



## مدل‌سازی ترمودینامیکی و شبیه‌سازی یک موتور توربوفن گیربکس‌دار با سیستم کنترل هیدرومکانیکی

امین ایمانی<sup>۱\*</sup>، علی راستی جهرمی<sup>۲</sup>

<sup>۱</sup> استادیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه بوعلی سینا، همدان، ایران

<sup>۲</sup> دکتری تخصصی، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۴۰۳/۰۱/۲۵؛ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۳/۰۵/۱۳؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۳/۰۶/۲۸

### چکیده

در این مقاله جهت بررسی عملکرد یک موتور توربوفن گیربکس‌دار و سیستم کنترل آن، مدل‌سازی ترمودینامیکی موتور به همراه مدل‌سازی کنترلر هیدرومکانیکی مربوطه انجام می‌گیرد. در شبیه‌سازی عملکرد موتور از داده‌های تست موتور جهت اعتبارسنجی استفاده می‌شود. حداکثر اختلاف خروجی‌های مدل‌سازی موتور با داده‌های موتور در شرایط برخاست به اندازه ۳/۲٪ و با داده‌های تست موتور در دورهای مختلف به اندازه ۷/۶٪ است. جهت مدل‌سازی کنترلر، با استفاده از داده‌های موتور و منطق حاکم بر آن، یک ساختار جامع برای کنترلر استخراج می‌شود. نتایج شبیه‌سازی عملکرد موتور به همراه سامانه کنترلر به ازای دستورات دسته‌گاز از حداکثر درجه تا حداقل آن، نشان‌دهنده عملکرد دقیق مدل کنترلر در تامین نیروی رانش و حفظ قیود است. از نتایج این تحقیق علاوه بر تحلیل عملکرد موتور در شرایط کاری مختلف، جهت بررسی نقاط قوت و ضعف سامانه کنترلر موجود و طراحی کنترلر جدید می‌توان استفاده نمود. از آنجایی که امکانات سیستم‌های کنترل هیدرومکانیکی برای مدیریت سوخت موتور، سیستم تخلیه و سامانه‌های جانبی محدود است، لذا شبیه‌سازی ساختار کنترلر موجود در ارتباط با مدل موتور، جهت توسعه آن از نوع هیدرومکانیکی به نوع الکترونیکی خودمختار حاوی بخش‌های پایش وضعیت، مدیریت سلامت موتور و کنترل مقاوم در مقابل عیوب حائز اهمیت است.

**کلمات کلیدی:** موتور توربوفن گیربکس‌دار؛ مدل‌سازی ترمودینامیکی؛ سیستم کنترل هیدرومکانیکی؛ کنترل سوخت؛ سیستم تخلیه

### Thermodynamic Modeling and Simulation of a Geared Turbofan Engine with Hydromechanical Control System

Amin Imani<sup>1,\*</sup>, Ali Rasti Jahromi<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Assist. Prof., Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, Bu-Ali Sina University, Hamedan, Iran

<sup>2</sup> PhD, School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran

### Abstract

In this paper, in order to investigate the performance of a geared turbofan engine and its control system, the thermodynamic modeling of the engine along with the modeling of the corresponding hydromechanical controller is conducted. Engine test data is used for validation of engine performance simulation. The maximum difference between engine modeling outputs and engine data in take-off conditions is 3.2% and with engine test data in different rotor speeds is 7.6%. In order to model the controller, a comprehensive structure is extracted for the controller by using the engine data and the governing logic. The simulation results of the engine performance along with the control system according to the throttle commands from the maximum degree to the minimum, indicate the accurate performance of the controller model in fulfillment of thrust and limit protection. In addition to analyzing the performance of the engine in different operating conditions, the results of this research can also be used to examine the strengths and weaknesses of the existing control system. Since the capabilities of hydromechanical control systems for managing engine fuel, bleed system and peripheral systems are limited, therefore, simulating the existing controller structure in connection with the engine model is important to develop the hydromechanical type controller to an autonomous electronic type containing condition monitoring, health management and fault-tolerant control.

**Keywords:** Geared Turbofan Engine; Thermodynamic Modeling; Hydromechanical Control System; Fuel Control; Bleed System.

## ۱- مقدمه

موتورهای توربین گاز نقش کلیدی در دنیای مدرن امروزی بازی می‌کنند و کاربردهای گسترده‌ای اعم از تولید برق یا تولید توان برای وسایلی مانند هواپیماها، بالگردها، شناورها و کشتی - ها دارند. با پیشرفت بیشتر و پیچیده‌تر شدن این موتورها هزینه تست آنها نیز بطور قابل توجهی بالا رفته است. به همین دلیل، شبیه‌سازی موتورهای توربین گاز در تمام مراحل سیکل کاری موتور از اهمیت فوق العاده‌ای برخوردار است.

بطور کلی یک موتور هواپیمای تجاری بعنوان یک موتور توربین گاز از اجزای فن، کمپرسور، محفظه احتراق، توربین و نازل تشکیل شده است. توان لازم از طریق عبور هوا یا گاز از تیغه‌های توربین و کمپرسور و احتراق هوا درون محفظه احتراق ایجاد می‌شود. توان تولید شده توسط توربین برای چرخش یک یا چند شفت متصل به کمپرسور یا ماشین‌های دوار دیگر استفاده می‌شود. نیروی رانش<sup>۱</sup> موتور نیز توسط هوای خروجی از نازل تأمین می‌گردد. مقدار نیروی رانش عمدتاً با توجه به مقدار دبی جرمی هوا، سرعت و فشار آن مشخص می‌شود. موتورهای توربو فن با نسبت کنارگذر بالا نسبت به موتورهای توربو جت مصرف سوخت ویژه (یعنی نسبت سوخت به نیروی رانش) کمتری دارند؛ زیرا بخش عمده نیروی رانش تولیدی توسط این موتورها از طریق هوای گذرنده از کنارگذر موتور تأمین می‌شود. برای داشتن نسبت کنارگذر زیاد و بالابردن نیروی رانش تولیدی و کاهش مصرف سوخت ویژه، دور فن موتور باید چندین مرتبه کمتر از دور هسته موتور باشد. جهت دستیابی به این مشخصه می‌توان از سه محور در موتورهای توربو فن استفاده کرد که منجر به پیچیدگی و هزینه ساخت بالایی می‌شود. استفاده از گیربکس یک راهکار موثر به جای داشتن سه محور، جهت کاهش دور محور موتور و دستیابی به سرعت دورانی کمتر برای فن است [۱-۴]. تحقیقات متعددی در زمینه طراحی و آنالیز بخش‌های مختلف و تحلیل عملکرد موتورهای توربو فن گیربکس دار انجام شده است. در دو تحقیق فرصت‌ها و چالش‌های استفاده از موتورهای توربو فن گیربکس - دار مورد بررسی قرار گرفته است [۵ و ۶]. طبق نتایج آنها

استفاده از گیربکس جهت کاهش دور محور فشار پایین موتور منجر به افزایش نسبت کنارگذر موتور، بهبود بازده پیش‌رانش، کاهش نویز و وزن در مقایسه با موتورهای توربو فن معمول می‌شود. همزمان با کاهش سرعت فن، کاهش نسبت فشار آن و افزایش سرعت محورهای موتور، منجر به بهبود کارایی موتور خواهد شد که نیازمند روش‌های جدید طراحی و فناوری‌های مربوط به المان‌های موتور است. در تحقیقات دیگری در این زمینه، راهکار موتورهای توربو فن با نسبت کنارگذر فوق العاده بالا<sup>۲</sup> با استفاده از گیربکس، جهت کاهش میزان گازهای آلاینده موتورها و بهبود مصرف سوخت ویژه آنها، تحلیل شده است [۷-۹]. در ساختار این موتورها می‌توان از اینترکولر<sup>۳</sup> بین کمپرسورها جهت کاهش کار کمپرسور فشار بالا و ریکوپریتر<sup>۴</sup> در نازل جهت پیش گرم کردن هوای خروجی کمپرسور با استفاده از گاز داغ خروجی نازل استفاده نمود. مقایسه موتور گیربکس دار جدید با موتور گیربکس دار معمولی، بهبود مصرف سوخت ویژه و کاهش میزان انتشار NOx را نشان می‌دهد. در پژوهشی دیگر، بررسی پیاپی‌سازی سیستم گیربکس روی یک موتور هوایی به منظور افزایش کارایی آن انجام گرفته است [۱۰]. این امر منجر به دستیابی نسبت کنارگذر تا مقدار ۱۵ شده است که باعث بهبود مصرف سوخت ویژه، کاهش گازهای آلاینده و سروصدای کمتر می‌شود. در تحقیقی، تحلیل عملکرد یک موتور توربو فن گیربکس دار با نسبت کنارگذر بالا برای ماموریت‌های بین قاره‌ای با استفاده از نرم‌افزار شبیه‌سازی PROOSIS انجام شده و نحوه عملکرد اجزا، آرایش اجزا، پارامترهای سیکل، ابعاد و وزن آنها تعریف شده است [۱۱]. در یک پژوهش دیگر توسط سانک و توماس تحلیل دینامیکی یک موتور توربو فن گیربکس دار با سطح نازل فن متغیر انجام گرفته است [۱۲]. جهت داشتن نازل فن با سطح متغیر، استفاده از آلیاژهای حافظه‌دار پیشنهاد شده است؛ بطوریکه میزان سطح خروجی جهت داشتن عملکرد بهتر در حالت کروز کاهش یابد و در شرایط توان بالا جهت کاهش فشار برگشتی روی فن و اطمینان از حاشیه واماندگی<sup>۵</sup> مطمئن، سطح مقطع نازل بازتر شود. در تحقیق دیگری، جنبه‌های اصلی مدلسازی برای یک

<sup>5</sup> Surge margin

<sup>1</sup> Thrust

<sup>2</sup> Ultra high-bypass ratio

<sup>3</sup> Intercooler

<sup>4</sup> Recuperator

دیگری، مدلسازی انتقال حرارت در یک موتور توربوفن گیربکس‌دار نسل جدید حاوی سیستم کنترل توزیع شده انجام گرفت [۱۹]. نتایج این تحقیق در طراحی و اجرای سامانه‌های جدید کنترل موتور حائز اهمیت است. کراتز و چاپمن نیز به موضوع کنترل فعال درز نوک توربین یک موتور توربوفن گیربکس‌دار پرداختند [۲۰]. آنها ابتدا یک مدلسازی برای درز توربین فشار بالای موتور انجام داده و نحوه استفاده از عملگرهای لازم جهت دستیابی به کنترل فعال درز توربین را بررسی کردند. با توجه به فعالیت‌های انجام شده، اگرچه بحث تحلیل عملکرد موتورهای گیربکس‌دار و اجزای آنها جهت بهبود طراحی و بالابردن کارایی آنها مورد توجه محققان بوده است؛ اما مدلسازی سیستم کنترلر هیدرومکانیکی بکاررفته در دسته‌ای از موتورهای توربوفن گیربکس‌دار و بررسی کارایی آن در ارتباط با مدل موتور تا بحال انجام نگرفته است. این فرآیند جهت یافتن نقاط قوت و ضعف کنترلر موجود مهم بوده و مسیر را جهت تبدیل آن به سیستم کنترل الکترونیکی خودمختار حاوی بخش‌های پایش وضعیت موتور، مدیریت سلامت و کنترل مقاوم در مقابل عیوب تسهیل می‌کند.

در تحقیق حاضر تحلیل عملکرد یک موتور توربوفن گیربکس‌دار به همراه سیستم کنترلی آن انجام می‌گیرد. برای این منظور، بعد از بررسی ساختار موتور و تعیین مشخصات آن، یک مدلسازی ترمودینامیکی برای موتور انجام می‌شود. از این رو معادلات و روابط حاکم بر بخش‌های مختلف موتور ارائه شده و نحوه مدلسازی به روش تکرار ماتریسی تشریح می‌شود. جهت اعتبارسنجی مدل از داده‌های تست موتور استفاده خواهد شد. سپس با توجه به مشخصات کنترلر هیدرومکانیکی موتور و داده‌های تست، یک ساختار جامع برای مدل کردن رفتار کنترلر استخراج می‌شود. در بخش شبیه‌سازی، عملکرد موتور و مدل سیستم کنترلی مورد ارزیابی قرار خواهد گرفت.

## ۲- ساختار موتور توربوفن گیربکس‌دار مورد مطالعه

در این تحقیق، موتور توربوفن دو محوره گیربکس‌دار ALF502 مورد بررسی قرار می‌گیرد. هسته<sup>۲</sup> این موتور متشکل از یک محفظه احتراق حلقوی، ۷ طبقه کمپرسور فشار بالای محوری

موتور توربوفن با نسبت کنارگذر فوق العاده بالا با پیچ فن متغیر و سطح نازل کنارگذر متغیر مورد بررسی قرار گرفته و سپس یک ساختار طراحی چند نقطه‌ای با در نظر گرفتن الزامات عملکردی، حرارتی، قیود آیرودینامیکی و سازه‌ای در شرایط برخاست<sup>۱</sup>، صعود و کروز ارائه شده است [۱۳]. لنتز و همکاران نیز طراحی مفهومی یک سیستم پیش‌رانه هیبرید-الکترونیک موازی را که بخش موتور توربینی آن یک موتور توربوفن گیربکس‌دار بود انجام دادند [۱۴]. آنها وزن سیستم ذخیره و تبدیل انرژی الکترونیک و هم‌منظور مدیریت حرارت کل سیستم را آنالیز کرده و نهایتاً عملکرد سامانه جدید را در مقایسه با موتور توربوفن گیربکس‌دار پایه مورد ارزیابی قرار دادند. طراحی یک موتور توربوفن گیربکس‌دار برای پیش‌ران یک هواپیمای بدون سرنشین کوچک توسط کلی و همکاران انجام گرفته است [۱۵]. با توجه به اینکه هدف آنها تبدیل یک موتور جت کوچک به موتور توربوفن گیربکس‌دار بود، لذا طراحی، تولید و تست ماژول فن برای موتور جدید مدنظر قرار گرفت. با دستیابی به این موتور میزان مصرف سوخت ویژه کمتر از موتور توربوجت و سرعت و ارتفاع پروازی آن بیش از موتور توربوپراپ معادل گردید. در مقاله دیگری توسط نیکولادیس و همکاران، تاثیر روش‌های مدیریت حرارت روی نقطه طراحی یک موتور توربوفن گیربکس‌دار با نسبت کنارگذر فوق العاده بالا انجام گرفت [۱۶]. در این مقاله تاثیر مبدل‌های حرارتی هوا-روغن و سوخت-روغن روی مصرف سوخت ویژه موتور بررسی شده و نشان داده شد که استفاده از مبدل‌های حرارتی سوخت-روغن مصرف سوخت ویژه را بیش از مبدل‌های هوا-روغن بهبود می‌دهد.

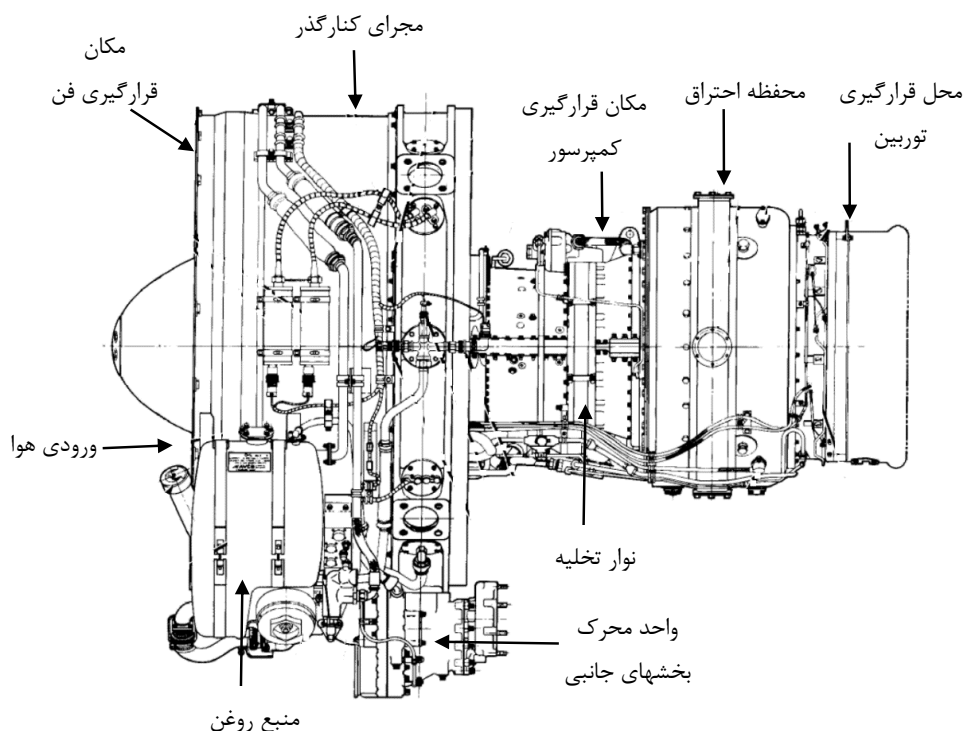
بحث کنترل موتورهای گیربکس‌دار نیز در مواردی مورد توجه پژوهشگران قرار گرفته است [۱۷]. در یک تحقیق توسط چاپمن و لیت، یک کنترلر برای یک موتور توربوفن گیربکس‌دار طراحی گردید [۱۸]. آنها یک موتور دو اسپول در کلاس نیروی رانش ۱۳۰ kN یا ۳۰۰۰۰ lbf با نسبت کنارگذر فوق العاده بالا را که دارای نازل فن با سطح متغیر بود، مدنظر قرار دادند. ساختار کنترلی شامل یک کنترلر PI و مجموعه‌ای از رگولاتورها برای متغیرهای مقید موتور بود؛ بطوریکه موتور عملکرد ایمنی در تمام پاکت پروازی داشته باشد. در تحقیق

<sup>۱</sup> Takeoff

<sup>۲</sup> Core engine – Gas Generator (GG) – Gas Producer (GP)

و از میان پوسته کمپرسور که در طبقه ششم آن قرار گرفته انجام می شود. یک عملگر نیوماتیکی کنترل عملیات تخلیه را با باز و بسته کردن نوار فلزی روی حفره های تخلیه در دست دارد. فن و یک طبقه کمپرسور فشار پایین محوری<sup>۳</sup> نیز توسط ۲ طبقه توربین فشار پایین از طریق یک سیستم چرخنده کاهنده سرعت با نسبت تبدیل ۱: ۲/۳ به حرکت درمی آید؛

و یک طبقه کمپرسور گریز از مرکز<sup>۱</sup> است که توسط ۲ طبقه توربین فشار بالای محوری به حرکت در می آید [۲۱]. شمای کلی موتور در شکل ۱ و اجزای اصلی تشکیل دهنده آن در شکل ۲ آمده است. این موتور برای جلوگیری از واماندگی جریان کمپرسور از سیستم تخلیه<sup>۲</sup> استفاده می کند که عملگر آن روی پوسته کمپرسور فشار بالای محوری نصب شده و وظیفه آن تسهیل شتابگیری روتور کمپرسور است. تخلیه هوا و برداشتن بار از روی کمپرسور از طریق حفره های نوار تخلیه

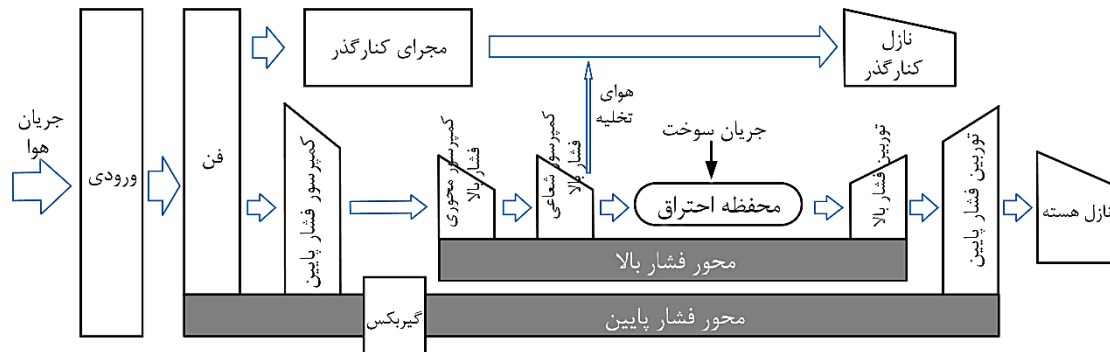


شکل ۱- شمای کلی موتور توربوفن گیربکس دار ALF502 [۲۱]

<sup>3</sup> Supercharger

<sup>1</sup> Centrifugal compressor

<sup>2</sup> Bleed system



شکل ۲- ساختار و اجزای کلی موتور مورد مطالعه

۵/۷		نسبت کنارگذر طراحی
۱۴۶۴	K	دمای خروجی محفظه احتراق
۰/۹۸		بازده طراحی محفظه احتراق
۴۳/۲۱۱۴	MI/kg	ارزش گرمایش سوخت
۲/۳		نسبت گیربکس
۰/۹۶۷		نسبت فشار محفظه احتراق
۱۱۱/۴	kg/s	دبی هوای ورودی به موتور
۰/۸۸		بازده پلی تروپیک فن داخلی
۰/۸۸		بازده پلی تروپیک فن خارجی
۷۶۰۲	rpm	سرعت محور فشار پایین
۰/۸۶		بازده پلی تروپیک کمپرسور فشار پایین
۰/۸۵۸		بازده پلی تروپیک کمپرسور فشار بالای محوری
۲۰۰۰۰	rpm	سرعت محور فشار بالا
۰/۸۵۸		بازده پلی تروپیک کمپرسور فشار بالای شعاعی
۰/۹		بازده پلی تروپیک توربین فشار بالا
۰/۹		بازده پلی تروپیک توربین فشار پایین

این مدل یک موتور توربوفن دومحوره گیربکس دار است که شامل فن، کمپرسور فشار پایین و فشار بالای محوری و کمپرسور فشار بالای گریز از مرکز و دو توربین فشار پایین و فشار بالای محوری است. نتایج مدلسازی در Matlab-Simulink با نتایج نرم افزار Gasturb13 مقایسه خواهد شد.

### ۳- مدلسازی ترمودینامیکی موتور

بدین ترتیب دور فن و کمپرسور فشار پایین یکسان است. تعیین نقطه طراحی یک موتور تاثیر کلیدی در شناخت رفتار یک موتور دارد. در تحلیل کارکرد موتور در نقطه طراحی، پارامترهای عملکردی آن (شامل نیروی رانش، نیروی رانش ویژه، مصرف سوخت ویژه و بازدهها) با توجه به انتخابهای طراحی (شامل دمای خروجی محفظه، فشار خروجی کمپرسور و ... ) و شرایط محیطی پرواز (مانند عدد ماخ، دمای محیط و ... ) تعیین می شوند. نقطه طراحی موتور ALF502 در شرایط استاندارد آب و هوایی (ISA) و شرایط ماخ و ارتفاع صفر (SLS) در نظر گرفته می شود. با توجه به منابع موتور، مشخصات نقطه طراحی در جدول ۱ ارائه شده است.

علاوه بر مدلسازی ترمودینامیکی موتور ALF502 در محیط Matlab-Simulink، مدلسازی در نرم افزار عملکرد توربین گاز Gasturb13 نیز انجام می شود [۲۳]. برای مدلسازی این موتور در نرم افزار Gasturb13 ساختار موتور Geared Unmixed Flow Turbofan, Ax-Rad Compr. موجود در نرم افزار استفاده خواهد شد.

### جدول ۱- مشخصات نقطه طراحی موتور ALF502 [۲۱ و ۲۲]

پارامتر	واحد	مقدار
نسبت فشار ورودی		۰/۹۹
نسبت فشار فن داخلی		۱/۱
نسبت فشار فن خارجی		۱/۴۴
نسبت فشار کمپرسور فشار پایین		۱/۲۵
نسبت فشار کمپرسور فشار بالای محوری		۳/۶۳
نسبت فشار کمپرسور فشار بالای شعاعی		۲/۵

$$\begin{aligned}
 s_{out} &= s_{in} \\
 hs &= t2h(Ts_{in}) \\
 Pt_g &= \text{GuessValue} \\
 Tt_g &= sp2t(s_{out}, Pt_g) \\
 ht_g &= t2h(Tt_g) \\
 V_g &= JC \times g \times \sqrt{2(ht_g - hs)} \\
 MN_g &= \frac{V_g}{V_s} \\
 Pt_{outdeal}, Tt_{out}, V_{out} &= \text{iterate on } Pt_g \\
 \text{until } MN_g &= MN_{in} \\
 Pt_{out} &= (1-dP) \times Pt_{outdeal} \\
 F_d &= \frac{W_{in} \times V_{out}}{g}
 \end{aligned} \quad (1)$$

در روابط فوق  $dP$  افت فشار در دهانه ورودی موتور و اندیس  $g$  نشان‌دهنده مقدار حدس زده شده متغیرها است. همانطور که در روابط ذکر شده، مقدار  $Pt_g$  حدس زده می‌شود و طی یک فرآیند تکرار این حدس اصلاح می‌گردد تا زمانی که  $MN_g = MN_{in}$  شود. بطور کلی، الگوریتم سکانت که در رابطه ۲ آورده شده، برای حل اینگونه مسائل کافیست [۲۶]:

$$x_{n+1} = x_n - E_n \frac{x_n - x_{n-1}}{E_n - E_{n-1}} \quad (2)$$

در این رابطه  $x$  مقدار حدس زده شده و  $E$  خطای بین یک مقدار معلوم و یک شاخص است. در این مسئله،  $x$  پارامتر  $Pt_g$  و  $E$  مقدار  $MN_g - MN_{in}$  است. هرگاه مقدار  $E$  به صفر نزدیک شد، مقادیر پارامترهای  $Pt_g$  و  $Tt_g$  می‌توانند به عنوان مقادیر واقعی استفاده شوند.

### ۳-۲- مدل‌سازی کمپرسور

مدلسازی کمپرسورها با استفاده از منحنی عملکردی آنها انجام می‌گیرد. منحنی عملکردی ارتباط بین پارامترهای نسبت فشار ( $PR$ )، سرعت اصلاح‌شده شفت ( $Nc$ )، دبی جرمی اصلاح‌شده ( $Wc$ ) و راندمان کمپرسور را برقرار می‌کند. پارامترهای سرعت و دبی جرمی اصلاح‌شده از رابطه زیر محاسبه می‌شوند [۲۶]:

معادلات مدلسازی سیکل ترمودینامیکی بر پایه سیکل برایتون استوار است و بقای انرژی و مومنتم را در سیستم برقرار می‌کند. در سیکل برایتون تراکم و انبساط، به ترتیب، آیزنتروپیک و آدیاباتیک هستند و احتراق در فشار ثابت رخ می‌دهد. عملکرد کمپرسور و توربین توسط منحنی‌های عملکردی<sup>۱</sup> آنها توصیف و شبیه‌سازی می‌شود. این منحنی‌ها مدل‌های تجربی غیرخطی اجزاء هستند که با روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی<sup>۲</sup>، استفاده از اطلاعات تجربی و تست یا بطور تقریبی با استفاده از منحنی‌های نمونه آماده قابل استخراج هستند [۲۴]. استفاده از منحنی‌های از پیش‌آماده و مقیاس کردن آنها برای موتور مورد نظر، ساده‌ترین راه برای مدلسازی موتورهایی با اجزای توربوماشینی نامعلوم است. در این بخش، مدلسازی ترمودینامیکی موتور شامل مدلسازی اجزای موتور و بررسی معادلات حاکم بر آنها و مدلسازی سیکل ترمودینامیکی کل موتور و نحوه همگرایی حل معادلات ارائه می‌شود.

### ۳-۱- مدلسازی شرایط محیطی و ورودی موتور

جریان هوا از محیط اطراف به ورودی موتور منتقل می‌شود. تفاوت اصلی بین این دو بخش آن است که هوا در شرایط محیطی استاتیک است و بعد از ورودی موتور نسبت به موتور حرکت دارد. معمولاً دبی جرمی هوا، ارتفاع، عدد ماخ و اختلاف دما با شرایط استاندارد، مقادیر معلوم هستند که ورودی مدلسازی محسوب می‌شوند و مقدار آنها مستقیماً بیانگر دما و فشار استاتیک محیطی است. مقادیر دما و فشار کل نیز از روابط زیر قابل محاسبه هستند [۲۵]:

<sup>2</sup> Computational Fluid Dynamics (CFD)

<sup>1</sup> Maps

ضریب جریان کسری  $C_w$  نیز توسط نیازمندی تخلیه نقطه طراحی تعیین می‌شود.

معادلات لازم برای محاسبه گشتاور شفت کمپرسور در رابطه ۶ ارائه شده است. گشتاور شفت مورد نیاز برای تولید نسبت فشار کمپرسور بر اساس محاسبه توان کل و توان مورد نیاز تخلیه از طبقات میانی، تعیین می‌شود. در صورتیکه تخلیه از انتهای کمپرسور انجام شود، تمام توان صرف تراکم تمام دبی جرمی کمپرسور می‌شود؛ بنابراین،  $ht_{bleed} = ht_{out}$  و توان تخلیه صفر خواهد بود ( $P_{W_{bleed}} = 0$ ) [۲۶]:

$$\begin{aligned} P_{W_{ideal}} &= W_{in} \times (ht_{in} - ht_{out}) \\ P_{W_{bleed}} &= W_{bleed} \times (ht_{bleed} - ht_{out}) \\ P_{W_{out}} &= P_{W_{ideal}} - P_{W_{bleed}} \\ \text{Torque} &= \frac{pwr}{N} \times \frac{60}{2\pi} \end{aligned} \quad (۶)$$

لازم به ذکر است که مقدار توان کمپرسور منفی است که بیانگر این مطلب است که کمپرسور در واقع مصرف‌کننده توان می‌باشد.

### ۳-۳- مدلسازی محفظه احتراق

تزریق سوخت و انجام فرآیند احتراق در موتور توربین گاز در محفظه احتراق انجام می‌شود. در مدلسازی محفظه احتراق، فرض احتراق کامل سوخت در نظر گرفته می‌شود. انرژی سوخت با استفاده از مقادیر دبی سوخت و ارزش حرارتی سوخت ( $LHV$ ) مدل می‌شود. معادلات مورد نیاز محفظه احتراق در ادامه ارائه شده است [۲۶]:

$$\begin{aligned} W_{out} &= W_{in} + W_f \\ ht_{out} &= \frac{W_{in} \times ht_{in} + W_f \times LHV \times Eff}{W_{out}} \\ Tt_{out} &= h2t(ht_{out}) \\ Pt_{out} &= (1 - dP) \times Pt_{in} \end{aligned} \quad (۷)$$

در این رابطه  $Eff$  راندمان محفظه احتراق است. لازم به ذکر است که اگرچه فرآیند محفظه احتراق یک فرآیند فشار ثابت فرض می‌شود، اما افت فشار اندکی حدود ۱٪ تا ۵٪ به دلیل حرکت جریان سوخت از درون اریفیس‌های پیچیده محفظه احتراق لحاظ می‌شود.

$$Nc = \frac{N}{\sqrt{T_t/T_{ref}}}, \quad Wc = \frac{W\sqrt{T_t/T_{ref}}}{P_t/P_{ref}} \quad (۳)$$

معادلات حاکم بر کمپرسور در رابطه ۴ آمده است. در این روابط نسبت فشار، دبی جرمی و راندمان بطور مستقیم از منحنی عملکردی به دست می‌آیند و دمای خروجی از کمپرسور بر اساس مشخصات گاز و راندمان کمپرسور محاسبه می‌شود. مقدار بتا نیز در ابتدا حدس زده می‌شود؛ بطوریکه در انتهای محاسبات بقای جرم برقرار شود ( $W_{in} = W_{mapDerived}$ ) [۲۵]:

$$\begin{aligned} s_{out} &= s_{in} = pt2s(Pt_{in}, Tt_{in}) \\ Nc_{map} &= Nc \times s_{-}Nc \\ Wc &= \text{maplookup}(Nc_{map}, \beta line) \times s_{-}Wc \\ PR &= (\text{maplookup}(Nc_{map}, \beta line) - 1) \times s_{-}PR + 1 \\ Eff &= \text{maplookup}(Nc_{map}, \beta line) \times s_{-}Eff \\ Pt_{out} &= PR \times Pt_{in} \\ Tt_{outIdeal} &= sp2tc(s_{out}, Pt_{out}) \\ ht_{outIdeal} &= t2h(Tt_{outIdeal}) \\ ht_{out} &= ht_{in} + \frac{ht_{outIdeal} - ht_{in}}{Eff} \\ Tt_{out} &= h2t(ht_{out}) \end{aligned} \quad (۴)$$

در معادلات فوق  $s_{-}Nc$ ،  $s_{-}Wc$ ،  $s_{-}PR$  و  $s_{-}Eff$  ضرایب مقیاس هستند که برای تنظیم مقادیر متغیرهای منحنی عملکردی کمپرسور برای مطابقت با موتور مورد بررسی بکار می‌روند. در موتورهای توربین گاز مرسوم است که مقداری از هوا از درون کمپرسور تخلیه شده و برای خنک کاری یا مصرف در خارج از موتور استفاده شود. مشخصات این هوا که تحت عنوان هوای تخلیه شناخته می‌شود، از رابطه ۵ قابل محاسبه است [۲۶]:

$$\begin{aligned} W_{bleed} &= W_{in} \times C_w \\ ht_{bleed} &= ht_{in} + C_{ht} \times (ht_{out} - ht_{in}) \\ Pt_{bleed} &= Pt_{in} + C_{Pt} \times (Pt_{out} - Pt_{in}) \\ Tt_{bleed} &= h2t(ht_{bleed}) \end{aligned} \quad (۵)$$

در این معادلات، ضرایب ثابت کسری تخلیه  $C_{Pt}$  و  $C_{ht}$  به عنوان تقریبی خطی از آنتالپی و فشار طبقات میانی کمپرسور عمل می‌کنند و مقدار ۱ معادل تخلیه از انتهای کمپرسور است.

به نظر می‌رسد. معادلات مورد نیاز در این بخش در ادامه ارائه شده است [۲۵]:

$$\begin{aligned} W_{out} &= W_{in} + W_{cool} \\ ht_{out} &= \frac{W_{in} \times ht_{in} + W_{cool} \times ht_{cool}}{W_{in} + W_{cool}} \\ Tt_{out} &= h2t(ht_{out}) \\ Pt_{out} &= Pt_{in} \end{aligned} \quad (9)$$

نحوه محاسبه توان توربین نیز کاملاً همانند کمپرسور است، با این تفاوت که مقادیر گشتاور و توان توربین عددی مثبت به دست می‌آید که بیانگر مولد بودن توربین است.

### ۳-۵- مدل‌سازی داکت

در بسیاری از موارد، بخش‌های با افت فشار موتور مانند داکت‌های طولانی، با لحاظ کردن یک افت فشار ساده بابت افت ناشی از اصطکاک قابل بیان هستند. از جمله این داکت‌ها، می‌توان به داکت مسیر کنارگذر و داکت بین توربین و نازل اشاره کرد. رابطه افت فشار داکت را می‌توان به صورت رابطه زیر مدل‌سازی کرد.

$$Pt_{out} = (1 - dP) \times Pt_{in} \quad (10)$$

در این رابطه  $dP$  مقدار افت فشار است. افت فشار درون داکت را عموماً می‌توان کمتر از ۲٪ در نظر گرفت.

### ۳-۶- مدل‌سازی نازل

نازل فشار اضافی گاز را با استفاده از یک داکت همگرا (و در بعضی موارد همگرا/واگر) به نیروی رانش تبدیل می‌کند. موتورهای هواپیماهای تجاری غالباً از نازل همگرا استفاده می‌کنند. روش‌های زیادی برای مدل‌سازی عملکرد نازل وجود دارد، اما اغلب روش‌ها فشار یا سرعت ایده‌آل ( $P_{th} = P_{amb}$ ) یا  $V_{out} = V_{MNI}$  را در گلوگاه یا دهانه خروجی محاسبه کرده و سپس ضرایب مورد نیاز را برای رفتار غیر ایده‌آل اعمال می‌کنند. در این تحقیق، ضریب نیروی رانش ( $C_{fg}$ ) که از روش فشار ایده‌آل استفاده می‌کند برای تعیین نیروی رانش بکار گرفته شده است. این ضریب به صورت تابعی از نسبت فشار نازل تعریف می‌شود و افت‌های مختلف درون نازل ناشی از اصطکاک، گوشه‌داری،

### ۳-۴- مدل‌سازی توربین

عملیات انبساط گاز در توربین موتورهای توربین گاز انجام می‌شود. مشابه کمپرسور، توربین نیز بر اساس منحنی عملکردی مدل می‌شود. این منحنی ارتباط بین پارامترهای نسبت فشار ( $PR$ )، دبی اصلاح شده ( $Wc$ )، دور اصلاح شده شفت ( $Nc$ ) و راندمان را بیان می‌کند که به شیوه‌های مختلف تعریف می‌شوند. منحنی عملکردی توربین را می‌توان از طریق دو آرایه دو بعدی مربوط به  $Wc$  و راندمان بر حسب  $PR$  و  $Nc$  یا سه آرایه دو بعدی همانند کمپرسور تعریف کرد. در انتهای محاسبات توربین، بقای جرم از طریق اصلاح مقدار حدس اولیه نسبت فشار یا مقدار بتا، تا زمانی چک می‌شود که رابطه  $W_{in} = W_{mapDerived}$  برقرار شود. معادلات مدل‌سازی توربین بدون جریان خنک‌کاری در ادامه بیان شده است [۲۵]:

$$\begin{aligned} s_{out} &= s_{in} = pt2s(Pt_{in}, Tt_{in}) \\ Nc_{map} &= Nc \times s\_Nc \\ Wc &= maplookup(Nc_{map}, \beta_{line}) \times s\_Wc \\ PR &= (maplookup(Nc_{map}, \beta_{line}) - 1) \times s\_PR + 1 \\ Eff &= maplookup(Nc_{map}, \beta_{line}) \times s\_Eff \\ Pt_{out} &= PR \times Pt_{in} \\ Tt_{outdeal} &= sp2tc(s_{out}, Pt_{out}) \\ ht_{outdeal} &= t2h(Tt_{outdeal}) \\ ht_{out} &= ht_{in} + Eff \times (ht_{in} - ht_{outdeal}) \\ Tt_{out} &= h2t(ht_{out}) \end{aligned} \quad (8)$$

در این رابطه  $s\_Nc$ ،  $s\_Wc$ ،  $s\_PR$  و  $s\_Eff$  ضرایب مقیاس هستند که برای تنظیم مقادیر متغیرهای منحنی عملکردی توربین برای مطابقت با موتور مورد بررسی بکار می‌روند.

جریان خنک‌کاری توربین نیز ممکن است قبل یا بعد از جریان توربین وارد شود. برای این کار مقداری از  $W_{bleed}$  استخراج شده از کمپرسور به صورت  $W_{cool}$  وارد توربین می‌شود. آنتالپی خروج نیز با استفاده از دبی جرمی خنک‌کاری اصلاح شده و با فرض فشار  $Pt$  ثابت محاسبه می‌گردد. اگرچه این فرض، فرآیند مخلوط شدن هوای خنک‌کاری با گاز را بسیار ساده می‌کند، اما برای مقادیر جریان خنک‌کاری اندک مناسب

<sup>1</sup> Angularity



در یک موتور توربین گاز، شفت‌ها اجزای توربوماشینی تولیدکننده و مصرف‌کننده توان را به یکدیگر متصل می‌کند. در یک موتور تک‌محوره، تمامی اجزاء از طریق یک شفت به یکدیگر متصل می‌شوند و در یک موتور دومحوره، نحوه اتصال اجزاء بین دو محور تقسیم می‌شود. هنگام توسعه یک مدل حالت پایا ممان اینرسی و دینامیک شفت‌ها مورد نیاز نمی‌باشد و گشتاور به راحتی بالانس می‌شود. معادله دینامیک شفت‌ها در ادامه بیان می‌شود [۲۶]:

$$\frac{\partial N}{\partial t} = \frac{\sum Trq_{compressor} + \sum Trq_{turbine} + \sum Trq_{other}}{2\pi \times I} \quad (13)$$

$$N = \int \frac{\partial N}{\partial t}$$

در این رابطه  $Trq$  گشتاور هر جزء،  $I$  ممان اینرسی شفت و  $\frac{\partial N}{\partial t}$  در شرایط عملکردی حالت پایا صفر است.

### ۳-۸- مقیاس کردن منحنی‌های عملکردی

برای تحلیل حالت خارج طراحی، منحنی‌های عملکردی اجزای مختلف موتور مورد نیاز است. معمولاً اطلاعات مربوط به عملکرد موتور از طرف سازندگان منتشر نمی‌شود، لذا می‌بایست عملکرد اجزای موتور با استفاده از منحنی‌های موجود تعیین گردد. برای مقیاس کردن منحنی‌های عملکردی اجزای توربوماشینی موتور، روش‌های مختلفی ارائه شده که در این تحقیق از روش مقیاس با ضرایب ثابت استفاده می‌شود [۲۷]. در این روش، پس از طراحی یا تعیین نقطه طراحی موتور مورد نظر، می‌توان با استفاده از رابطه زیر، ضرایب مقیاس را تعیین کرد [۲۷]:

$$s_{NC} = \frac{N_D}{\sqrt{T_{D}/T_{ref}}}, \quad s_{PR} = \frac{PR_D - 1}{PR_{D,map} - 1}, \quad (14)$$

$$s_{WC} = \frac{(Wc)_D}{(Wc)_{D,map}}, \quad s_{Eff} = \frac{\eta_D}{\eta_{D,map}}$$

انبساط<sup>۱</sup>، نشتی<sup>۲</sup> و تراپینگ هوای خنک‌کاری<sup>۳</sup> را لحاظ می‌کند. معادلات لازم برای مدل‌سازی نازل و نیروی رانش حاصل از آن در ادامه بطور کامل بیان شده‌است [۲۵]:

$$s_{out} = s_{in}$$

$$Ts_{outIdeal} = sp2t(s_{out}, P_{amb})$$

$$hs_{outIdeal} = t2h(Ts_{outIdeal})$$

$$V_{outIdeal} = JC \times g \times \sqrt{2(ht_{in} - hs_{outIdeal})} \quad (11)$$

$$C_{fg} = \frac{Fg_{actual}}{Fg_{Ideal}}$$

$$Fg = \frac{W_{in} \times V_{outIdeal}}{g} \times C_{fg}$$

$$F_n = F_g - F_d$$

علاوه بر محاسبه نیروی رانش، در نازل دبی جرمی کل مورد استفاده برای تعیین جریان مورد نیاز کل سیستم نیز محاسبه می‌شود. این جریان با استفاده از محاسبات گلوگاه ایده‌آل به دست می‌آید [۲۶]:

$$\rho_{outIdeal} = \frac{P_{amb}}{R \times Ts_{outIdeal} \times JC}$$

$$C_D = \frac{W_{actual}}{W_{Ideal}} \quad (12)$$

$$W_{outCalc} = C_D \times \rho_{outIdeal} \times \min(V_{outIdeal}, V_{MN1}) \times A_{th}$$

در این رابطه  $C_D$  ضریب درگ برای لحاظ کردن رفتار جریان غیر ایده‌آل و  $V_{MN1}$  سرعت جریان در ماخ ۱ است که از رابطه ۱ به دست می‌آید. در یک نازل همگرا سرعت جریان با کاهش سطح مقطع افزایش می‌یابد تا جایی که سرعت به ماخ ۱ برسد که در آن نازل خفه شده<sup>۴</sup> فرض می‌شود و سرعت جریان ثابت می‌ماند. در محاسبه نیروی رانش، این پدیده با استفاده از ضریب نیروی رانش در نظر گرفته می‌شود، ولی برای محاسبه جریان باید مستقیماً از طریق مقایسه سرعت خفه‌شدگی ( $V_{MN1}$ ) با سرعت به دست آمده از فشار ایده‌آل ( $V_{outIdeal}$ ) تولید شده با فرض  $(P_{amb} = P_{th})$ ، در نظر گرفته شود. هرگاه  $V_{MN1} > V_{outIdeal}$  نازل غیرخفه شده<sup>۵</sup> و در غیر این صورت خفه شده فرض می‌شود.

### ۳-۷- مدل‌سازی شفت

<sup>4</sup> Chocked  
<sup>5</sup> Unchoked

<sup>1</sup> Expansion  
<sup>2</sup> Leakage  
<sup>3</sup> Cooling air throttling loss

ماتریسی انتخاب شده است که از سرعت حل مناسب و دقت کافی برای تحلیل عملکرد برخوردار است.

### ۳-۹- استراتژی حل ماتریسی

در این بخش مراحل پایه‌ای و کلی این استراتژی ارائه می‌شود [۲۶]:

- ۱- انتخاب شرط اولیه متغیرهای ورودی (حدس اولیه)
  - ۲- انجام کامل محاسبات ترموگاز از ابتدا تا انتهای موتور
  - ۳- محاسبه اختلاف بین مقادیر محاسبه‌شده شرایط ارضای حلقه‌ها و مقادیر خوانده شده آنها از روی منحنی‌های عملکردی اجزای موتور
  - ۴- ایجاد یک تغییر جزئی در هر یک از متغیرهای ورودی و تکرار دو مرحله قبل
  - ۵- محاسبه مشتق جزئی مقادیر خطای به دست آمده در هر شرط ارضای حلقه نسبت به هر کدام از متغیرهای ورودی. پس از تکمیل این مرحله، ماتریس مشتقات جزئی به دست می‌آید.
  - ۶- محاسبه معکوس ماتریس مشتقات جزئی با استفاده از یک روش عددی مانند روش گوس-جردن<sup>۵</sup> یا روش تجزیه LU<sup>۶</sup>.
  - ۷- تغییر همزمان تمامی حدس‌های متغیرهای ورودی به اندازه مقداری که از ضرب ماتریس خطاها در معکوس ماتریس مشتقات جزئی به دست می‌آید. این مرحله نیز می‌تواند با استفاده از یک روش حل عددی مانند روش نیوتون<sup>۷</sup> انجام شود.
  - ۸- تکرار مراحل فوق تا زمانی که خطاهای بین مقادیر محاسبه‌شده شرایط ارضای حلقه‌ها و مقادیر خوانده شده از روی منحنی‌های عملکردی در محدوده تolerانس تعریف شده، مثلاً ۰/۱٪، قرار گیرند.
- فلوچارت یک نمونه استراتژی حل ماتریسی برای یک موتور توربوفن دوماحوره در شکل ۳ نشان داده شده است.

در این رابطه  $s_{PR}$ ،  $s_{WC}$ ،  $s_{NC}$  و  $s_{Eff}$  به ترتیب ضریب مقیاس سرعت، نسبت فشار، دبی جرمی اصلاح شده و بازده می‌باشند؛ همچنین زیرنویس  $D$  مقادیر پارامترها را در نقطه طراحی نشان می‌دهد. این ضرایب بر کل بازه عملکردی اعمال شده و منحنی جدید به دست می‌آید.

هر نقطه (شرایط) عملکردی معادل یک نقطه یکتا بر روی منحنی‌های عملکردی اجزای مختلف موتور است که این نقاط باید با یکدیگر همخوانی<sup>۱</sup> داشته باشند؛ بنابراین مدل‌سازی عملکرد موتور تعیین نقطه عملکردی هر جزء موتور در تطابق با اجزای دیگر است. این روند غالباً<sup>۲</sup> تطابق<sup>۲</sup> نامیده می‌شود که یک روند به شدت دارای تکرار است. این روش نیازمند حدس-هایی از نقطه عملکردی روی منحنی‌های عملکردی است. این حدس‌ها در هر بار تکرار به‌روزرسانی شده تا زمانی که شرط همگرایی ارضا شود. هرگاه این روند پایان یافت، پارامترهای عملکردی موتور مانند نیروی رانش، مصرف سوخت ویژه، توان شفت و ... قابل محاسبه خواهند بود.

روش‌های مختلفی برای حل روند تکرار فوق وجود دارد که از جمله می‌توان به روش حلقه‌های تودرتو<sup>۳</sup> و روش حل ماتریسی<sup>۴</sup> اشاره کرد [۲۶]. هر کدام از این روش‌ها مزایا و معایبی دارند و متناسب با این مزایا و معایب کاربرد پیدا می‌کنند. درک روش حلقه‌های تودرتو از نظر فیزیکی آسان‌تر است و نتایج دقیق‌تری تولید می‌کند، اما در اجرای این روش برای تعداد بیشتر از ۵ حلقه به شدت حجم محاسبات افزایش پیدا می‌کند. بنابراین این روش برای یک موتور توربوفن دوماحوره یا سه‌محوره مناسب نمی‌باشد. در روش حلقه‌های تودرتو حدس‌ها و شرایط ارضای هر حلقه با هم جفت هستند و در یک حلقه تکرار حل می‌شوند. به عبارت دیگر هر حدس از روند تکرار در یک حلقه به دست می‌آید و سپس حدس بعدی و همگرایی در حلقه بعدی بررسی می‌شود. اما در روش حل ماتریسی تأثیر کلی اغتشاش هر متغیر در عملکرد موتور دیده شده و حل برای محاسبه متغیرهای مجهول حدس‌زده‌شده همزمان انجام می‌شود. از آنجا که هدف نهایی این تحقیق، استفاده از مدل موتور برای تحلیل عملکرد و طراحی کنترلر است، روش تکرار

<sup>5</sup> Gauss-Jordan inversion  
<sup>6</sup> LU decomposition  
<sup>7</sup> Damped Newton method

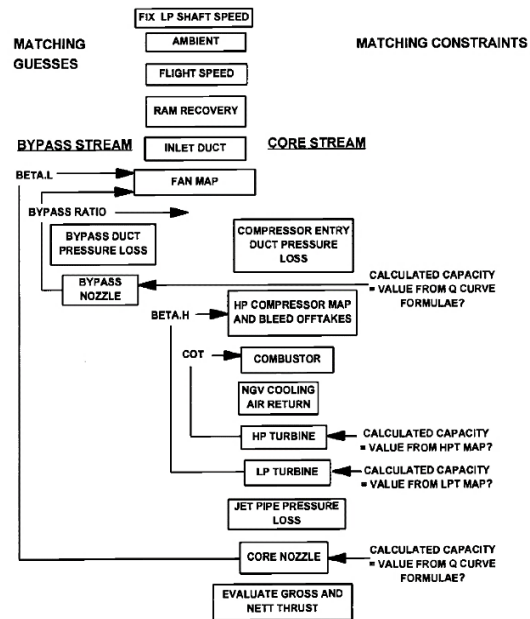
<sup>1</sup> Match  
<sup>2</sup> Matching  
<sup>3</sup> Nested loops  
<sup>4</sup> Matrix solution

$$J = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial f_1}{\partial x_n} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial f_m}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial f_m}{\partial x_n} \end{bmatrix} \quad (۱۶)$$

حلگر طراحی شده طی دو مرحله اصلی کار می‌کند. در مرحله اول، محاسبه گر ژاکوبین نگاهت خطی سیستم (بین ورودی‌ها و خروجی‌ها) را با پارامترهای حدس زده شده اولیه محاسبه می‌کند. سپس در هر بار تکرار (در هر بار تکرار محاسبات سیکل بطور کامل انجام می‌شود)، تک‌تک ورودی‌ها، به نوبت، به میزان اندکی، که در حلگر قابل تعیین و تغییر است، نسبت به مقدار حدس اولیه منحرف<sup>۲</sup> شده و نتایج در هر مرحله ذخیره و میزان تغییر هر کدام از خروجی‌ها نسبت به تک‌تک ورودی‌ها محاسبه می‌شود. پس از اینکه این روند برای تمام ورودی‌ها انجام شد، ماتریس ژاکوبین و معکوس آن محاسبه شده و حلگر نیوتون-رافسون فعال می‌شود. در مرحله دوم، پس از انجام تکرارهای لازم به تعداد پارامترهای حدس زده شده و محاسبه ماتریس ژاکوبین، حلگر نیوتون-رافسون بکار می‌افتد و با استفاده از ماتریس ژاکوبین و معکوس آن پارامترهای حدس زده شده را طبق رابطه ۱۵ اصلاح کرده و حل را به سمت همگرایی پیش می‌برد. در این روش حل فرض می‌شود که سیستم بطور محلی خطی است. بنابراین، ممکن است در صورتیکه سیستم شدیداً غیرخطی باشد، همگرایی حل به یک پاسخ حاصل نشود.

### ۳-۱۱- ساختار مدل در محیط MATLAB-Simulink

ساختار مدل ساخته شده در سیمولینک یک ساختار ماژولار است که محاسبات هر یک از اجزای موتور شامل ورودی، فن، کمپرسور، محفظه احتراق، توربین و نازل به صورت جداگانه انجام و در یک بلوک MATLAB function قرار داده شده و ورودی و خروجی‌های این بلوک‌ها به یکدیگر متصل می‌شود. بخشی از ساختار مدل برای موتور توربوفن دومحوره گیربکس دار ALF502 در شکل ۴ نشان داده شده است.



شکل ۳- فلوچارت یک نمونه روش حل ماتریسی برای موتور توربوفن دومحوره [۲۶]

### ۳-۱۰- ساختار حلگر<sup>۱</sup>

حلگر انتخاب شده برای روش تکرار ماتریسی الگوریتم نیوتون-رافسون است. الگوریتم نیوتون-رافسون بر پایه محاسبه ژاکوبین خطاها نسبت به پارامترهای حدس زده شده استوار است. بنابراین حلگر طراحی شده دو جزء اصلی دارد: یک حلگر تکرار و یک محاسبه گر ژاکوبین. رابطه ریاضی حلگر تکرار که همان روش نیوتون-رافسون برای پیش بردن سیستم به سمت همگرایی و پاسخ نهایی است، به صورت زیر تعریف می‌شود [۲۶].

$$x(n+1) = x(n) - \frac{f(x(n))}{f'(x(n))} \quad (۱۵)$$

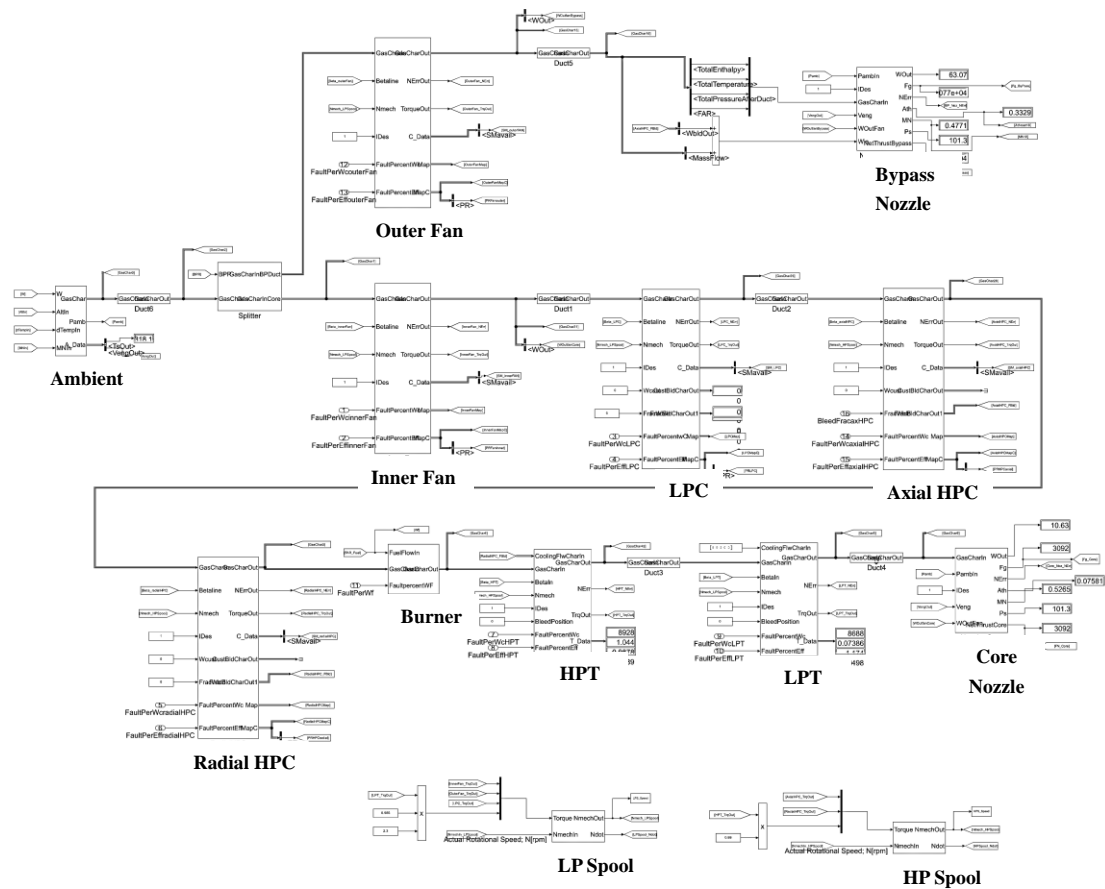
where:  $f'(x(n)) = \text{Jacobian}$

ژاکوبین در واقع یک نگاهت خطی بین ورودی‌ها و خروجی‌های سیستم می‌باشد که به صورت اغتشاش از شرایط اولیه در هر یک از ورودی‌های سیستم  $(x)$  برای یافتن تأثیر بر روی خروجی‌های سیستم  $(f)$  تعریف می‌شود. توصیف ریاضی ژاکوبین در رابطه زیر بیان شده است:

<sup>2</sup> Perturbed

<sup>1</sup> Solver





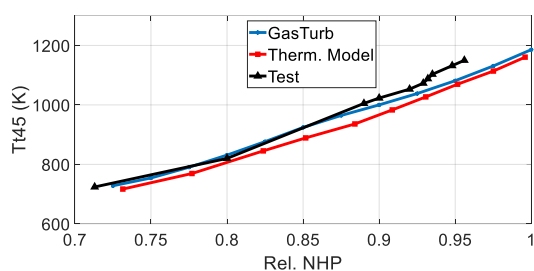
شکل ۴- ساختار ماژولار مدل ترمودینامیکی در محیط سیمولینک نرم افزار MATLAB

موتور ALF502 بعنوان پیشران هواپیمای BAe146 بکار گرفته می شود [۲۸]. این هواپیما دارای چهار نشانگر اصلی برای پارامترهای عملکردی موتور در کابین خلبان است. این چهار پارامتر عبارتند از دور محورهای فشار پایین و فشار بالا بر حسب درصد، دمای ورودی به توربین فشار پایین (MGT) بر حسب سانتیگراد و دبی جرمی سوخت. علاوه بر این چهار پارامتر، نشانگرهای دیگری نیز برای فشار روغن، ارتعاشات موتور و ... وجود دارد که در تحلیل عملکرد موتور کاربردی ندارند. از نتایج به دست آمده از تست موتور در شرایط (عدد ماخ برابر صفر، دما برابر ۱۰C و ارتفاع برابر ۱۲۰۰m) جهت اعتبارسنجی مدل سازی استفاده می شود.

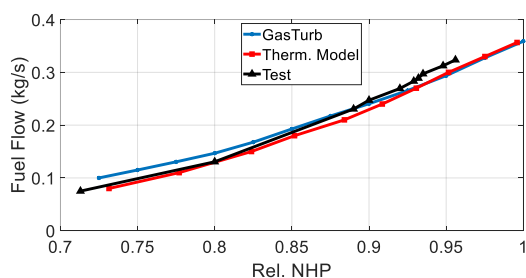
۳-۱۲- اعتبارسنجی مدل با داده های موتور  
 برای اعتبارسنجی شبیه سازی، نتایج آن در دو وضعیت شرایط برخاست و تست زمینی موتور با داده های موتور واقعی مقایسه شده است. برای شرایط برخاست از اطلاعات موجود در دفترچه راهنمای موتور استفاده می شود [۲۱]. نتایج این مقایسه در جدول ۲ ارائه شده است. با توجه به اطلاعات جدول ۲ ملاحظه می شود، نتایج شبیه سازی موتور در محیط Matlab-Simulink و نرم افزار Gasturb13 با داده های دفترچه راهنمای موتور انطباق بسیار خوبی دارند. حداکثر اختلاف برای شرایط برخاست با نرم افزار Gasturb مربوط به مصرف سوخت و برابر ۴/۶٪ و با شبیه سازی Matlab مربوط به دور محور فشار پایین  $N_L$  و برابر ۳/۲٪ است.

جدول ۲- مقایسه نتایج شبیه‌سازی در شرایط برخاست با داده های موتور ALF502 [۲۱]

پارامتر	واحد	اطلاعات موتور	Gasturb	Matlab	درصد خطای Gasturb	درصد خطای Matlab
دور محور فشار بالا	rpm	۱۹۵۰۰	۱۹۵۰۰	۱۹۵۰۰	۰	۰
دور محور فشار پایین	rpm	۷۱۰۰	۷۲۹۵	۷۳۳۲	۲/۷	۳/۲
نیروی رانش خالص	kN	۳۱۰	۳۰/۳	۳۰/۶	-۲/۲	-۱/۲
دبی سوخت	kg/s	۰/۳۶۷	۰/۳۵۰	۰/۳۵۷	-۴/۶	-۲/۷
دمای بین دو توربین	K	۱۱۳۰	۱۱۳۴	۱۱۱۶	۰/۳	-۱/۲
مصرف سوخت ویژه	g/kN.s	۱۱/۸۴	۱۱/۵۲	۱۱/۶۷	-۲/۳	-۱/۱



شکل ۶- مقایسه نتایج شبیه‌سازی با نتایج تست - دمای ورودی به توربین فشار پایین بر حسب دور محور فشار بالا

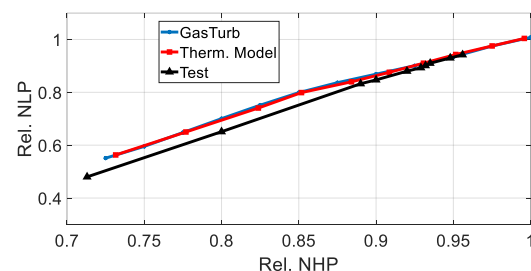


شکل ۷- مقایسه نتایج شبیه‌سازی با نتایج تست - دبی جرمی سوخت بر حسب دور محور فشار بالا

#### ۴- سیستم کنترل موتور

بطور ساده می‌توان گفت که سیستم کنترل موتور باید نیروی رانش درخواستی خلبان را که متناسب با زاویه دسته گاز<sup>۱</sup> است، تامین کرده و درعین حال محدودیت‌های فیزیکی و عملکردی موتور را محافظت کند. نیروی رانش موتور قابل اندازه‌گیری دقیق و بازخورد نیست، لذا از کمیت‌های نماینده نیروی رانش برای کنترل غیرمستقیم آن استفاده می‌شود [۲۹]. در موتورهای توربوفن امروزه معمولاً از سرعت دور فن

نتایج شبیه‌سازی‌های انجام شده توسط نرم‌افزارهای Gasturb13 و MATLAB-Simulink با داده‌های تست مقایسه شده است. همانطور که در شکل‌های ۵ تا ۷ مشاهده می‌شود، دقت نتایج شبیه‌سازی در Gasturb13 و Matlab-Simulink قابل قبول است. در شکل ۵ حداکثر خطای دور محور فشار پایین در شبیه‌سازی‌ها نسبت به نتایج تست حدود ۷/۶٪ است. در شکل ۶ حداکثر خطای دمای ورودی به توربین فشار پایین (MGT) با شبیه‌سازی در نرم‌افزار Gasturb13 حدود ۴/۷٪ و با شبیه‌سازی در MATLAB حدود ۶/۱٪ است. با توجه به شکل ۷ نیز حداکثر خطای دبی سوخت با شبیه‌سازی در نرم‌افزار Gasturb13 حدود ۱۵٪ و برای MATLAB حدود ۵/۸٪ است.



شکل ۵- مقایسه نتایج شبیه‌سازی با نتایج تست - دور محور فشار پایین بر حسب دور محور فشار بالا

<sup>۱</sup> Throttle

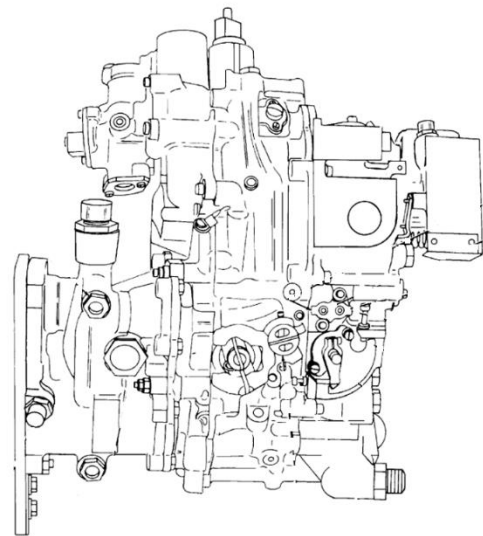
رانش در حین پرواز قابل اندازه‌گیری نیست، این کمیت براساس دور هسته (NH) برنامه‌ریزی می‌شود.  
 ۲- در حین تامین نیروی رانش، دور هسته (NH) موتور باید محدود باقی بماند. درجه دسته گاز متناسب با میزان نیروی رانش در هر شرایط پروازی است و یک رابطه غیرخطی با دور هسته دارد؛ اما چون حداکثر درجه دسته گاز موتور معادل حداکثر دور هسته موتور است، لذا قید موجود روی حداکثر درجه دسته گاز، قید حاکم روی دور هسته را برآورده می‌کند.

۳- در حین تامین نیروی رانش، دور محور فشار پایین (NL) موتور باید محدود باقی بماند. یک سیستم کنترل فرارفت سرعت برای این منظور تعیبه شده است. اگر دور NL موتور از حد  $104\%$  مقدار  $N_{Lmax}$  تجاوز کند، کنترلر مربوط به فرارفت سرعت، جریان سوخت به محفظه احتراق را متوقف و آنرا به مسیر سوخت ورودی به فیلتر اصلی بایپس می‌کند.  
 ۴- در حین کارکرد موتور، خاموشی شعله نباید اتفاق بیفتد. از آنجایی که در این موتور، سوخت موتور براساس نسبت  $W/P3$  تنظیم می‌شود، لذا قید حاکم روی مینیمم این پارامتر روی جلوگیری از خاموشی شعله در حالت پایا موثر است.

۵- در حین کارکرد موتور، واماندگی جریان کمپرسور نباید اتفاق بیفتد. برای این منظور، قید حاکم روی ماکزیمم پارامتر  $W/P3$  روی ممانعت از وقوع پدیده واماندگی تاثیر گذار است؛ اما اصلی‌ترین عامل برای جلوگیری از وقوع پدیده خطرناک واماندگی در موتور توبوفن ALF502، وجود سیستم تخلیه است که تا دور مشخصی از NH باز شده و درصد مشخصی از هوای هسته را به داکت کنارگذر می‌فرستد.

۶- در حین کارکرد موتور، دمای ورود به توربین نباید از حد تعریف شده تجاوز کند. سنسوری جهت اندازه‌گیری دمای ورود به توربین (TIT) وجود ندارد، لذا از طریق اندازه‌گیری دمای ورود به توربین فشار پایین LPT (یعنی MGT یا T45)، دمای ورود به توربین بصورت غیرمستقیم کنترل می‌شود. کنترل دما بصورت حلقه باز است و با رویت دمای T45 توسط خلبان در کابین، در صورت نزدیک شدن به قید

یا نسبت فشار موتور<sup>۱</sup> بعنوان نماینده نیروی رانش استفاده می‌شود، ولی در موتور ALF502 از دور محور فشار بالا جهت تنظیم نیروی رانش استفاده شده است. از جمله محدودیت‌های فیزیکی موتور می‌توان به حداکثر دور فن و هسته و همینطور دمای قابل تحمل پره‌های توربین اشاره کرد. محدودیت‌های عملکردی نیز شامل حداقل حاشیه واماندگی و حداقل نسبت هوا به سوخت جهت جلوگیری از خاموشی شعله است که سیستم کنترل موتور باید هر دو نوع محدودیت را حفاظت کند. بخش اصلی سیستم کنترل موتور ALF502 در شکل ۸ نشان داده شده است. این سیستم بصورت هیدرومکانیکی عمل می‌کند و وظیفه تنظیم میزان سوخت و عملکرد سیستم تخلیه را برعهده دارد. علاوه بر این سیستم هیدرومکانیکی، یک سیستم کنترل فرارفت سرعت<sup>۲</sup> نیز برای کنترل حداکثر دور محور فشار پایین وجود دارد.



شکل ۸- تصویر کنترلر موتور ALF502 [۲۱]

#### ۴-۱- نیازمندی‌های کنترلی موتور مورد مطالعه و نحوه تامین آنها

در این بخش، مواردی که در موتور توبوفن ALF502 باید کنترل شوند و نحوه کنترل آنها ارائه می‌شود [۲۱]:

۱- مهمترین وظیفه سیستم کنترل موتور توربوفن، تامین نیروی رانش مورد درخواست خلبان است. چون نیروی

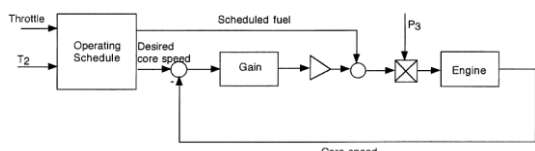
<sup>1</sup> Engine Pressure Ratio (EPR)

<sup>2</sup> Overspeed

مربوط به عملکرد سیستم کنترل سوخت از فاز بیکار<sup>۲</sup> تا برخاست است.

روش‌هایی برای کنترل موتور براساس دور هسته ارائه شده است که معمولاً مربوط به کنترلرهای هیدرومکانیکی است. یک نمونه از این ساختارها در شکل ۹ آمده است. در این ساختار، یک بخش کنترل حالت پایا وجود دارد که موتور را در طول خط عملکرد حالت پایا نگه می‌دارد. یک بخش گذرا نیز جهت شتابگیری موتور و برآوردن محدودیت‌های موتور لازم است. براساس یک جدول برنامه ریزی شده، مقدار مطلوب دور هسته موتور براساس درجه دسته گاز و دمای هوای ورودی به موتور مشخص شده و حلقه کنترل پسخور<sup>۴</sup> وظیفه برآوردن آن را برعهده دارد. در ساختار شکل ۹، عملکرد کنترلر براساس نسبت سوخت به فشار خروجی کمپرسور ( $Wf/P3$ ) بوده و یک بخش پیشخور<sup>۵</sup> جهت حفظ نقطه کاری لحاظ شده است.

در تحقیق حاضر برای مدل‌سازی واحد کنترل سوخت موتور ALF502 ساختار شکل ۹ توسعه یافته و ساختار شکل ۱۰ استخراج شده است. برای مدل‌سازی کنترلر، می‌بایست داده‌های مربوط به ورودی‌های درجه PLA، دمای T12، فشار خروجی از کمپرسور P3 و دور هسته NH و خروجی سوخت مدنظر قرار گیرند.



شکل ۹- یک نمونه ساختار کنترل دور هسته [۳۰]

مربوطه، میزان دسته گاز توسط خلبان طبق دستورالعمل موجود در راهنمای موتور کاهش می‌یابد.

هوای ورودی به موتور (هوای قبل از فن) از طریق یک دریچه وارد واحد کنترل سوخت<sup>۱</sup> (FCU) می‌شود. دمای این هوا جهت تنظیم قیود شتاب‌های مثبت و منفی و همین‌طور دور NH معادل با نیروی رانش درخواستی بکار گرفته می‌شود؛ زیرا گاورنر تنظیم دور موتور براساس دور اصلاح شده<sup>۲</sup> کار می‌کند. سیستم کنترل سوخت موتور توربوفن ALF502 برخلاف موتورهای توربوفن جدید که سوخت را براساس دور فن یا نسبت فشار موتور کنترل می‌کنند، سوخت موتور را براساس دور NH تنظیم می‌کند، لذا بازخورد این دور وارد FCU می‌شود. میزان نیروی رانش مورد درخواست خلبان متناسب با درجه دسته گاز است و این درجه رابطه غیرخطی با دور NH دارد. طبق درجه اهرم توان و دمای هوای ورودی به موتور (T12)، میزان دور NH مطلوب جهت تنظیم سوخت مشخص می‌شود. الگوریتم تعیین سوخت موتور مبتنی بر تعیین نسبت  $Wf/P3$  است که نهایتاً با ضرب این نسبت در فشار P3، میزان سوخت مشخص می‌شود.

سیستم تخلیه جهت جلوگیری از وقوع پدیده واماندگی جریان کمپرسور بکار گرفته می‌شود. از آنجایی که امکان وقوع این پدیده‌های خطرناک در دور کم موتور و افزایش ناگهانی آن وجود دارد؛ لذا سیستم تخلیه نیز در این وضعیت باز است تا هوای محبوس شده در بین مراحل کمپرسور را به داکت کنارگذر هدایت کند. در این موتور، باز شدن تخلیه بصورت ON-OFF است و طبق منابع موتور حدود ۱۰ درصد هوای هسته در زمانی که تخلیه باز است، به داکت وارد می‌شود.

#### ۴-۲- ساختار مدل سیستم کنترل سوخت موتور

در این قسمت نحوه مدل‌سازی سیستم FCU موتور توربوفن ALF502 تشریح می‌شود. این روش مدل‌سازی دینامیکی،

<sup>4</sup> Feedback

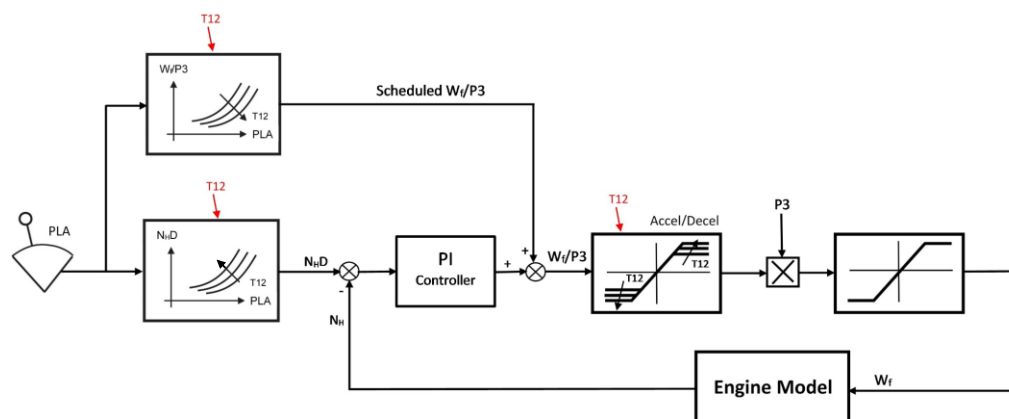
<sup>5</sup> Feedforward

<sup>1</sup> Fuel Control Unit (FCU)

<sup>2</sup> Corrected speed

<sup>3</sup> Idle





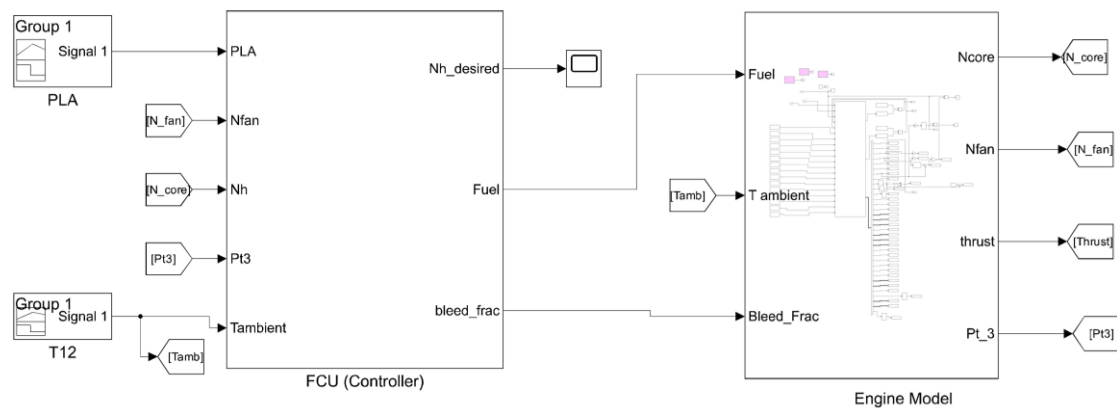
شکل ۱۰- ساختار مدل سیستم کنترل سوخت موتور مورد مطالعه

واماندگی کمپرسور و خاموشی محفظه احتراق قرار گیرد. مقدار  $Wf/P3$  نهایتاً در مقدار  $P3$  که از طریق یک درگاه وارد کنترلر می‌شود، ضرب شده تا مقدار سوخت لازم برای موتور تعیین گردد. روی کنترلر هیدرومکانیکی یک پیچ تنظیم حداکثر و حداقل مقدار سوخت وجود دارد که بصورت تابع اشباع نهایی در مدل کنترلر لحاظ شده است. ارتباط بین مدل سیستم کنترل سوخت و سیستم تخلیه موتور ALF502 با مدل ترمودینامیکی موتور در محیط Matlab-Simulink در شکل ۱۱ نشان داده شده است. با توجه به این مدل، دور هسته، دور فن و میزان فشار خروجی کمپرسور  $P3$  و همینطور درجه دسته گاز (PLA) و دمای محیط وارد کنترلر شده و مقدار سوخت و دستور باز یا بسته شدن نوار تخلیه از سیستم کنترلر صادر می‌شود.

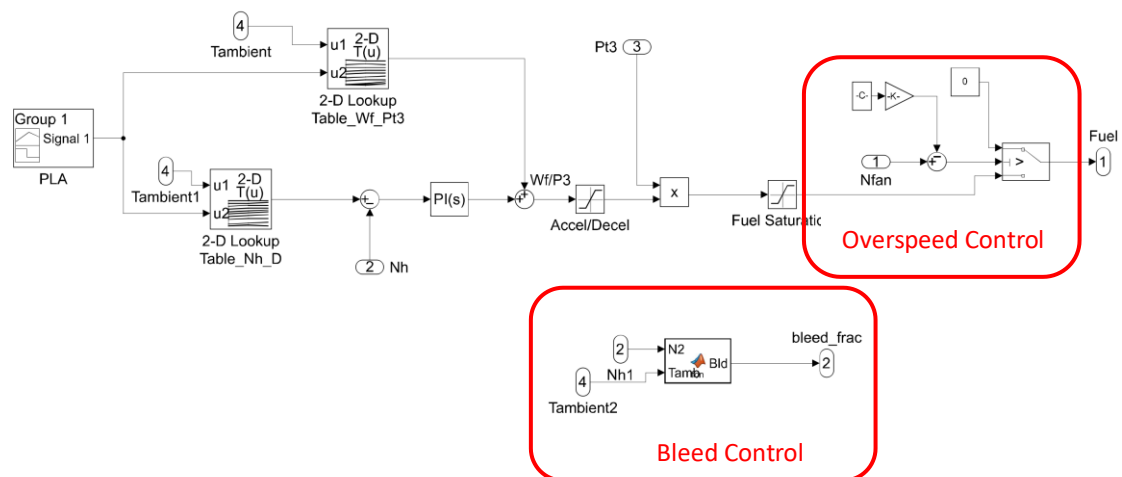
با توجه به اینکه در موتور ALF502 دور هسته بعنوان نماینده نیروی رانش کنترل می‌شود، یک جدول جستجو<sup>۱</sup> جهت تعیین دور معادل  $N_H$  برحسب میزان درجه دسته گاز و دمای محیط استخراج می‌شود. از آنجایی که کنترلر موتور براساس  $Wf/P3$  کار می‌کند، یک بخش کنترلر حالت پایای موتور بصورت پیشخور برای نسبت  $Wf/P3$  برحسب درجه دسته گاز و دمای محیط مدنظر قرار می‌گیرد. یک کنترلر PI جهت اطمینان از رسیدن دور موتور به دور مطلوب در سیستم کنترلی لازم است. خروجی این کنترلر با بخش پیشخور در هر لحظه جمع می‌شود. بدیهی است که با رسیدن دور  $N_H$  موتور به مقدار مطلوب، مقدار خروجی کنترلر PI صفر می‌شود و در نقطه پایای جدید، مقدار  $Wf/P3$  صرفاً از جدول مربوط به مقادیر برنامه ریزی<sup>۲</sup> شده بدست می‌آید. پس از جمع شدن دو مقدار  $Wf/P3$ ، مقدار حاصل باید در محدوده تابع اشباع برای لحاظ فیود مربوط به شتابگیری مثبت و منفی و جلوگیری از

<sup>2</sup> Scheduled values

<sup>1</sup> Lookup table



شکل ۱۱- ارتباط بین مدل کنترلر سوخت و نوار تخلیه با مدل ترمودینامیکی موتور در محیط شبیه‌سازی

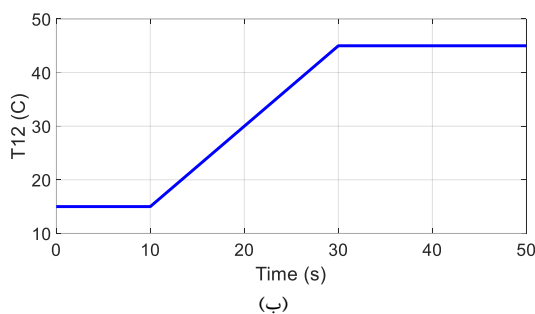
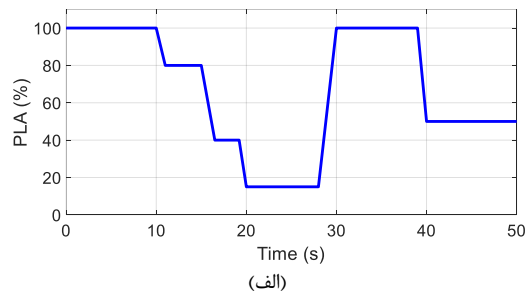


شکل ۱۲- مدل کنترلر موتور در محیط شبیه‌سازی

داده‌های موتور، کنترلر نوار تخلیه تا دور حدود ۰.۷۶ حداکثر مقدار  $N_H$  در دماهای مختلف، دستور بازبودن نوار تخلیه را صادر می‌کند که منجر به خروج حدود ۱۰٪ هوای کمپرسور و ورود آن به داکت کنارگذر می‌شود [۲۱]. در شکل‌های ۱۳ و ۱۴ خروجی مربوط به جداول جستجوی  $Wf/P3$  و  $N_H$  مطلوب که بصورت دوبعدی هستند، جهت انجام شبیه‌سازی ارائه شده‌اند. همانطور که اشاره شد، در تعیین این دو پارامتر دو ورودی درجه دسته گاز و دمای هوای ورودی به موتور بصورت همزمان مدنظر قرار می‌گیرند. میزان نیروی رانش مطلوب، متناسب با میزان دسته گاز در دماهای مختلف است. برای این منظور، نیروی رانش مطلوب نیز در قالب یک جدول جستجوی دوبعدی مطابق شکل ۱۵ تعیین می‌شود.

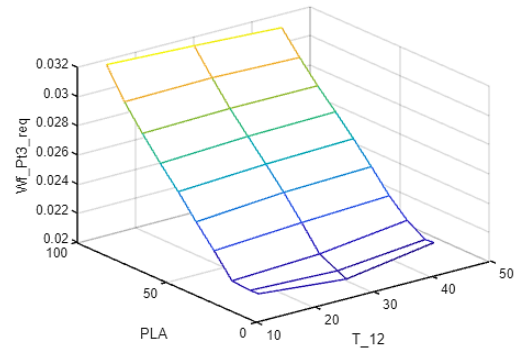
در شکل ۱۲، بخش‌های مختلف مدل کنترلر موتور در محیط شبیه‌سازی ارائه شده است که مطابق با ساختار استخراج شده شکل ۱۰ است. جهت جلوگیری از فرارفت سرعت شفت فشار پایین  $N_L$  یک سیستم کنترل فرارفت سرعت بیرون از کنترلر هیدرومکانیکی تعبیه شده است که اگر سرعت این شفت بیش از ۱۰۴٪ مقدار حداکثر برسد، از ورود سوخت به محفظه احتراق جلوگیری کرده و جریان سوخت را به مسیر سوخت ورودی به فیلتر اصلی می‌فرستد. مدلسازی این بخش نیز در شکل ۱۲، بعد از تعیین سوخت توسط کنترلر هیدرومکانیکی اضافه شده است. بخش مربوط به کنترل تخلیه هوا موتور نیز که توسط واحد کنترل هیدرومکانیکی انجام می‌گیرد، بصورت جداگانه در شکل ۱۲ مدل شده است. مطابق

شبیه‌سازی به ازای شرایط (Ma=0, H=0) انجام می‌شود. شکل ۱۶-الف نحوه تغییر درجه دسته گاز را در بازه زمانی s [۰-۵۰] نشان می‌دهد. یک روند جامع برای تغییر دسته گاز تعریف شده است، بطوریکه دسته گاز از حداکثر مقدار (۰.۱۰۰) بصورت تدریجی و در چند مرحله کاهش یافته تا به مقدار نظیر شرایط بیکار (یعنی ۰.۱۵) می‌رسد. سپس بعد از چند ثانیه مقدار درجه دسته گاز افزایش یافته و به حداکثر مقدار یعنی (۰.۱۰۰) برمی‌گردد. نهایتاً بعد از چند ثانیه توقف در دسته گاز حداکثر و ثابت ماندن عملکرد موتور در نقطه پایای حداکثر توان، مجدداً دسته گاز تا حدود ۰.۵٪ کاهش می‌یابد. با توجه به شکل ۱۶-ب، جهت لحاظ کردن تغییر دمای محیط روی عملکرد سیستم کنترلی، فرض می‌شود که در بازه زمانی s [۰-۱۰] مقدار دمای محیط از ۱۵ درجه به ۴۵ درجه سانتیگراد بصورت خطی افزایش می‌یابد.

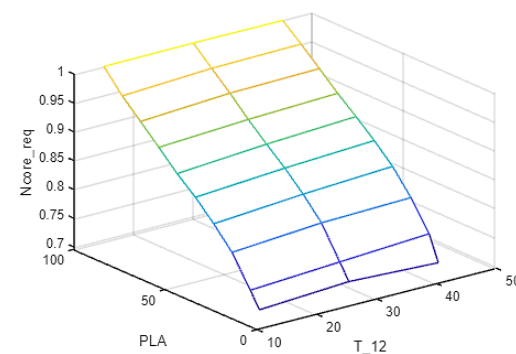


شکل ۱۶- الف) تغییرات درجه دسته گاز ب) تغییرات دمای هوای ورودی به موتور

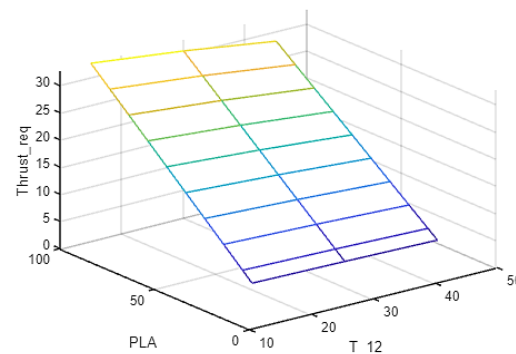
با توجه به درجه دسته گاز تعریف شده و دمای ورودی، تغییرات نیروی رانش مطلوب در شکل ۱۷-الف مشخص شده است. در این شکل نیروی رانش موتور حاصل از عملکرد کنترلر نیز نشان داده شده است که نشان‌دهنده عملکرد دقیق کنترلر در تعقیب نیروی رانش درخواستی است. همانطور که قبلاً ذکر



شکل ۱۳- خروجی جدول جستجوی Wf/P3



شکل ۱۴- خروجی جدول جستجوی NH مطلوب



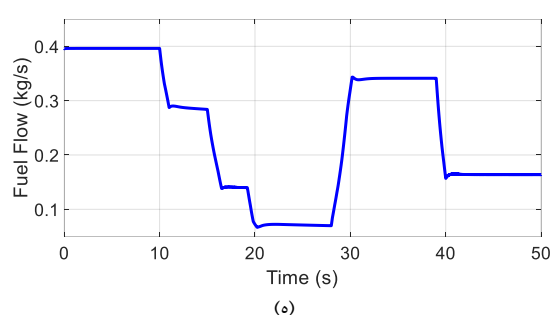
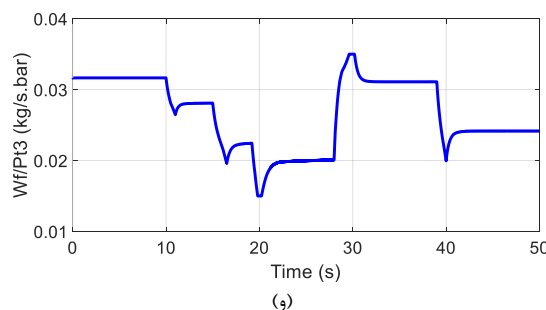
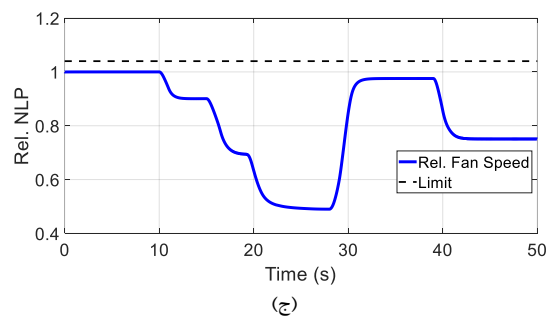
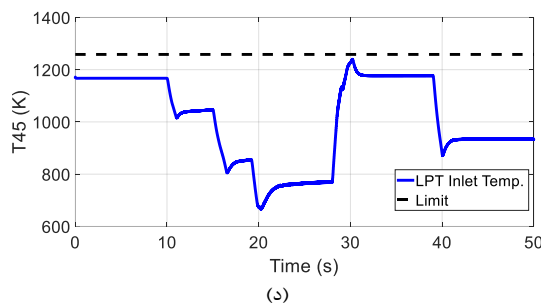
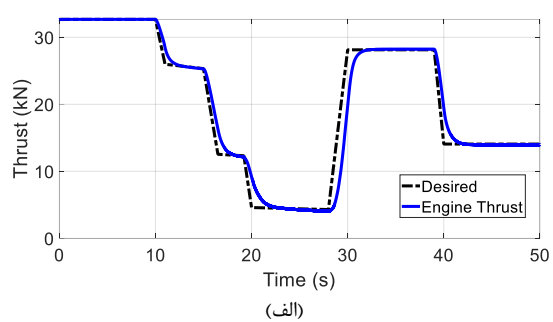
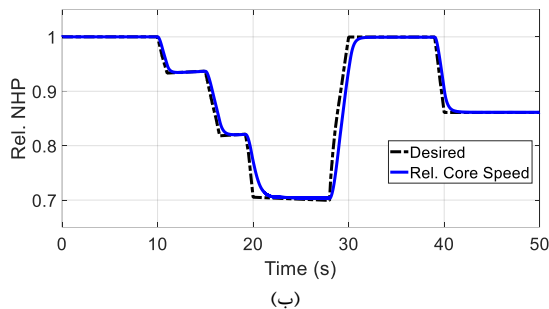
شکل ۱۵- میزان نیروی رانش مطلوب براساس دمای ورودی و درجه دسته گاز

## ۵- نتایج شبیه‌سازی و بحث

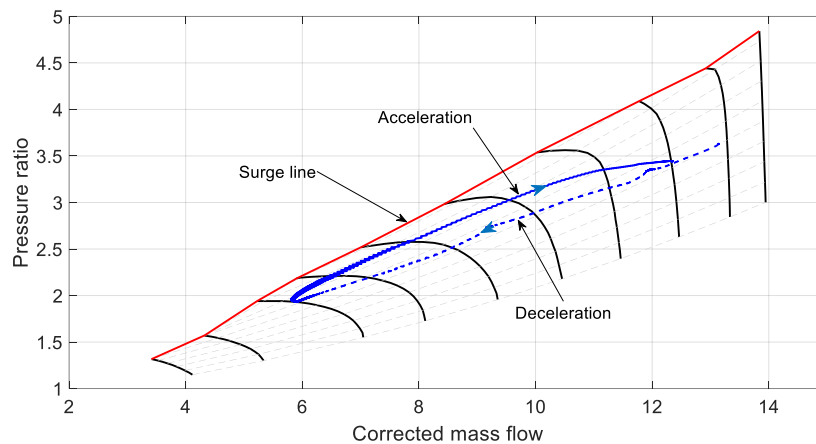
جهت بررسی عملکرد رفتار موتور مورد مطالعه به ازای تغییرات دمای محیط و درجه دسته گاز، یک شبیه‌سازی جامع در این بخش انجام می‌گیرد. در این شبیه‌سازی مدل موتور توربوفن گیربکس‌دار در ارتباط با مدل کنترلر هیدرومکانیکی است.

تغییرات مربوط به نسبت  $Wf/P3$  که مبنای عملکرد کنترلر هیدرومکانیکی است، در شکل ۱۷-و آمده است. مقدار مربوط به  $Wf/P3$  در هر لحظه حاصل جمع بخش حالت پایا (یا مقدار برنامه‌ریزی شده) و بخش دینامیکی (از کنترلر PI) است. مقدار نهایی  $Wf/P3$  در بازه تعریف شده برای اشباع یعنی حدبالای  $0.35 \text{ kg/s.bar}$  و حدپایین  $0.15 \text{ kg/s.bar}$  می‌ماند. مسیر کارکرد موتور در بازه زمانی  $10-35$  s روی نقشه عملکردی کمپرسور فشار بالای محوری در شکل ۱۸ نشان داده شده است. در این بازه زمانی موتور دارای یک شتابگیری منفی از حداکثر نیروی رانش تا حالت بیکار و سپس یک شتابگیری مثبت تا نقطه کاری اولیه است.

شد با توجه به عدم امکان اندازه‌گیری نیروی رانش موتور در شرایط کاری، از کنترل دور محور فشار بالا به عنوان نماینده نیروی رانش استفاده می‌شود. شکل ۱۷-ب نشان‌دهنده دور نسبی محور فشار بالای مطلوب و همینطور مقدار واقعی موتور است که عملکرد دقیق کنترلر را در تعقیب دور موتور نشان می‌دهد. تغییرات دور محور فشار پایین در شکل ۱۷-ج نشان داده شده است. با توجه به خروجی نشان داده شده، دور این محور از قید مربوطه ( $1.04$  دور  $N_{Lmax}$ ) تجاوز نمی‌کند و این امر نشان‌دهنده عملکرد موثر بخش کنترلر فرارفت سرعت است. تغییرات دمای هوای ورودی به توربین فشار پایین (T45) در شکل ۱۷-د نشان داده شده است. مقدار T45 از قید تعریف شده برای آن تجاوز نکرده است. میزان سوخت ورودی به موتور که توسط کنترلر تعیین شده است در شکل ۱۷-ه آمده است.



شکل ۱۷- خروجی های شبیه سازی: الف) نیروی رانش موتور ب) دور نسبی هسته ج) دور نسبی فن د) دمای هوای ورودی به توربین LPT ه) نرخ جریان سوخت موتور و) تغییرات  $Wf/P3$



شکل ۱۸- مسیر کارکرد موتور روی نقشه کمپرسور محوری فشار بالا

جهت مدل‌سازی آن استخراج گردید. عملکرد مدل موتور به همراه مدل کنترلر با استفاده از شبیه‌سازی مورد ارزیابی قرار گرفت. در اجرای کنترلر اگرچه میزان تغییر درجه دسته گاز از ۱۵٪ تا ۱۰۰٪ بوده و شتابگیری سریع در این فرآیند لحاظ شد، اما عملکرد موثر کنترلر علاوه بر تامین تراست مطلوب، مانع از وقوع پدیده خطرناک سرچ کمپرسورها شده و حاشیه سرچ بیش از ۱۰٪ باقی ماند. از نتایج تحقیق حاضر علاوه بر آنالیز رفتار موتور در شرایط کاری مختلف، می‌توان برای تبدیل سامانه کنترلی از نوع هیدرومکانیکی به الکترونیکی استفاده نمود؛ زیرا سامانه‌های الکترونیکی امروزه علاوه بر کنترل نیروی رانش و تمام قیود حاکم بر سیستم، از امکان پایش وضعیت، مدیریت سلامت موتور و مقاوم بودن در مقابل عیوب وارده بر موتور نیز برخوردار هستند.

### مراجع

- [1] MacIsaac B, Langton R (2011) Gas turbine propulsion systems. John Wiley & Sons, Ltd, UK.
- [2] Farokhi S (2014) Aircraft propulsion. John Wiley & Sons, Ltd, UK.
- [3] Haoran Z, Sanmin W, Peng C, Bo L, Hongfei R, Linlin L (2024) Influence of gear modification on dynamic characteristics of star gearing system in geared turbofan (GTF) gearbox based on a closed-loop dynamic analysis method. Proc. IMechE Part E: J. Process Mech. Eng. Published online: <https://doi.org/10.1177/09544089241239>.
- [4] Anjomrouz A, Ghadiri S, Imani A (2023) A review on the structures and characteristics of micro-turbojet engines. J. Solid and Fluid Mech. 13(5): 59-67. 10.22044/jsfm.2023.13523.3780

مسیر این دو شتابگیری روی نقشه عملکردی مشخص شده است. همانطور که انتظار می‌رود در حین شتابگیری مثبت، مسیر حرکت به خط واماندگی نزدیک و در حین شتابگیری منفی از خط واماندگی دور می‌شود. میزان حاشیه واماندگی در این شبیه‌سازی بیش از ۱۰ درصد است. برطبق نتایج بدست آمده، عملکرد کنترلر مدل شده در تامین نیروی رانش درخواستی متناسب با درجه دسته گاز دقیق بوده و در عین حال محدودیتهای قابل کنترل توسط سیستم هیدرومکانیکی نیز برآورده می‌شوند.

### ۶- نتیجه‌گیری

در تحقیق حاضر جهت بررسی عملکرد یک موتور توربوفن گیربکس‌دار که در هواپیماهای مسافربری مورد استفاده قرار می‌گیرد، یک مدل‌سازی ترمودینامیکی به همراه مدل‌سازی سیستم کنترل هیدرومکانیکی آن انجام گرفت. برای این منظور ابتدا معادلات حاکم بر اجزای مختلف موتور تعیین گردید و سپس راهکار تکرار ماتریسی برای ساخت مدل موتور بکار گرفته شد. رفتار موتور در حالت پایا با داده‌های تست موتور مقایسه و اعتبارسنجی شد. حداکثر اختلاف خروجی‌های مدل‌سازی موتور با داده‌های موتور در شرایط برخاست به اندازه ۳/۲٪ و با داده‌های تست موتور در دوره‌های مختلف به اندازه ۷/۶٪ مشخص گردید. در بخش بعدی رفتار سیستم کنترل هیدرومکانیکی موتور مورد ارزیابی قرار گرفته و با توجه به منطق حاکم و سیگنال‌های ورودی و خروجی موتور، یک ساختار جامع

- [16] Nikolaidis T, Jafari S, Bosak D, Pilidis P (2020) Exchange rate analysis for ultra high bypass ratio geared turbofan engines, *J. appl. Sci.* 10: 7945
- [17] Lamas RMLS, Hung JY (2023) Nelder-mead tuned pid control for a futuristic geared-turbofan aeroengine concept. 23rd Int. Conf. on Control, Automations & Systems, Oct. 17-20, Yeosu, Korea.
- [18] Chapman JW, Litt JS (2017) Control design for an advanced geared turbofan engine. 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf., July 10-12, Atlanta, GA.
- [19] Kratz J, Culley D, Thomas G (2018) Thermal modeling of an advanced geared turbofan for distributed engine control application. AIAA Propulsion & Energy Forum, July 9-11, Cincinnati, Ohio.
- [20] Kratz J, Chapman J (2018) Active turbine tip clearance control trade space analysis of an advanced geared turbofan engine. AIAA Propulsion & Energy Forum, July 9-11, Cincinnati, Ohio.
- [21] Engine Manual ALF502R (2002), Honeywell.
- [22] Rauch D (1972) Design study of an air pump and integral lift engine ALF-504 using the Lycoming 502 core, NASA CR-120,992, LYCOMING 105.22.21, NASA Lewis Research Center, Cleveland, Ohio.
- [23] Gasturb 13 User's Manual (2018), Germany.
- [24] Abbasi S, Reeszadeh M, Esmaeel zadeh vali S (2022) Effect of tip injection on tip leakage flow structure in axial compressor. *J. Solid and Fluid Mech.* 12(5):147-160. 10.22044/jsfm.2022.11399.3505
- [25] Chung GY, Prasad JV, Dhingra R, Meisner R (2014) Real time analytical linearization of turbofan engine model. *ASME J. Eng. Gas Turbines Power* 136(1):011201.
- [26] Walsh PP, Fletcher P (2004) Gas turbine performance. 2nd edn. Blackwell Science, UK.
- [27] Kurzke J, Halliwell I (2018) Propulsion and power: an exploration of gas turbine performance modeling. Springer, Switzerland.
- [28] <https://www.deutsche-privatjet.com/>
- [29] Jaw LC, Mattingly JD (2009) Aircraft engine controls-design, system analysis and health monitoring. AIAA, Reston, Virginia.
- [30] Spang III HA, Brown H (1999) Control of jet engines. *J. Control Eng. Pract.* 7(9): 1043-1059.
- [5] Riegler C, Bichlmaier C (2007) The geared turbofan technology – opportunities, challenges and readiness status. 1st CEAS European Air and Space Conf. CEAS-054.
- [6] Larsson L, Grönstedt T, Kyprianidis KG (2011) Conceptual design and mission analysis for a geared turbofan and an open rotor configuration. Proc. ASME Turbo Expo. June 6-10, Vancouver, British Columbia, Canada.
- [7] Salpingidou C, Misirlis D, Vlahostergios Z, Flouros M, Donus F, Yakinthos K (2018) Conceptual design study of a geared turbofan and an open rotor aero engine with intercooled recuperated core, Proc. IMechE Part G: J. Aerospace Eng. 232(14): 1-8.
- [8] Dewanji D, Rao GR, Buijtenen JV (2009) Feasibility study of some novel concepts for high bypass ratio turbofan engines. Proc. ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea and Air. June 8-12, Orlando, Florida, USA.
- [9] Larsson L, Avellan R, Gronstedt T (2011) Mission optimization of the geared turbofan engine. ISABE Conf.
- [10] Tobi ALM, Ismail AE (2016) Development in geared turbofan aeroengine. IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering 131: 012019
- [11] Mastropierro FS, Sebastiampillai J, Jacob F, Rolt A (2020) Modeling geared turbofan and open rotor engine performance for year-2050 long-range and short-range aircraft. *ASME J. Eng. Gas Turbine Power* 142 (4):19-1447.
- [12] Csank JT, Thomas GL (2017) Dynamic analysis for a geared turbofan engine with variable area fan nozzle. 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf., 10-12 July, Atlanta, GA.
- [13] Alexiou A, Aretakis N, Roumeliotis I, Kolias I, Mathioudakis K (2017) Performance modelling of an ultra-high bypass ratio geared turbofan. 23rd ISABE Conf., Manchester, UK.
- [14] Lents C, Hardin L, Rheume J, Kohlman L (2016) Parallel hybrid gas-electric geared turbofan engine conceptual design and benefits analysis. 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf., July 25-27, Salt Lake City, UT.
- [15] Kelly C, McCain C, Bertels J, Weekley S, et al. (2021) Design of a geared turbofan module for small unmanned aircraft applications. AIAA Scitech 2021 Forum. 10.2514/6.2021-0262