp(r_1 x) + C_2 \exp(r_2 x) \quad (10)$$

$$r_{1,2} = \frac{\bar{u} s \pm \sqrt{s^2 + (1 - \bar{u}^2) S_{mn}^2}}{1 - \bar{u}^2}$$

معادله شماره (8) و حل عمومی آن در هر دو ناحیه پیش و پس از شعله حاکم بوده و شرایط مرزی هر ناحیه تعیین کننده ضرایب نامعین باقی مانده و نهایتاً کامل شدن حل خواهد بود. هدف از حل این معادلات بدست آوردن ادمیتانس نوسانات یا نسبت نوسانات سرعت به نوسانات فشار است. معادله ادمیتانس با این تعریف بصورت ذیل بدست می آید.

$$Y = - \frac{r_1 \exp(r_1 x) + \frac{C_2}{C_1} r_2 \exp(r_2 x)}{\gamma \left( s \exp(r_1 x) + s \frac{C_2}{C_1} \exp(r_2 x) + \bar{u} r_1 \exp(r_1 x) + \bar{u} \frac{C_2}{C_1} r_2 \exp(r_2 x) \right)} \quad (11)$$

معادله (11) برای هرناحیه با توجه به فرضیات و شرایط مرزی خاص آن ناحیه نهایی خواهد شد. مقدار ادمیتانس برای ناحیه اول با احتساب سرعت صفر برای سرعت میانگین گاز و ادمیتانس  $\psi_p$  برای شرط مرزی صفحه انژکتور تعیین می‌شود.

$$Y_I|_{x=x_p} = \frac{\left( \frac{\alpha}{\gamma s} \right)^2 (\exp(\alpha x_p) - \exp(-\alpha x_p)) - \psi_p \left( \frac{\alpha}{\gamma s} \right) (\exp(\alpha x_p) + \exp(-\alpha x_p))}{\psi_p (\exp(\alpha x_p) - \exp(-\alpha x_p)) - \left( \frac{\alpha}{\gamma s} \right) (\exp(\alpha x_p) + \exp(-\alpha x_p))} \quad (12)$$

رابطه ذیل برای ادمیتانس ناحیه دوم با در نظر گرفته ادمیتانس نازل به عنوان شرط مرزی بدست می‌آید.

$$Y_{II}|_{x=-x_q} = - \frac{r_1 \exp(-r_1 x_q) + \frac{C_2}{C_1} r_2 \exp(-r_2 x_q)}{\gamma \left( s \exp(-r_1 x_q) + s \frac{C_2}{C_1} \exp(-r_2 x_q) + \bar{u} r_1 \exp(-r_1 x_q) + \bar{u} \frac{C_2}{C_1} r_2 \exp(-r_2 x_q) \right)} \quad (13)$$

که در آن نسبت  $\frac{C_2}{C_1}$  بصورت ذیل است.

$$\frac{C_2}{C_1} = - \frac{\gamma s \psi_q + \gamma \bar{u} r_1 \psi_q + r_1}{\gamma s \psi_q + \gamma \bar{u} r_2 \psi_q + r_2} \quad (14)$$

در روابط بالا،  $x_p$  فاصله صفحه انژکتور تا شعله و  $x_q$  فاصله شعله تا ورودی نازل است. شعله همانطور که قبلاً بیان شده بصورت متمرکز در نظر گرفته شده است.

از رابطه پیوستگی برای ارتباط حل نواحی بالا دست و پایین دست شعله و بدست آوردن ادمیتانس جرمی محفظه استفاده می‌شود.

$$Y_b = \frac{1}{\bar{u}} \left( u'_{II} - \frac{\bar{\rho}_I a_I}{\bar{\rho}_{II} a_{II}} u'_I \right) + \frac{1}{\gamma} \quad (15)$$

در نهایت، از مقایسه رابطه (15) و تابع پاسخ ارائه شده توسط کروکو [12]، ضریب وابستگی  $n$  و تأخیر زمانی حساس  $\tau$  بدست می‌آید.

$$\begin{cases} n = \frac{Y_r^2 + Y_i^2}{2Y_r} \\ \tau = \frac{1}{\omega} \left[ k\pi \pm \arccos\left(1 - \frac{Y_r}{n}\right) \right] \end{cases} \quad (16)$$

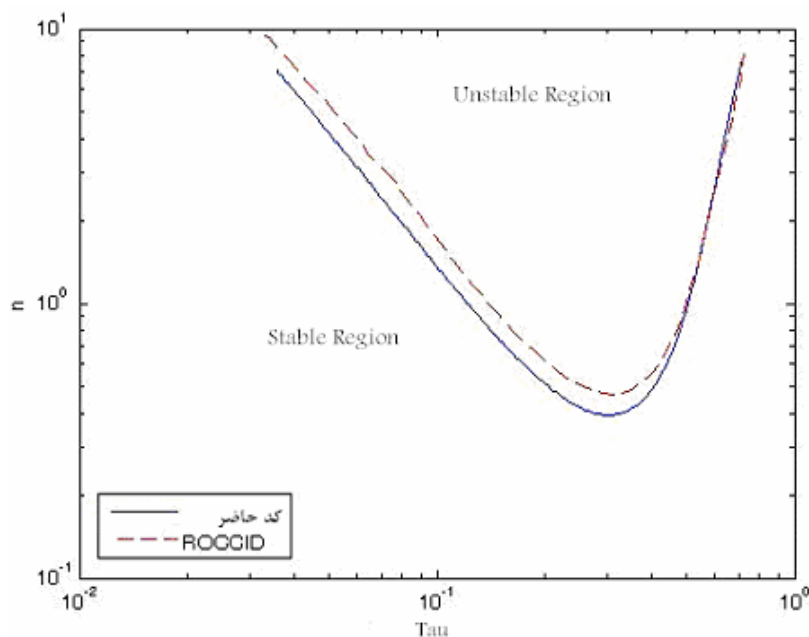
اندیس  $r$  معرف قسمت حقیقی ادمیتانس و  $i$  معرف قسمت مجازی می‌باشد. با حل و تحلیل نمودارهای حاصل می‌توان مرز پایداری را مشخص کرد.

### 3- تحلیل نتایج

شکل 1 مقایسه نتیجه حاصل از نرم افزار توسعه داده شده با نتیجه حاصل در مرجع [13] را نشان می دهد. این نمودارها به ازای ورودی های ذکر شده در جدول 1 رسم شده اند. مرز ترسیمی تطابق نسبی خوبی با مرز ترسیمی توسط مرجع مذکور دارد. اختلاف موجود به دلیل اختلاف در مقدار ادمیتانس نازل به عنوان شرط مرزی در معادله حاکم و خطای خواندن اطلاعات روی نمودار از مرجع با استفاده از نرم افزار دیجیتایزر (Digitizer) می باشد.

جدول 1: مشخصات موتور نمونه برای تحلیل حاضر [13]

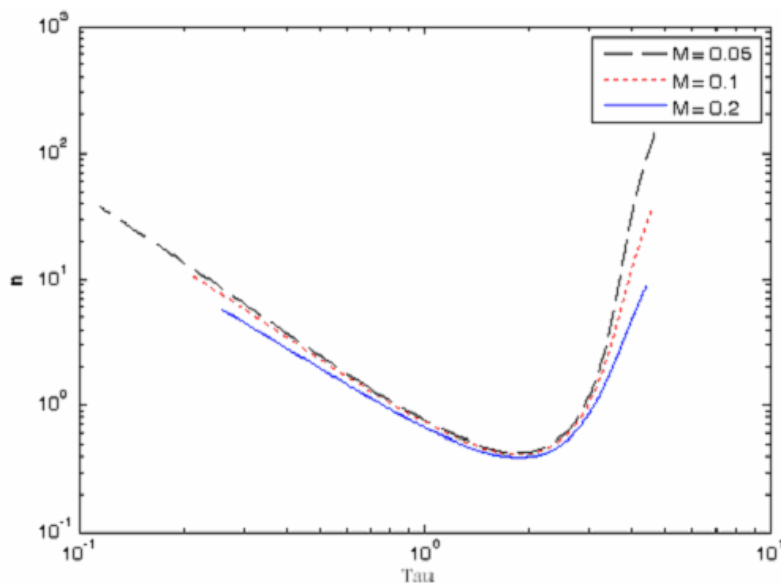
| پارامتر                    | مقدار عددی |
|----------------------------|------------|
| شعاع انحنی گلوگاه          | 0.066 m    |
| شعاع انحنی ورودی نازل      | 0.066 m    |
| زاویه همگرایی نازل         | 45 درجه    |
| شعاع گلوگاه نازل           | 0.063 m    |
| شعاع محفظه                 | 0.19 m     |
| نسبت گرمایی ویژه گاز محترق | 1/14       |
| سرعت صوت                   | 1173 m/s   |



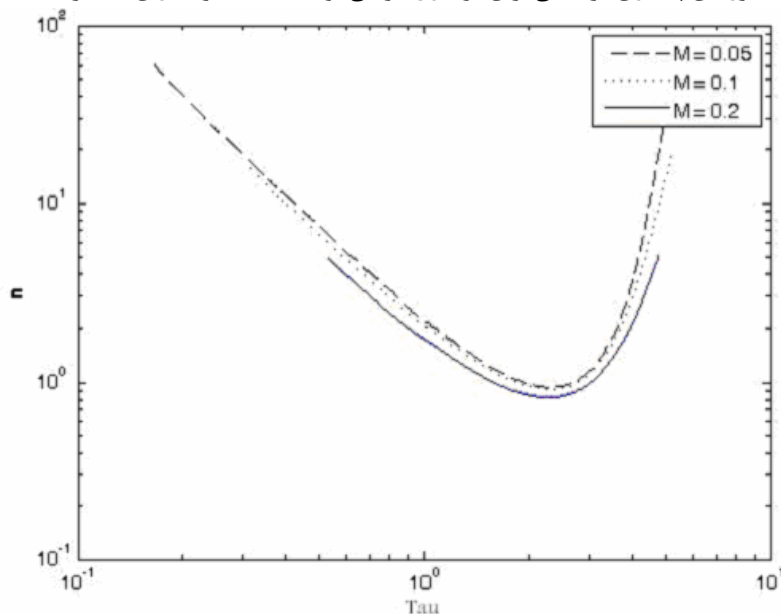
شکل 1- مقایسه مرزهای پایداری ترسیمی توسط کد حاضر و کد ROCCID [13]

اختلاف موجود در مقدار کمینه شاخص برهم کنش  $n$  حدود 0/07 می باشد. در حالی که مرجع [13] این مقدار را حدود 0/46 نشان می دهد، نتیجه حاصل از این کد مقداری در حدود 0/39 است. برای تحلیل این خطا، کد برای حالتی که شرط مرزی ابتدای نازل (ادمیتانس نازل) صفر در نظر گرفته شود، اجرا شد. این حالت از لحاظ فیزیکی متناظر با حالتی است که به جای نازل دیواره صلب قرار داده شود. در این حالت مقدار کمینه شاخص برهم کنش در حدود 0/44 بدست آمد. با توجه به اینکه در مودهای مماسی نازل اثر ناپایدارکننده دارد، با وجود نازل محدوده پایداری موتور کوچکتر خواهد بود. در نتیجه مقدار کمینه شاخص برهم کنش باید کمتر از 0/44 باشد. این تحلیل نشان می دهد که مقدار کمینه مرجع [13] غیر قابل قبول بوده و نتایج کد مقادیر منطقی تری را بدست می دهد.

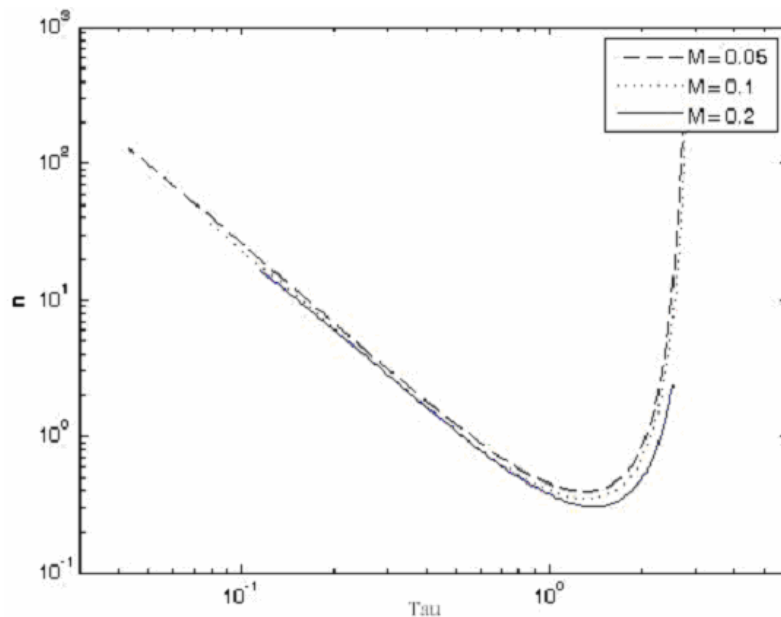
با توجه به بازه تقریبی ضریب اندرکنش فشار برای شرایط کاری مختلف در موتورهای سوخت مایع که حدود 0/6 الی 0/8 می‌باشد [1]، این نمودار نشان می‌دهد که موتور حاضر به احتمال قوی در مود اول عرضی ناپایدار خواهد شد. همچنین موتور مقیاس اصلی که این موتور برای پیش‌بینی ناپایداری عرضی آن، تحلیل شده، در مود اول مماسی ناپایدار خواهد بود. نسبت همگرایی کنترل کننده عدد ماخ در محفظه است. برای بررسی اثر این پارامتر علاوه بر ماخ کاری اولیه محفظه، کد تحلیل ناپایداری برای ماخ‌های 0/1 و 0/05 نیز اجرا و نتایج آن با هم مقایسه شد. نتایج کد که در شکل‌های (2)، (3) و (4) ارائه شده، نشان می‌دهد که در تمام مودها، افزایش عدد ماخ محفظه اثر ناپایدارکننده دارد؛ بدین صورت که کمینه شاخص برهم‌کنش کاهش و محدوده ناپایداری موتور افزایش یافته است. البته این تغییرات در مود طولی چشمگیرتر است. در حالی که با تغییر عدد ماخ از 0/05 به 0/2 کمینه شاخص برهم‌کنش در مود عرضی 0/036 و در مود مختلط 0/088 کاهش می‌یابد، این کاهش در مود طولی برابر با 0/141 خواهد بود. نتایج مطالعات تحلیلی و آزمایشات پیشین نظیر کروکو و چنگ [12] و میچل [14] در مورد نوسانات طولی نشان می‌دهد که افزایش عدد ماخ برای مودهای طولی اثر پایدارکننده دارد که این امر با نتایج کد حاضر تطابق دارد. اما در مورد مودهای عرضی تاکنون نتایج معتبری منتشر نشده است.



شکل 2- مقایسه مرزهای پایداری ترسیمی برای مود اول عرضی توسط کد حاضر به ازای مقادیر مختلف عدد ماخ

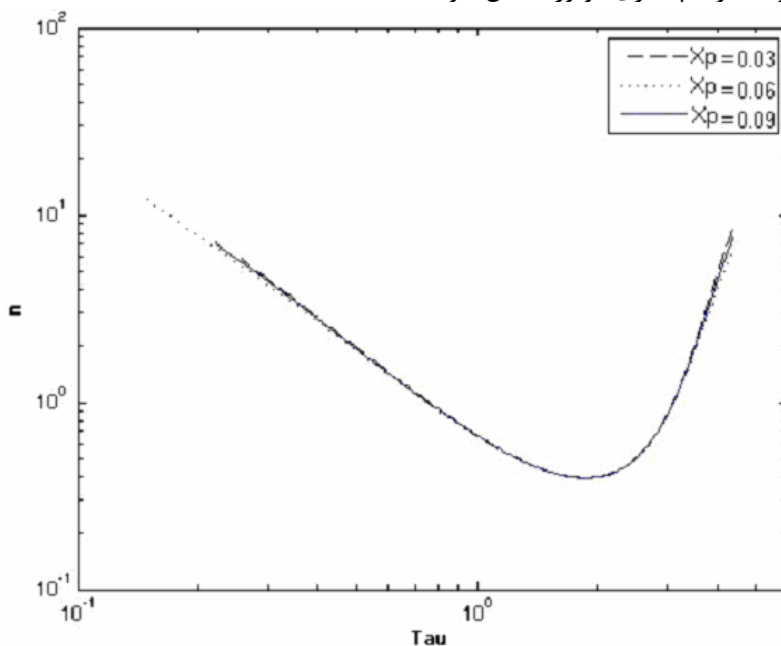


شکل 3- مقایسه مرزهای پایداری ترسیمی برای مود اول طولی توسط کد حاضر به ازای مقادیر مختلف عدد ماخ

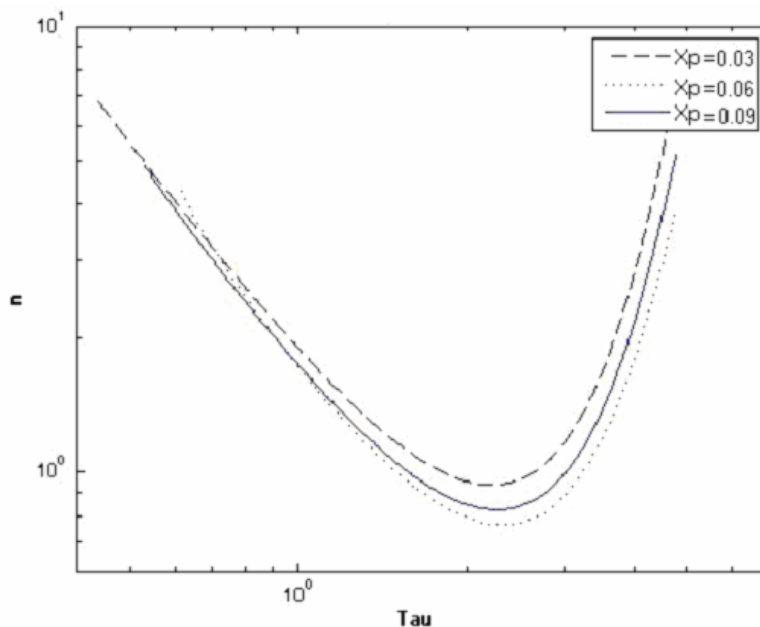


شکل 4- مقایسه مرزهای پایداری ترسیمی برای مود اول ترکیبی طولی-عرضی توسط کد حاضر به ازای مقادیر مختلف عدد ماخ

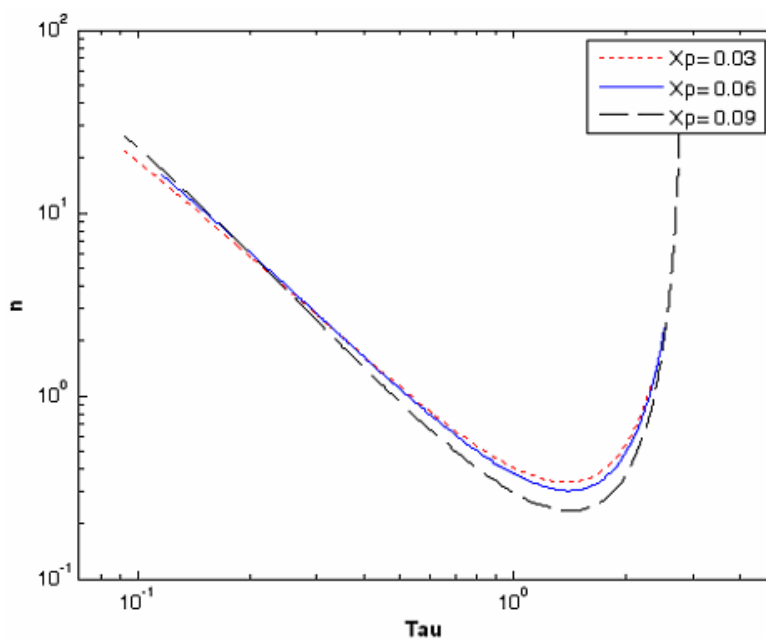
یکی از پارامترهای موثر، فاصله شعله از صفحه انژکتور است. کد حاضر برای فاصله شعله به ازای مقادیر مختلف اجرا و نتایج با هم مقایسه شده است. نتایج در شکل‌های (5)، (6) و (7) نشان داده شده است. نتایج مود اول عرضی نشان می‌دهد که فاصله شعله از صفحه انژکتور هیچ تاثیری بر محدوده پایداری این مود ندارد. این نتیجه‌ای معقول برای مدهای مماسی است، زیرا این مود متأثر از توزیع احتراق در راستای عرضی است و جابجایی طولی صفحه احتراق تاثیری بر رفتار مدهای مماسی نخواهد داشت. اما بنابر انتظار تغییر فاصله شعله در مود اول طولی و مود مختلط تاثیر قابل توجهی بر محدوده پایداری موتور دارد. روند این تغییرات بستگی به محل گره‌ها و پاد-گره‌های آکوستیکی دارد. چنانچه صفحه شعله به یک گره نزدیک یا از یک پاد-گره دور شود، این تغییر اثر پایدارکننده خواهد داشت، اما چنانچه شعله از یک گره دور یا به یک پاد-گره نزدیک شود، این تغییر اثر ناپایدارکننده داشته و محدوده پایداری موتور کاهش خواهد یافت.



شکل 5- مقایسه مرزهای پایداری ترسیمی برای مود اول عرضی توسط کد حاضر به ازای مقادیر مختلف فاصله شعله



شکل 6- مقایسه مرزهای پایداری ترسیمی برای مود اول طولی توسط کد حاضر به ازای مقادیر مختلف فاصله شعله



شکل 7- مقایسه مرزهای پایداری ترسیمی برای مود اول ترکیبی طولی-عرضی توسط کد حاضر به ازای مقادیر فاصله شعله

در مورد محفظه فعلی و برای مود اول طولی، افزایش فاصله شعله در محدوده کاری موتور اثر پایدارکننده دارد. اما بر خلاف مود طولی، مود مختلط با افزایش فاصله شعله ناپایدارتر می‌شود. این امر نشان‌دهنده تفاوت شکل مودهای آکوستیکی برای مودهای طولی و مختلط و در نتیجه تفاوت محل گره‌ها و پاد-گره‌هاست.



#### 4- نتیجه گیری

داشتن ابزاری برای پیش بینی ناپایداری احتراق برای طراحان موتور و صنایع از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است، زیرا باعث کاهش زمان و هزینه طراحی و توسعه موتورهای موشکی می‌شود. موتور دوبعدی آزمایشگاهی یکی از این ابزارها برای بررسی ناپایداری احتراق می‌باشد. در کار حاضر مدلی ارائه شده که توانایی تحلیل ناپایداری احتراق فرکانس بالا در موتور دوبعدی سوخت مایع را دارد. نتایج حاصل از این پژوهش نشان می‌دهد که در تمام مودها افزایش عدد ماخ محفظه اثر ناپایدارکننده دارد. نتایج مود اول عرضی نشان می‌دهد که فاصله شعله از صفحه انژکتور هیچ تاثیری بر محدوده پایداری این مود ندارد. تغییر فاصله شعله در مود اول طولی و مود مختلط تاثیر قابل توجهی بر محدوده پایداری موتور خواهد داشت. روند این تغییرات وابسته به محل گره‌ها و پاد-گره‌های آکوستیکی است. از این نرم‌افزار می‌توان برای طراحی محفظه احتراق پایدار برای موتور راکت سوخت مایع استفاده کرد.

#### مراجع

- 1- Harrje, D.T. and Reardon, F.H., 1972, Liquid Propellant Rocket Combustion Instability, NASA-SP-194.
- 2- Priem, R., "Theoretical and Experimental Models for Unstable Rocket Combustor," 9<sup>th</sup> Symposium (International) on Combustion, Combustion Inst., Pittsburgh, PA, 1963.
- 3- Lawhead, R. B., and Combs, L. P., "Modeling Techniques for Liquid Propellant Rocket Combustion Processes," 9<sup>th</sup> Symposium (International) on Combustion, Combustion Inst., Pittsburgh, PA, 1963.
- 4- Fisher, S.C., Dodd, F.E., and Jensen, R.J., "Scaling Techniques for Liquid Rocket Combustion Stability Testing," Liquid Rocket Engine Combustion Instability, edited by V. Yang, and W. Anderson, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 169, AIAA, Washington, DC, 1995, pp. 545-564.
- 5- Ross, C., "Scaling Liquid Fuel Combustion Chamber," AGARD Selected Combustion Problems II, Butterworths Scientific Publications, London, 1956, pp. 444-456.
- 6- Lawhead, R. B., "Photographic Studies of Combustion Processes in Liquid Propellant Rockets," 8<sup>th</sup> Symposium (International) on Combustion, Combustion Inst., Pittsburgh, PA, 1962.
- 7- Levine, R. S., "Experimental Status of High Frequency Liquid Rocket Combustion Instability," 10<sup>th</sup> Symposium (International) on Combustion, Combustion Inst., Pittsburgh, PA, 1965.
- 8- Dexter, C.E., Fisher, M.F., Hulka, J.R., Denisov, K.P., Shibanov, A.A., and Agarkov, A.F., "Scaling Techniques for Design, Development and Test," Liquid Rocket Thrust Chambers: Aspects of Modeling, Analysis, and Design, edited by V. Yang, M. Habiballah, J. Hulka, and M. Popp, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 200, AIAA, Washington, DC, 2004, pp. 553-600.
- 9- Tamura, H., and et.al., "Observation of LOX/Hydrogen Combustion Flame in a Rocket Chamber During Chugging Instability," AIAA Paper 2003-4758, 2003.
- 10- Marshall, W. M., et. al. "Experimental Study of Transverse Combustion Instabilities in a Multi-Element, Rectangular Rocket Chamber," AIAA Paper 2007-5588, 2007.
- 11- ابراهیمی، رضا، مدلسازی ناپایداری احتراق در موتور موشکهای سوخت مایع، پایان‌نامه دکتری تبدیل انرژی، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف، آذرماه 1378
- 12- Crocco, L. and Cheng, S.-I., Theory of Combustion Instability in Liquid-Propellant Rockets, AGARDograph, No. 8, Butterworths Scientific Publications, London, 1956.
- 13- Muss, J., Nguyen, T.V., "User Manual of Rocket Combustor Interactive Design (ROCCID) and Analysis Computer Program", NASA CR-187110, 1991.
- 14- Mitchell, C. E., "Analytical Models for Combustion Instability," Liquid Rocket Engine Combustion Instability, edited by V. Yang, and W. Anderson, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 169, AIAA, Washington, DC, 1995, pp. 403-430.