مدل‌سازی و تحلیل محدوده پایداری آیرودینامیکی در کمپرسور محوری موتورهای توربوجت

جابر رگنی لموکی[۱*]، نوذر اکبری[۲] و هیوا حسینی[۳]

[۱] کارشناس ارشد مهندسی هوافضا، مرکز مطالعات راهبردی لجستیک هوایی، نیروی هوایی ارتش، تهران، ایران
[۲] استادیار، گروه آیرودینامیک، مرکز تحصیلات تکمیلی، دانشگاه هوایی شهید ستاری، تهران، ایران
[۳] دانشجوی دکتری هوافضا، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه شیراز، شیراز، ایران

دریافت: بهار ۹۶ پذیرش: تابستان ۹۶

چکیده

استفاده فراوان از کمپرسورها در صنایع مهم، نظیر صنایع هوایی، لزوم کارایی بالا و محدوده عملکردی وسیع آنها را توجیه می‌کند. ولی به دلیل وجود ناپایداری-های آیرودینامیکی، عملکرد مطلوب کمپرسورها، تنها در ناحیه محدودی اتفاق می‌افتد. در این مقاله، هدف تعیین و تحلیل محدوده پایداری آیرودینامیکی کمپرسور محوری در موتورهای توربوجت می‌باشد. برای این منظور، تئوری گریتزر، مورد استفاده قرار گرفته است. این تئوری، یک بعدی بوده و جهت بررسی سرج در کمپرسور کوپل شده به یک پلنیوم، ارائه شده است. اهمیت تحقیق انجام شده، اثرات مخربی است که پدیده‌های سرج و واماندگی دورانی بر عملکرد و ایمنی توربین گاز هوایی وارد می‌کند. لذا دانش و شناخت بیشتر نسبت به این ناپایداری‌ها، امری ضروری به نظر می‌رسد. تطابق نتایج مدل ریاضی استفاده شده در این تحقیق، با نتایج حاصل از مدل‌های دیگر و همچنین همسو بودن این نتایج با نتایج آزمایشگاهی انجام شده در گذشته، صحت نتایج بدست آمده را تأیید می‌کند. نتایج بدست آمده نشان می‌دهند حجم کمپرسور، حجم پلنیوم (محفظه احتراق)، دمای محفظه احتراق و سرعت زاویه‌ای کمپرسور، از پارامترهای مؤثر بر عملکرد پایدار کمپرسور می‌باشند. بطوریکه با افزایش حجم کمپرسور، موتور پایدارتر می‌گردد، ولی با افزایش حجم محفظه احتراق، از پایداری موتور کاسته می-شود. افزایش سرعت زاویه‌ای کمپرسور نیز سبب ناپایداری موتور می‌گردد، ولی با افزایش دمای محفظه احتراق، پایداری موتور افزایش می‌یابد. این نتایج برای موتورهای J79 و J85 در قالب نمودارهایی استخراج شده است.

*عهده‌دار مکاتبات: j.ragani64@gmail.com

کلمات کلیدی: کمپرسور، سرج، پایداری آیرودینامیکی، توربوجت، واماندگی دورانی.

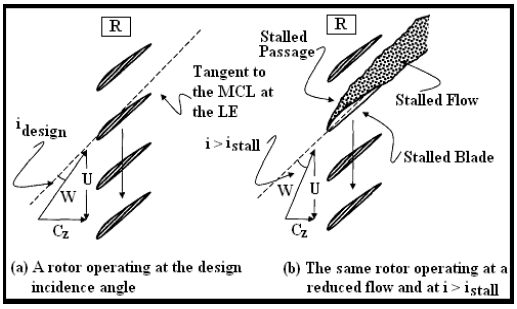
۱- مقدمه

از آنجا که کمپرسورها به‌طور گسترده‌ای در صنایع مختلف و مهم نظیر صنایع هوایی، مورد استفاده قرار می‌گیرند، لذا نیاز است دارای راندمان بالا و ناحیه عملکردی وسیعی باشند، ولی به دلیل وجود ناپایداری‌های آیرودینامیکی، عملکرد مطلوب کمپرسورها تنها در ناحیه محدودی اتفاق می‌افتد. لذا دانش و شناخت بیشتر نسبت به این ناپایداری‌ها، امری ضروری به نظر می‌رسد. پایداری آیرودینامیکی در کمپرسورها، به معنی توانایی کمپرسور در غلبه بر اغتشاشاتی است که ممکن است پیرامون نقطه عملکرد آن پدید آید. این اغتشاشات ممکن است به صورت گذرا بوده و یا به صورت تغییر نقطه عملکرد باشد. در حالت اول، چنانچه کمپرسور به نقطه عملکرد اولیه خود برگردد، پایدار خواهد بود و در حالت دوم، کمپرسور زمانی پایدار خواهد بود که از حالت تعادل اولیه به حالت تعادل دیگری برسد.

پدیده‌های سرج[۱] و واماندگی دورانی[۲] سبب ایجاد ناپایداری آیرودینامیکی در کمپرسورها شده و باعث ایجاد اثرات مخرب و زیان‌آوری می گردند. پدیده واماندگی، به عنوان جدایش جریان از سطح مکش در زاویه حمله مثبت بسیار زیاد و جدایش جریان از سطح فشار در زاویه حمله منفی بسیار زیاد در یک ایرفویل، قابل بیان می‌باشد. زمانی‌که کمپرسور با یک سرعت دورانی ثابت در حال چرخش است، چنانچه نرخ جریان جرمی کاهش یابد، سرعت محوری نیز تقلیل می‌یابد و این امر سبب افزایش زاویه برخورد می‌گردد. همانطور که در شکل ۱ قابل مشاهده است، افزایش زاویه برخورد، سبب جدایش جریان روی پره و ایجاد ناحیه واماندگی در گذرگاه آن خواهد شد.

[1] Surge
[2] Rotating Stall

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2025-12-02]
[DOR: 20.1001.1.20089813.1398.6.2.1.3]



شکل ۱: یک روتور در(a) بهترین زاویه برخورد و (b) جریان جرمی کاهش یافته وزاویه برخورد از زاویه واماندگی بزرگتر شده است[۱].

این ناحیه واماندگی مانند یک مانع عمل کرده و سبب بلوکه شدن سیال در آن ناحیه و عدم عبور جریان از آنجا می‌شود. در این شرایط، جریان به سمت پره‌های مجاور که هنوز دچار واماندگی نشده‌اند، منتقل می‌گردد. انتقال جریان از ناحیه واماندگی به سمت پره‌های مجاور، سبب افزایش زاویه برخورد در این پره‌ها و همچنین ایجاد ناحیه واماندگی در آنها می‌شود. سرعت زاویه‌ای پیشروی واماندگی دورانی، حدود نصف سرعت زاویه‌ای روتور و در خلاف جهت آن می‌باشد[۱].

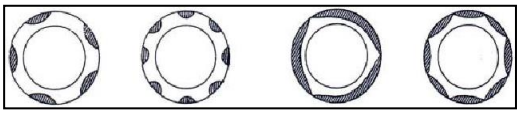
تعداد سلول‌هایی که در یک کمپرسور دچار واماندگی می‌شوند به مشخصات کمپرسور و شرایط جریان بستگی دارد.

دو نوع واماندگی وجود دارد:

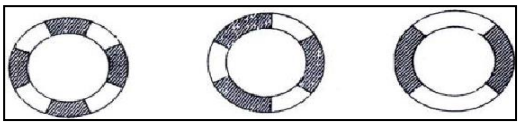
الف- واماندگی با سلول ناقص: در این نوع واماندگی، جریان تنها در بخشی از فاصله ریشه تا نوک پره و بین دو پره بلوکه می‌شود.

ب- واماندگی با سلول کامل: جریان درتمام فاصله و مجرای بین دو پره بلوکه می‌شود[۲].

در شکل‌های زیر نمونه‌هایی از واماندگی با سلول ناقص و همچنین واماندگی با سلول کامل، نشان داده شده است:



شکل۲: واماندگی با سلول ناقص [۲]



شکل ۳: واماندگی با سلول کامل [۲]

با توجه به اینکه واماندگی دورانی بر اثر چرخش یک و یا چند ناحیه با جریان جرمی پایین رخ می‌دهد، لذا در سرعت ثابت معمولاً ردیف پره‌ها، نیروهای متفاوت و متناوب آیرودینامیکی را تحمل می‌کنند. کمپرسور باید از لحاظ ارتعاشی طوری طراحی گردد که از نزدیک شدن فرکانس‌های به‌وجود آمده در اثر ارتعاشات ناشی از واماندگی دورانی، به فرکانس طبیعی سیستم، جلوگیری شود[۳].

چنانچه واماندگی دورانی کمپرسور، با نوسانات در مشخصه‌های محفظه احتراق همراه شود، می‌تواند منجر به توقف جریان و یا نوسان جریان در کمپرسور گردد. توقف کلی جریان در سیستم متشکل از کمپرسور و محفظه احتراق را می‌توان «سرج» نامید[۱].

پدیده سرج در واقع نوسان محوری جریان در کمپرسور است. نوسان در جریان عبوری از کمپرسور، معمولاً سبب القای نوسان در فشار نیز می‌گردد. در اثر تغییر و ایجاد اغتشاش در فشار، صدایی ناهنجار در سیستم تولید می‌شود. در کمپرسورهای با سرعت بالا، ممکن است جریان معکوس، با ایجاد موج ضربه‌ای همراه باشد. با توجه به اینکه همیشه دما و فشار بعد از موج ضربه‌ای افزایش می‌یابد، لذا این فشار و دمای بالا، سبب ذوب شدن پوشش پره‌های کمپرسور و همچنین تغییر شکل این پره‌ها می‌گردد.

به‌طور کلی می‌توان پدیده سرج را یک بعدی دانست. رفتار سیال در حالت سرج، به منحنی عملکرد کمپرسور، منحنی عملکرد توربین و یا هر وسیله‌ای که در پایین‌دست کمپرسور قرار گرفته، بستگی دارد. با توجه به نحوه رفتار سیال در حالت سرج و نوسانات فشار ایجاد شده، معمولاً سرج را به چهار دسته زیر تقسیم می‌کنند:

سرج ملایم[1]: جریان معکوس وجود ندارد و دامنه نوسانات فشار کوچک است.

سرج کلاسیک[2]: جریان معکوس وجود ندارد و دامنه نوسانات بزرگ است.

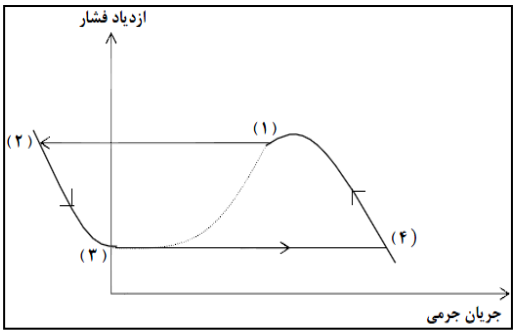
سرج تعدیل شده[3]: ترکیبی از سرج کلاسیک و واماندگی دورانی است و سبب می‌گردد که جریان، تقارن محوری خود را از دست بدهد.

سرج عمیق[4]: خطرناک‌ترین حالت سرج است. در این حالت احتمال جریان معکوس وجود دارد، ولی جریان دارای تقارن محوری است[۴].

همانگونه که در شکل ۴ مشخص است، رفتار جریان در سرج عمیق، توسط یک سیکل محدود کننده در نمودار عملکرد کمپرسور مشخص می‌شود، عنوان می‌گردد. این سیکل از نقطه شروع ناپایداری‌ها (نقطه ۱) آغاز می‌شود. از نقطه (۱) به نقطه (۲) جهش صورت می‌گیرد و از نقطه (۲) جریان معکوس در کمپرسور آغاز می‌شود و تا جاییکه جریان جرمی معکوس صفر شود (نقطه ۳) ادامه می یابد. پس از آن به نقطه (۴) جهش صورت گرفته و سیکل تکرار می شود[۵].

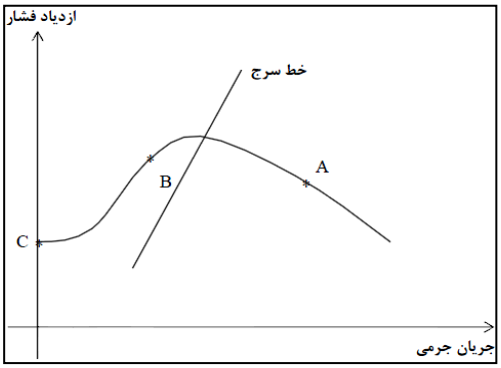
1 Mild Surge
2 Classic Surge
3 Modified Surge
4 Deep Surge

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2025-12-02]
[DOR: 20.1001.1.20089813.1398.6.2.1.3]



شکل ۴: منحنی عملکرد کمپرسور در حالت سرج عمیق [۵]

مکانیزم جریان در نزدیکی نقطه سرج را می‌توان اینگونه شرح داد: فرض شود کمپرسور بین دو فشار ثابت در حال کار کردن است و کمپرسور در پایین‌دست با یک شیر تخلیه Match شده است. چنانچه فرض شود که نقطه عملکرد کمپرسور در نقطه A از شکل ۵ باشد، در این حالت شیر تخلیه می‌تواند سبب ایجاد اغتشاش در جریان کمپرسور شود. چنانچه شیر بسته در نظر گرفته شود، بسته شدن شیر سبب کاهش جریان عبوری از کمپرسور شده و با توجه به نقطه عملکرد کمپرسور، کاهش جریان جرمی سبب افزایش فشار دو سر کمپرسور گشته و با توجه به ثابت بودن فشار ورودی، سبب افزایش فشار خروجی می‌شود. یعنی سبب افزایش فشار به شیر تخلیه شده و جریان جرمی بیشتر می‌شود و سیستم خودبه‌خود پایدار می‌گردد. حال چنانچه، نقطه B به عنوان نقطه عملکرد در نظر گرفته شود، در این حالت کاهش جریان عبوری از کمپرسور (با بستن شیر تخلیه) سبب کاهش فشار دو سر کمپرسور گشته و با ثابت بودن فشار ورودی، فشار خروجی کاهش پیدا کرده و سبب کاهش بیشتر جریان جرمی می‌شود، یعنی با ایجاد اختلال کوچک در نقطه B، نقطه عملکرد از B دور شده و به نقطه C نزدیک می‌شود. در نتیجه در این ناحیه عملکرد کمپرسور ناپایدار است. ممکن است کاهش جریان جرمی آنقدر ادامه پیدا کند که فشار بالادست شیر تخلیه از فشار عملکرد کمپرسور کمتر شده(در نقطه C) و جریان معکوس اتفاق بیفتد[۵].



شکل ۵: منحنی عملکرد کمپرسور و بحث پایداری[۵]

با توجه به مطالب بیان شده، مشخص می‌شود که نقاط عملکردی که شیب منفی دارند (نقطه A) دارای عملکرد پایدار و نقاط عملکردی که دارای شیب مثبت باشند عملکرد ناپایدار دارند[۵].

وقوع سرج در کمپرسورها اغلب با مشخصه‌هایی همراه است که در زیر به ذکر برخی از آنها می‌پردازیم[۶]:

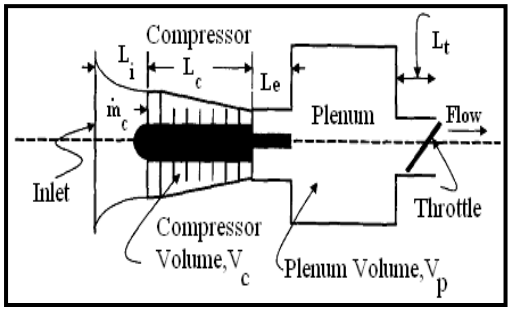
- معکوس شدن سریع جریان خروجی کمپرسور
- نوسانات شدید فشار
- افزایش سریع دمای گاز عبوری و دمای داخلی کمپرسور
- ارتعاشات بیش از حد کمپرسور
- سر و صدای زیاد

با توجه به آسیب‌ها و اثرات مخربی که به‌دلیل پدیده سرج ایجاد می‌شود، لازم است جهت جلوگیری از این آسیب‌ها، عواملی که باعث نزدیکی نقطه کار کمپرسور به خط سرج می‌شوند، شناسایی گردند.

۲- مدل ریاضی ناپایداری آیرودینامیکی

یک رهیافت به منظور بررسی ناپایداری آیرودینامیکی سیستم‌های تراکمی، توسط گریتزر ارائه شده است. او یک تئوری یک بعدی موفق جهت بررسی سرج در کمپرسور کوپل شده به یک پلنیوم، ارائه نموده است. این پلنیوم را می‌توان به‌عنوان مدلی از محفظه احتراق در یک موتور توربین‌گاز در نظر گرفت.

قسمت‌های مختلف مدل سیستم تراکمی مورد استفاده در این تئوری، در شکل ۶ نشان داده شده است. همانطور که در شکل دیده می‌شود، این مدل از یک داکت ورودی، کمپرسور، داکت خروجی متصل به پلنیوم و یک تراتل که فشار پشت (Back Pressure) و نرخ جریان جرمی عبوری از کمپرسور را تنظیم می‌کند، تشکیل شده است.



شکل ۶: طرح کلی سیستم تراکمی[۱]

گریتزر نسبت دو مقیاس زمانی را به عنوان پارامتری که بر دینامیک این سیستم، حکمفرما است، پیشنهاد نمود. یکی از این مقیاس‌های زمانی، مربوط به جریان عبوری از کمپرسور است که می‌توان آنرا به صورت زیر نوشت:

$$\tau_{Throughflow} \sim \frac{\rho . V_c}{\dot{m}_c} \qquad (۱)$$

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2025-12-02]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1398.6.2.1.3]

مقیاس زمانی دیگر، مربوط به محفظه احتراق می‌باشد که در واقع زمان تحت بار قرار گرفتن (charge) محفظه احتراق تا رسیدن به یک افزایش فشار بحرانی برای یک عملکرد مطلوب کمپرسور (ΔP_c) است:

$$\tau_{Charge} \sim \frac{\left(\frac{\Delta P_c}{RT}\right).V_p}{\dot{m}_c} \qquad (۲)$$

افزایش فشار به‌عنوان مربع سرعت دیسک، و دما به عنوان مربع سرعت صوت قابل بیان می‌باشد:

$$\Delta P_c \sim \rho(\omega.r)^2 \qquad (۳)$$

و

$$T \sim a^2 \qquad (۴)$$

گریتزر نشان داد که نسبت $\frac{\tau_{Charge}}{\tau_{Throughflow}}$ ، مربع پارامتر B است. این پارامتر، سرنوشت اختلالات در یک کمپرسور را تعیین می‌کند:

$$B^2 = \frac{\left(\frac{\Delta P_c}{RT}\right).V_p}{\dot{m}_c} \cdot \frac{\dot{m}_c}{\rho.V_c} \qquad (۵)$$

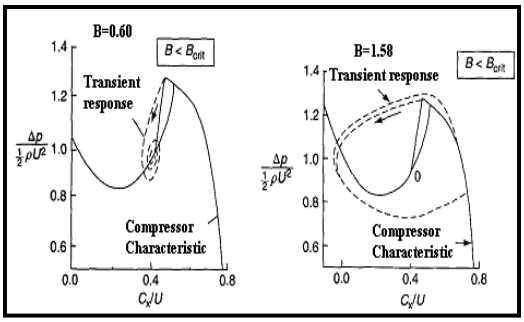
با اعمال یک سری ساده‌سازی و جایگذاری روابط خواهیم داشت:

$$B^2 = \frac{(\omega.r)^2}{R.a^2} \cdot \frac{V_p}{V_c} \qquad (۶)$$

در نتیجه B برابر است با:

$$B \equiv \frac{\omega.r}{2a} \cdot \sqrt{\frac{V_p}{V_c}} \qquad (۷)$$

که در رابطه فوق a سرعت صوت در محفظه احتراق است. مقادیر بحرانی پارامتر B، که سبب می‌شود ناپایداری کمپرسور به سمت ایجاد پدیده سرج رشد کند(به جای آنکه یک واماندگی دورانی موضعی ایجاد شود)، در فاصله ۰/۷ الی ۰/۸ می‌باشد. بررسی‌های تجربی ناپایداری سیستم‌های تراکمی، این مدل را تأیید کرده‌اند. شکل ۷ نتایج محاسبه شده از پاسخ گذرای ناپایداری کمپرسور را نشان می‌دهد. با توجه به شکل، کمپرسور با پارامتر B پایین (B =۰/۶)، فقط دچار واماندگی دورانی موضعی میگردد، در حالیکه کمپرسور با پارامتر B بالا (B =۱/۵۸)، دچار پدیده سرج می‌گردد.



شکل ۷: تغییرات ناپایداری با افزایش پارامتر B[۱]

در شکل فوق، محور افقی و عمودی به ترتیب بیانگر ضریب جریان و ضریب فشار هستند.

با توجه به روابط ۱، ۲ و ۵ مشخص است که در تعریف پارامتر B، صورت کسر در رابطه ۵ ازجنس نیروهای فشاری، و مخرج کسر از جنس نیروهای اینرسی است. بنابراین با افزایش پارامتر B، نسبت نیروهای فشاری به اینرسی سیال افزایش می‌یابد و این امر سبب افزایش شتاب سیال در داخل داکت خواهد شد. لذا با افزایش B، در یک کمپرسور مشخص، تمایل به وقوع پدیده ناپایداری آیرودینامیکی افزایش می‌یابد.

مدل ارائه شده در این تحقیق، برای موتورهای توربوجت J79 و J85 مورد بررسی قرار گرفته و نتایج در قالب نمودارهایی استخراج گردیده است.

۳- معرفی و مشخصات فنی موتورها

در این بخش دو موتور توربوجت J79 و J85 به‌طور اجمالی معرفی شده‌اند.

۳-۱- معرفی و مشخصات فنی موتور J79

موتور J79 یک موتور توربوجت ساخت شرکت جنرال الکتریک است. این موتور تک شفت بوده و دارای یک ردیف پره‌های راهنما در ورودی[1] (IGV) است که بعد از آن کمپرسور محوری با ۱۷ طبقه قرار دارد. پره‌های راهنما و همچنین استاتورهای شش طبقه اول ورودی کمپرسور، متغیر هستند. به منظور دستیابی به زوایای بهینه جریان هوا برای هر طبقه و در تمامی سرعت‌های عملکردی موتور، این استاتورهای متغیر و همچنین پره‌های راهنما، توسط عملگر[2] با استفاده از سوخت موتور، تنظیم می‌شوند. دبی جریان هوای ورودی به کمپرسور ۷۶/۶ کیلوگرم بر ثانیه (۱۶۹ پوند بر ثانیه) می‌باشد. این کمپرسور توانایی تأمین نسبت تراکم (۱:۱۳/۵) را دارد. محفظه احتراق این موتور از نوع حلقوی قوطی[3] است که شامل ده قوطی می‌باشد. در محفظه احتراق دو جرقه‌زن نیز وجود دارد که یکی در قوطی شماره چهار و دیگری در قوطی شماره پنج تعبیه شده است. موتور J79 دارای توربین محوری سه مرحله-

[1] Inlet Guide Vanes
[2] Actuator
[3] Cannular

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2025-12-02]
[DOR: 20.1001.1.20089813.1398.6.2.1.3]

ای می‌باشد. این موتور در حالت بدون استفاده از سیستم پس‌سوز[1]، دارای نیروی تراست ۵۲/۸ کیلونیوتن (۱۱۸۷۰ پوند) و در حالت با استفاده از سیستم پس‌سوز، دارای نیروی تراست ۷۹/۶۳ کیلو-نیوتن (۱۷۹۰۰ پوند) می‌باشد. ماکزیمم قطر این موتور ۹۹۲ میلیمتر و طول آن ۵۳۰۱ میلیمتر است. وزن موتور نیز حدود ۱۷۰۰ کیلوگرم می‌باشد[۷].

در جدول ۱ مشخصات هندسی موتور J79 و همچنین دمای محفظه احتراق آن ارائه شده است:

جدول ۱: مشخصات موتور J79

خاصیت	نماد	مقدار	واحد
دمای محفظه احتراق	T_p	۱۲۶۰	(K)
حجم محفظه احتراق	V_p	۰/۱	(m^3)
حجم کمپرسور	V_c	۰/۳۴	(m^3)
طول کمپرسور	L_C	۱/۳۴	(m)

۳-۲- معرفی و مشخصات فنی موتور J85

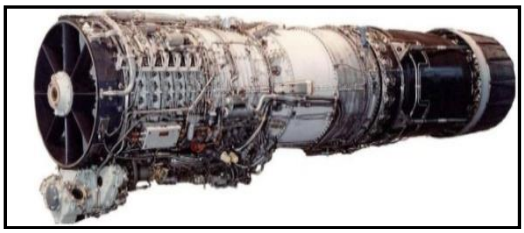
موتور J85، نیز یک موتور توربوجت تک شفت ساخت شرکت جنرال الکتریک می‌باشد. این موتور دارای ۹ طبقه کمپرسور محوری است که استاتورهای سه طبقه اول ورودی کمپرسور، متغیر هستند. کمپرسور این موتور توانایی تأمین نسبت تراکم (۱:۸) را دارد و دبی جریان هوای ورودی به کمپرسور ۲۴ کیلوگرم برثانیه می‌باشد. محفظه احتراق این موتور از نوع حلقوی[2] می‌باشد و توربین محوری آن نیز دو مرحله‌ای است. این موتور علیرغم ساختار ساده، عملکرد خوبی دارد و از جمله موتورهای موفق تولید شده در صنایع هوایی به شمار می‌رود، به گونه‌ای که در حالت بدون استفاده از سیستم پس‌سوز، دارای نیروی تراست ۱۵/۶ کیلونیوتن و در حالت با استفاده از سیستم پس‌سوز، دارای نیروی تراست ۲۲/۲۹ کیلونیوتن می‌باشد. از مزایای دیگر این موتور ابعاد نسبتاً کوچک آن است که با قطر حدود ۵۰۰ میلیمتر و طول حدود ۲۵۰۰ میلیمتر انتخاب مناسبی برای هواپیماهای جت سبک می‌باشد[۷].

در جدول ۲ برخی از مشخصات موتور J85 ارائه شده است. قابل ذکر است ابعاد ذکر شده در جدول‌های ۱ و ۲، پس از باز کردن کمپرسور و محفظه احتراق موتورهای J79 و J85 در دانشگاه هوایی شهید ستاری، با استفاده از ابزار اندازه‌گیری، با دقت نسبتاً خوبی بدست آمده‌اند و دمای محفظه احتراق از مرجع [۷] استخراج شده است.

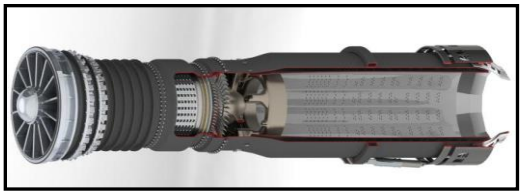
جدول ۲: مشخصات موتور J85

خاصیت	نماد	مقدار	واحد
دمای محفظه احتراق	T_p	۱۲۵۰	(K)
حجم محفظه احتراق	V_p	۰/۰۱۵	(m^3)
حجم کمپرسور	V_c	۰/۰۳	(m^3)
طول کمپرسور	L_C	۰/۳۶	(m)

در زیر تصاویری از موتورهای J79 و J85 ارائه شده است:



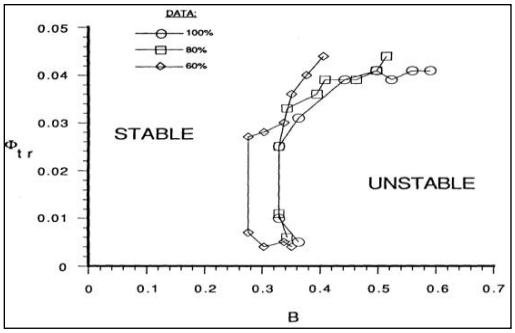
شکل ۸: موتور توربوجت J79 [۸]



شکل ۹: موتور توربوجت J85

۴- نتایج

شکل ۱۰ مرز پایداری برای یک کمپرسور خاص را نشان می‌دهد. قابل مشاهده است که ناحیه ناپایداری در محدوده مقادیر بالاتری از B اتفاق می‌افتد[۹]. (این نمودار با استفاده از داده‌های تجربی برای سه سرعت دورانی مختلف استخراج شده است.)



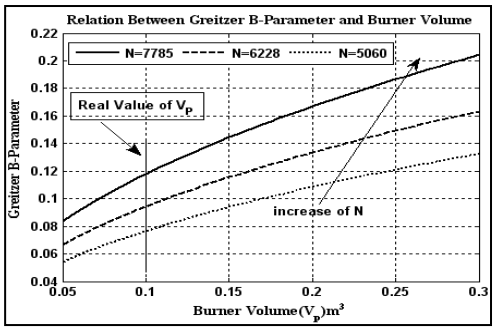
شکل ۱۰: تعیین محدوده پایداری [۹]

در این تحقیق، تأثیر برخی از پارامترها روی B و همچنین محدوده پایداری آیرودینامیکی، برای دو موتور توربوجت J79 و J85 با مشخصات ارائه شده در جدول ۱ و ۲، استخراج گردیده است.

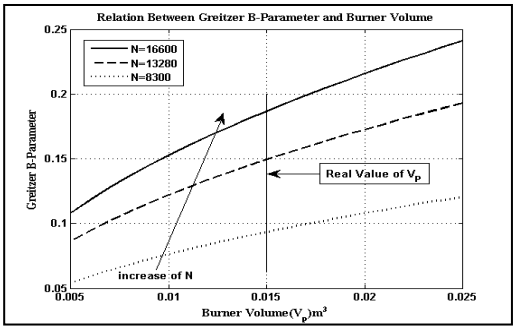
همانطور که در شکل‌های ۱۱ و ۱۲ مشاهده می‌شود، با افزایش حجم محفظه احتراق، پارامتر B افزایش یافته بنابراین پایداری سیستم کاهش می‌یابد. مطابقت و همسو بودن این نتایج با نتایج حاصل از مدل‌های دیگر و همچنین نتایج آزمایشگاهی انجام شده در گذشته[۱۰]، صحت نتایج بدست آمده را تأیید می‌کند.

[1] Afterburner
[2] Annular

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2025-12-02]
[DOR: 20.1001.1.20089813.1398.6.2.1.3]

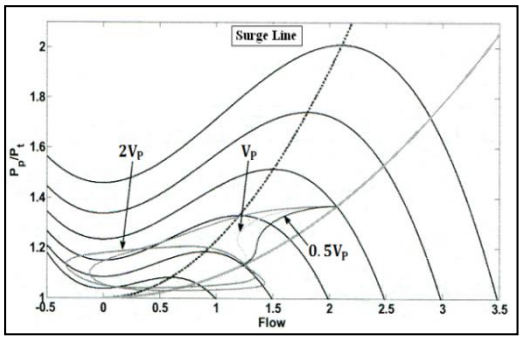


شکل ۱۱: اثر تغییر حجم محفظه احتراق روی پایداری موتور J79



شکل ۱۲: اثر تغییر حجم محفظه احتراق روی پایداری موتور J85

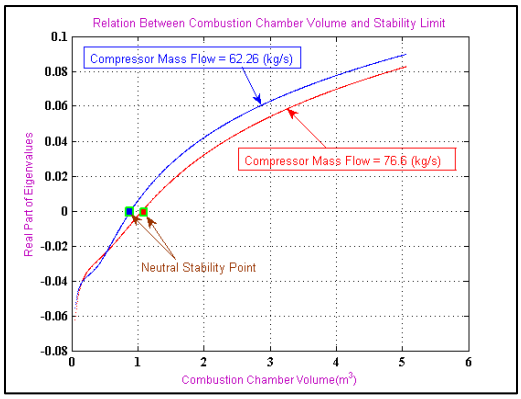
در شکل ۱۳ تطابق نتایج حاصل از تحقیق انجام شده در گذشته با نتایج ذکر شده در مطالب فوق، قابل مشاهده می‌باشد.



شکل ۱۳: اثر حجم محفظه احتراق در کمپرسور جریان محوری[۱۰]

همانطور که در شکل ۱۳ مشاهده می‌شود، به ازای حجم‌های $0.5V_p$ و V_p، سیستم وارد ناحیه سرج نمی‌شود، در حالیکه با افزایش حجم و به ازای حجم دو برابر، سیستم خط سرج را قطع کرده و ناپایدار می‌گردد[۱۰].

شکل ۱۴ نتیجه حاصل از مطالعه دیگری پیرامون پایداری آیرودینامیکی موتور J79 را نشان می‌دهد.



شکل ۱۴: تأثیر حجم محفظه احتراق روی پایداری آیرودینامیکی موتور J79 [۱۱]

با توجه به شکل ۱۴ ملاحظه می‌شود با افزایش حجم محفظه احتراق، قسمت حقیقی مقادیر ویژه از مقادیر منفی به مقادیر مثبت تغییر علامت می‌دهند که این امر بیانگر ناپایدار شدن سیستم می‌باشد[۱۱].

همانطور که در بخش مقدمه اشاره شد به ازای سرعت دورانی ثابت، کاهش جریان جرمی هوای عبوری از کمپرسور باعث جدایش جریان روی پره و ایجاد ناحیه واماندگی خواهد شد، لذا از پایداری آیرودینامیکی کاسته می‌شود. شکل ۱۴ نیز این موضوع را تأیید می‌کند، به‌طوریکه نمودار مربوط به جریان جرمی کمتر (۶۲/۲۶ کیلوگرم بر ثانیه) زودتر وارد ناحیه ناپایدار می‌گردد.

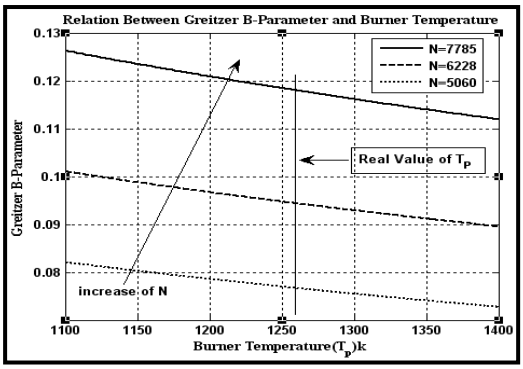
عامل دیگری که روی محدوده پایداری آیرودینامیکی تأثیرگذار است، دمای محفظه احتراق می‌باشد. همانگونه که در رابطه (۷) مشخص است، B با سرعت صوت در محفظه احتراق، نسبت معکوس دارد. و با توجه به تعریف سرعت صوت به صورت زیر:

$$a = \sqrt{\gamma RT} \qquad (۸)$$

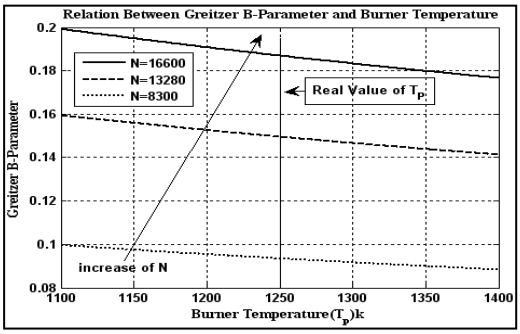
با افزایش دمای محفظه احتراق، پارامتر گریتزر B، کاهش می‌یابد، لذا پایداری سیستم افزایش خواهد یافت. اگر چه افزایش دمای محفظه احتراق، باعث افزایش پایداری آیرودینامیکی می‌شود، ولی با توجه به محدودیت‌های موادی و محدودیت در تحمل دمای بالا توسط اجزای بعد از محفظه احتراق، بخصوص پره‌های توربین، نمی‌توان به منظور افزایش پایداری آیرودینامیکی، دمای محفظه احتراق را به‌طور چشمگیری افزایش داد. در شکل‌های ۱۵ و ۱۶، تأثیر افزایش دمای محفظه احتراق روی محدوده پایداری، برای موتورهای J79 و J85 قابل ملاحظه است.

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2025-12-02]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1398.6.2.1.3]

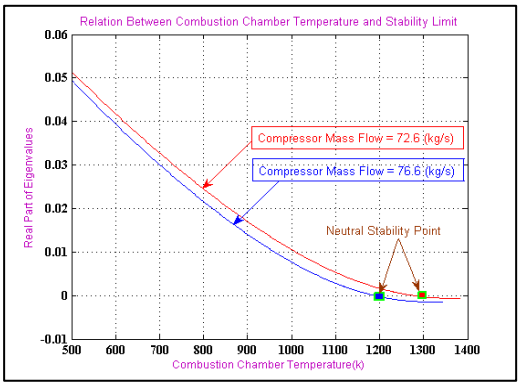


شکل ۱۵: اثر تغییر دمای محفظه احتراق روی پایداری موتور J79



شکل ۱۶: اثر تغییر دمای محفظه احتراق روی پایداری موتور J85

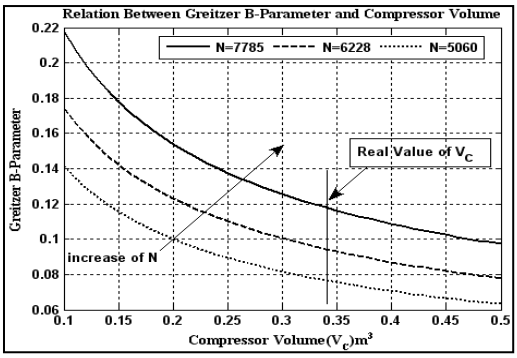
نتایج حاصل از شکل ۱۷ نیز تأییدی بر چگونگی تأثیرگذاری دمای محفظه احتراق بر پایداری آیرودینامیکی موتور می‌باشد.



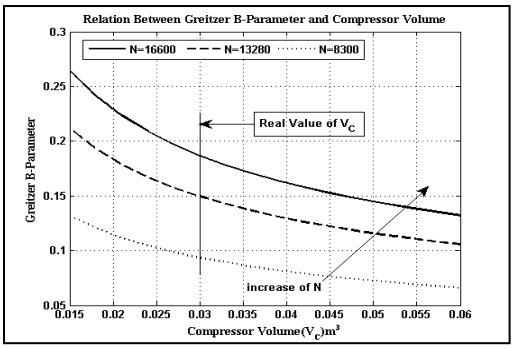
شکل ۱۷: تأثیر دمای محفظه احتراق روی پایداری موتور J79[۱۱]

همانگونه که در شکل ۱۷ قابل مشاهده است افزایش دمای محفظه احتراق سبب می‌گردد قسمت حقیقی مقادیر ویژه کاهش یافته و مقادیر منفی به خود می‌گیرد، لذا پایداری آیرودینامیکی بهبود می‌یابد[۱۱].

همچنین تأثیر تغییر حجم کمپرسور، روی پایداری آیرودینامیکی بررسی شده است. در شکل‌های ۱۸ و ۱۹، تأثیرگذاری تغییر حجم کمپرسور در محدوده پایداری، برای موتورهای J79 و J85، قابل مشاهده است.



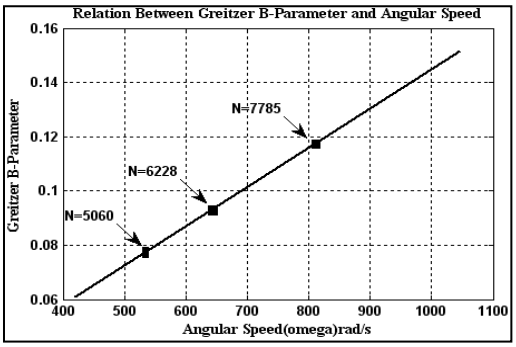
شکل ۱۸: اثر تغییر حجم کمپرسور روی پایداری موتور J79



شکل ۱۹: اثر تغییر حجم کمپرسور روی پایداری موتور J85

با توجه به شکل‌های ۱۸ و ۱۹ با افزایش حجم کمپرسور، پارامتر B کاهش یافته و سیستم پایدارتر می‌گردد.

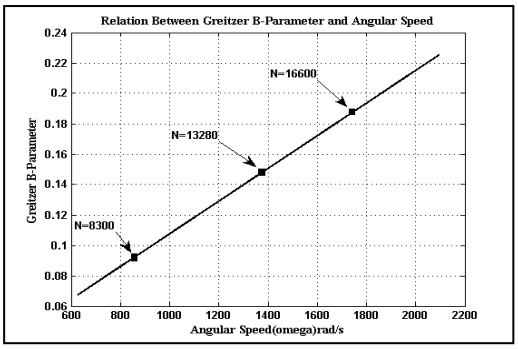
سرعت زاویه‌ای کمپرسور نیز از عوامل مؤثر بر عملکرد پایدار کمپرسور می‌باشد. به‌طوریکه با افزایش سرعت زاویه‌ای، سیستم ناپایدارتر می‌گردد. تأثیر تغییر در سرعت زاویه‌ای، برای موتور J79 در ۱۰۰٪، ۸۰٪ و ۶۵٪ دور موتور و برای موتور J85 در ۱۰۰٪، ۸۰٪ و ۵۰٪ دور موتور، به ترتیب در شکل‌های ۲۰ و ۲۱، نشان داده شده است. قابل ذکر است که ۶۵٪ دور موتور در J79 و ۵۰٪ در موتور J85، معادل دور IDEL برای موتورهای مذکور هستند.



شکل ۲۰: اثر تغییر سرعت زاویه‌ای روی پایداری موتور J79

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2025-12-02]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1398.6.2.1.3]



شکل ۲۱: اثر تغییر سرعت زاویه‌ای روی پایداری موتور J85

۵- نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

همانطور که در متن مقاله قابل ملاحظه می‌باشد، هدف از این تحقیق یافتن پارامترهای مؤثر در پایداری آیرودینامیکی کمپرسور موتورهای توربوجت بوده است. به‌منظور دستیابی به این هدف از تئوری گریتزر استفاده شده است، که در این مسیر با استفاده از یک سری معادلات و ساده‌سازی آنها به چگونگی تأثیرگذاری برخی از پارامترهای هندسی و همچنین خصوصیات جریان روی پایداری آیرودینامیکی پرداخته شده است و نتایج حاصل به‌صورت زیر جمع‌بندی و ارائه می‌گردد.

- ✓ در سیستم‌هایی که B برای آنها بزرگ‌تر از ۰/۷ باشد، تمایل به پدیده سرج افزایش می‌یابد، لذا نمودارها و محدوده B به‌دست آمده برای دو موتور J79 و J85، بیانگر پایداری بسیار بالای این دو موتور می‌باشند.
- ✓ افزایش حجم کمپرسور باعث بهبود پایداری آیرودینامیکی سیستم می‌شود.
- ✓ افزایش حجم محفظه احتراق، به کاهش پایداری آیرودینامیکی می‌انجامد.
- ✓ با افزایش دمای محفظه احتراق، پایداری سیستم افزایش می‌یابد، ولی در استفاده از این راهکار، محدودیت تحمل دمای اجزای بعد از محفظه احتراق وجود دارد.
- ✓ با افزایش سرعت زاویه‌ای، از پایداری سیستم کاسته می‌شود.
- ✓ در سرعت زاویه‌ای ثابت، کاهش جریان جرمی عبوری از کمپرسور، به کاهش پایداری آیرودینامیکی منجر می‌گردد.

فهرست علامت‌ها

علائم انگلیسی

سرعت صوت، m/s	a
طول کمپرسور، m	L_C
دور موتور، RPM	N
فشار کمپرسور، Pa	P_C
ثابت گازها، $\frac{J}{kg-k}$	R
شعاع دیسک، m	r
دمای محفظه احتراق، K	T_P
حجم کمپرسور، m^3	v_c
حجم محفظه احتراق، m^3	v_p

علائم یونانی

سرعت زاویه‌ای، rad/s	ω
چگالی، kg/m^3	ρ

مراجع

[1] Farokhi s., "Aircraft Propulsion", John Wiley & Sons, Inc., (2009).

[۲] زندوی، سید هادی،"بررسی پدیده سرج در کمپرسور توربین گاز مجتمع پتروشیمی رازی"، پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی شریف، (۱۳۸۲).

[۳] ساعدی فر، پویا،"بررسی پدیده سرج در کمپرسور"، پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه علم و صنعت ایران، (۱۳۷۷).

[4] Niazi S., "Numerical Simulation of Rotation Stall and Surge Alleviation in Axial Compressors", P.H.D Thesis, Georgia Institute of Technology, (2000).

[5] J.T.Gravdahl, O.Egeland, "Compressor Surge and Rotating Stall Modeling and Control", springer, (1999).

[۶] آقا محمد ربیع، محمدرسول، "بررسی پدیده‌های سرج و ناپایداری جریان در کمپرسورهای سانتریفیوژ و کنترل آنها"، سمینار کارشناسی ارشد، دانشگاه علم و صنعت ایران، (۱۳۹۰).

[7] Gunston B., "Jane's Aero-Engines", (2004).

[8] www.qsl.net/wb0ydi/j79.html

[9] Bons P. J., "Instabilities and Unsteady Flows in Centrifugal Pumps", M. Sc. Thesis, Department of Aeronautics and Astronautics , MIT,(1990).

[۱۰] غفاری، علی، "ارائه مدلی بهبود یافته جهت بررسی رفتار سرج و واماندگی دورانی در کمپرسور جریان محوری دور متغیر"، نهمین کنفرانس انجمن هوافضای ایران، (۱۳۸۸).

[۱۱] رگنی لموکی، جابر،"بررسی ناپایداری‌های جریان در کمپرسور از دیدگاه آیرودینامیکی"، پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه هوایی شهید ستاری، (۱۳۹۴).

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2025-12-02]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1398.6.2.1.3]