

## بررسی اثر ناپایداری احتراق در محفظه احتراق راکت‌های سوخت مایع و روش‌های کنترل آن

جواد جبارزاده<sup>1\*</sup>، مجتبی سمنانی رهبر<sup>2</sup>، ابراهیم بلاغی<sup>3</sup>، اسماعیل بلاغی اینالو<sup>3</sup>

دانشگاه جامع امام حسین(ع)، دانشکده و پژوهشکده فنی و مهندسی، گروه مهندسی شیمی  
(\* جواد جبارزاده: amir.ro125@gmail.com)

### چکیده

ناپایداری احتراق، پدیده‌ای است که در احتراق پیش‌رانه‌ها بوجود می‌آید. به عبارت دیگر، این پدیده هم به پیش‌رانه و هم به محفظه احتراق مربوط می‌شود. شناسایی کامل ابعاد ناپایداری احتراق، مدهای مختلف آن، علل وقوع و شدت و ضعف آن برای درک کامل و پیشگیری از عوارض مخرب آن ضروری است. بخش عمده ناپایداری در احتراق، معمولاً برای اهداف آنالیزی بصورت پایدار در نظر گرفته می‌شود. اگر نوسانات احتراق از محدوده خاص تجاوز کند، باعث خسارات زیاد شود (نیروهای لرزشی شدید، شکست مکانیکی اجزا و ...). چنین حدی از ناپایداری احتراق ممکن است باعث تخریب راکت و در نهایت شکست ماموریت شود. در واقع، به دلیل دانسیته بالای انرژی آزاد شده در حجم ثابت که نسبتاً اتلافات اندک است، شرایط برای تحریک و حفظ نوسانات در محفظه احتراق هر سیستم پیش‌رانه مطلوب است. بنابراین، مطالعات در زمینه ناپایداری و روش‌های پیش‌بینی و کنترل آن بسیار مهم و ضروری است. در این مطالعه مروری، به انواع ناپایداری، اثرات آن و کارهای انجام شده در این زمینه برای کنترل آن پرداخته می‌شود.

واژه‌های کلیدی: ناپایداری احتراق - راکت مایع - پیش‌رانه

### 1- مقدمه

منظور از ناپایداری احتراق (Combustion Instability)، نوسانات ایجاد شده در فشار متوسط در طی عملکرد موتور می‌باشد. دامنه این نوسانات به شرایط عملکرد موتور بستگی دارد و همیشه نامطلوب هستند، حتی اگر تبعات انفجار و تخریب نداشته باشند. در بیشتر سیستم‌های پیش‌رانش، فرایند ناپایداری احتراق هرگز بطور کامل برطرف نشده است. بخش عمده ناپایداری در احتراق، معمولاً برای اهداف آنالیزی بصورت پایدار در نظر گرفته می‌شود. وقتی که نوسانات فشار در زمان کار پایدار موتور، از فشار متوسط محفظه احتراق از 5% بیشتر تجاوز نکند، احتراق پایدار و آرام و در غیر این صورت، احتراق ناپایدار و نوسانی در نظر گرفته می‌شود. شدت ناپایداری احتراق، اثر آن را در زمان عمل موتور نشان می‌هد. اگر این ناپایداری در محدوده خاص ثابت بماند، موتور بطور موفق عمل خواهد کرد. در شرایط خاص، زمانی که نوسانات فشار و سرعت با فرکانس طبیعی پیش‌رانه که سیستم تولید می‌کند یا آکوستیک محفظه اندرکنش داشته باشد، نوسانات افزوده یا اضافی دوره‌ای حاصل می‌شوند. در کل، ناپایداری احتراق به معنی نوسانات فشار با دامنه بزرگ است که با الگوی مشخص اتفاق می‌افتند. اگر نوسانات احتراق از محدوده خاص تجاوز کند، باعث خسارات زیاد و در نهایت شکست ماموریت می‌شود. با این وجود، تئوری‌ها و آزمایش‌های موجود، روش پایه و قوی برای درک و پیش‌بینی آن فراهم نکرده‌اند. ابزار ریاضی و کامپیوتری با همه گستردگی، از بدست آوردن تکنیک قابل اعتماد و دقیق برای شناسایی، پیش‌بینی و کنترل این مشکل عاجز مانده‌اند. بنابراین، در حال حاضر فقط چند روش سخت و پرهزینه برپایه آزمون و خطا برای کمک به طراحان جهت اجتناب از ناپایداری‌های احتراق وجود دارد.

1- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشگاه جامع امام حسین(ع)

2- دانشیار، دانشگاه جامع امام حسین(ع)

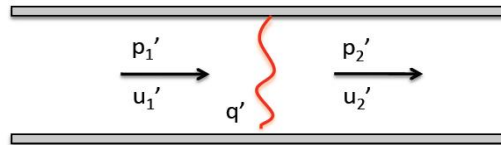
3- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشگاه جامع امام حسین(ع)

## 2- ناپایداری احتراق

ناپایداری احتراق را می‌توان یک حرکت ناپایدار سیستم دینامیکی در نظر گرفت که متحمل رفتار نوسانی محدوده گسترده فرکانس‌ها می‌شود. مکانیسم اصلی و عمده ناپایداری‌های احتراق با وجود اینکه این ناپایداری‌ها در انواع گوناگون موتورها مثل راکت‌های سوخت جامد، راکت‌های سوخت مایع، توربین‌های گازی و تراسترها اتفاق می‌افتد، بسیار مشابه است. ناپایداری ترمو-آکوستیک که با اندرکنش بین آکوستیک و گرمای آزاد شده شناسایی می‌شود، عوامل اصلی سوزش ناپایدار در محفظه هستند. ناپایداری احتراق تنها زمانی اتفاق می‌افتد که فرایند احتراق با حرکات گاز-دینامیکی کوپل شوند، در حالیکه هریک از آن‌ها به تنهایی پایدارند. بنابراین کل سیستم شامل پیشراندها، سیستم‌های تغذیه پیشرانده، محصولات احتراق که تحرکات ناپایدار را تشدید می‌کند و ساختار محفظه ناپایدار هستند.

یک سیستم احتراق از دو سیستم دینامیکی تشکیل شده است: دینامیک محفظه و دینامیک احتراق. محفظه احتراق با شکل هندسی ثابت و محدود، دارای مشخصات آکوستیکی مخصوص است و نقش آمپلی‌فایر برای حرکات آکوستیکی را بازی می‌کند. محفظه می‌تواند مشابه نوسان‌ساز در نظر گرفته شود، که در آن بطور متوسط حرکات ناپایدار موج را تشدید می‌کند. بنابراین، هندسه محفظه و سرعت صوت در جریان میانی، عوامل کلیدی هستند که اثرات اصلی را در مدهای آکوستیکی دارند. فرایند احتراق به فشار بسیار است. نوسان شعله، که بعلافت فرایند سوختن است، می‌تواند تغییرات موضعی را در خواص جریان ایجاد کند. این نوسانات انتشار می‌یابند و نوسانات موضعی را به رفتار ناپایدار سراسری در محفظه تبدیل می‌کنند. ناپایداری‌ها تحت شرایط خاص که توسط رایلی (Rayleigh) مشخص شده است، گسترش می‌یابند. او بیان می‌کند که اگر سرعت آزاد شدن گرما از فرایند احتراق همفاز با نوسانات فشار باشد، سیستم ناپایدار و زمانی که سرعت آزاد شدن گرما غیرهمفاز با نوسانات فشار باشد، سیستم پایدار می‌شود. حرکات ناپایدار به آسانی تمایل به کاهش و حذف ندارند که دلیل اصلی آن این است که محفظه تقریباً در اکثر موارد بسته و ثابت است. این واقعیت اظهار می‌دارد که ناپایداری احتراق می‌تواند با تغییرات به ظاهر ناچیز در سیستم روی دهد.

مکانیسم ناپایداری ترمو-آکوستیک با در نظر گرفتن شعله پایدار در یک مجرای مستقیم که در شکل (1) نشان داده شده است، توضیح داده می‌شود. خواص آکوستیک بخش‌های بالادست و پایین دست مجرای شعله با ایمپدانس آکوستیک مجرا مشخص می‌شود.



شکل 1- شعله پایدار در یک مجرای مستقیم

ایمپدانس آکوستیک ویژه، نسبت فشار آکوستیک (که آکوستیک به اجزا نوسانی اشاره دارد) به سرعت جریان است که بصورت زیر تعریف می‌شود:

$$Z = p' / u'$$

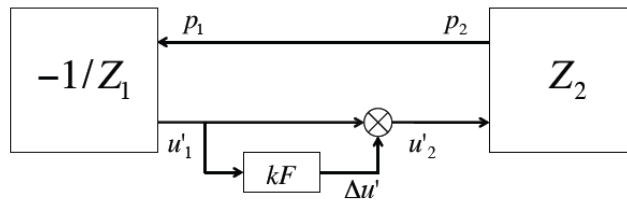
که  $p'$  فشار نوسان و  $u'$  نوسانات سرعت است. ایمپدانس آکوستیک ویژه بالادست با  $Z_1$  و پایین دست با  $Z_2$  مشخص می‌شود. در تعیین انتقال و انعکاس آکوستیک، در مرز دو ماده و جسم وجود اختلاف ایمپدانس آکوستیک مهم است. وقتی احتراق انجام شد، نوسانات حرارت آزاد شده بصورت عمده تحت تاثیر سرعت آکوستیک است. انبساط حجم در همراهی با انتشار حرارت به عنوان منبع سرعت آکوستیک عمل میکند. وابستگی انتشار حرارت به سرعت آکوستیک با تابع انتقال  $F$  داده می‌شود:

$$F = (q') / (u'_1)$$

که  $q'$  نوسان انتشار حرارت است. انبساط حجم متناسب با انتشار حرارت است و این تناسب با ثابت  $k$  نشان داده می‌شود:

$$\Delta u' = kq' = kFu'_1$$

رابطه بین ایمپدانس و تابع انتقال شعله با در شکل (2) نشان داده شده است.



شکل 2- دیاگرام جعبه‌ای ترمو-آکوستیکی شعله در مجرا

### 3- مکانیسم‌های ناپایداری احتراق

ناپایداری‌های احتراق ترمو-آکوستیک بدلیل اثرات آن در کاهش کارایی و خسارات ساختاری، خیلی گسترده مطالعه شده است. این ناپایداری‌ها در سیستم‌های احتراقی گوناگون شامل موتورهای راکت جامد و مایع [6، 4، 3، 2، 1]، موتورهای رم‌جت-ها [7، 8، 9، 10، 11، 12]، موتورهای جت پس‌سوز [13، 14] و موتورهای توربین [15] مشاهده شده است. با این وجود که آن‌ها سیستم‌های پیشران‌شان متفاوت با کاربردهای متفاوت‌اند، مکانیسم این ناپایداری‌ها مشابه است؛ یعنی اثر متقابل شعله‌ها و آکوستیک.

لرد ریلی (Lord Rayleigh) یکی از محققان آکادمیکی در زمینه ناپایداری ترمو-آکوستیکی است که برای پیشرفت رفتارهای تئوریک، آن‌را بعنوان بخشی از تحقیقات خود در زمینه وجود موج‌های آکوستیکی با افزایش حرارت در محفظه در سال 1878 انجام داده است [16]. او بیان می‌دارد: اگر حرارت بطور پیوسته در حال مبادله باشد، و حجمی از هوا در حال تبخیر در پیستونی که بوسیله سیلندر محبوس است باشد، اثر تولید شده به فاز ارتعاش که در آن انتقال حرارت اتفاق می‌افتد، بستگی دارد.

این بیان برای وجود ناپایداری احتراق، به معیار رایلی معروف است که بطور گسترده برای درک و فهم قابلیت و توانایی یک محفظه برای ناپایداری استفاده می‌شود. بیان ریاضی معیار رایلی اولین بار توسط پوتنام (Putnam) و دنیس (Dennis) به صورت زیر ارائه شد [15، 17]:

$$\int_{T_0} q'(t) \cdot p'(t) > 0 \quad (1)$$

که  $T_0$  دوره نوسانی یک نوسان را بیان می‌کند و  $q'(t)$  نوسان انتشار حرارت آنی و  $p'(t)$  نوسان آنی فشار است. اگر سرعت رهاسازی گرما ( $q'(t)$ ) از فرآیند احتراق با نوسانات فشار ( $p'(t)$ ) در یک فاز باشند، سیستم پایدار است و زمانیکه در فاز مخالف باشند، سیستم پایدار خواهد بود. شاخص رایلی  $G(x)$ ، یک روش ریاضی برای کمی‌سازی کوپلینگ بین انتشار حرارت و فشار آکوستیک ناپایدار است و با رابطه زیر بیان می‌شود:

$$G(x) = \frac{1}{T_0} \int_{T_0} q'(x, t) \cdot p'(x, t) dt \quad (2)$$

اگر  $G(x) > 0$  باشد، نوسانات رشد خواهد داشت و اگر  $G(x) < 0$  باشد میرایی اتفاق می‌افتد. معیار رایلی پایه آنالیز برای ناپایداری‌های احتراق ترمو-آکوستیک است و با استفاده از شاخص رایلی برای یک سیکل ناپایداری ارزیابی می‌شود. پوتنام تلاش‌های زیادی برای استفاده از معیار رایلی در کارهای علمی انجام داده است. کتاب و مقالات او نمونه‌های زیادی از اعمال معیار رایلی به عنوان کمک برای تغییرات طراحی و اجتناب از نوسانات تولید شده به وسیله انتشار حرارت مخصوصاً در سیستم‌های نیرو و گرمادهی ارائه داده است.

انتشار ناپایدار حرارت در محفظه در کوپل با امواج آکوستیک معمولا به صورت هیدرودینامیکی از طریق جریان انتقال می‌یابد. بنابراین انتشار حرارت فقط تابع زمان نیست بلکه تابع مکان نیز است. آنالیز تئوریک اثرات شعله- آکوستیک بدلیل وابستگی خاص به ساختار توربولنسی سرعت جریان خیلی مشکل است. برای بررسی و وارد شدن به این رفتار خاص، شکل بسیار خاصی از رابطه رایلی توسط زین (Zinn) ارائه شده است [18]:

$$\int_{T_0} \int_V q'(x,t) \cdot p'(x,t) dv dt \geq \int_{T_0} \int_V Li(x,t) dv dt \quad (3)$$

که  $V$  حجم محفظه و  $Li(x,t)$  فرآیند خفگی یا میرایی است. برای بیان ریاضی شاخص رایلی، کالیک (Culick) نیز یک توزیع مهم با اضافه کردن انرژی به مد آکوستیک بیان کرد [19]. با در نظر گرفتن اینکه جریان لزج، آرام، کامل و رسانایی گرمایی قابل صرفنظر باشد، معادلات دینامیک گاز واکنش برای جریان یک بعدی در جهت طولی محفظه به شکل زیر هستند:

$$\frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} = 0 \quad (4) \text{ معادله پیوستگی}$$

$$\rho \frac{\partial u}{\partial t} + \rho u \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial p}{\partial x} = 0 \quad (5) \text{ معادله مومنتوم}$$

$$\rho \frac{\partial e}{\partial t} + \rho u \frac{\partial e}{\partial x} = - \frac{\partial u}{\partial x} + q \quad (6) \text{ معادله انرژی}$$

$$p = \rho RT \quad (7) \text{ و معادله حالت}$$

$u$  سرعت و  $e$  انرژی داخلی ویژه و  $q$  سرعت انتشار گرما بر واحد حجم و  $R$  ثابت گاز است. از آنجا که رفتار انحرافی کوچکی در شروع ناپایداری تحت این شرایط انجام می‌گیرد، سیستم با جدا کردن متغیرها به مقدار متوسط و اجزاء کوچکتر، می‌تواند خطی شود.

$$p(x,t) = \bar{p}(x) + p'(x,t) \quad (8)$$

$$u(x,t) = \bar{u}(x) + u'(x,t) \quad (9)$$

$$\rho(x,t) = \bar{\rho}(x) + \rho'(x,t) \quad (10)$$

$$q(x,t) = \bar{q}(x) + q'(x,t) \quad (11)$$

که علامت بار نشان دهنده بخش متوسط و میانگین متغیرها و پریم نشان دهنده بخش انحراف متغیر است. با جانشانی متغیرهای جدا شده در معادلات اصلی و این نکته که جریان متوسط باید در 3 معادله بالا صادق باشد، معادلات حاکم برای انحراف یا آشفتگی می‌تواند به 2 معادله زیر ساده سازی شوند:

$$\bar{\rho} \frac{\partial u'}{\partial t} + \bar{\rho} u \frac{\partial u'}{\partial x} + \rho' u \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \frac{\partial p'}{\partial x} = 0 \quad (12)$$

$$\frac{\partial p'}{\partial t} + u \frac{\partial p'}{\partial x} + \gamma \bar{p} \frac{\partial u'}{\partial x} + \gamma p' \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} = (\gamma - 1) q' \quad (13)$$

با ضرب کردن معادله (12) در  $\bar{u}$  و (13) در  $\frac{\bar{p}}{(\gamma \bar{p})}$  و ترکیب این دو معادله، تغییر انرژی آکوستیک در داخل محفظه احتراق می‌تواند به صورت زیر خلاصه شود:

$$\frac{\partial}{\partial t} [\varepsilon] + \bar{u} \frac{\partial}{\partial x} [\varepsilon] = \frac{\gamma - 1}{\gamma} \frac{p' q'}{\bar{p}} - \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} [\rho' u' \bar{u} + \frac{p'^2}{\bar{p}}] - \frac{\partial}{\partial x} (u' p') - \frac{u' p'}{\gamma \bar{p}} \frac{\partial p'}{\partial x} \quad (14)$$

$$\varepsilon = \frac{1}{2} \bar{\rho} u'^2 + \frac{1}{2} \frac{p'^2}{\gamma \bar{p}} \quad \text{که در آن: (15)}$$

و  $\varepsilon$  دانسیته انرژی آکوستیک را بیان می‌کند. ترم اول انرژی جنبشی و ترم دوم انرژی پتانسیل آکوستیک است. مشابه سیستم‌های نوسانی دیگر تبدیل مداوم و دوره‌ای یک فرم انرژی به فرم دیگر، رفتار نوسانی را حفظ می‌کند. طرف راست معادله (14) منابع آکوستیک را بیان می‌کند. با دز نظر گرفتن شرایطی که انتشار حرارت تنها منبع تولید انرژی آکوستیک است، معادله بالا به صورت زیر کاهش می‌یابد:

$$\frac{D\varepsilon}{Dt} = \frac{\gamma - 1}{\gamma} \frac{p'q'}{\bar{p}} + \text{higher order terms} \quad (16)$$

با انتگرال‌گیری از معادله بالا و صرف نظر از درجات بالاتر، تغییر در انرژی آکوستیک محفظه احتراق در نتیجه کوپلینگ بین تغییرات فشار و انتشار حرارت در یک دوره  $T_0$  به شکل زیر در می‌آید:

$$\Delta E \approx \frac{\gamma - 1}{\gamma} \int_V dv \int_t^{t+T_0} \frac{p'q'}{\bar{p}} dt \quad (17)$$

همچنین اگر تغییرات طبیعی در احتراق و فرآیندهای دینامیک جریان هم جهت با  $\dot{p}$  و  $\dot{q}$  باشد، بنابراین  $\Delta E > 0$  و نوسانات فشار رشد کرده و ناپایداری رزونانسی اتفاق خواهد افتاد. به عبارت دیگر اگر  $\dot{p}$  در فاز مخالف  $\dot{q}$  باشد نوسانات میرا و خنثی خواهد شد.

یک آنالیز و بررسی کامل شاخصی که در بر گیرنده نوسانات ترمو-آکوستیک خطی و غیرخطی برای محفظه با هر شکلی که دارد، توسط کالیک بخوبی انجام شده است [20]. این کار اثر  $\dot{p}$  و  $\frac{d\dot{q}}{dt}$  روی امواج آکوستیک را بررسی کرده و نتایج مشابه شاخص رایلی و قانون پایداری خطی در بررسی‌ها و آنالیزهای مشابه بدست آمده است. همچنین این آنالیز شباهت بین اثرات یک منبع حرارتی نوسانی و اثر پیستون نوسانی در تولید امواج نوسانی را نشان داده است. اخیراً با پیشرفت تکنولوژی حسگرها، گروه‌های تحقیقاتی زیادی آزمایش‌های زیادی را برای کنترل و بررسی درستی مفاهیم شاخص‌ها انجام داده‌اند. فرض کلیدی و اصلی این است که تشعشع به وسیله گونه‌های حد واسط در واکنش‌ها ( $\text{OH}^*$  و  $\text{CH}^*$  شناسه‌های بسیار متداول‌اند) می‌توانند به عنوان اندازه سرعت واکنش شیمیایی واکنش‌های در حال انجام و بنابراین سرعت انرژی آزاد شده در نظر گرفته شوند.

اندازه‌گیری همزمان تشعشع و نوسانات فشار در یک سیستم می‌تواند برای محاسبه شاخص رایلی مورد استفاده قرار گیرد. در این گزارش اندازه‌گیری همزمان فشار و تشعشع با تایید شاخص رایلی در رساله دکترای استرلینگ (Sterling) بیان شده است [22,21].

بیشتر مطالب منتشر شده در مورد ناپایداری احتراق مربوط به نیمه دوم قرن بیستم است. در سال 1960 گایدون (Gaydon) و ولفهارد (Wolfhard) اولین مقاله مروری در مورد شعله‌های ناپایدار را منتشر کردند [23]. مکانیسم‌هایی که شعله می‌تواند امواج آکوستیکی را تولید، تقویت و یا متوقف کند، توسط تونگ (Toong) و همکارانش مطالعه و بحث شده است [24]. بعلاوه، تونگ و همکارانش بیان کردند که مدهای انفعالی شعله-آکوستیک خطی و غیرخطی هر دو امکان به وجود آمدن دارند. با گذشت زمان و بررسی‌های بیشتر در مورد ناپایداری احتراق، موارد بررسی و بحث به موضوعات تخصصی و انواع گوناگون ناپایداری معطوف شد. باری مثال پرایس (Price)، مارکسمن (Marxman) و سرینگانو (Srignano) بطور اختصاصی و جزئی در مورد ناپایداری احتراق در موتورهای راکت جامد بحث و مطالعه کردند [27,26,25]. از طرف دیگر سرینگ (Thring)، نوسانات احتراقی در موارد و کاربردهای صنعتی را مد نظر قرار داده و مطالعه کرده و این نوسانات را به گروه‌های غرش حاصل از احتراق (Combustion Roar)، نوسانات آکوستیکی و نوسانات تشدید کننده هلمهولتز طبقه‌بندی کرد [28]. با توجه به مطالب ارائه شده سرینگ، زین (Zinn) مشاهده کرد که انواع ناپایداری‌های بحث شده در مورد لوله‌ها و سوراخ‌ها مشابه

ناپایداری موتورهای راکت مایع و جامد است و یک سیستم طبقه بندی جهانی برای ناپایداری مشاهده شده در سیستم‌های گوناگون ناپایداری پیشنهاد کرد [28]. مقالاتی که در مورد ناپایداری احتراق در توربین‌های گازی نیز بسیار زیاد است [29]. در کتابی که در سال 1985 منتشر شد، ویلیامز (Williams) نکات و مطالب بسیار جامع و عمیقی در مورد ناپایداری احتراق در راکت‌های جامد و مایع ارائه داد که شامل جزییات مکانیسم‌های تشدید و تضعیف ناپایداری بود. این بحث‌ها شامل عناوینی چون ناپایداری‌های هیدرودینامیکی و انتشاری، اثرات غیرخطی و احتراق نوسانی در موتورهای راکت مایع بوده و همچنین 233 مرجع در مورد ناپایداری احتراق در آن آورده شده است [30].

#### 4- ناپایداری احتراق در موتورهای راکت مایع

در طی پیشرفت‌های اولیه موتورهای راکت مایع شکست‌های فراوانی بدلیل ناپایداری احتراق رخ داد و به همین دلیل این موضوع یکی از مهمترین موضوعات در راکت‌ها می‌باشد. اولین کارهای مطالعاتی در زمینه ناپایداری احتراق در راکت‌ها توسط کروکو و چنگ پایه‌گذاری شد [2, 31, 32, 33].

در ابتدا تمرکز اولیه روی تاثیر زمان تاخیر (Time Lag) بود، به این معنی که تاخیر طبیعی بین وارد کردن حجم اولیه پیشرانه به محفظه احتراق و حرارت آزاد شده در نتیجه احتراق آن [34]. در چارچوب زمان تاخیر کوپلینگ بین ارتعاشات در سیستم تغذیه پیشرانه و ناپایداری احتراق توسط افراد زیادی مطالعه شد. (گاندر (Gunder) و فریانت (Friant) [35]، یاختر (Yachter) [36]، و سامرفیلد (Summerfield) [34].

کروکو نظریه ناپایداری فرکانس بالا را با استفاده از مفهوم ترکیب زمان تاخیر ثابت و متغیر، وابسته به شرایط محفظه مطرح کرد [36, 37].

اولین کار تجربی که توسط برمن (Berman) و چنی (Cheney) انجام شد، شامل استفاده از روش‌های مشاهده عکس از میان شکاف بود [38]. آزمایشات برمن اجازه داد تا اختلافات کوچک که تبدیل به امواج با طول بالا با فرکانس‌های نزدیک به فرکانس رزونانسی محفظه می‌شود، مشاهده شوند. داده‌های اپتیکی با اندازه‌گیری‌های فشار در کارهای الیس (Ellis) و همکارانش ارتباط پیدا کرد. روش‌های اپتیکی بعدها برای مطالعه ناپایداری‌های متقاطع توسط الیس مورد استفاده قرار گرفت [39, 40].

در مرکز تحقیقات لوییس ناسا (NLRC)، میل (Male)، کرسلاک (Kerslake) و تیشلر (Tischler) مطالعات اپتیکی را برای بررسی احتراق‌های با صدای بلند (Screaming Combustion)، در موتورهای راکت مایع بکار بردند. در NLRC، سرعت‌های بالای انتقال حرارت در دیواره‌های محفظه مشاهده شد که با نتایج تجربی امروزی با مدهای ناپایداری متقاطع سازگاری دارد. همچنین، برهمکنش بین مدهای طولی و متقاطع نیز اثبات گردید [41].

نتایج کار مور (Moore) در مورد اثر میرایی در محفظه احتراق استوانه‌ای نشان داد که اگر از ویسکوزیته صرف‌نظر شود، امواج با دامنه بزرگ می‌توانند در مد تانژانتی اسپینی وجود داشته باشند. امواج متقاطع قوی اگر با انرژی آزاد شده از احتراق کوپل شوند، انرژی مخرب بسیار زیادی خواهند داشت [42].

اسبورن (Osborn) و بانل (Bannell) آزمایش‌هایی را ترتیب دادند تا اثرات فشار محفظه، هندسه محفظه و شیمی پیشرانه در ناپایداری را مشخص کنند. با استفاده از برخی از پیشرانه‌ها معلوم گردید زمانیکه محفظه در جهت ناپایداری مد طولی که احتمال وقوع دارد کشیده شود، پایداری امواج متقاطع تغییر رفتار مشخصی نشان می‌دهند. به‌علاوه، برای پیشرانه‌هایی که سرعت انتشار حرارت زیاد دارند، ناحیه پایداری تمایل به رشد دارند [43].

در سال 1960، پیکفورد (Pickford) و همکارانش مفهوم انرژی موجود را برای محاسبه رفتار پایداری با استفاده از دانسته‌های قبلی ماهیت فیزیکی و شیمیایی پیشرانه، فرآیند پاشش و پارامترهای وابسته بکار گرفتند [44]. ردان (Reardon) تئوری زمان تاخیر کروکو را برای تست مدهای متقاطع فرکانس بالا در راکت‌های مایع مورد استفاده قرار داد [45].

یک محفظه راکت M1 با سوخت  $H_2-O_2$  مایع توسط بارسوتی (Barsotti) و همکارانش مطالعه شد. آزمایش آنها نشان داد که نسبت سرعت پاشش سوخت به اکسیدایزر در پایداری محفظه احتراق بسیار موثر است. همچنین نشان دادند که افزایش دمای هیدروژن تزریقی به اندازه نسبت سرعت پاشش باعث پایداری بیشتر می‌شود [46].

انواع زیادی از ناپایداری‌ها توسط پوتنام (Putnam) شرح داده شده است [15]. یک مرجع کامل در مورد ناپایداری راکت-های مایع در اواسط سال 1970 توسط هارج (Harrje) و وردان ارائه شده است. نویسنده در این مرجع مدل‌های آنالیزی برای ناپایداری‌های فرکانس بالا و پایین، جنبه‌های تجربی برای مطالعه ناپایداری‌ها و راهنمای کاربردی برای طراحان محفظه با در نظر گرفتن جنبه‌های تحریک و میرایی را فراهم آورده است [1]. همچنین، ویلیامز (Williams) یک آزمایش با جزییات کامل با توجه به مطالعات انجام شده در زمینه ناپایداری‌های خطی شعله ارائه کرده است [30].

بررسی‌های جدید در زمینه ناپایداری‌های احتراق راکت‌های مایع به طور جامع و کامل توسط کالیک (Culick) و کاندل (Candel) انجام گرفته است [31,47]. سابقه مطالعات میشل (Mitchell) در زمینه مدلسازی تحلیلی ناپایداری به سال 1970 برمی‌گردد [48]. مطالعات او معاصر با پیشرفت‌های طراحی راکت‌های مایع بوده است. روش‌های در نظر گرفته شده توسط او در برگیرنده چارچوب‌های خطی و غیرخطی بود. کالیک و یانگ (Yang) یک بررسی تاریخی و ماندنی در زمینه ناپایداری احتراق در راکت‌های مایع انجام دادند که شامل رفتارهای خطی و غیرخطی است که مطابق موتورهای کاربردی است [5]. همچنین، اجزا اصلی دینامیک احتراق که می‌تواند در تولید ناپایداری موثر باشد نیز در آن بحث شده است. یک طبقه‌بندی اساسی و بنیادی ناپایداری احتراق توسط بارر (Barrere) و ویلیامز پیشنهاد شده است [49].

## 5- کنترل ناپایداری احتراق

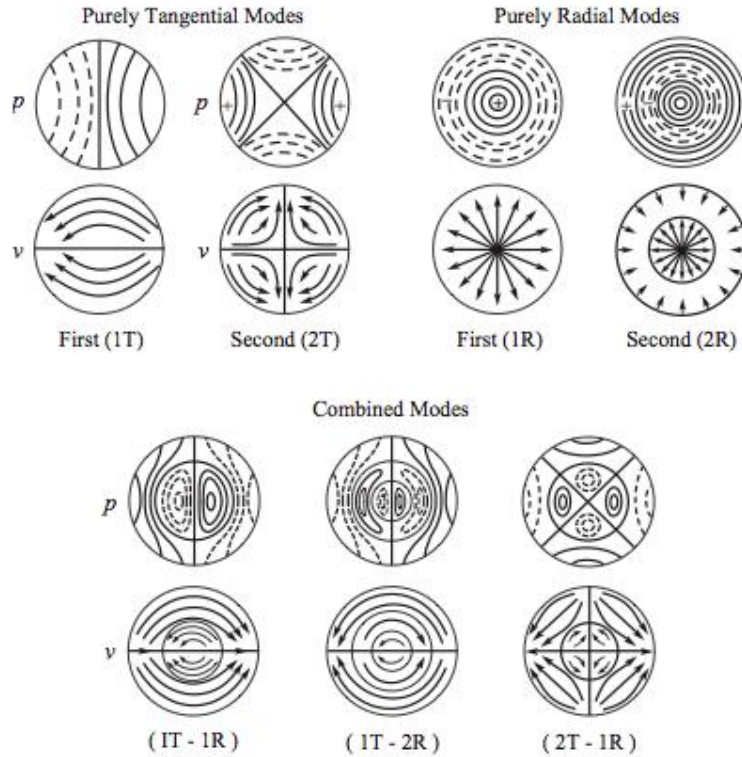
### 5-1- کنترل غیرفعال یا انفعالی (Passive Combustion Control)

روش‌های کنترل غیرفعال، ابتدایی‌ترین روش‌ها و استراتژی‌ها برای کنترل ناپایداری احتراق بود که امروزه نیز با وجود پیشرفت‌های موتورها، به طور گسترده مورد استفاده قرار می‌گیرد [8, 15, 47, 50]. تمام استراتژی‌های کنترل غیرفعال به دو دسته تقسیم‌بندی می‌شوند: یکی شامل تغییرات در طراحی سخت‌افزار (به این معنی که تغییر در ترکیب یا نوع واکنشگرها، سیستم پاشش، هندسه محفظه و ...) برای کاهش قابلیت فرآیند احتراق برای تولید آکوستیک است. روش دیگر حذف انرژی امواج صوتی است که با استفاده از رزوناتور مناسب، فرآیند پراکندگی و اتلاف را ایجاد می‌کند. برای مثال، رزوناتورهای هلمهولتز (Helmholtz)، تیوب‌های حذف موج، صفحات سوراخ دار و یا آسترهای آکوستیکی. عیب اساسی روش‌های کنترل غیرفعال، اثر آنها در محدوده خاص و کم در شرایط عملکرد موتورها است.

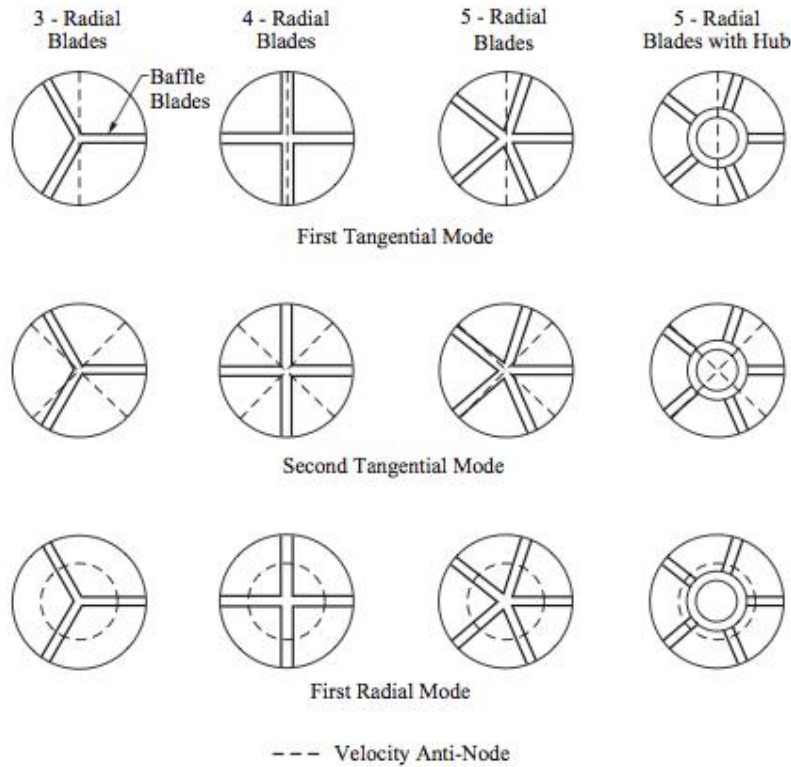
بافل، ساختار و وسیله‌ای است که در محفظه احتراق نصب می‌شود تا دامنه ارتعاشات و نوسانات ناخواسته و نامطلوب اضافی را کاهش دهد. فصل 8 کتاب مرجع هارج، یک بحث بسیار کامل در مورد بافل‌ها ارائه کرده است. بافل‌ها تمایل به پیشگیری مدهای متقاطع نوسانات از طریق طراحی هندسی را دارند [1]. مدهای ناپایدار متقاطع ثابت، شامل مدهای تانژانتی و محوری یا شعاعی در شکل (2) نمایش داده شده‌اند. شکل و تعداد بهینه تیغه‌های هر بافل در اصل به نوع مد سیستم مورد استفاده بستگی دارد. انواع بافل‌های مورد استفاده در راکت‌های مایع در شکل (3) نشان داده شده است. میل و کرسلاک در NLRC به طور عملی تاثیرات پره‌های طولی در میرایی مدهای متقاطع در راکت‌ها را مورد بررسی قرار دادند. آنها بیان کردند که نوسانات عرضی ابتدا در انژکتور ظاهر می‌شوند و سپس در کل محفظه پخش می‌شوند. همچنین، ضوابط طراحی و ملاحظات کاربردی بافل‌ها و جذب کننده‌های آکوستیک بطور کامل شرح داده شده‌اند [52,50].

با توجه به تغییرات هندسی محفظه، کروکو و سریگنانو (Sirignano) نشان دادند که افزایش طول بخش همگرای نازل می‌تواند نوسانات و ارتعاشات محوری خطی در محفظه را کم و حذف کند. در مقابل، میرایی و کاهش مدهای متقاطع معمولاً بی‌اثر و بی‌نتیجه خواهد بود [33].





شکل 2- مدهای ناپایدار متقاطع ثابت، مدهای تانژانتی و محوری یا شعاعی [1].



شکل 3- انواعی از شکل و ترتیب قرارگیری بافل‌ها در راکت‌های مایع [1].



کارایی واقعی رزوناتور در از بین بردن و متوقف کردن ناپایداری احتراق، وابسته به هندسه رزوناتور و شرایط عملکرد آن است. هارج و همکارانش اثرات حفره‌های آکوستیکی را مورد بررسی قرار دادند. اثر حفره‌های آکوستیکی زمانی زیاد می‌شود که در نزدیک انژکتور واقع شوند [53].

دو روش برای اندازه‌گیری فاکتور میرایی (Damping) پیشنهاد شده است: یکی سرعت تخریب و دیگری پهنای باند. وانهاین (Wanhainen) و همکارانش موارد میرایی آکوستیکی نوع هلمهولتز در ناپایداری فرکانس بالا در موتور راکت اکسیژن-هیدروژن مایع را مورد مطالعه قرار دادند. تغییرات دمای هیدروژن تزریقی به عنوان عامل و معیار پایداری مورد ارزیابی قرار گرفت. پایین‌ترین دمای تزریق پایدارترین برهمکنش شعله - آکوستیک را در بر داشت [54].

سریانو و همکارانش نشان دادند که جت در خروجی کانال متصل به محفظه احتراق با حفره‌های رزونانسی تشکیل می‌شود [55]. همچنین، گیسلینگ (Gysling) و همکارانش استفاده از رزوناتورهای هلمهولتز روی محفظه احتراق مورد را آزمایش قرار دادند. بر پایه مدل‌سازی تئوری و داده‌های تجربی، چندین متغیر طراحی مثل نسبت حجم رزوناتور به محفظه، فرکانس رزوناتور و ضریب اتلاف در ورودی رزوناتور برای طراحی آنها بسیار مهم است. آنها با موفقیت اثبات کردند که استفاده از 2 رزوناتور با 2 فرکانس مختلف، میرایی بالای محدوده فرکانس‌ها را فراهم می‌آورد. این عمل بسیار مهم است زیرا موتور می‌تواند فرکانس‌های تشدید شده در مدهای رزونانسی بین شرایط مختلف را تحمل کند [56].

بلوسی (Bellucci) و همکارانش مدل رزوناتور هلمهولتز را برای طراحی میراکننده‌هایی که به محفظه‌های سیلویی توربین-های گازی پایا و ثابت اضافه می‌شوند، مورد استفاده قرار دادند [57]. پندالی (Pandalai) و مونگیا (Mongia) استفاده از میراکننده‌های آکوستیکی روی سیستم‌های احتراقی پیش مخلوط را مورد مطالعه قرار دادند. آنها تیوب‌های میراکننده را که طول آنها 1/4 طول موج فرکانس رزونانسی محفظه بودند، در بالا دست محفظه قبل از مخلوط کننده (Mixer) سوخت-هوا نصب کردند [58].

## 2-5- کنترل فعال ناپایداری احتراق (Active Combustion Control)

کنترل غیرفعال یا انفعالی یک روش بسیار مفید است اما گاهی در کارایی کنترل دچار محدودیت می‌شود. کنترل غیرفعال ممکن است در فرکانس‌های پایین که بعضی از ناپایداری‌های بسیار مخرب در آن بسیار اتفاق می‌افتد، غیر موثر باشد و همچنین تغییرات سخت‌افزاری بسیار گران و زمان‌بر است. در مقابل کنترل غیرفعال، عبارت کنترل فعال بیان می‌شود که عبارتست از کنترل ناپایداری سیستم با استفاده از مصرف انرژی از منبع خارجی به درون سیستم. بعضی از ورودی‌های سیستم مثل سرعت جریان سوخت یا شرایط مرزی محفظه در پاسخ به اندازه‌گیری‌های سیستم مثل سیگنال انتشار حرارت یا فشار تغییر می‌کنند. در حالت کلی، هدف، حداقل کردن اختلاف خطای بین تمایل آنی و رفتار واقعی سیستم است که برهمکنش بین انتشار حرارت ناپایدار و امواج آکوستیکی بجای رشد نوسانات منجر به کاهش و محو شدن کند.

تئوری‌های کنترل فعال ابتدا بصورت مفهومی توسط سین (Tsien) برای از بین بردن ناپایداری انفجاری در یک موتور راکت مایع بکار برده شد. یک مدل احتراقی بر پایه زمان تاخیر وابسته به فشار بین زمان تزریق آنی پیش‌ران و احتراق استفاده شد. سرعت تزریق پیش‌ران از طریق یک خازن تحت تاثیر با بازخورد سیگنال فشار کنترل می‌شد [59].

ماربل (Marble)، کاکس (Cox) و لی (Lee) و همکارانش مطالعات مشابه را برای کنترل ناپایداری فرکانس پایین احتراق در موتور راکت مایع پیش‌ران دوپایه انجام دادند [60، 61]. روش سین در آن زمان برای کنترل فعال به دلیل محدودیت دستگاهی و وسایل عملی نشد.

در پنج دهه اخیر، کنترل فعال ناپایداری به عنوان سنسورهای پاسخ سریع، بسیار زیاد مورد مطالعه قرار گرفته است. ویلیامز مفهوم "ضد صوت (Anti-Sound)" را شرح داده است. ایده اصلی این مفهوم، حذف نوسانات ناخواسته آکوستیکی به وسیله تداخل آکوستیکی است [62]. این کنترل به وسیله تولید امواجی در فاز مخالف نوسانات نامطلوب بدست می‌آید. همچنین این تکنیک حذف موج برای سیستم‌های احتراقی ایده‌آل کاربردی است، اما برای پیاده‌سازی روی محفظه‌های کامل و

واقعی امکان پذیر نیست؛ زیرا محرک‌های آکوستیک مثل بلندگوها (Speakers) نمی‌توانند دانسیته انرژی قابل مقایسه با اندازه‌های تولید شده در نوسانگر جریان در موتور را تولید کنند.

بلوکسیج (Bloxside) و همکارانش کنترل ناپایداری‌های احتراق فرکانس پایین را در آزمایشگاه روی موتور جت پس‌سوز بررسی کردند. تغییرات شرایط مرزی با استفاده از صفحه مسدود کننده بخش داخلی نازل در ناحیه پایین دست که متغیر بود، بدست آمد [63 و 64]. لانگ (Lang) و پوینسوت (Poinsot) و همکارانشان از یک بلندگو برای کنترل ناپایداری در شعله آزمایشگاهی کوچک با اندازه گیری فشار آکوستیکی استفاده کردند [65, 66, 67]. سیگنال فشار تولید شده از میکروفون قرار گرفته در بخش بالا دست محفظه فیلتر شده، شیف‌ت فاز داده شده، تشدید شده و به محرک یا فعال‌ساز اعمال شد. کار آنها نشان داد که تکنیک‌های کنترل فعال به طور موثر برای مطالعه رفتار گذرای ناپایداری‌ها می‌تواند بکار برده شود. در حالت کلی، کنترل فعال، ناپایداری احتراق را با استفاده از وسایل مکانیکی مثل بلندگوها و یا اشیاء متحرک کاهش داده یا حذف می‌کند. با این وجود، برای سیستم‌های کاربردی که دانسیته بالایی دارند، نیروی مورد نیاز محرک‌های مکانیکی باید بسیار بزرگ باشد.

## 9- نتیجه گیری

ناپایداری احتراق یک خطر بزرگ برای سیستم‌های پیشرانش و خیلی قوی است. در بیشتر سیستم‌های پیشرانش، فرایند ناپایداری احتراق هرگز بطور کامل برطرف نشده است. ناپایداری احتراق را می‌توان یک حرکت ناپایدار یک سیستم دینامیکی در نظر گرفت که متحمل رفتار نوسانی محدوده گسترده فرکانس‌ها می‌شود. ناپایداری احتراق تنها زمانی اتفاق می‌افتد که فرایند احتراق با حرکات گاز-دینامیکی کوپل شوند، در حالیکه هریک از آنها به تنهایی پایدارند. بنابراین کل سیستم شامل پیشرانه‌ها، سیستم‌های تغذیه پیشرانه، محصولات احتراق که تحرکات ناپایدار را تشدید می‌کند و ساختار محفظه ناپایدار هستند. بنابراین، اگر نوسانات احتراق از محدوده خاص تجاوز کند، می‌تواند باعث خسارات زیاد شود. برای جلوگیری از خطرات حاصل از ناپایداری مخصوصاً شکست ماموریت راکت‌ها، پیش‌بینی و کنترل ناپایداری یک کار بسیار مهم و ضروری در صنعت نظامی و حتی غیرنظامی است که در حال حاضر، بهترین و پرکاربردترین روش، کنترل انفعالی یا غیرفعال است. از آنجاکه کنترل غیرفعال در محدوده‌های خاص قابل اجرا است، امروزه تلاش‌ها برای بکارگیری روش فعال کنترل روبه گسترش بوده و کارهای مطالعاتی و آزمایشگاهی زیادی در این زمینه انجام می‌گیرد تا ناپایداری احتراق را تا حد امکان کاهش و در آینده بتوان آن را حذف کرد.

## مراجع

- 1- Harrje, D. and (eds.), F.R., *Liquid Propellant Rocket Combustion Instability*, NASA SP-194, 1972.
- 2- Crocco, L. and Cheng, S. I., *Theory of Combustion Instability in Liquid Propellant Rocket Motors*, AGARD Monograph, Butterworth's Scientific Publications, 1956.
- 3- Price, E., *Combustion Instabilities in Solid Propellant Rocket Motors*, Astronautica Acta, 1959.
- 4- Zinn, B. and Powell, E., "Nonlinear Combustion Instability in Liquid Propellant Rocket Engines", Thirteenth Symposium (International) on Combustion, the Combustion Institute, pp. 491-503, 1971.
- 5- Culick, F. E. C. and Yang, V., "Overview of Combustion Instabilities in Liquid-Propellant Rocket Engines", *Liquid Rocket Engine Combustion Instability*, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 169, pp. 3-37, AIAA, Washington DC. 1995.
- 6- Hulka, J. and Hutt, J. J., "Instability Phenomena in Liquid Oxygen/Hydrogen Propellant Rocket Engines", *Liquid Rocket Engine Combustion Instability*, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 169, pp. 39-72, AIAA, Washington DC. 1995.
- 7- Yang, V. and Culick, F., "Analysis of Low Frequency Combustion Instabilities in a Laboratory Ramjet Combustor", *Combustion Science and Technology*, Vol. 45, pp. 1-25, 1986.
- 8- Schadow, K. and Gutmark, E., "Combustion Instability to Vortex Shedding in Dump Combustors and Their Passive Control", *Progress in Energy Combustion and Science*, Vol. 18, No. 2, pp. 117-132, 1992.

- 9- Hedge, U., Reuter, D., Daniel, B., and Zinn, B., “*Flame Driving of Longitudinal Instabilities in Dump Type Ramjet Combustors*”, Combustion Science and Technology, Vol. 55, pp. 125-138, 1987.
- 10- Yu, K., Lee, S., Trouve, A., Stewart, H., and Daily, J., “*Vortex Nozzle Interactions in Ramjet Combustors*”, AIAA Paper No. AIAA-87, 1871.
- 11- Yu, K., Trouve, A., and Daily, J., “*Low-Frequency Pressure Oscillation in a model ramjet combustor*”, Journal of Fluid Mechanics, Vol. 232, pp. 47-72, 1991.
- 12- Schadow, K., Wilson, K., and Gutmark, E., “*Characterization of Large Scale Structures in a Forced Ducted Flow with Dump*”, AIAA Journal, Vol. 25, No. 9, pp. 1164-1170, 1987.
- 13- Langhorne, P., “*Reheat Buzz: An Acoustically Coupled Combustion Instability. Part 1. Experiment*”, Journal of Fluid Mechanics, Vol. 193, pp. 417-443, 1988.
- 14- Bloxidge, G., Dowling, A., and Langhorne, P., “*Reheat Buzz: An Acoustically Coupled Combustion Instability. Part 2. Theory*”, Journal of Fluid Mechanics, Vol. 193, pp. 445-473, 1988.
- 15- Putnam, A., *Combustion-Driven Oscillations in Industry*, Elsevier, New York, 1971.
- 16- Rayleigh, G., *The Theory of Sound*, Vol. 2, Dover Publications, 1945.
- 17- Putnam, A. and Dennis, W., “*A Study of Burner Oscillations of the Organ-Pipe Type*”, Trans. A.S.M.E., Vol. 75, No. 1, pp. 15-28, 1953.
- 18- Zinn, B., “*Pulse Combustion: Recent Applications and Research Issuer*”, Twenty-Fourth Symposium (International) on Combustion, the Combustion Institute, pp. 1297-1305, 1992.
- 19- Culick, F., “*Nonlinear Behavior of Acoustic Waves in Combustion Chambers Parts I and II*”, Acta Astronautica, Vol. 3, pp. 714-757, 1976.
- 20- Culick, F., “*A Note on Rayleigh Criterion*”, Combustion Science & Technology, Vol. 56, pp.159-166, 1987.
- 21- Sterling, J., *Longitudinal Mode Instabilities in Air Breathing Engines*, Ph.D. Thesis, California Institute of Technology, 1987.
- 22- Sterling, J. and Zukoski, E., “*Nonlinear Dynamics of Laboratory Combustor Pressure Oscillations*”, Combustion Science and Technology, Vol. 77, pp. 225-238., 1991,
- 23- Gaydon, A. and Wolfhard, H., *Flames, Their Structure, Radiation and Temperature*, Chapman & Hall, Chap. VII, 1960.
- 24- Toong, T., Salant, R., Stopford, J., and Anderson, G., “*Mechanisms of Combustion Instability*”, Tenth Symposium (International) on Combustion, The Combustion Institute, pp. 1301-1313, 1965.
- 25- Price, E., “*Recent Advances in Solid Propellant Combustion Instability*”, Twelfth Symposium (International) on Combustion, The Combustion Institute, pp. 101-113, 1969.
- 26- Marxman, F. and Wooldridge, C., “*Finite-Amplitude Axial Instability in Solid Rocket Combustion*”, Twelfth Symposium (International) on Combustion, The Combustion Institute, pp. 115-127, 1969.
- 27- Sirignano, W., “*A Theory of Axial-Mode Shock-Wave Oscillations in a Solid Rocket Combustor*”, Twelfth Symposium (International) on Combustion, The Combustion Institute, pp. 129-137, 1969.
- 28- Thring, M., “*Combustion Oscillations in Industrial Combustion Chambers*”, Twelfth Symposium (International) on Combustion, The Combustion Institute, pp. 163-168, 1969.
- 29- Kydd, P., “*Analysis and Experiments on Unsteady Flow in Gas Turbine Main Combustors*”, Twelfth Symposium (International) on Combustion, The Combustion Institute, pp. 183-192, 1969.
- 30- Williams, F., *Combustion Theory, Benjamin Cummings*, Menlo Park, CA, chapter 9, pp. 294-372, 1984.
- 31- Crocco, L., Grey, J., and Harje, D., “*Theory of Liquid Propellant Rocket Combustion Instability and its Experimental Verification*”, ARS Journal, Vol. 30, pp. 159-168, 1960.
- 32- Crocco, L., “*Theoretical Studies on Liquid Propellant Rocket Instability*”, Tenth Symposium (International) on Combustion, The Combustion Institute, pp. 1101-1128, 1965.
- 33- Crocco, L., “*Research on Combustion Instability in Liquid Propellant Rockets*”, Twelfth Symposium (International) on Combustion, The Combustion Institute, pp. 85-99, 1969.
- 34- Summer\_eld, M., “*A Theory of Unstable Combustion in Liquid Propellant Rocket Systems*”, ARS Journal, Vol. 21, No. 5, pp. 108-114, 1951.
- 35- Gunder, D. and Friant, D., “*Stability of Flow in a Rocket Motor*”, Journal of Applied Mechanics, Vol. 17, pp. 327-333, 1950.
- 36- Yachter, M., “*Discussion of the Paper by Gunder, D.F. and Friant, D.R.*” Journal of Applied Mechanics, Vol. 18, pp. 114-116, 1951.
- 37- Crocco, L., “*Aspects of Combustion Instability in Liquid Propellant Rockets*”, Journal. Amer. Rocket Soc., Vol. 21, 1951, Part I.
- 38- Crocco, L., “*Aspects of Combustion Instability in Liquid Propellant Rockets*”, Journal. Amer. Rocket Soc., Vol. 22, 1952, Part II.
- 39- Berman, K. and Cheney, S., “*Combustion Studies in Rockets Motors*”, Journal. Amer. Rocket Soc., Vol. 23, No. 2, 1953.

- 40- Ellis, H., Odgers, I., Stosick, A., Van, D., and Wick, R., "Experimental Investigation of Combustion Instability in Rocket Motors", 4<sup>th</sup> Symposium(International) on Combustion, The Combustion Institute, 1953.
- 41- Ellis, H., *Liquid Propellant Rocket Combustion Research*, Edwin G., II Colloquium, 1960, Princeton University, Feb 9.
- 42- Male, T., Kerslake, W., and Tischler, A., "Photographic Study of Rotary Screaming and Other Oscillations in a Rocket Engine", 1954, NACA-RM-E54A29.
- 43- Maslen, S. and Moore, F., "On Strong Transverse Waves Without Shocks in a Circular Cylinder", Journal, Aero Sci., Vol. 23, No. 6, pp. 583-593, 1956.
- 44- Osborn, J. and Bonnell, J., "On the Importance of Combustion of Combustion Chamber Geometry in High Frequency Oscillations in Rocket Motors", 1960, ARS Semi-Annual Meeting, Los Angeles, California.
- 45- Pickford, R. and Peoples, R., "The Inherent Stability of the Combustion Processes", 1960, ARS 15<sup>th</sup> Annual Meeting, Washington D.C.
- 46- Reardon, F., *An Investigation of Transverse Mode Combustion Instability in Liquid Propellant Rocket Motors*, Ph.D. Thesis, Princeton University, 1961.
- 47- Barsotti, R., Datsko, S., Louison, R., Kovach, R., Miller, D., and Pulliam, W., "Development of Liquid Oxygen/Liquid Hydrogen Thrust Chamber for the M-1 Engine", 1968, NASA-CR-54813.
- 48- Culick, F. E. C., "Combustion Instabilities in Liquid-fueled Propulsion Systems: an Overview", AGARD NATO, 1988, Presented at AGARD Conf. Combust. Instabil. Liquid-Fueled Prop. Syst., Seuille-Sur-Sine.
- 49- Mitchell, C., "Analytical Models for Combustion Instability", Liquid Rocket Engine Combustion Instability, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 169, 1995, pp. 403-430, AIAA, Washington DC.
- 50- Barrere, M. and Williams, F., "Combustion Oscillations in Industrial Combustion Chambers", Twelfth Symposium (International) on Combustion, The Combustion Institute, pp. 169-181, 1969.
- 51- "Liquid Rocket Engine Combustion Stabilization Devices", NASA SP-8113, 1974.
- 52- Male, T. and Kerslake, W., "A Method for Prevention of Screaming in Rocket Engines", 1954, NACA-RM-E54F28A.
- 53- Harrje, D., Stinger, W., and Sirignano, W., "Flow Behavior with Acoustic Liners", 1967, ICRPG 4th Combustion Conference, Menlo Park, California.
- 54- Wanhainen, J., Bloomer, H., Vincent, D., and Curley, J., "Experimental Investigation of Acoustic Liners to Suppress Screech in Hydrogen-Oxygen Rockets", 1967, NASA-TN-D-3822.
- 55- Sirignano, W., Crocco, L., and Harrje, D., "Acoustic Liner Studies", No. 138, 1967, ICRPG 3rd Combustion Conference, CPIA Publication.
- 56- Gysling, D., Copeland, G., McCormick, D., and Proscia, W., "Combustion System Damping Augmentation with Helmholtz Resonators", Journal Eng. Gas Turbines Power-Trans. ASME, Vol. 122, No. 2, 2000.
- 57- Bellucci, V., Rohr, P., Paschereit, C., and Magni, F., "On the Use of Helmholtz Resonators for Damping Acoustic Pulsations in Industrial Gas Turbines", Journal Eng. Gas Turbines Power-Trans. ASME, Vol. 126, No. 2, 2004.
- 58- Pandalai, R. and Mongia, H., "Combustion Instability Characteristics of Industrial Engine Dry Low Emission Combustion System", 1998, AIAA Paper No. AIAA-1998-3379.
- 59- Tsien, H., "Servo-Stabilization of Combustion in Rocket Motors", ARS Journal, Vol. 22, pp. 256-263, 1952.
- 60- Marble, F. and Cox, D., "Servo-Stabilization of Low-Frequency Oscillations in a Liquid Bipropellant Rocket Motor", ARS Journal, Vol. 23, 1953, pp. 63-74.
- 61- Lee, Y., Gore, M., and Ross, C., "Stability and Control of Liquid Propellant Rocket Systems", ARS Journal, Vol. 23 pp. 75-81, 1953.
- 62- Ffowcs-Williams, J., "Anti-Sound", Proceedings of Royal Society of London, Vol. A395, pp. 63-88, 1984.
- 63- Bloxsidge, G., Dowling, A., Hooper, N., and Langhorne, P., "Active Control of Reheat Buzz", AIAA Paper No. AIAA-87-0433.
- 64- Bloxsidge, G., Dowling, A., Hooper, N., and Langhorne, P., "Active Control of an Acoustically Driven Combustion Instability", Journal of Theoretical and Applied Mechanics, Vol. 6, pp. 161-175, 1987.
- 65- Lang, W., Poinot, T., and Candel, S., "Active Control of Combustion Instability", Combustion and Flame, Vol. 70, pp. 281-289, 1987.
- 66- Poinot, T., Bourienne, F., Candel, S., Esposito, E., and Lang, W., "Suppression of Combustion Instabilities by Active Control", Journal of Propulsion and Power, Vol. 5 pp. 14-20, 1987.
- 67- Poinot, T., Veynante, D., Bourienne, F., Candel, S., Esposito, E., and Surget, J., "Initiation and Suppression of Combustion Instabilities by Active Control", Proceedings of the 22nd Symposium (International) on Combustion, pp. 1363-1370, 1988.