

MODELING AND SIMULATION OF GAS TURBINE AERO-ENGINE PERFORMANCE FOR FUEL CONTROL SYSTEM DESIGN

M. Montazeri-Gh

M. Safarabadi-F

System Simulation and Control Laboratory,
Iran University Of Science and Technology, Tehran, Iran
Montazeri@iust.ac.ir

Abstract: This paper presents the modeling and simulation of gas turbine aero-engine for fuel control system design in steady state and transient modes. In this study, for the generation of the compressor map, two different methods including generalized and designed methods are used. In addition, the effects of the climatic and flight conditions on the engine performance parameters including engine thrust, fuel consumption and inlet turbine temperature are modeled. The objective of the engine performance analysis is to investigate the critical parameters for engine control during different climatic and flight conditions. For this purpose, a computer simulation is developed using Matlab Simulink, and the engine steady state and transient performance are obtained. The results are then compared with the experimental data for a turbojet engine at standard condition where a good agreement are seen. Moreover, the results show how some of the engine parameters exceed their allowable limits as the climatic and flight conditions change. These results confirm the need for a control system to avoid such malfunctions. Finally, the fuel control system functions are classified based on the climatic and flight conditions.

مدلسازی و شبیه‌سازی عملکرد توربین گاز هوایی به منظور طراحی سیستم کنترل سوخت

مرتضی منتظری و مجید صفرآبادی فراهانی

چکیده: در این مقاله مدلسازی و شبیه‌سازی عملکرد موتور توربین گاز هوایی به منظور طراحی سیستم کنترل سوخت در حالت‌های پایا (Steady state) و گذرا (Transient) ارائه شده است. برای مدلسازی از دو روش منحنی مشخصه کمپرسور شامل روش تعمیم یافته (Generalized method) و روش استفاده از منحنیهای مشخصه حاصل از طراحی کمپرسور (Design method) استفاده شده است. علاوه بر آن تاثیر شرایط محیطی و شرایط پرواز شامل ارتفاع و ماک پرواز بر پارامترهای عملکردی موتور نظیر تراست، مصرف سوخت و دمای گاز ورود به توربین در مدلسازی در نظر گرفته شده است تا ضمن تحلیل عملکرد موتور در شرایط مختلف آب و هوایی و پروازی، پارامترهای مهم جهت کنترل موتور در شرایط مختلف مورد توجه قرار گیرد. در ادامه با استفاده از

تاریخ وصول: ۸۶/۵/۲۰

تاریخ تصویب: ۸۸/۳/۱۶

دکتر مرتضی منتظری، مدیر آزمایشگاه شبیه‌سازی و کنترل سیستمها، دانشکده مهندسی مکانیک دانشگاه علم و صنعت ایران Montazeri@iust.ac.ir
مجید صفرآبادی فراهانی، آزمایشگاه شبیه‌سازی و کنترل سیستمها، دانشکده مهندسی مکانیک دانشگاه علم و صنعت ایران

جعبه ابزار Simulink، شبیه‌سازی کامپیوتری انجام شده و عملکرد حالت پایا و گذرای موتور بدست آورده شده است. آنگاه نتایج بدست آمده با نتایج آزمایش یک موتور توربو جت در شرایط استاندارد در حالت های عملکردی پایا و گذرا مقایسه گردیده است. تحلیل نتایج بیانگر تطابق بسیار خوب نتایج شبیه‌سازی با نتایج آزمایش می باشد. همچنین نتایج بدست آمده از شبیه سازی عملکرد موتور در شرایط آب و هوایی و پروازی مختلف نشان می دهد که با تغییر این شرایط، برخی از پارامترهای عملکردی موتور از حد مجاز فراتر خواهند رفت. این مساله نیازمندی موتور به یک سیستم کنترل سوخت جهت جلوگیری از این فرارفت را تأیید می کند. پس از بررسی عملکرد موتور در شرایط مختلف، وظایف سیستم کنترل سوخت در هر یک از این شرایط دسته بندی شده است.

واژه‌های کلیدی: مدل‌سازی- موتور توربو جت- شبیه‌سازی- توربین گاز- شرایط آب و هوایی- شرایط پروازی- کنترل سوخت

۱. مقدمه

موتورهای توربین گاز نقش مهمی در توسعه قابلیت‌های پروازی هواپیماهای مدرن ایفا می‌نمایند. یکی از روش‌های قابل دسترس طراح این نوع موتورها برای ارزیابی و آنالیز رفتار دینامیکی و همچنین کنترل آن، مدل‌سازی ریاضی و شبیه سازی عملکرد موتور می باشد [۱]. این مدل‌های کامپیوتری برای آنالیز عملکرد موتور در نقاط خارج از نقطه طرح (Off-Design) و تحقیق و توسعه ابزار قدرتمندی بوده و برای بهینه سازی، رفع عیوب و تعمیر و نگه داری آن نیز می‌تواند کمک مفیدی باشد [۲ و ۳].

پیش بینی رفتار دینامیکی موتور اهمیت ویژه ای هم برای طراحی اجزاء موتور و هم برای طراحی سیستم کنترل آن دارد. امروزه با استفاده از شبیه‌سازی‌های کامپیوتری و تکنیک‌های کنترل امکان بهبود عملکرد موتور هواپیما بررسی می‌گردد [۴]. نقش اصلی سیستم‌های کنترل موتور هواپیما، تامین سوخت مورد نیاز به عنوان انرژی اولیه موتور مطابق با خواسته‌های خلبان و سایر نیازمندی‌های هواپیما می‌باشد.

طراحی سیستم کنترل سوخت موتور نیاز به درک عمیق از عملکرد موتور دارد. با توجه به پیچیدگی رفتار و عملکرد موتور در شرایط مختلف، سیستم کنترل باید بتواند رفتار موتور را در حالت‌های مختلف تحت تاثیر قرار دهد. جهت مطالعه و بررسی رفتار و عملکرد موتور از مدل‌سازی ریاضی و شبیه سازی کامپیوتری استفاده می شود. بدین منظور مدل‌سازی و شبیه سازی رفتار موتور در حالت پایا برای طراحی سیستم کنترل سوخت در مود کنترل تراست ضروری می باشد. همچنین برای اطمینان از عملکرد ایمن موتور و جلوگیری از ناپایداری‌های آئرو دینامیکی و فرارفت مشخصات عملکردی موتور از محدودیت های آن نیاز به مدل‌سازی و شبیه سازی عملکرد حالت گذرای موتور می باشد.

بنابراین لازمه طراحی کنترلر برای موتور، مدل‌سازی و شبیه سازی موتور در حالت‌های پایا و گذرا می باشد [۵]. همچنین بررسی رفتار موتور در حالت های پروازی و آب و هوایی مختلف فرارفت

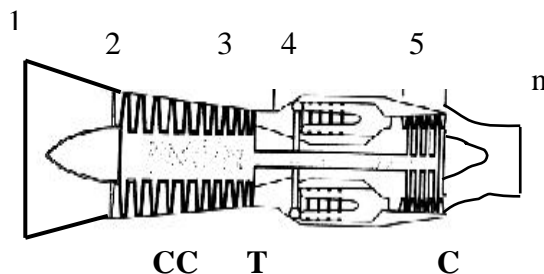
پارامترهای مختلف را از مقادیر مجاز طراحی نشان داده و عملکرد سیستم کنترل سوخت را تعریف می کند. در این مقاله این مساله مورد توجه قرار گرفته است.

به طور کلی دو رویکرد مدل های تابع تبدیل و مدل های ترمودینامیکی برای مدل سازی موتور توربین گاز در پیشینه پژوهش ها وجود دارد [۶]. اولین مدل ارائه شده برای یک موتور توربین گاز به وسیله Gold, Rosenzweig ارائه شد [۷]. در گام بعدی مدل ارائه شده توسط Powell, Lawrence بر پایه مدل Gold استوار بود [۸]. مرحله بعدی در تکمیل مدل تابع تبدیل به وسیله Fitchie در موسسه انگلستان^۱ بر روی موتور 101 Olympus ساخت شرکت Rolls Royce برداشته شد [۹].

اولین مدل ترمودینامیکی غیر خطی در سال ۱۹۷۰ به وسیله Saravanamuttoo, Fawke ارائه شد [۱۰]. یکی از مدل های ترمودینامیکی بسیار دقیق و با جزئیات بسیار زیاد در سال ۱۹۷۲ به صورت یادداشت فنی^۲ از طرف موسسه NASA ارائه شده است. [۱۱]. چنین مدلی در صورت امکان ارائه در شرایط پروازی و آب و هوایی مختلف، بهترین نوع مدل ها جهت طراحی سیستم کنترل هم در شرایط پایا، هم در شرایط گذرا و هم در شرایط کاری مختلف هستند. به طور اختصار مهمترین مدل های ترمودینامیکی ذکر شده در پژوهش ها با مدل ترمودینامیکی Moore در ۱۹۷۰ آغاز می شود [۱۲] او همچنین ۴ سال بعد به همراه Godfrey در مرکز تحقیقات Rolls Royce به تست عملی نتایج مدل خود و رفع ایرادات موجود پرداخت [۱۳]. مدل ارائه شده او در سال های بعد با کمی تغییر پایه تحقیقات بعدی شرکت Rolls Royce در بهبود عملکرد و نیز کنترل موتور شد [۱۴]. Cottington مدل ترمودینامیکی پیچیده ای را برای یک موتور توربو فن ارائه کرد [۱۵]. ۵ سال بعد مدل سازی جامع خود را بر روی موتور Olympus 593 اعمال کرده و صحت روش خود را تأیید نمود [۱۶]. همچنین

¹ UK National Gas Turbine Establishment

² Technical note



شکل ۱. ژنراتور گاز

۲-۱. مدلسازی تاثیر شرایط محیطی

از آنجائیکه دما و فشار هوای ورودی محیط تاثیر مهمی بر عملکرد موتور دارد، در این قسمت، روابط بیانگر این تاثیرات ارائه شده است. تغییرات دما و فشار ورودی به موتور در اثر تغییر ارتفاع پرواز به وجود می‌آید. رابطه تغییر دما و فشار بر حسب ارتفاع پرواز به صورت زیر است:

$$T_{amb} = 288.15 - 0.0065 \times h$$

$$P_{amb} = 101.325(288.15/T_{amb})^{-5.25588} \quad h < 11000m$$

$$11000m < h < 24000m$$

$$T_{amb} = 216.67$$

$$P_{amb} = 22.63253 / \exp(0.000157689h - 10998.1)$$

$$24000m < h < 30000m$$

$$T_{amb} = 216.65 + 0.0029892(h - 24994) \quad (1)$$

$$P_{amb} = 2.537(216.65/T_{amb})^{11.8}$$

که در آن T_{amb} و P_{amb} به ترتیب دما و فشار محیط و h ارتفاع پرواز می باشد.

۲-۲. مجرای ورودی هوا

سرعت هوای ورودی به موتور تاثیر زیادی بر عملکرد آن دارد چرا که دما و فشار ورودی به کمپرسور با تغییر عدد ماخ پرواز تغییر می‌نماید. لذا تاثیر عدد ماخ ورودی نیز باید لحاظ گردد. بنابراین عملکرد موتور با در نظر گرفتن تاثیر عدد ماخ، در این بخش ارائه شده است. مجرای ورودی، سرعت هوارا کاهش داده و فشار آن را افزایش می‌دهد تا جریان هوای مناسبی برای کمپرسور ایجاد گردد. با مشخص بودن دما و فشار محیط و صرف نظر از افت فشار در مجرای ورودی، دما و فشار کل در ورود به کمپرسور بدست می‌آید:

$$\frac{Tt_2}{T_{amb}} = \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right]$$

$$\frac{Pt_2}{P_{amb}} = \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2)$$

$$M = \frac{C}{\sqrt{\gamma RT}}$$

مدل های ارائه شده توسط Camporeale در سال های اخیر و نیز مدل ارائه شده توسط martin در سال ۲۰۰۸ در مرکز تحقیقات rolls Royce از کاملترین مدل های ترمودینامیکی محسوب می شود. [۱۷]

به منظور طراحی سیستم کنترل سوخت، در گذشته مدل های ساده تابع تبدیل مورد استفاده قرار می گرفته اند. لکن مشکل مدل های تابع تبدیل این است که در محدوده کوچکی از عملکرد موتور معتبر هستند، بنابراین مدل های موتور بر پایه معادلات ترمودینامیکی جهت کنترل موتور در تمام محدوده های کاری در این مقاله پیشنهاد گردیده است. یکی از مهمترین بخش های مدلسازی موتور بر پایه معادلات ترمودینامیکی منحنی مشخصه کمپرسور می باشد. این منحنی تاثیر زیادی در نتایج شبیه سازی عملکرد موتور در حالتهای پایا و گذرا دارد. در این مقاله مدلسازی موتور توربین گاز از دو روش منحنی مشخصه کمپرسور شامل روش تعمیم یافته و روش استفاده از منحنیهای مشخصه حاصل از طراحی کمپرسور استفاده شده و تاثیر استفاده از این منحنی ها بر نتایج بررسی شده اند.

در این مقاله مدلسازی و شبیه سازی موتور توربین گاز هوانی در حالتهای عملکردی مختلف (پایا و گذرا) با استفاده از دو نوع منحنی مشخصه برای کمپرسور یکی منحنی مشخصه حاصل از روابط ریاضی و تجربی (روش تعمیم یافته) و دیگر منحنیهای مشخصه حاصل از طراحی اولیه انجام شده است. در ادامه، نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی کامپیوتری با نتایج تجربی بدست آمده از آزمایش یک موتور توربو جت در حالت های پایا و گذرا مقایسه و تحلیل گردیده است. بعد از اطمینان از صحت مدل ارائه شده، تاثیر عوامل محیطی دما و فشار و عدد ماخ پرواز بر عملکرد پایای موتور ارائه شده است و فرارفت هر یک از پارامترهای عملکردی در هر یک از شرایط کاری مورد بررسی قرار گرفته است. در پایان با توجه به نتایج بدست آمده، وظیفه سیستم کنترل سوخت در شرایط مختلف کاری دسته بندی گردیده است.

۲. مدلسازی ریاضی موتور

قلب یک موتور توربین گاز، مولد گاز (Gas generator) نام دارد که شماتیک آن در شکل (۱) دیده می‌شود. کمپرسور، محفظه احتراق و توربین از اجزای اصلی این سیستم هستند که در موتورهای توربو جت، توربوپراپ، توربو شفت و توربو فن مشترک است. وظیفه مولد گاز، تامین هوای با فشار بالا در کمپرسور و گاز با دمای بالا در محفظه احتراق می‌باشد. در این قسمت با استفاده از معادلات دینامیکی و ترمودینامیکی حاکم بر اجزاء سیستم و در نظر گرفتن هماهنگی این اجزاء از نظر کار و جریان در مودهای پایا و گذرا (Steady state, Transient) مدل ریاضی سیستم بدست آورده شده و الگوریتم محاسباتی آن ارائه شده است.

$$\frac{d\rho_4}{dt} = (w_3 - w_4 + \dot{m}_f) / v_{comb} \quad (6)$$

همچنین با اعمال معادله انرژی رابطه زیر به دست می‌آید:

$$\frac{dU}{dt} = C_{pc} \cdot T_{t3} \cdot w_3 - C_{pt} \cdot T_{t4} \cdot w_4 + \dot{m}_f \cdot h_{PR}$$

$$U = \rho \cdot v_{comb} \cdot C_{pt} \cdot T_t \quad (7)$$

اگر تغییرات انرژی داخل محفظه احتراق برابر با تغییرات خروجی در نظر گرفته شود، نتایج زیر حاصل می‌شود:

$$U = U_{comb} = U_4 = \rho_4 \cdot v_{comb} \cdot C_{pt} \cdot T_{t4} \quad (8)$$

با در نظر گرفتن تغییرات زمانی دمای خروجی محفظه احتراق و معادلات فوق معادله دیفرانسیلی درجه اول زیر بدست می‌آید:

$$\frac{dT_{t4}}{dt} + \frac{C_{pt} w_4 + C_{pt} (w_3 + \dot{m}_f - w_4)}{v_{comb} \cdot C_{pt} \cdot \rho_4} T_{t4} =$$

$$\frac{C_{pc} \cdot \tau_c \cdot T_{t2} \cdot w_2 + \dot{m}_f \cdot h_{PR}}{v_{comb} \cdot C_{pt} \cdot \rho_4} \quad (9)$$

که در آن v_{comb} حجم محفظه احتراق، ρ چگالی مخلوط سوخت و هوا، C_{pt} ظرفیت گرمائی ویژه مخلوط سوخت و هوا و T_{t4} دمای کل خروجی می‌باشد. همچنین، برای محاسبه افت فشار در محفظه از معادله Bragg به صورت زیر استفاده شده است [۲۶]:

$$\Delta P = P_3 \times \left[\frac{0.01621 \times \dot{m}_f \times \sqrt{T_3}}{A_{ft} \times p_c} \right]^2 \quad (10)$$

که Δp افت فشار در محفظه، p_3 فشار ورودی آن، T_3 دمای هوای ورودی به محفظه، \dot{m}_f دبی سوخت ورودی، A_{ft} سطح لاینر و p_c نسبت فشار کمپرسور می‌باشد. بنابراین با استفاده از این رابطه افت فشار در محفظه و از روی آن فشار ورود به توربین مشخص می‌شود.

۲-۵. توربین

توان در توربین نیز از قانون بقای انرژی به صورت زیر به دست می‌آید:

$$P_t = \eta_t w_4 \cdot C_{pt} \cdot \Delta T_{45} \quad (11)$$

که در آن η_t راندمان توربین است. از منحنی مشخصه توربین با فرض کارکرد آن در حالت خفگی (choke) رابطه زیر بدست آورده می‌شود:

$$w_{cor} = \text{const} \Rightarrow \frac{w_4 \sqrt{\theta}}{\delta} = \text{const} \quad (12)$$

که T_{amb} و P_{amb} به ترتیب فشار و دمای محیط، γ نسبت ظرفیتهای گرمایی ویژه، R ثابت عمومی گازها، M عدد ماخ و C سرعت صوت در مقطع مورد نظر می‌باشد.

موتور مورد مطالعه در این مقاله یک موتور توربوجت است که در محدوده پروازی مادون صوت کار می‌کند در نتیجه شکل و روابط لازم برای مدلسازی مجرای ورودی هوا به همین شکل ساده فوق ارائه شده است.

۲-۳. کمپرسور

برای محاسبه توان در کمپرسور از قانون بقای انرژی بصورت زیر استفاده می‌شود [۷ و ۶]:

$$P_c = w_3 \cdot C_{pc} \cdot \Delta T_{23} \quad (3)$$

که در آن w_3 جریان خروجی از کمپرسور و ΔT_{23} افزایش دمای کمپرسور می‌باشد. برای تعیین جریان در کمپرسور از قانون بقای جرم استفاده می‌گردد. با استفاده از فرض شبه پایا (Quasi-Steady)، جریان ورودی با خروجی مساوی فرض شده و رابطه بین جریان، نسبت فشار و سرعت دورانی در کمپرسور توسط منحنیهای مشخصه کمپرسور به صورت زیر تعیین می‌گردد:

$$w_2 = w_3 = f(\pi_c, N) \quad (4)$$

که در آن w_2, w_3 به ترتیب دبی هوا در ورودی و خروجی کمپرسور و π_c نسبت فشار کمپرسور است. تابع f بیانگر منحنیهای مشخصه کمپرسور است که نقش اساسی در مشخصات عملکردی موتورهای توربین گاز ایفا می‌نمایند. لذا بکارگیری منحنیهای مشخصه دقیقتر موجب تخمین و محاسبه دقیقتر عملکرد موتور خواهد گردید. در این مقاله دو نوع منحنی مشخصه برای کمپرسور در نظر گرفته شده است. یکی منحنی مشخصه‌ای که از روش تعمیم یافته، حاصل گردیده و دیگری منحنیهایی که از محاسبات طراحی بدست آورده شده است. آنگاه نتایج به دست آمده از این روشها با نتایج تجربی مقایسه گردیده‌اند. با داشتن نسبت فشار کمپرسور، افزایش دما در کمپرسور از رابطه زیر محاسبه می‌شود [۱۶]:

$$\Delta T_{23} = \frac{T_2}{\eta_c} \cdot ((\pi_c)^\frac{\gamma-1}{\gamma} - 1) \quad (5)$$

که در آن T_2 دمای ورود به کمپرسور، γ نسبت ظرفیتهای گرمائی ویژه و η_c بازدهی آیزنتروپیک کمپرسور است.

۲-۴. محفظه احتراق

در این مقاله با در نظر گرفتن حجم کنترل، مدلسازی محفظه احتراق در حالت گذرا انجام شده است. بر این اساس با اعمال قانون بقای جرم و فرض LP در محفظه احتراق خواهیم داشت:

افت فشار در دهانه ورودی و دهانه خروجی مواردی هستند که تاثیر آنها کم می‌باشد و محاسبات Off-design می‌تواند با فرض ناچیز بودن افت فشار انجام گیرد [۱۱]. همانطور که قبلاً اشاره شد، موتور وقتی در حالت پایا (Steady state) کار می‌کند که تمامی توان تولید شده در توربین، توسط کمپرسور جذب شود و در نتیجه کار توربین برابر با کار کمپرسور شده و توان خالص خروجی صفر گردد. لذا بایستی با انجام سعی و خطا در هر سرعت دورانی نقطه‌ای روی منحنی مشخصه بدست آورده شود که در آن نقطه قدرت خالص خروجی صفر باشد. وصل کردن این نقاط، خط تعادل را نتیجه خواهد داد که به آن (Equilibrium running line) گفته می‌شود [۱۲].

از آنجائیکه دما و فشار هوای ورودی تاثیر مهمی بر عملکرد و شبیه سازی موتور دارد و با توجه به آنکه با ارتفاع گرفتن و همچنین سرعت در حین پرواز شرایط دما و فشار ورودی موتور تغییر خواهند کرد در مرحله بعد به بررسی تاثیر شرایط پروازی بر عملکرد موتور پرداخته می‌شود، همچنین از آنجا که ممکن است دما و فشار ورودی همواره در حالت استاندارد نباشد، به دیگر بیان ممکن است عملکرد موتور در یک روز گرم و یا سرد اندازه گیری شود تاثیر شرایط آب و هوایی بر عملکرد موتور نیز بررسی خواهد شد.

عملکرد گذرای موتور حالتی از کارکرد موتور است که در آن پارامترهای موتور با زمان تغییر می‌کنند. اگر یک موتور توربوچت در یک نقطه پایا در حال کار باشد و سیستم کنترل، دبی سوخت ورودی به محفظه احتراق را افزایش دهد، در نتیجه، توان توربین افزایش پیدا می‌کند و در این حال، توان موجود بیشتر از توان مورد نیاز برای چرخش کمپرسور و تلفات مکانیکی خواهد شد. وقتی گشتاور اضافی صفر نباشد محور موتور شتاب گرفته و دبی هوا، فشار، دما و بنابراین تراست افزایش پیدا می‌کند. این شتاب تا زمانی ادامه دارد که موتور به یک نقطه تعادل جدید برسد که با مقدار دبی سوخت جدید مطابقت داشته باشد. از طرف دیگر، کاهش دبی سوخت، موجب شتاب منفی می‌گردد که در این حالت مقدار توان خالص تولیدی منفی می‌شود و لذا پاسخ گذرای موتور در جهت کاهش سرعت و رسیدن به یک نقطه تعادل جدید خواهد بود. بر خلاف حالت پایا، در حالت گذرا، محاسبات فقط برای ایجاد نیازمندیهای تطابق جریان و نه کار یا توان، بین اجزاء موتور صورت می‌گیرد. به عبارت دیگر اختلاف کار توربین و کمپرسور است که شتاب مثبت و یا شتاب منفی محور موتور را سبب می‌شود. شتاب محور موتور و گشتاور ΔG اضافی توسط قانون دوم نیوتن به صورت زیر باهم ارتباط دارند.

$$\sum T = J \cdot \alpha \quad \Rightarrow \quad \Delta G = J \dot{\omega} \quad (15)$$

که در آن، J ممان اینرسی جرمی محور، $\dot{\omega}$ شتاب زاویه‌ای محور و $\Delta G = G_t - G_c$ گشتاور اضافی می‌باشد که G_t گشتاور توربین

که θ دمای بی‌بعد و δ فشار بی‌بعد می‌باشند. از طرف دیگر با توجه به معادله (۳) و معادلات (۴) و (۱۱) شتاب محور دوار موتور در حالت گذرا از رابطه زیر به دست می‌آید.

$$\dot{N} = \frac{1}{\left(\frac{2\pi}{60}\right)^2 J N} \left\{ C_{pc} w_3 T_{t2} \left[\left(1 + \frac{\dot{m}_f}{w_3}\right) \frac{C_{pt} T_{t4}}{C_{pc} T_{t2}} \eta_t (1 - \tau_t) - (\tau_c - 1) \right] \right\} \quad (13)$$

که در آن τ_t نسبت دمای توربین است.

۲-۶. نازل خروجی

در نازل خروجی، سرعت گازهای خروجی از توربین افزایش می‌یابد و تراست خالص موتور که حاصل از خروج گازها می‌باشد، محاسبه می‌شود. لذا نیروی تراست موتور با توجه به شرایط ورودی نازل که همان شرایط خروجی توربین می‌باشد، از رابطه زیر به دست آورده می‌شود:

$$Thrust = (w_3 + \dot{m}_f) \cdot V_n - M \cdot w_2 \cdot \sqrt{\gamma R T_{amb}} \quad (14)$$

که در آن V_n سرعت گاز خروجی از نازل است. [۱۰]

۳. الگوریتم محاسبه نقاط عملکرد موتور

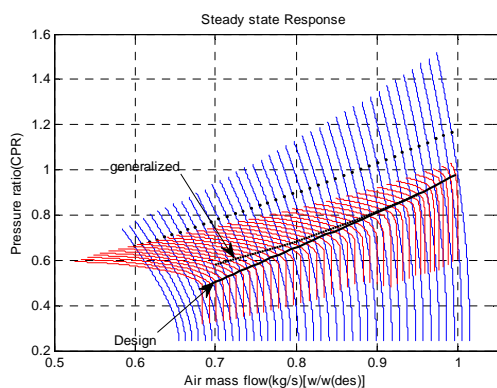
در این قسمت به منظور شبیه سازی عملکرد موتور الگوریتم های محاسبه در حالت های پایا و گذرا ارائه شده اند. عملکرد موتور در حالت پایا برای سه وضعیت می تواند بررسی گردد:

- ۱- عملکرد حالت پایا برای تغییرات دسته گاز (Throttling performance) در شرایط استاندارد
- ۲- عملکرد حالت پایا به ازاء شرایط آب و هوایی (Climatic performance)
- ۳- عملکرد حالت پایا در شرایط پروازی (Flight condition performance)

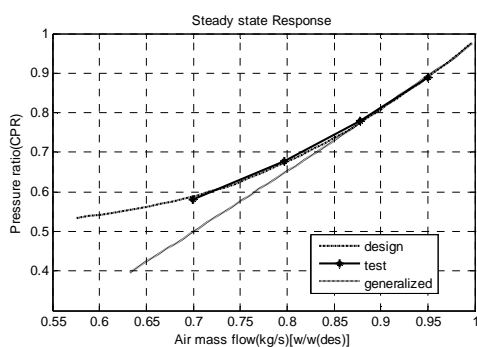
مدلسازی موتور در حالت پایا (Steady state) از نقطه طراحی موتور (Design point) که همه پارامترهای آن معلوم هستند شروع می‌شود. در حالت پایا، کار کمپرسور و توربین با یکدیگر برابر می‌باشند و جریان گاز ورود به توربین برابر با مجموع دبی هوای کمپرسور و دبی سوخت می‌باشد. در این حالت مشخصات عملکردی تمامی نقاط تعادل خارج از طرح (Off-Design) به دست آورده می‌شوند. در عملکرد حالت پایا برای محاسبه دبی جرمی هوا، نسبت فشار و بازده کمپرسور در سرعت‌های دورانی مختلف، از منحنیهای مشخصه کمپرسور استفاده می‌شود. همچنین در این حالت فرض بر این است که توربین در حالت خفگی (Choke) کار می‌کند و با تغییرات نسبت فشار توربین مقدار دبی تصحیح شده عبوری از آن تقریباً ثابت می‌ماند [۱۰].

هم را ارائه نموده است. این نتایج تایید کننده بکارگیری روش تعمیم یافته در تخمینهای اولیه عملکرد حالت پایای موتور با تقریب خوب می‌باشد.

در شکل (۴) نتایج شبیه سازی عملکرد موتور در حالت پایا با نتایج تست عملی مقایسه شده است. همانطور که ملاحظه می‌شود نتایج تجربی و مدل‌سازی در حالتی که از منحنی مشخصه کمپرسور در حالت طراحی استفاده می‌شود، همخوانی خوبی باهم نشان می‌دهند. لکن در سرعت‌های دورانی پایین نتایج بدست آمده از شبیه سازی عملکرد حالت پایای موتور با منحنی مشخصه روش تعمیم یافته از نتایج تست فاصله گرفته و دقت لازم را ندارد.



شکل ۳. منحنی حالت پایا در دو نوع منحنی مشخصه کمپرسور



شکل ۴. مقایسه نتایج تست با نتایج مدل‌سازی در حالت پایا

لازم به ذکر است که نتایج تست‌های ارائه شده حاصل از انجام آزمایشات صورت گرفته در یکی از صنایع هوایی بر روی همان موتور مورد مطالعه در شرایط استاندارد می‌باشد.

۴-۱-۲ بررسی تاثیر شرایط آب و هوایی بر عملکرد حالت پایا

در این قسمت عملکرد حالت پایای موتور در ارتفاع سطح دریا بازماء دماهای متفاوت برای روزهای سرد و گرم شبیه سازی شده و نتایج آن در شکل ۵ ارائه گردیده است. همانطور که در شکل ۵ ملاحظه می‌گردد، در شرایط آب و هوایی گرم، اگر دور موتور از حداکثر آن

و G_c گشتاور کمپرسور است. در این حالت مقدار گشتاور ΔG از رابطه زیر به دست آورده می‌شود.

$$P_{net} = (P_t - P_c) = \Delta G \cdot \omega, \quad \omega = \frac{2\pi N}{60} \Rightarrow$$

$$\Delta G = \frac{60 \times (P_t - P_c)}{2\pi N} \quad (16)$$

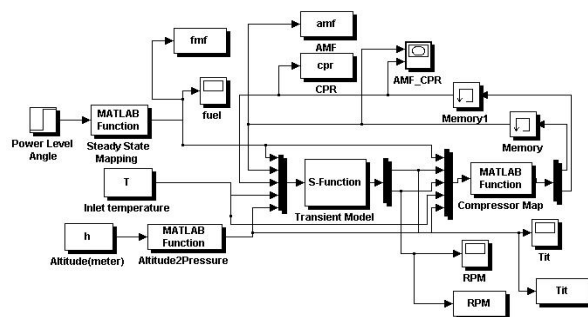
که در آن P_t توان توربین، P_c توان کمپرسور، P_{net} توان خالص، N و سرعت دورانی محور است. با در نظر گرفتن روابط فوق شتاب از رابطه زیر بدست آورده می‌شود:

$$\dot{N} = \left(\frac{60}{2\pi} \right)^2 \frac{(P_t - P_c)}{N \cdot J} \quad (17)$$

۴. تحلیل نتایج عملکرد موتور توربو جت و مقایسه با

نتایج آزمایش

مدلسازی انجام شده در بالا با استفاده از نرم افزار MATLAB و جعبه ابزار SIMULINK شبیه سازی گردیده (شکل ۲) و نتایج به دست آمده برای یک موتور توربو جت در در این قسمت ارائه گردیده است.



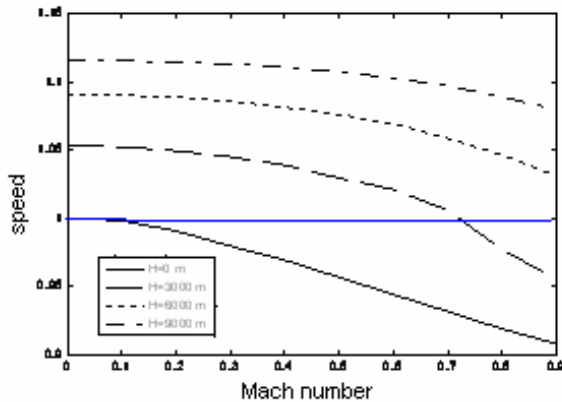
شکل ۲. مدل شبیه سازی موتور در محیط Simulink

۴-۱ تحلیل نتایج در حالت عملکرد پایا

همانطور که ذکر شد عملکرد حالت پایای موتور در سه حالت عملکرد دسته گاز در حالت استاندارد، شرایط آب و هوایی مختلف و شرایط پروازی ارائه می‌شود.

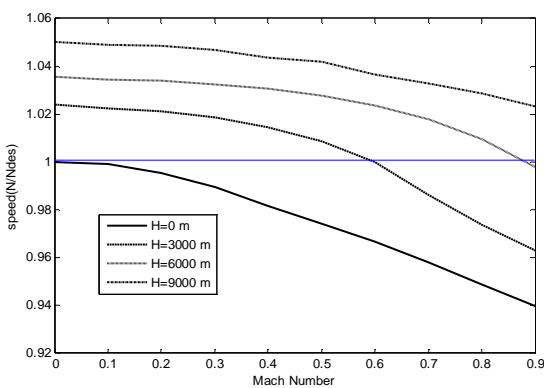
۴-۱-۱ عملکرد حالت پایا در شرایط استاندارد

شکل (۳)، نمودار خط تعادل موتور را بر اساس دو نوع منحنی مشخصه کمپرسور نشان می‌دهد. همانطور که مشاهده می‌گردد در سرعت‌های پائین، اختلاف جزئی در نتایج عملکرد حالت پایا بر مبنای دو نوع منحنی مشخصه ملاحظه می‌گردد. که این مساله می‌تواند به دلیل فرض choke بودن توربین بوجود آید که طبیعتاً در دورهای پایین فرض درستی نیست. در صورتی که در سرعت‌های بالا استفاده از هر دو روش تعمیم یافته و طراحی نتایج بسیار نزدیک به



شکل ۷. تغییرات دور دورانی موتور بر حسب عدد ماخ در ارتفاع های مختلف

در حالت دوم، پارامتر کنترلی دمای ورود به توربین در نظر گرفته شده است. این بدان معناست که در ارتفاع ها و ماخ های مختلف دمای ورود به توربین را ثابت نگه داشته و سایر پارامترها را محاسبه می کنیم. نتایج حاصل از این حالت در شکل ۸ ارائه شده است. همانطور که در شکل ۸ دیده می شود پارامترهای عملکرد موتور در این حالت تا حد زیادی تحت کنترل قرار گرفته اند اما کنترل دمای ورود به توربین به تنهایی در تمام شرایط پروازی عملکرد این موتور را تامین ننموده است. در واقع در بعضی از شرایط پرواز سرعت موتور از ماکزیمم سرعت مجاز فراتر رفته است. این نتایج نشان میدهد که کنترل دمای ورود به توربین نیز به تنهایی قادر به کنترل ایمن موتور در تمام شرایط نمی باشد.

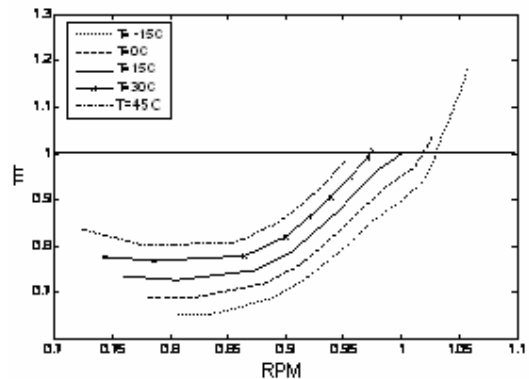


شکل ۸. تغییرات تراست موتور بر حسب تغییرات عدد ماخ در ارتفاع های مختلف

۵. تحلیل نتایج برای عملکرد حالت گذرا

نتایج شبیه سازی عملکرد حالت گذرای موتور در شکل ۹ با بخشی از نتایج بدست آمده از انجام آزمایشات در یک تست زمانی ۱۰ دقیقه ای ارائه شده است. این شکل برای مقایسه پارامتر فشار خروجی از کمپرسور بر حسب زمان نشان داده شده است. برای

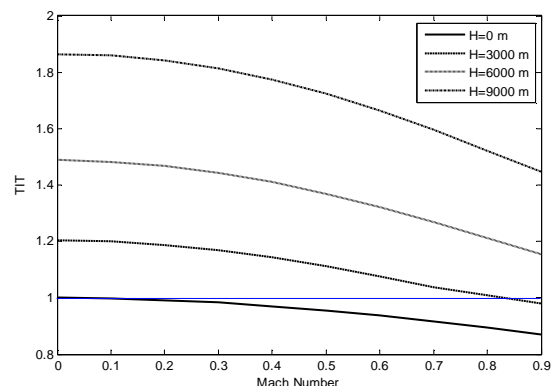
فراتر نرود، محدودیت های فیزیکی موتور حفظ و تامین می گردد. اما در شرایط آب و هوایی سرد، کنترل دور موتور جهت تامین محدودیت های فیزیکی موتور کافی نمی باشد.



شکل ۵. تغییرات دمای ورود به توربین بر حسب سرعت دورانی در دماهای مختلف

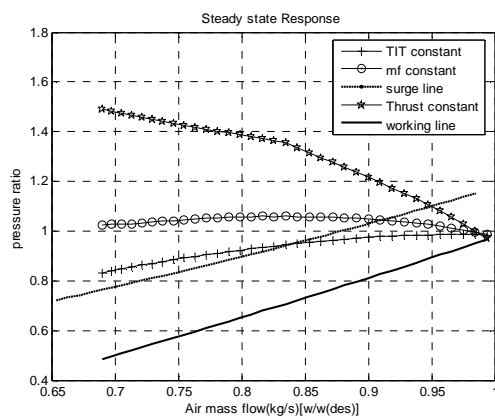
۳-۴. بررسی شرایط مختلف پروازی

در این قسمت برای بررسی تاثیر شرایط پروازی که ناشی از تغییرات ارتفاع و یا سرعت هواپیما است، مدل موتور را در ارتفاعات مختلف و بر اساس اعداد ماخ مختلف شبیه سازی کرده و نتایج بدست آمده ارائه می گردد. در حالت اول پارامتر کنترلی موتور مقدار دبی سوخت است، در این حالت دبی سوخت ورودی به موتور را مقدار ثابت برابر مقدار نقطه طراحی در نظر گرفته شده است. این بدان معنی است که در ارتفاع ها و ماخ های مختلف مقدار سوخت ثابتی را به موتور داده و سایر پارامترها آزاد گذاشته شده اند. نتایج حاصل از این مدلسازی به ازا ارتفاع های زیر در شکل های ۶ و ۷ نشان داده شده است. همانطور که در این شکل ها دیده می شود، چنانچه در ارتفاع بالاتر از سطح دریا از همان مقدار دبی سوخت نقطه طراحی استفاده شود، نسبت فشار و دمای ورود به توربین از مقادیر مجاز فراتر خواهد رفت و لذا تنظیم مقدار دبی سوخت در شرایط مختلف پروازی بر اساس محدودیت های موتور ضروری می باشد.



شکل ۶. تغییرات دمای ورود به توربین بر حسب تغییرات عدد ماخ در ارتفاع های مختلف

سوخت موتور بایستی شتاب گیری موتور را چنان تنظیم نماید که در اثر تغییر ناگهانی سرعت دورانی موتور پدیده سرج اتفاق نیفتد. لکن در سرعت های دورانی بالا پیش از آنکه محدودیت سرج مهم باشد دمای ورود به توربین باید کنترل شود.

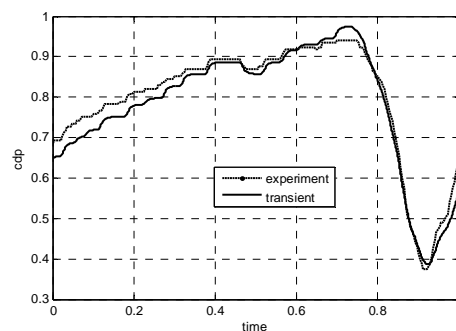


شکل ۱۰. منحنی عملکرد موتور به همراه خطوط محدودیت های سرج و دمای ورود به توربین و سوخت و تراست

۷. نتیجه گیری

در این مقاله مدلسازی و شبیه سازی عملکرد حالت پایا و حالت گذرای موتور توربین گاز هوایی ارائه گردید. برای مدلسازی منحنیهای مشخصه کمپرسور از دو روش تعمیم یافته (generalized) و طراحی (designed) استفاده گردیده است. این نتایج نشان داد که بکارگیری منحنی مشخصه کمپرسور از روش عمومی برای تخمینهای عملکرد حالت پایا مناسب می باشد. همچنین برای تخمین زمان شتابگیری موتور روشهای تعمیم یافته و طراحی نتایج مشابهی را ارائه نمودند. شبیه سازی نشان داد با در نظر گرفتن عوامل محیطی دما و فشار، در یک سرعت ثابت، پارامترهای عملکردی موتور نظیر تراست خروجی، مصرف ویژه سوخت، فشار خروجی کمپرسور و دبی سوخت مصرفی با افزایش ارتفاع در ماخ ثابت، کاهش می یابد، نرخ کاهش فشار ورودی بزرگتر از سرعت کاهش فشار در خروجی کمپرسور است. همچنین با افزایش عدد ماخ در یک ارتفاع ثابت، نسبت فشار کمپرسور کاهش می یابد. همچنین شبیه سازی حالت های پروازی و آب و هوایی مختلف فرارفت پارامترهای مختلف موتور را از حالت طراحی و در نتیجه نیازمندی به سیستم کنترل سوخت را نشان داد. این مدلسازی نشان داد که در ارتفاع بالاتر از سطح دریا از همان مقدار دبی سوخت نقطه طراحی استفاده شود، نسبت فشار و دمای ورود به توربین از مقادیر مجاز فراتر خواهد رفت و لذا تنظیم مقدار دبی سوخت در شرایط مختلف پروازی بر اساس محدودیت های موتور ضروری می باشد. همچنین کنترل دمای ورود به توربین به تنهایی در تمام شرایط پروازی عملکرد این موتور را تامین نمی نماید. در واقع در این حالت، در بعضی از شرایط پرواز سرعت موتور از

انجام این مقایسه ابتدا تابع واقعی موقعیت دسته گاز که در هنگام تست به موتور اعمال شده به صورت ریاضی مدل شده و سپس این تابع به مدل ریاضی موتور اعمال شده است. در نهایت نتایج خروجی از مدل ریاضی با داده برداری های عملی مورد مقایسه قرار گرفته است. همانطور که در شکل ۹ دیده می شود مطابقت قابل قبول بین نتایج شبیه سازی و نتایج تست در حالت گذرا ملاحظه می گردد که به شبیه سازی حالت گذرای انجام شده برای محاسبه زمان شتاب گیری و شتاب منفی اعتبار می بخشد.



شکل ۹. مقایسه نتایج حالت گذرا بین تست عملی و شبیه سازی (فشار خروجی از کمپرسور)

۶. دسته بندی وظایف سیستم کنترل سوخت در شرایط مختلف

از آنجا که مودهای کنترلی موتور توربین گاز هوایی مودهای کنترل تراست، کنترل محدودیت های فیزیکی و کنترل حالت گذرا می باشد، در این قسمت با توجه به نتایج مدلسازی در حالت های مختلف آب و هوایی و پروازی می توان نیازمندی های کنترلی موتور را در شرایط مختلف به صورت زیر دسته بندی نمود:

- تاثیر ارتفاع و عدد ماخ: با افزایش ارتفاع به دلیل کاهش دما و فشار و در نتیجه کاهش پارامترهای θ, δ به ازای همان سوخت حالت استاندارد مقادیر دمای ورود به توربین و دور موتور افزایش می یابد هر چند افزایش عدد ماخ تا حدی این تاثیر را جبران می کند، لیکن نیاز به کنترل سوخت موتور جهت جلوگیری از فرارفت سرعت دورانی و دمای ورود به توربین ضروری است.
- تاثیر دمای محیط: با کاهش دما پارامتر θ در معادلات تصحیح شده موتور کاهش یافته و در نتیجه دور موتور و نیز دمای ورود به توربین بیشتر از حد مجاز خواهد شد. در این حالت نقطه طراحی موتور به ازاء سوخت کمتری حاصل می شود. بنابراین کنترلر سوخت موتور در این حالت باید جهت کنترل پارامترهای دور موتور و دمای ورود به توربین فعال شود.

شکل ۱۰ نمونه ای از محدودیت عملکرد موتور جهت طراحی کنترلر سوخت را نمایش می دهد. برای نمونه ملاحظه می شود که در سرعت های دورانی پایین مسئله مهم در حین شتابگیری موتور مسئله سرج کمپرسور می باشد. بعبارت دیگر سیستم کنترل

- [14] Saravanamuttoo, H.I.H.a.A.J.F., *Simulation of Gas Turbine Dynamic Performance*, in ASME Gas Turbine Conference. 1970, paper 70-GT-23.
- [15] Seldner, R.G.W. a.K., *Multistage Compressor Simulation Applied To The Prediction Of Axial Flow Instabilities*. National Aeronautics and Space Administration Washington, D.C. 20546: Lewis Research Center, 1969.
- [16] Kurt Seldner, J.R.M., Ronald, J., Blaha, *Generalized Simulation Technique For Turbojet Engine System Analysis*, T. Note, Editor. Lewis Research Center National Aeronautics and Space Administration Cleveland, Ohio 44135, 1972.
- [17] Moore, D.J., *Error Correction Applied to Dynamic Analysis*. Rolls Royce Final Report, Brochure 5B/5B, EER-5033-70: Bristol Engine Division, 1970.

ماکزیمم سرعت مجاز فراتر رفته می‌رود. همچنین مدلسازی شرایط آب و هوایی نشان داد که در شرایط آب و هوایی سرد، کنترل دور موتور جهت تامین محدودیت‌های فیزیکی موتور کافی نمی‌باشد. در نهایت با توجه به شبیه‌سازی‌های موتور در حالت‌های مختلف پروازی و آب و هوایی وظایف سیستم کنترل سوخت دسته‌بندی شده است.

مراجع

- [1] Doug Garrard, "ATEC: The Aerodynamic Turbine Engine Code for the Analysis of Transient and Dynamic Gas Turbine Engine System Operations" ASME 1996-GT-193.
- [2] Visser, W.P.J., "Gas Turbine Engine Simulation at NLR", National Aerospace Laboratory NLR, Amsterdam, the Netherlands 2000.
- [3] Lombardo, G., "Adaptive Control of Gas Turbine Engine for Axial Compressor Faults", ASME, 1996-GT-445,
- [4] Hideaki Yamane, Moricuni Kaneco, Tomonori Oyobe, "Recent Topics of Aircraft Engine Control Systems R&D at TRDI, JDA", Sapporo, SICE 1995 July 26-28.
- [5] Crosa, G., Pittaluga, F., Trucco, A., Beltrami, F., To relli, A., Traverso, F., "Heavy - Duty Gas Turbine Plant Aerothermodynamic Simulation Using Simulink" ASME 550/ vol. 120, July 1998.
- [6] Crosa, G., Ferrari, G., Trucco, A., "Modeling and Recoupling the Control Loops in Heavy Duty Gas Turbin Plant" ASME 1995-GT-61.
- [7] Philip, P., Walsh, Paul Fletcher, "Gas Turbine Performance". econd edition, Blackwell Science, 2004.
- [8] Evans, C., Testing, Modeling Aircraft Gas Turbines: An Introduction & overview, in UKACC International Conference on control., Publication No. 455, 1998.
- [9] Gold, H.a.S.R., *A Method for Estimating Speed Response of Gas-Turbine Engines, in National Advisory Committee for Aeronautics.*, Research Memorandum E5 1 K2 1.: Washington, 1952.
- [10] Jack, D., Mattingly, "Elements of Gas Turbine Propulsion", Mc Graw - Hill, 1996.
- [11] Evans, C., *Identification of Linear and Nonlinear Systems Using Multisine Signals, with a Gas Turbine Application*, in School of Electronics. University of Glamorgan, 1998.
- [12] Martin, S., I.W., Bates, D.G., *An Industrially Validated Control Scheme for a Civil Aircraft Engine*, in IFAC World Congress, Seoul 2008. 2007.
- [13] Saravanamuttoo, H.I.H. a. B.D.M., *An Overview of Engine Dynamic Response and Mathematical Modeling Concepts*, in AGARD Conference Proceedings No. 324. 1982: Engine Handling.