

تحلیل ناپایداری آیرودینامیکی در کمپرسور موتور J79

نوذر اکبری^۱

دانشکده مهندسی هوافضا

دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۵/۰۵/۲۴؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۶/۰۴/۲۱)

چکیده

در این تحقیق، ناپایداری آیرودینامیکی کمپرسور موتور J79، به روش تحلیلی مورد بررسی قرار گرفته است. برای این منظور از معادلات اصل بقای جرم، اصل بقای ممنتوم و اصل بقای انرژی استفاده شده است. پس از اعمال یک سری فرضیات و همچنین با تشکیل ماتریس مرتبط با معادلات و بررسی مقادیر ویژه آنها، تأثیر پارامترهای مؤثر در پایداری آیرودینامیکی کمپرسور، مورد ارزیابی قرار گرفته است. با توجه به پیچیدگی روابط مورد استفاده در تشکیل ماتریس، این روابط در نرم افزار متلب، کدنویسی شده و سپس ماتریس مورد نظر فراهم شده است. سپس با اعمال مشخصات هندسی و خصوصیات جریان در موتور J79 روی ماتریس مورد نظر و استخراج نمودارهای مربوطه، تأثیر برخی پارامترها بر روی پایداری آیرودینامیکی موتور مذکور، مطالعه شده است. با توجه به نتایج به دست آمده، مشاهده می شود که با کاهش جریان جرمی عبوری از کمپرسور، سیستم به محدوده عملکردی ناپایدار نزدیک می شود. آنچه از نتایج مستند گردیده، مبین آن است که با افزایش نسبت طول (دالان مسیر) داکت بالادست کمپرسور به طول داکت پایین دست آن، پایداری آیرودینامیکی سیستم افزایش یافته است. نتایج همچنان نشان می دهند که با افزایش حجم محفظه احتراق، از پایداری موتور کاسته می شود. با این وجود افزایش حجم کمپرسور، سبب پایداری بیشتر سیستم شده است. افزایش دمای محفظه احتراق و همچنین افزایش سطح مقطع جریان عبوری از کمپرسور نیز دارای اثرات مطلوب در پایداری سیستم گردیده اند. همچنین در مقاله حاضر نتایج به دست آمده، با نتایج حاصل از مطالعات پیشین مقایسه شده اند و همسویی خوبی بین هر دو نتایج مشاهده شده است.

واژه های کلیدی: توربوجت، کمپرسور، سرج، واماندگی دورانی، ناپایداری آیرودینامیکی.

Analysis of Instabilities in Compressor of J79 Engine

N. Akbari

Aerospace Engineering Department

Shahid Sattari Aeronautical University of

Science and Technology

(Received: 14/August/2016 ; Accepted: 12/July/2017)

ABSTRACT

In this article, aerodynamic stability of J79 compressor was analytically investigated. For this purpose, conservation equations of mass, momentum and energy were applied with several assumptions. By accomplishment of equations related matrix as well as investigating its eigenvalues, the effect of parameters on aerodynamic stability were assessed. Due to the complexity of the equations used in the matrix, the equations codes in MATLAB and the desired matrix have been provided. By applying the geometry and flow characteristics of J79 engine on the matrix and extract the relevant diagrams, the effect of some parameters on the aerodynamic stability of the engine is evaluated. According to the results, by reducing the mass flow rate through the compressor, the system tends to be working in an unstable condition. By increasing the ratio of upstream to downstream compressor duct length, the aerodynamic stability of the system will increase. Increasing the plenum volume will yield to a considerable reduction in stability. But by increasing the volume of compressor, the system stability will increase. Enhancing the combustion chamber temperature and also increasing the compressor flow area have favorable effects on system stability. The results of this study compared with previous outcome. Significant achievements were observed between both aforementioned results. Relatively good alignment between the results has also been observed.

Keywords: Turbojet, Compressor, Surge, Rotating Stall, Aerodynamic Instability

فهرست علائم و اختصارات

P	فشار (N/m^2)
L	طول (m)
A	سطح (m^2)
Cp	ظرفیت گرمای ویژه در فشار ثابت
Cv	ظرفیت گرمای ویژه در حجم ثابت
U	سرعت (m/s)
HV	ارزش حرارتی پایین سوخت
R	ثابت عمومی گازها
T	درجه حرارت
t	زمان
\dot{m}	دبی جرمی (Kg/s)
\dot{Q}	نرخ آزادسازی حرارت لحظه‌ای
V	حجم
W	جریان جرمی بی بعد شده

علائم یونانی

γ	نسبت گرمای ویژه
ω_R	فرکانس کاهنده
ρ	دانسیته
π	نسبت فشار
θ	نسبت دما
η	راندمان
τ	زمان بی بعد شده

بالانویس‌ها

*	کمیت بی بعد شده
-	مقدار در نقطه عملکردی پایا
~	میانگین حجمی

زیرنویس‌ها

a	شرایط محیط
B	محفظه احتراق
tip	نوک پره
T	توربین
C	کمپرسور
d	داکت پایین دست کمپرسور
f	سوخت
o	شرایط سکون
u	داکت بالادست کمپرسور

۱- مقدمه

پدیده سخته یا واماندگی جریان سیال که منجر به پدیده سرج می‌شود به‌عنوان ناپایداری آیرودینامیکی در کمپرسورها محسوب می‌شود و باعث ایجاد اثرات مخرب و زیان‌آوری می‌گردد.

پدیده سرج در واقع نوسان محوری جریان سیال عبوری در کمپرسور است و می‌توان آن را پدیده‌ای یک‌بعدی دانست [۱]. معمولاً سرج را به چهار دسته زیر تقسیم می‌کنند:

۱- سرج ملایم: جریان معکوس وجود ندارد و دامنه نوسانات کوچک است.

۲- سرج کلاسیک: جریان معکوس وجود ندارد و دامنه نوسانات بزرگ است.

۳- سرج تعدیل‌شده: ترکیبی از سرج کلاسیک و واماندگی دورانی است و سبب می‌گردد که جریان، تقارن محوری خود را از دست دهد.

۴- سرج عمیق: خطرناک‌ترین حالت سرج است، احتمال جریان معکوس وجود دارد ولی جریان دارای تقارن محوری نیز است [۲].

نخستین بار استودولا^۱ و کرتون^۲ در سال‌های ۱۹۲۷ و ۱۹۳۱ به توصیف پدیده سرج پرداختند [۳]. در حالی که پدیده ناپایداری برای اولین بار در سال ۱۹۳۲ توسط فیچر^۳ تشخیص داده شد [۴]. یکی از نخستین گام‌ها جهت مدل‌سازی جریان یک‌بعدی داخل کمپرسور محوری، در سال ۱۹۷۶ توسط گریترز^۴ انجام شده است [۵]. زینگن^۵ و دیگران در سال ۲۰۰۶ تأثیر دمش هوا رو پره‌های کمپرسور را در بهبود پایداری آیرودینامیکی، مورد بررسی قرار داده است. او همچنین به مطالعه روش‌های بهبود هندسه جداره‌های کمپرسور و تأثیر آن روی پایداری سیستم پرداخته است [۶].

تحقیقات انجام گرفته در جهت تعیین محدوده ناپایداری موتور توربوجت J79 غالباً به‌صورت تجربی و عددی ارائه شده است و به‌صورت تحلیلی برای این موتور منابع یا مقاله علمی یافت نشده است. بنابراین، با توسعه روش‌های تحلیلی که برای پمپ‌ها یا کمپرسورهای گریز از مرکز قبلاً انجام گرفته شده

1- Stodola
2- Kerton
3- Fischer
4- Greitzer
5- Xingen

سازگاری دارد که در جریان‌های با اعداد رینولدز بالا، نیروهای اینرسی اثرگذار روی سیال، نسبت به نیروهای لزجت، بزرگ‌تر هستند، در بسیاری از شرایط عملی، نیروهای لزجت قابل چشم‌پوشی می‌باشند. در کمپرسورهایی که طول داکت آنها زیاد است، چنین فرضی معقول می‌باشد.

در این خصوص فرض اساسی اعمال شده در مدل‌سازی داکت کمپرسور، مبتنی بر آن است که دینامیک جریان سیال، تحت تأثیر اثرات نیروی اینرسی بوده و اثرات انباشت جرم، ناچیز تلقی شده‌اند. تراکم‌پذیری سیال به صورت انباشت جرم در نظر گرفته شده است. در یک مقیاس کلی، چنانچه انباشت جرم قابل اغماض باشد، جریان جرمی در داخل داکت یکنواخت بوده و عملاً هیچ گونه ناپایداری مشاهده نمی‌شود. در چنین وضعیتی سیال ظرفیت ذخیره‌سازی (انباشت) جرم را نخواهد داشت. در یک مقیاس محلی (موضعی)، چنانچه اغتشاشات آکوستیک قابل ملاحظه باشد. آن‌گاه انباشت جرم، اهمیت بیشتری می‌یابد. این بدین معنی است که هم نیروی اینرسی و هم انباشت جرم می‌بایستی به طور توأمان در نظر گرفته شود. مشروط بر این‌که حاصل ضرب فرکانس کاهنده (که بدون بعد می‌باشد) ω_R^* و عدد ماخ M ، به میزان قابل ملاحظه‌ای کوچک باشد. با برقراری معادله (۱) اثرات تراکم‌پذیری یک جریان ناپایدار را می‌توان نادیده گرفت [۸]:

$$\omega_R^* \cdot M = 1 \quad (1)$$

چنانچه شرط نامساوی بودن در رابطه (۱)، برقرار باشد، فرم تراکم‌ناپذیر معادله اصل بقای ممنتوم، یک مدل مناسب برای دینامیک سیال درون داکت خواهد بود.

جریان جرمی بالا دست کمپرسور \dot{m}_u ، تابعی از x نمی‌باشد. فرم ساده شده تراکم‌ناپذیر معادله بقای ممنتوم برای داکت بالادست کمپرسور را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$\frac{d\dot{m}_u}{dt} \int_0^{L_u} \frac{1}{A_u(x)} dx = P_{o1} - P_{o2} \quad (2)$$

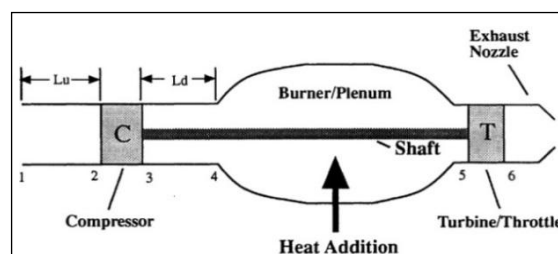
از طرفی می‌توان نوشت:

$$\int_0^{L_u} \frac{1}{A_u(x)} dx = \frac{L_u}{A_c} \quad (3)$$

در رابطه فوق، نسبت $\frac{L_u}{A_c}$ ، توسط هندسه واقعی داکت، محاسبه می‌گردد. سرانجام معادله (۲) به صورت معادله زیر، بر حسب اختلاف فشار سکون قابل ارائه می‌باشد:

بود، مبنای این پژوهش قرار گرفت [۷]. سپس مدل تحلیلی تشریح شده به دست آورده شد. این مدل برای انواع موتورهای توربین گازی هوایی اهم از توربوجت، توربوفن، تروپراپ و توربوشفت که کمپرسورهای محوری دارند قابل استفاده است و از دقت قابل قبولی نیز برخوردار می‌باشد. لازم به ذکر است این روش شبیه‌سازی تحلیلی قبلاً برای موتور توربوجت (J79) استفاده نگردیده است و برای اولین بار این نوع شبیه‌سازی تحلیلی در این موتور خاص انجام گرفته شده است، که در واقع نوآوری کارپژوهشی حاضر محسوب می‌شود. با انجام این تحقیق زمینه‌سازی توسعه، طراحی و ساخت این موتور توربوجت در کشور تسهیل می‌شود. لازم به ذکر است که این موتور توربوجت در حال حاضر بر روی هواپیماهای شکاری F4 نصب بوده و در حال استفاده می‌باشد.

طرح کلی موتور توربین‌گاز مورد تحلیل، در شکل ۱ نشان داده شده است. اجزای اصلی این سیستم عبارت از: کمپرسور، محفظه احتراق، توربین، نازل خروجی و داکت کمپرسور که در شکل ۱ به دو قسمت داکت بالادست کمپرسور (L_u) و داکت پایین دست کمپرسور (L_d) مشخص شده است، می‌باشد.



شکل (۱): طرح کلی موتور توربین‌گاز مورد تحلیل

۲- معادلات حاکم

همان‌طور که در شکل ۱ نشان داده شده است، کمپرسور در یک موقعیت اختیاری (دلخواه) در طول داکت کمپرسور که دارای مساحت ثابتی می‌باشد، مدل شده است. این امر امکان ارزیابی تأثیر مکان قرارگیری کمپرسور در داخل داکت را فراهم می‌نماید. در این قسمت معادلات حاکم بر جریان در قسمت‌های نشان داده شده در شکل به دست آورده می‌شود.

۲-۱- داکت کمپرسور

جریان داخل داکت کمپرسور، یک‌بعدی در نظر گرفته شده است. به عبارتی، خصوصیات جریان در مقاطع عرضی، یکنواخت هستند. جریان داخل داکت کمپرسور، غیر لزج در نظر گرفته شده است. فرض مزبور از این جهت با واقعیت

مسئله تحت تأثیر اثرات انباشت جرم قرار گرفته‌اند، تغییرات فشار ناشی از اثرات اینرسی، با حاصل ضرب فرکانس کاهنده در مربع عدد ماخ، متناسب خواهد بود ($\frac{\Delta P}{P} \propto \omega_R^* M^2$) و برای جریان با عدد ماخ پایین در محفظه احتراق توربین‌گاز (کمتر از ۰/۱) [۳]، تغییرات فشار ناشی از اثرات اینرسی در مقایسه با تغییرات فشار ناشی از اثرات انباشت جرم، عملاً کوچک می‌باشد. فرض دیگر این است که فشار کل در طول محفظه احتراق از خروجی داکت کمپرسور تا ورودی توربین، یکنواخت می‌باشد. فرضیات دیگر در مدل‌سازی محفظه احتراق، عبارتند از:

- ۱- میانگین حجمی دمای محفظه احتراق با دمای ورودی توربین تقریب شده است. (به‌طور مشابه برای چگالی محفظه احتراق نیز به همین صورت عمل گردیده است).
 - ۲- خواص ترمودینامیکی محصولات احتراق، تقریباً مانند خواص ترمودینامیکی هوا در شرایط مشابه در نظر گرفته شده است.
 - ۳- جرم سوخت تزریق‌شده در تراز انرژی نگاشته‌شده قابل اغماض در نظر گرفته شده است.
- فرم حجم کنترل معادله بقای جرم برای محفظه احتراق را می‌توان به‌صورت زیر نوشت (با توجه به فرض ۳):

$$\frac{d\dot{p}_B}{dt} \cdot V_B = \dot{m}_C - \dot{m}_T \quad (13)$$

\dot{p}_B ، میانگین حجمی چگالی سیال داخل محفظه احتراق می‌باشد. معادله بقای انرژی نیز به‌صورت زیر قابل ارائه است:

$$\frac{d(C_V \cdot \dot{p}_B \cdot \dot{T}_B)}{dt} \cdot V_B = \dot{m}_C \cdot c_p T_{O,4} - \dot{m}_T \cdot c_p T_{O,5} + \dot{Q} \quad (14)$$

در عمل، \dot{Q} تابعی از بسیاری از متغیرها نظیر فشار، دما، نرخ جریان هوا، هندسه و ... می‌باشد. در این تحلیل، \dot{Q} به‌عنوان تابعی از نرخ جریان سوخت، ارزش حرارتی سوخت (HV) و راندمان احتراق η_B به‌صورت زیر بیان می‌گردد:

$$\dot{Q} = \eta_B \cdot \dot{m}_f \cdot HV \quad (15)$$

۲-۴- توربین و نازل خروجی

رهیافت مورد استفاده در این مطالعه، توربین را به‌عنوان یک نازل چوک شده شبه‌پایا، مدل می‌کند. این امر، در واقع ساده‌سازی میدان جریان پیچیده در توربین و نازل می‌باشد. فرض اصلی دیگر این است که عملکرد توربین، توسط جریان تراکم‌پذیر یک‌بعدی نازل، مستقل از سرعت روتور بیان گردیده است [۹-۱۰]. معادله پیوستگی را برای یک نازل خفه شده، به فرم معادله (۱۶) بیان می‌گردد [۱۱]:

$$\frac{d\dot{m}_u}{dt} \cdot \frac{L_u}{A_c} = P_{O1} - P_{O2} \quad (4)$$

به‌طور مشابه، معادله بقای ممنتوم برای داکت پایین‌دست به‌صورت زیر بیان می‌گردد:

$$\frac{d\dot{m}_d}{dt} \cdot \frac{L_u + L_d}{L_u} \int \frac{1}{A_d(x)} dx = P_{O3} - P_{O4} \quad (5)$$

از سوی دیگر داریم که:

$$\int \frac{L_u + L_d}{L_u} \frac{1}{A_d(x)} dx = \frac{L_d}{A_c} \quad (6)$$

با جایگذاری معادله (۶) در معادله (۵)، رابطه زیر حاصل می‌شود که مبین تغییرات فشار سکون است [۸].

$$\frac{d\dot{m}_d}{dt} \cdot \frac{L_d}{A_c} = P_{O3} - P_{O4} \quad (7)$$

۲-۲- کمپرسور

برای اختلالات کوچک، معمولاً کمپرسور با رفتار شبه‌پایا در نظر گرفته می‌شود. فرض شبه‌پایا بودن رفتار کمپرسور، مشروط بر اینکه فرکانس کاهنده محاسبه شده در رابطه (۱)، بسیار کوچک‌تر از یک باشد، قابل قبول خواهد بود. در این تحقیق یک مدل دیسک عملگر شبه‌پایا، مورد استفاده قرار گرفته و جریان جرمی در عبور از کمپرسور، ثابت در نظر گرفته شده است:

$$\dot{m}_u(t) = \dot{m}_d(t) = \dot{m}_c(t) \quad (8)$$

نسبت فشار و نسبت دمای کمپرسور، به‌صورت توابع زیر قابل ارائه می‌باشند

$$\pi_c = \frac{P_{O3}}{P_{O2}} = \pi_c(W_{c,cor}, M_{tip,2}) \quad (9)$$

$$\theta_c = \frac{T_{O3}}{T_{O2}} = \theta_c(W_{c,cor}, M_{tip,2}) \quad (10)$$

جریان جرمی بی‌بعد اصلاح شده $W_{c,cor}$ و عدد ماخ نوک پره $M_{tip,2}$ نیز مبتنی بر معادلات زیر به‌دست می‌آیند:

$$W_{c,cor} = \frac{\dot{m}_c \sqrt{R \cdot T_{O2}}}{P_{O2} A_C} \quad (11)$$

$$M_{tip,2} = \frac{U_{tip}}{\sqrt{\gamma \cdot R \cdot T_{O2}}} \quad (12)$$

۲-۳- محفظه احتراق

به‌منظور تعیین اثرات فرایند غیرآیزنتروپیک در محفظه احتراق، معادله بقای انرژی به همراه معادله پیوستگی مورد استفاده قرار گرفته‌اند. با اعمال یک فرض مناسب در مدل‌سازی محفظه احتراق که اثرات اینرسی قابل چشم‌پوشی هستند، دینامیک

همچنین می‌توان یک زمان بی‌بعد با استفاده از فرکانس هلم هلتر ω_H ، تعریف نمود [۸]:

$$\tau = \omega_H \cdot t \quad (24)$$

ω_H ، مقیاس زمانی نوسانات سرج، خطی بوده و به‌صورت زیر بیان می‌گردد:

$$\omega_H = \bar{a}_B \cdot \sqrt{\frac{A_c}{(L_u + L_d) \cdot V_B}} \quad (25)$$

در معادله ۲۵ ترم \bar{a}_B بیان‌کننده سرعت صوت میانگین در محفظه احتراق می‌باشد.

سرعت نوک روتور نیز به‌صورت معادله (۲۶)، بی‌بعد می‌گردد [۸]:

$$M_{tip,a} = \frac{U_{tip}}{\sqrt{\gamma \cdot R \cdot T_a}} \quad (26)$$

در نهایت معادلات بی‌بعد شده اصل بقای ممنتوم، جرم و انرژی به‌ترتیب به‌صورت زیر خواهند بود [۸]:

$$\frac{dW_c}{dt} = \beta \cdot \left(\frac{L_u + 1}{L_d} \right) \cdot (\pi_c - P_B^*) \quad (27)$$

$$\frac{d\rho_B^*}{dt} = \frac{1}{\gamma \cdot \bar{T}_B^* \cdot \beta} \cdot (W_c - W_T) \quad (28)$$

$$\frac{dP_B^*}{dt} = \frac{1}{\bar{T}_B^* \cdot \beta} \cdot (W_c \cdot T_{o,4}^* - W_T \cdot T_B^*) + \dot{Q}^* \quad (29)$$

که β و $\frac{L_u}{L_d}$ ، پارامترهای تشابه بی‌بعد هستند. پارامتر پایداری β ، تأثیر به‌سزایی روی اضمحلال (دمپینگ) سیستم دارد، لذا پارامتر بسیار مهمی می‌باشد. این پارامتر به صورت زیر تعریف می‌گردد:

$$\beta = \frac{1}{\sqrt{\gamma \cdot \bar{T}_B^*}} \cdot \sqrt{\frac{V_B}{(L_u + L_d) \cdot A_c}} \quad (30)$$

یک تعریف مفید برای پارامتر پایداری β ، این است که این پارامتر یک مقیاس از درجه کوپلینگ بین کمپرسور و توربین می‌باشد. برای مقادیر کوچک β ، توربین کاملاً به کمپرسور کوپل شده است، که این امر به یک سیستم پایدارتر منجر می‌گردد. لازم به ذکر است که اشاره شود توربین در دینامیک موتور به‌عنوان چاه انرژی ناپایا معرفی می‌گردد در حالی که کمپرسور چشمه انرژی ناپایا می‌باشد. در هنگام کوپل شدن این دو هیچ انرژی ناپایای اضافی جهت ناپایداری جریان ایجاد نمی‌گردد. این امر زمانی محقق می‌شود که ترم پارامتر پایداری

$$\frac{\dot{m}_T \cdot \sqrt{R \cdot T_B}}{P_B \cdot A_T} = \sqrt{\gamma} \cdot \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} = F(\gamma) \quad (16)$$

۳- ساده‌سازی معادلات حاکم

با اعمال فرضیات بیان شده در بخش‌های قبلی برای کمپرسور (معادله (۱۰))، این امکان فراهم می‌شود که معادلات ممنتوم در داکت کمپرسور (معادلات (۶) و (۹))، در قالب یک معادله ترکیب شوند. در این شرایط علاوه بر یکسان بودن جریان‌های جرمی بالادست و پایین‌دست، نرخ تغییرات جریان جرمی نیز یکسان خواهد بود:

$$\frac{d\dot{m}_u}{dt} = \frac{d\dot{m}_d}{dt} = \frac{d\dot{m}_c}{dt} \quad (17)$$

این موضوع کمک می‌کند تا دو معادله ممنتوم به‌صورت زیر ادغام گردند. ابتدا با حل کردن معادله (۶) برای فشار کل در ورودی کمپرسور P_{O2} ، رابطه زیر برقرار خواهد شد:

$$P_{O2} = P_a - \left(\frac{L_u}{A_c} \right) \cdot \frac{d\dot{m}_c}{dt} \quad (18)$$

از طرفی فشار سکون در خروجی از کمپرسور عبارت خواهد بود از:

$$P_{O3} = (P_{O2}) \cdot \pi_c = \left(P_a - \left(\frac{L_u}{A_c} \right) \cdot \frac{d\dot{m}_c}{dt} \right) \cdot \pi_c \quad (19)$$

و یا

$$P_{O3} = \pi_c \cdot P_a - \left(\frac{L_u}{A_c} \right) \cdot \frac{d\dot{m}_c}{dt} \cdot \pi_c \quad (20)$$

اکنون با جایگذاری معادله (۲۰) در معادله (۷)، نهایتاً یک معادله بقای ممنتوم برای کل داکت کمپرسور، حاصل می‌گردد. در این معادله P_B نشان‌دهنده فشار در محفظه احتراق می‌باشد.

$$\left(\frac{L_d}{A_c} + \pi_c \cdot \frac{L_u}{A_c} \right) \cdot \frac{d\dot{m}_c}{dt} = \pi_c \cdot P_a - P_B \quad (21)$$

۴- بی‌بعدسازی معادلات حاکم

جریان‌های جرمی بی‌بعد شده با روشی مشابه آنچه در معادله (۱۱) برای جریان اصلاح شده به‌کار رفته بود، و با استفاده از P_a ، T_a و A_c به‌عنوان کمیت‌های مرجع، بی‌بعدسازی می‌گردند. بنابراین جریان‌های جرمی بی‌بعد در کمپرسور W_c و توربین W_T ، به‌صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$W_c = \frac{\dot{m}_c \cdot \sqrt{R \cdot T_a}}{P_a \cdot A_c} \quad (22)$$

$$W_T = \frac{\dot{m}_T \cdot \sqrt{R \cdot T_a}}{P_a \cdot A_c} \quad (23)$$

اکنون فرایند خطی‌سازی دستگاه معادلات ۳۷،۳۸،۳۹ با استفاده از تئوری تابع ضمنی از حساب چند متغیره، انجام شده و دستگاه معادلات خطی حاصل می‌گردد [۱۲]:

تعیین پایداری برای یک نقطه عملکردی مشخص، از طریق بررسی مقادیر ویژه ماتریس ایجاد شده از حل دستگاه معادلات بالا می‌باشد. بنابراین، با استفاده از زبان برنامه نویسی متلب، محاسبات ارائه شده در قالب یک کد کامپیوتری نوشته شده است. در این کد نوشته شده مقادیر ویژه ماتریس عملکردی تعیین می‌شود. در صورتی که سیستم در ناحیه پایدار عملکردی قرار داشته باشد، قسمت حقیقی مقادیر ویژه ماتریس، منفی خواهد بود. با تغییر مقادیر هر یک از پارامترهای تأثیرگذار روی سیستم، یک نقطه عملکردی حاصل خواهد شد که در آن برای نخستین بار قسمت حقیقی مقدار ویژه ماتریس، برابر با صفر می‌شود. این نقطه تحت عنوان "نقطه پایداری خنثی" شناخته می‌شود. با ادامه تغییر در پارامتر مورد نظر، قسمت حقیقی مقدار ویژه ماتریس، مقادیر مثبت به خود خواهد گرفت که در واقع سیستم وارد ناحیه ناپایدار شده است [۸].

۶- معرفی و مشخصات فنی موتور J79

موتور J79، یک موتور توربوجت ساخت شرکت جنرال الکتریک است. اولین خانواده از این موتور در سال ۱۹۵۵ ساخته شده است. این موتور تک محوره بوده و کمپرسور آن دارای یک ردیف پره‌های راهنما در ورودی (IGV) است. پس از پره‌های راهنما کمپرسور جریان محوری با ۱۷ طبقه قرار دارد. پره‌های راهنما و همچنین استاتورهای شش طبقه اول 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 (actuator) با استفاده از فشار سوخت موتور، تنظیم می‌شوند. دبی جریان هوای ورودی به کمپرسور ۷۶/۶ Kg/s (۱۶۹۱lb/s) می‌باشد. این کمپرسور توانایی تأمین نسبت تراکم (۱: ۱۳/۵) را دارد. محفظه احتراق این موتور از نوع قوطی- حلقوی (Can Annular) بوده 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 مرحله‌ای می‌باشد. این موتور در حالت بدون استفاده از سیستم پس‌سوز، دارای نیروی تراست ۵۲/۸KN (۱۱۸۷۰lb) و در حالت با استفاده از سیستم

β به اندازه کافی کوچک باشد. در غیراین صورت برای مقادیر β بزرگ توربین و کمپرسور دکوپل هستند و در این شرایط سیستم موتور توربین گازی پایداری کمتری دارد و احتمال ناپایداری در آن زیاد می‌شود.

یک مقیاس از مقدار نسبی اینرسی جریان بالادست کمپرسور در مقایسه با مقدار اینرسی جریان پایین دست آن می‌باشد.

جریان جرمی بی‌بعد اصلاح شده کمپرسور $W_{c,cor}$ و عدد ماخ نوک پره (نقطه ۲ نشان داده شده در شکل ۱) $M_{Tip,2}$ ، به صورت تابعی از متغیرهای بی‌بعد، به شکل زیر قابل بیان می‌باشند:

$$W_{c,cor} = \frac{W_c \sqrt{T_{o,2}^*}}{P_{o,2}^*} = W_c \cdot (P_{o,2}^*)^{\left(\frac{\gamma+1}{2\gamma}\right)} \quad (31)$$

$$M_{Tip,2} = \frac{M_{Tip,a}}{\sqrt{T_{o,2}^*}} = M_{Tip,a} \cdot (P_{o,2}^*)^{\left(\frac{\gamma-1}{2\gamma}\right)} \quad (32)$$

جریان جرمی بی‌بعد شده توربین W_T ، بعد از کمی ساده‌سازی، به شکل زیر بیان می‌گردد:

$$W_T = \frac{\bar{W}_T \cdot \sqrt{T_B^*}}{P_B^*} \cdot \sqrt{P_B^* \cdot \rho_B^*} \quad (33)$$

با استفاده از روابط ذکر شده و پس از یک سری ساده سازی، معادلات بی بعد حاکم بر دینامیک سرخ موتور توربین‌گاز، در فرم تابعی به صورت زیر قابل گردآوری می‌باشند:

$$\frac{dW_c}{d\tau} = F_1(W_c, P_B^*) \quad (34)$$

$$\frac{d\rho_B^*}{d\tau} = F_2(W_c, \rho_B^*, P_B^*) \quad (35)$$

$$\frac{dP_B^*}{d\tau} = F_3\left(W_c, \rho_B^*, P_B^*, \frac{dW_c}{d\tau}\right) \quad (36)$$

۵- تحلیل پایداری خطی

جهت مطالعه پایداری نقاط عملکردی در برابر اختلالات کوچک، نیاز است دستگاه معادلات بصورت خطی ساده سازی شود. به همین منظور، ابتدا معادلات به صورت توابع ضمنی نوشته می‌شوند

$$G_1\left(W_c, P_B^*, \frac{dW_c}{d\tau}\right) = 0 \quad (37)$$

$$G_2\left(W_c, \rho_B^*, P_B^*, \frac{d\rho_B^*}{d\tau}\right) = 0 \quad (38)$$

$$G_3\left(W_c, \rho_B^*, P_B^*, \frac{dW_c}{d\tau}, \frac{dP_B^*}{d\tau}\right) = 0 \quad (39)$$

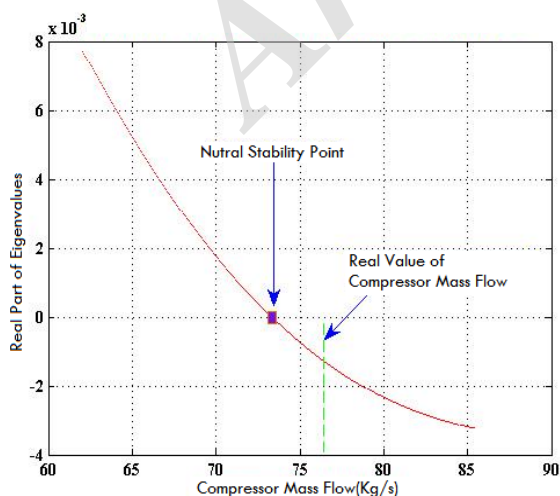
سه نقطه عملکردی A و B و C نشان داده شده در شکل ۳ به صورت دقیق تری مورد مطالعه قرار گرفتند. نقطه A متناظر با یک نقطه عملکردی پایدار برای کمپرسور می باشد و مربوط به شرایط با راندمان ماکزیمم است. نقطه A نقطه طراحی کمپرسور می باشد (در این نقطه ماکزیمم راندمان کل-کل موجود است). مشاهده شده که با کاهش جریان جرمی عبوری از کمپرسور از نقطه A تا نقطه B، منجر به شروع واماندگی دورانی می شود. علاوه بر این، با کاهش بیشتر جریان جرمی از نقطه B تا نقطه C سبب می شود که در کمپرسور، در نقطه عملکردی C سرخ رخ دهد. همان طور که در شکل مشاهده می شود نقطه C نقطه انتهایی عملکرد کمپرسور می باشد.

۸- تحلیل و ارزیابی

در این قسمت به تحلیل و ارزیابی مدل ایجاد شده پرداخته می شود.

۸-۱- بررسی تأثیر جریان جرمی عبوری از کمپرسور

همان طور که در شکل ۴ قابل مشاهده است، در جریان های جرمی پایین، قسمت حقیقی مقدار ویژه ماتریس مورد نظر، در محدوده مثبت قرار دارد که این امر بیانگر ناپایدار بودن سیستم می باشد. با افزایش جریان جرمی عبوری از کمپرسور، قسمت حقیقی برابر با صفر شده که این نقطه عملکردی، معادل نقطه پایداری خنثی خواهد بود. با ادامه روند افزایش جریان جرمی، قسمت حقیقی مقدار ویژه، مقادیری منفی می باشد که به پایداری منجر خواهد شد.

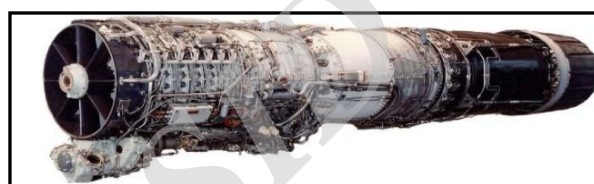


شکل (۴): تأثیر تغییرات جریان جرمی عبوری از کمپرسور بر روی عملکرد پایداری آیرودینامیکی موتور J79

پس سوز، دارای نیروی تراست $79/63 \text{ KN}$ (17900 lb) می باشد. ماکزیمم قطر این موتور 992 mm و طول آن 5301 mm است. وزن موتور نیز حدود 1700 Kg می باشد [۱۳]. در جدول ۱ مشخصات هندسی موتور J79 و همچنین دمای محفظه احتراق آن ارائه شده است:

جدول (۱): مشخصات موتور J79

$L_C(\text{m})$	$V_C(\text{m}^3)$	$V_B(\text{m}^3)$	$T_B(\text{k})$
۱/۳۴	۰/۳۴	۰/۱	۱۲۶۰

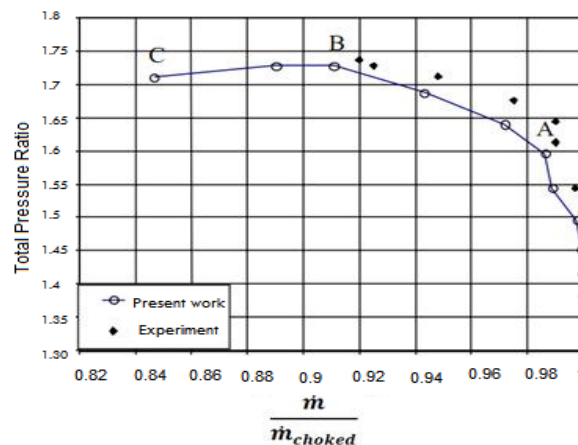


شکل (۲): موتور توربوجت J79

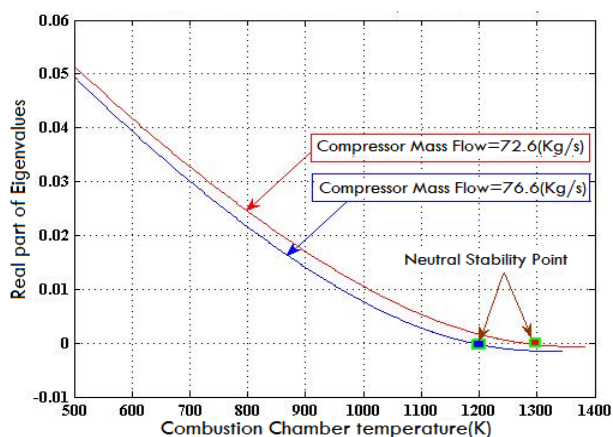
۷- اعتبارسنجی

برای اعتبارسنجی مدل سازی انجام شده از داده های تجربی یک موتور آزمایشگاهی استفاده شده است. این موتور از یک کمپرسور استاندارد به نام روتور ناسا ۶۷ که مخصوص تحقیقات آزمایشگاهی می باشد استفاده می کند [۱۴].

سرعت دورانی طراحی در این کمپرسور، 16043 RPM و سرعت نوک لبه حمله 429 m/sec با عدد ماخ نسبی $1/38$ می باشد. برای روتور ۶۷ ناسا، نسبت فشار کل بر حسب جریان جرمی نرمال شده در یک سرعت طراحی با استفاده از مدل تحلیلی در این تحقیق محاسبه شده و با نتایج تجربی مقایسه شده است، که نتایج این مقایسه در شکل ۳ نشان داده شده است.



شکل (۳): مقایسه نمودار عملکردی خصوصیات از روش تجربی و محاسباتی (روتور ناسا ۶۷) [۱۴].



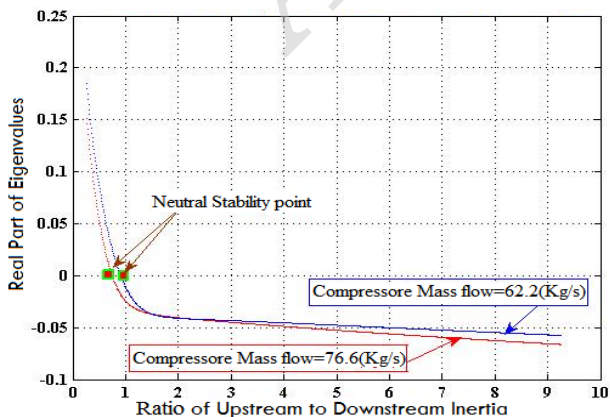
شکل (۶): تأثیر پارامتر دمای محفظه احتراق روی پایداری

موتور J79

پس تمایل سیستم به ناپایداری افزایش می‌یابد. همان‌طور که در شکل ۶ نشان داده شده است با کاهش دبی جرمی احتمال افزایش ناپایداری در دماهای محفظه احتراق بالاتری اتفاق می‌افتد. این موضوع مطلوب نیست چراکه با توجه به محدودیت در تحمل دماهای بالا توسط تجهیزات پایین‌دست محفظه احتراق، نمی‌توان جهت بهبود پایداری آیرودینامیکی، دمای محفظه احتراق را به‌طور چشم‌گیری افزایش داد.

۸-۴ - بررسی تأثیر L_u/L_d

در شکل ۷ اثر نسبت طول داکت بالادست کمپرسور به طول داکت پایین‌دست L_u/L_d آن مورد ارزیابی قرار گرفته است. همان‌طور که در نمودار مشخص شده است با افزایش اثر L_u/L_d تمایل به پایداری سیستم افزایش یافته است. نکته بعدی که از نمودار به‌دست آمده از شبیه‌سازی مشخص می‌شود، این است که با افزایش دبی جرمی عبوری تمایل سیستم به پایداری در نسبت L_u/L_d کمتر اتفاق می‌افتد.



شکل (۷): تأثیر پارامتر نسبت طول داکت بالادست کمپرسور به طول داکت پایین‌دست آن روی پایداری آیرودینامیکی موتور

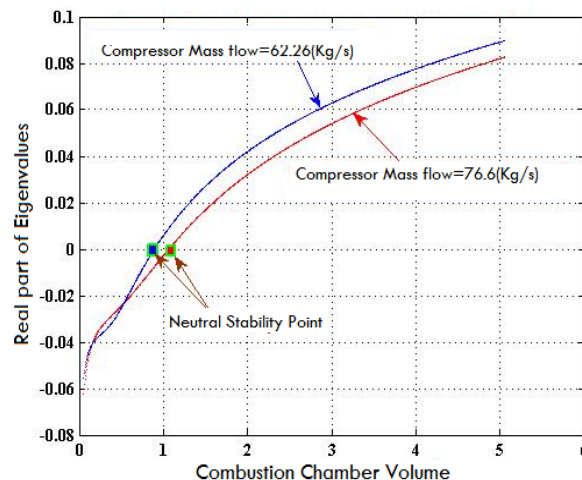
J79

۸-۲ - بررسی تأثیر حجم محفظه احتراق

با توجه به شکل ۵ و بررسی مقادیر ویژه، مشاهده می‌گردد که در یک دبی جرمی ثابت با افزایش حجم محفظه احتراق سیستم به سمت ناپایداری میل می‌کند. به این مفهوم که با افزایش حجم محفظه احتراق ترم حقیقی مقادیر ویژه محاسبه شده از شبیه‌سازی ناپایداری به مقادیر مثبت رفته و تمایل سیستم به ناپایداری افزایش یافته است. نکته دیگری که در این نمودار مشخص است این است که این نمودار برای دو مقدار متفاوت دبی جرمی $76/6 \text{ Kg/s}$ و $62/26 \text{ Kg/s}$ رسم گردیده شده است.

با توجه به شکل کاملاً مشخص است که با کاهش دبی جرمی در کمپرسور نقاط عملکردی خنثی در حجم محفظه احتراق کوچکتری اتفاق می‌افتد.

به این مفهوم که در دبی‌های کوچکتر شرایط عملکردی حتی با محفظه‌های کوچکتر نیز بحرانی می‌باشد. مطابقت و همسو بودن این نتایج با نتایج حاصل از مراجع [۱۵] نیز قابل مشاهده است.



شکل (۵): تأثیر پارامتر حجم محفظه احتراق روی پایداری آیرودینامیکی

۸-۳ - بررسی تأثیر دمای محفظه احتراق

همان‌طور که در شکل ۶ مشاهده می‌شود، افزایش دمای محفظه احتراق، بر پایداری آیرودینامیکی می‌افزاید و به‌طور معکوس با کاهش دمای محفظه احتراق در یک دبی جرمی ثابت ترم حقیقی مقدار ویژه محاسبه شده از کد کامپیوتری نوشته شده تمایل به افزایش در مقادیر مثبت دارد.

۳- افزایش حجم محفظه احتراق، موجب کاهش پایداری آیرودینامیکی می‌شود. همان‌طور که در متن مقاله نیز اشاره شده بود با کاهش حجم محفظه احتراق در واقع میزان میرا شدن نوسانات فشاری در موتور کاهش می‌یابد و احتمال ناپایداری افزایش می‌یابد.

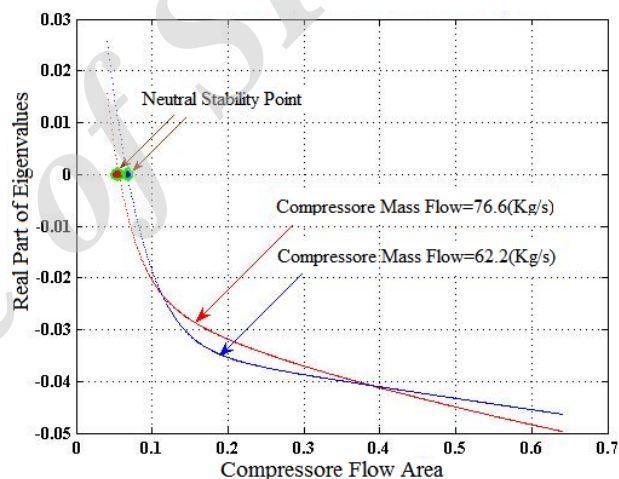
۱۰-مراجع

1. Farokhi, S. "Aircraft Propulsion", John Wiley & Sons, Inc, pp. 414-487, 2009.
2. Niazi, S. "Numerical Simulation of Rotating Stall and Surge Alleviation in Axial Compressors", PhD Thesis, Georgia Institute of Technology, pp. 14-77, USA, 2000.
3. Sebghati, J. "Monitoring Axial-Flow Compressor Rotating Stall and Surge", Master's Thesis, University of Tennessee, Mechanical Department, Knoxville, pp. 44-67, May. 1992
4. Fischer, K. and Thoma, D. "Investigations of the Flow Conditions in a Centrifugal Pump", Transactions of ASME, Vol. 54, pp. 141-155, Nov. 1932.
5. Greitzer, E. M. "Surge and Rotating Stall in Axial Flow Compressor: Part 1, Theoretical Compression System Model, and Part 2, Experimental Results and Comparison with Theory", ASME Journal of Engineering for Power Transactions of ASME, Vol. 98, pp. 190-217, April 1976.
6. Xingen L., Wuli C., Junqiang Z. and Zhiting T. "Numerical and Experimental Investigations of Steady Micro-Tip Injection on a Subsonic Axial-Flow Compressor Rotor", Hindawi Publishing Corporation International Journal of Rotating Machinery, Vol. 5, pp. 19-27, 2006
7. Gravdahl, J. and Egeland, O. "Advances in Industrial Control", Springer-Verlag London Limited, pp. 1910-1937, 1999
8. McNulty, S. G. "A Study Of Dynamic Compressor Surge Control Strategies for a Gas Turbine Engine", M.S. Thesis, Department of Aeronautics and Astronautics, MIT, pp. 10-97, 1993.
9. Cohen, H., Rogers, G. and Saravanamuttoo, H. "Gas Turbine Theory", 3rd Edition, Longman Scientific and Technical Publications, pp. 200-217, 1987.
10. Vishwas, I., Jimmy, T. and Niazi, S. "Numerical Studies of Two Approaches for Surge Control in Axial Compressors", School of Aerospace Engineering Georgia Institute of Technology, Atlanta, pp. 100-117, 2003.

نکته بعدی که از شکل ۷ به دست می‌آید این است که در یک مقدار ثابت از نسبت L_u/L_d با افزایش دبی جرمی عبوری بر پایداری آیرودینامیکی سیستم افزوده شده است. چون قسمت حقیقی مقدار ویژه مقادیر منفی کمتری را خواهد داشت.

۵-۸- بررسی تأثیر سطح مقطع جریان عبوری از کمپرسور

همان‌طور که در شکل ۸ قابل مشاهده است، افزایش سطح مقطع جریان عبوری از کمپرسور، بر پایداری سیستم می‌افزاید. این موضوع می‌تواند ناشی از افزایش دبی جرمی عبوری از کمپرسور باشد. همان‌طور که قبلاً در نمودار ۴ نیز شرح داده شده است با افزایش دبی جرمی تمایل سیستم به پایداری افزایش یافته است.



شکل (۸): اثر سطح مقطع جریان عبوری از کمپرسور روی پایداری آیرودینامیکی موتور J79

۹- نتیجه‌گیری

با توجه به نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی انجام شده نتیجه‌گیری و جمع‌بندی انجام شده در زیر ارائه می‌گردد.

- ۱- شبیه‌سازی تحلیلی انجام گرفته شده بر روی موتور توربوجت J-79 از دقت قابل قبولی برخوردار می‌باشد. اعتبارسنجی‌های انجام گرفته، این موضوع را تایید می‌کنند.
- کاهش جریان جرمی عبوری از کمپرسور از نقطه طراحی می‌تواند منجر به کاهش پایداری آیرودینامیکی شود.
- ۲- افزایش نسبت طول داکت بالا دست کمپرسور به طول داکت پایین دست آن، سبب بهبود پایداری می‌شود. اما اگر همراه با افزایش دبی جرمی باشد تأثیر بیشتری در پایداری خواهد داشت.

11. Kaplan, W. "Advanced Calculus", 3rd Ed., Adison-Wesley Publishing co., pp. 160-217, 1984
12. Gunston, B."Jane's Aero-Engines", pp. 150-157, 2004.
13. Niazi, S., Stein, A., and Sankar, L. N., "Computational Analysis of Stall Control Using Blee Valve in a High-Speed Compressor", AIAA, pp. 350-364, 2000
14. Ghafari, A. "an Improved Model for Investigation of Surge And Rotating Stall in Axial Flow Compressor With Variable Speed", Proceedings of The 9th Conference of Iranian Aerospace Society, Tehran, Iran, February 8-10, 2010.

Archive of SID

Archive of SID