



Integrated Simulation and Control of Turbojet Engine Dynamics and Fixed-wing Airplane Flight Dynamics

Morteza Montazeri^{1*}, Mahdi Foroozannejad², Ali Yousefi Dastjerdi², Abdollah Bordbar²

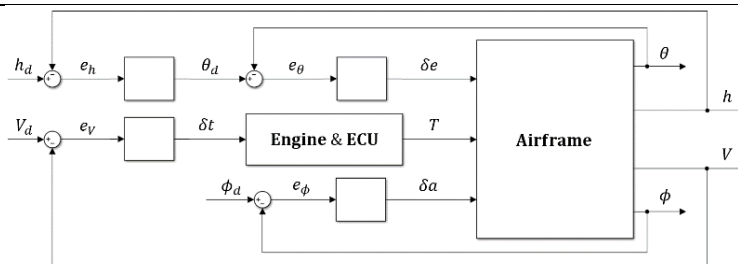
¹ Professor, Faculty of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran

² Ph.D. Student, Faculty of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran

HIGHLIGHTS

- Optimization of control coefficients
- Interactions between flight dynamics and turbojet engine dynamics
- Real-time flight display
- Desired speed and height tracking with respect to engine limitations

GRAPHICAL ABSTRACT



ARTICLE INFO

Article history:

Article Type: Research paper

Received: 28 September 2024

Received in revised form: 5 November 2024

Accepted: 17 November 2024

Available online: 17 November 2024

*Correspondence: montazeri@iust.ac.ir

How to cite this article:

M. Montazeri, M. Foroozannejad, A.Y. Dastjerdi, A. Bordbar. Integrated simulation and control of turbojet engine dynamics and fixed-wing airplane flight dynamics. *Journal of Aerospace Mechanics*. 2025; 20(4):103-116.

Keywords:

Integrated flight-propulsion control
Min-max fuel controller
Thermodynamic model of turbojet
Genetic algorithm
Fixed wing UAV flight dynamics

ABSTRACT

In this article, the simulation and integrated control of flight-propulsion are addressed as a significant and necessary research topic in the aerospace industry. In previous research, flight control and turbine engine control have often been treated separately; however, the mutual effects of flight dynamics and turbine engine dynamics on one another have received less attention. Initially, to model the movement of the UAV body, kinematic and flight dynamics equations are presented. Transmission equations are developed based on Newton's laws, and rotational equations are derived from Euler's theory. Subsequently, the thermodynamic and dynamic equations necessary for turbojet engine modeling are introduced. The equations governing the engine inlet opening, compressor, turbine, combustion chamber, and nozzle are examined separately. All simulations are conducted in MATLAB/Simulink. Flight graphic is displayed in real-time using FlightGear software. A structure for simulating and controlling flight dynamics and engine dynamics is proposed, addressing not only the control of flight and the UAV's trajectory but also the control of the shaft's rotational speed while observing the limitations of the turbojet engine. Additionally, flight-propulsion control coefficients are simultaneously optimized for a specific mission using genetic algorithm. Finally, the simulation results are presented and discussed.

This is an open-access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution (CC BY) license.





شبیه‌سازی و کنترل یکپارچه دینامیک موتور توربوجت و دینامیک پرواز هواپیمای بال ثابت

مرتضی منتظری^{۱*}، مهدی فروزان نژاد^۲، علی یوسفی دستجردی^۱، عبدالله بردبار^۲

^۱استاد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران

^۲دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران

برجسته‌ها

- بهینه‌سازی ضرایب کنترلی
- اثرات متقابل دینامیک پرواز و دینامیک موتور توربوجت
- نمایش پرواز به صورت زمان-واقعی
- ردیابی سرعت و مسیر دلخواه همراه با رعایت قیود موتور

مشخصات مقاله

تاریخچه مقاله:

نوع مقاله: علمی پژوهشی

دریافت: ۱۴۰۳/۰۷/۰۷

بازنگری: ۱۴۰۳/۰۸/۱۵

پذیرش: ۱۴۰۳/۰۸/۲۷

ارائه برخط: ۱۴۰۳/۰۸/۲۷

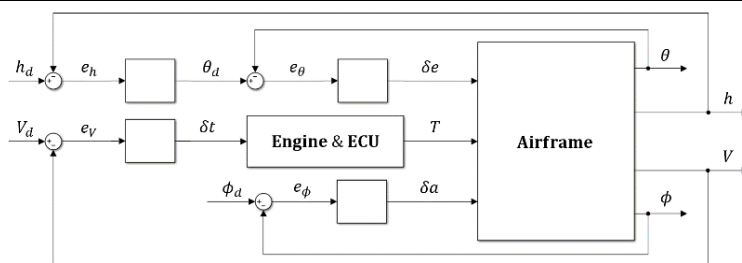
*نویسنده مسئول:

montazeri@iust.ac.ir

کلیدواژه‌ها:

- کنترل یکپارچه پرواز و پیشرانش
- کنترلر سوخت مین-ماکس
- مدل ترمودینامیکی موتور توربوجت
- الگوریتم ژنتیک
- دینامیک پرواز پهپاد بال ثابت

چکیده گرافیکی



چکیده

در این مقاله مسئله شبیه‌سازی و کنترل تجمیعی پرواز-پیشرانش به‌عنوان یک موضوع تحقیقاتی جدی و موردنیاز در صنعت هوافضا موردتوجه قرار گرفته است. در تحقیقات پیشین غالباً به مسئله کنترل پرواز و مسئله کنترل موتورهای توربینی به‌صورت جداگانه پرداخته شده است؛ اما دپدن اثرات متقابل دینامیک پرواز و دینامیک موتورهای توربینی بر روی یکدیگر کمتر موردتوجه بوده است. در ابتدا به‌منظور مدل‌سازی حرکت بدنه پهپاد، معادلات سینماتیک و دینامیک پرواز ارائه شده است. معادلات انتقالی بر اساس تئوری نیوتن و معادلات دورانی بر اساس تئوری اویلر توسعه داده شده است. سپس معادلات ترمودینامیکی و دینامیکی لازم برای مدل‌سازی موتور توربوجت ارائه شده است. معادلات دهانه ورودی موتور، کمپرسور، توربین، محفظه احتراق و نازل به‌صورت جداگانه موردبررسی قرار گرفته است. تمام شبیه‌سازی‌ها در محیط سیمولینک نرم‌افزار متلب صورت گرفته و گرافیک پرواز را می‌توان به‌صورت زمان-واقعی توسط نرم‌افزار فلاپت‌گیر مشاهده نمود. سپس یک ساختار برای شبیه‌سازی و کنترل یکپارچه دینامیک پرواز و دینامیک موتور، پیشنهاد شده که در آن علاوه بر مسئله‌ی کنترل پرواز و قرارگیری پهپاد بر روی مسیر دلخواه، به مسئله کنترل سرعت دورانی شفت و رعایت قیود موتور توربوجت نیز توجه شده است. سپس ضرایب کنترلی پرواز-پیشرانش به‌صورت هم‌زمان برای مأموریتی مشخص، توسط الگوریتم ژنتیک بهینه‌سازی شده‌اند. در آخر نتایج حاصل از شبیه‌سازی ارائه گردیده و بر روی آن بحث و بررسی صورت گرفته است.



۱- مقدمه

در دهه ۱۹۹۰ میلادی، نیروی هوایی آمریکا مطالعاتی را با هدف توسعه روش‌های طراحی قوانین کنترل یکپارچه پرواز-پیشران (IFPC)، برای یک هواپیمای تاکتیکی پیشرفته آغاز کرد [۱ و ۲]. در نتیجه‌ی این مطالعات دو رویکرد متفاوت برای طراحی کنترل‌کننده‌ها توسعه داده شد. در رویکرد اول، شبیه‌سازی‌ها به صورت متمرکز بوده و کنترل‌کننده با در نظر گرفتن سیستم کاملاً یکپارچه و به عنوان یک سیستم مرتبه بالا طراحی می‌شود. رویکرد دوم یک رویکرد سلسله مراتبی غیرمتمرکز است که در آن سیستم یکپارچه، به زیرسیستم‌هایی آزاد تقسیم می‌شود. در واقع کنترل‌کننده‌های جداگانه‌ای برای زیرسیستم‌ها طراحی می‌شود تا برخی از معیارهای عملکردی برآورده شوند. تورنر و همکاران [۳] در سال ۲۰۰۱ یک طرح ساده برای سیستم کنترل پرواز و پیشران خطی یک هواپیمای عمودپرواز، توسعه دادند. طرح پیشنهادی، رعایت حدود و امنیت پارامترهای بحرانی موتور را تضمین می‌کرد. نتایج پایداری، در حالت‌هایی محدود، برای سیستم حلقه بسته ارائه شد. این طرح همچنین مکانیسمی را برای اولویت‌بندی الزامات، برای زاویه مسیر پرواز نسبت به سرعت، در صورت رسیدن به محدودیت‌های عملکرد موتور، ارائه داد.

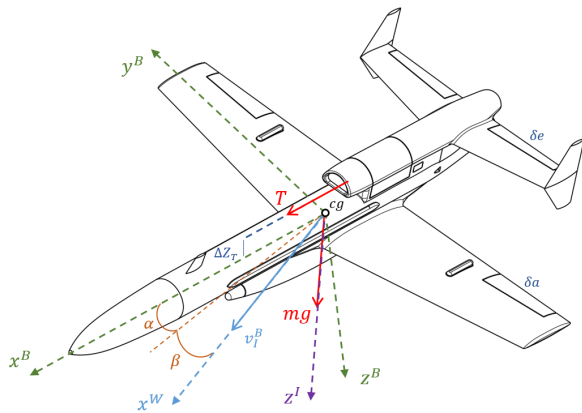
منتظری و همکاران [۴] در سال ۲۰۱۲ یک سیستم شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه برای آزمایش واحد کنترل سوخت موتور جت ارائه کردند. در این آزمون، واحد کنترل سوخت به صورت پویا، به عنوان سخت‌افزار، در ارتباط با شبیه‌ساز پرواز و پیشران، به صورت یکپارچه عمل می‌کرد. شبیه‌ساز بر اساس یک میز تست هیدرولیک پیشرفته ساخته شد که به طور تجربی بارهای هیدرولیکی وارد شده به واحد کنترل سوخت را در شرایط پرواز شبیه‌سازی می‌کرد. نتایج تست سخت‌افزار در حلقه، کارایی شبیه‌سازی را در طول یک مانور پروازی ساده نشان می‌دهد. منتظری و نصیری [۵] در سال ۲۰۱۳ برای شبیه‌سازی واحد کنترل سوخت الکتروهیدرولیکی موتور توربوجت، با مدل‌سازی ترمودینامیکی موتور توربوجت، در نرم‌افزار متلب-سیمولینک، پلتفرم تست سخت‌افزار در حلقه‌ای پیاده‌سازی کردند. ایشان

از الگوریتم کنترلی مین-ماکس به عنوان واحد کنترل الکترونیکی و به صورت نرم در محیط سیمولینک بهره بردند. منتظری و نصیری [۶] در سال ۲۰۱۳ کاربرد بهینه‌سازی ازدحام ذرات را برای تنظیم ضرایب کنترلی پرواز و پیشران نشان دادند. بدین منظور ابتدا یک شبیه‌سازی یکپارچه از بدنه هواپیما و موتور توربین گاز ایجاد کردند. در این شبیه‌سازی از یک مدل تابع تبدیلی وینر برای موتور و یک مدل ساده برای دینامیک پرواز استفاده شد. سپس ضرایب کنترل‌کننده‌های پرواز و پیشران در یک بهینه‌سازی هم‌زمان برای یک مأموریت ساده، محاسبه شدند. در سال ۲۰۱۵ میتی و همکاران [۷]، مدل دینامیکی یک موتور رمجت را استخراج نمودند؛ سپس در یک شبیه‌سازی تجمیعی با در نظر گرفتن یک مدل سه درجه آزادی از دینامیک پرواز پرنده مورد نظر، کنترل‌کننده‌ی موتور را مورد ارزیابی قرار دادند. در این شبیه‌سازی تجمیعی، الگوریتم هدایت پرنده در نظر گرفته شده و از کنترلی مبتنی بر دینامیک وارون برای کنترل موتور استفاده شده است.

وانگ و یانگ [۸] در سال ۲۰۱۷ یک موتور توربوجت را به همراه عملگر هیدرولیکی کنترلر سوخت مدل‌سازی کردند. سپس در یک شبیه‌سازی تجمیعی، هر دو سیستم را کوپل نموده و در شرایط بعد از استارت برای آن کنترل‌کننده طراحی کردند. کویی و جانگ [۹] در سال ۲۰۲۱ برای کنترل ماخ پروازی پهباد با موتور توربوجت، یک کنترلر فازی طراحی کردند. ایشان علاوه بر مدل‌سازی موتور، از یک مدل شش درجه آزادی برای شبیه‌سازی دینامیک پهباد استفاده کردند. همچنین کنترلر را در پلتفرم سخت‌افزار در حلقه، مورد ارزیابی قرار دادند. در سال ۲۰۲۴، مینگ و همکاران [۱۰] یک روش مدل‌سازی و طراحی کنترلر تجمیعی پرواز-پیشران برای هواپیمای عمودپرواز الکتریکی با نیروی رانش برداری پیشنهاد می‌کنند و نیز تحلیل پارامتری و طراحی بهینه‌سازی تطبیقی سیستم پیشران را ارائه می‌دهند.

در تحقیقات پیشین، غالباً برای بررسی عملکرد و یا کنترل موتورهای توربینی، سرعت و ارتفاع به صورت مقادیر دلخواه از پیش تعیین شده‌ای در نظر گرفته شده‌اند و تأثیر تغییرات دسته‌گاز بر سرعت و ارتفاع هواپیما لحاظ نشده است. همچنین معمولاً در بررسی عملکرد پرواز یا کنترل دینامیک

خطی بوده و دینامیک طولی و عرضی پرنده به‌صورت جداگانه در نظر گرفته می‌شوند [۱۲]. در برخی شبه‌سازی‌ها برای اهداف خاص، ساده‌سازی شده و از برخی اثرات صرف‌نظر شده است [۱۳]. آنچه در این مقاله برای مدل‌سازی دینامیک پرواز پهپاد بال ثابت مورد استفاده قرار گرفته‌شده، یک شبه‌سازی پرواز شش درجه آزادی غیرخطی است که دینامیک طولی و عرضی آن به‌صورت کوپل در نظر گرفته‌شده است. در شکل ۱ نمایی از یک پهپاد بال ثابت با موتور توربوجت نشان داده شده است. دستگاه مختصات بدنی منطبق بر بدنه پهپاد است؛ دستگاه مختصات چسبیده به زمین محلی، به‌عنوان دستگاه مختصات اینرسی در نظر گرفته‌شده و دستگاه مختصات باد بر اساس زاویه حمله و زاویه سرش جانبی تعریف شده است.



شکل (۱): نمایی از یک پهپاد بال ثابت با موتور توربوجت.

۲-۱- سینتیک انتقالی

بر اساس قانون دوم نیوتن، برای مرکز جرم بدنه پهپاد می‌توان رابطه ۱ را نوشت [۱۴]. نیروهای وارد بر پهپاد عبارت‌اند از: نیروی گرانش، نیروی پیشرانش و نیروهای آیرودینامیکی.

$$\Sigma \mathbf{f} = m \mathbf{D}^I \mathbf{v}_B^I = m \mathbf{D}^B \mathbf{v}_B^I + m \boldsymbol{\Omega}^{BI} \mathbf{v}_B^I = m \mathbf{g} + \mathbf{f}_A + \mathbf{f}_T \quad (1)$$

رابطه ۱ در دستگاه مختصات بدنی به‌صورت رابطه ۲ بیان می‌شود.

$$m [\dot{\mathbf{v}}_B^I]^B + m [\boldsymbol{\Omega}^{BI}]^B [\mathbf{v}_B^I]^B = m [\mathbf{T}]^{BI} [\mathbf{g}]^I + [\mathbf{f}_A]^B + [\mathbf{f}_T]^B \quad (2)$$

مؤلفه‌های بردار سرعت، بردار سرعت زاویه‌ای و ماتریس پادمتقارن بردار سرعت زاویه‌ای به‌صورت روابط ۳ تا ۵ محاسبه می‌شوند.

پرواز اجسام هوایی، مدل موتور به‌صورت یک تأخیر (تابع تبدیل مرتبه اول) در نظر گرفته می‌شود و اتفاقات ترمودینامیکی درون موتور بررسی نمی‌گردد. در این پژوهش، در گام نخست، مدل‌سازی کاملی از دینامیک پرواز پهپاد بال ثابت ارائه می‌گردد. در گام بعد، معادلات لازم برای مدل‌سازی ترمودینامیکی موتور توربوجت استخراج می‌شود. در مرحله بعد ساختاری برای شبه‌سازی و کنترل یکپارچه پرواز و پیشرانش ارائه‌شده و پارامترهای کنترلی به‌صورت تجمیعی بهینه‌سازی می‌شوند. در آخر نتایج حاصل از شبه‌سازی، برای یک مأموریت پروازی مشخص، ارائه می‌شود. آنچه به‌عنوان دستاورد این مقاله مورد دفاع می‌باشد، عبارت است از: ارائه یک ساختار جدید، به‌منظور مدل‌سازی، شبه‌سازی و کنترل یکپارچه پرواز و پیشرانش برای یک پهپاد بال ثابت با موتور توربوجت.

۲- مدل‌سازی دینامیک پرواز

به‌طور کلی برای طراحی، ساخت و انجام تست پرواز اجسام پرنده، اطلاعات دقیقی از رفتار دینامیک پرنده مورد نیاز است. شبه‌سازی پرواز، یک نیاز جدی برای کاهش هزینه‌های طراحی و توسعه اجسام پرنده است. خصوصاً برای طراحی کنترل‌کننده و الگوریتم هدایت پرنده، به یک مدل دقیق از دینامیک پرواز جسم نیاز است. دانش دینامیک پرواز به توسعه معادلات دینامیکی اجسام پرنده می‌پردازد؛ اما توسعه این معادلات می‌تواند با فرض‌های متفاوتی همراه باشد. اگر صرفاً جسم پرنده را به‌صورت یک جرم متمرکز در نظر گرفته و حرکت انتقالی بررسی شود، می‌توان کارایی و عملکرد پرنده مانند: حداکثر و حداقل سرعت پرواز، حداکثر ارتفاع پروازی، حداکثر زمان پرواز، حداکثر برد پرنده و حداکثر سرعت اوج‌گیری را محاسبه نمود. معمولاً برای طراحی مفهومی اجسام پرنده، از همین معادلات عملکردی استفاده می‌شود [۱۱]. اما برای تحلیل پایداری یا طراحی سیستم هدایت و کنترل پرنده، نیاز است معادلات شش درجه آزادی حل شود. شبه‌سازی‌های پرواز یا در صفحه صورت گرفته و سه درجه آزادی هستند، یا در فضای سه‌بعدی و شش درجه آزادی‌اند یا در برخی موارد مانند موشک‌ها شبه پنج درجه آزادی هستند. در برخی شبه‌سازی‌های شش درجه آزادی، معادلات

$$\Sigma \mathbf{m} = D^I(\mathbf{I}\omega^{BI}) = \mathbf{I}D^B\omega^{BI} + \mathbf{\Omega}^{BI}\mathbf{I}\omega^{BI} = \mathbf{m}_A + \mathbf{m}_T \quad (12)$$

رابطه ۱۲ در دستگاه مختصات بدنی به صورت رابطه ۱۳ بیان می‌شود.

$$[\mathbf{I}]^B[\dot{\omega}^{BI}]^B + [\mathbf{\Omega}^{BI}]^B[\mathbf{I}]^B[\omega^{BI}]^B = [\mathbf{m}_A]^B + [\mathbf{m}_T]^B \quad (13)$$

ماتریس ممان اینرسی، بردار گشتاورهای آیرودینامیکی و بردار گشتاور پیشرانشی به صورت روابط ۱۴ تا ۱۶ تعریف می‌شوند.

$$[\mathbf{I}]^B = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ I_{xz} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$[\mathbf{m}_A]^B = [L_A \quad M_A \quad N_A] \quad (15)$$

$$[\mathbf{m}_T]^B = [L_T \quad M_T \quad N_T] \quad (16)$$

در نهایت با جایگذاری، معادلات مربوط به دینامیک دورانی پهنیاد حاصل می‌شوند (روابط ۱۷ تا ۱۹).

$$\dot{p} = \left(\frac{L_{A,T} + I_{xz} pq}{(I_{yy} - I_{zz})rq} \right) \frac{I_{zz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} + \left(\frac{N_{A,T} - I_{xz} qr}{(I_{xx} - I_{yy})pq} \right) \frac{I_{xz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \quad (17)$$

$$\dot{q} = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} pr + \frac{I_{xz}}{I_{yy}} (r^2 - p^2) + \frac{M_{A,T}}{I_{yy}} \quad (18)$$

$$\dot{r} = \left(\frac{L_{A,T} + I_{xz} pq}{(I_{yy} - I_{zz})rq} \right) \frac{I_{xz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} + \left(\frac{N_{A,T} - I_{xz} qr}{(I_{xx} - I_{yy})pq} \right) \frac{I_{xx}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \quad (19)$$

۲-۳- سینماتیک انتقالی

بر اساس رابطه سینماتیکی ۲۰ می‌توان نرخ تغییر مختصات مرکز جرم پهنیاد در دستگاه اینرسی را به مؤلفه‌های بردار سرعت آن در دستگاه بدنی مرتبط نمود.

$$\mathbf{v}_B^I = D^I \mathbf{s}_{BI} \quad (20)$$

$$[\dot{\mathbf{s}}_{BI}]^I = [\mathbf{T}]^{IB} [\mathbf{v}_B^I]^B \quad (21)$$

$$[\bar{\mathbf{s}}_{BI}]^I = [x \quad y \quad z] \quad (22)$$

در نهایت معادلات سینماتیک انتقالی به صورت روابط ۲۳ تا ۲۵ حاصل می‌شوند. با استفاده از این معادلات، می‌توان مختصات مرکز جرم پهنیاد را در دستگاه اینرسی یافت.

$$[\bar{\mathbf{v}}_B^I]^B = [u \quad v \quad w] \quad (3)$$

$$[\bar{\omega}^{BI}]^B = [p \quad q \quad r] \quad (4)$$

$$[\mathbf{\Omega}^{BI}]^B = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

مؤلفه‌های بردار نیروهای آیرودینامیکی و بردار نیروی پیشرانشی به صورت روابط ۶ و ۷ هستند.

$$[\bar{\mathbf{f}}_A]^B = [F_{Ax} \quad F_{Ay} \quad F_{Az}] \quad (6)$$

$$[\bar{\mathbf{f}}_T]^B = [T \quad 0 \quad 0] \quad (7)$$

ماتریس تبدیل مختصات اینرسی به بدنی بر اساس زوایای اوپلر، مطابق شکل ۲ و به صورت رابطه ۸ محاسبه می‌شود.

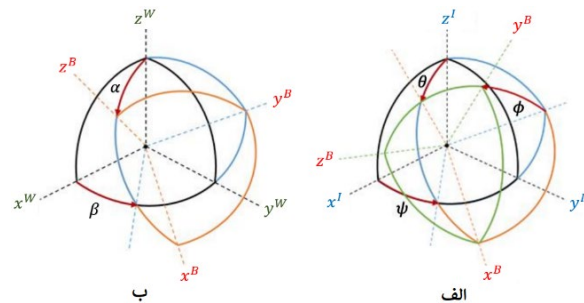
$$[\mathbf{T}]^{BI} = \begin{bmatrix} C_\psi C_\theta & S_\psi C_\theta & -S_\theta \\ C_\psi S_\theta S_\phi - S_\psi C_\phi & S_\psi S_\theta S_\phi + C_\psi C_\phi & C_\theta S_\phi \\ C_\psi S_\theta C_\phi + S_\psi S_\phi & S_\psi S_\theta C_\phi - C_\psi S_\phi & C_\theta C_\phi \end{bmatrix} \quad (8)$$

در نهایت با جایگذاری در معادله نیوتن، معادلات دینامیک انتقالی پرنده (روابط ۹ تا ۱۱) حاصل می‌شود.

$$\dot{u} = -g S_\theta + rv - wq + \frac{F_{Ax}}{m} + \frac{T}{m} \quad (9)$$

$$\dot{v} = g C_\theta S_\phi - ur + wp + \frac{F_{Ay}}{m} \quad (10)$$

$$\dot{w} = g C_\theta C_\phi + uq - vp + \frac{F_{Az}}{m} \quad (11)$$



شکل (۲): نمودار قاچ پرتقالی تبدیل دستگاه‌های

مختصات: الف) اینرسی به بدنی؛ ب) بدنی به باد.

۲-۲- سینتیک دورانی

بر اساس قانون اوپلر برای دینامیک دورانی پهنیاد می‌توان از رابطه ۱۲ استفاده کرد [۱۴]. با توجه به اینکه معادلات حول مرکز جرم پرنده توسعه داده شده است، صرفاً گشتاورهای آیرودینامیکی و پیشرانشی بر پرنده وارد می‌شود.

$$[\mathbf{m}_A]^W = \bar{q}S \begin{bmatrix} b C_l \\ c C_m \\ b C_n \end{bmatrix} \quad (32)$$

با توجه به اینکه نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی در دستگاه مختصات باد محاسبه می‌شوند، نیاز به محاسبه ماتریس تبدیل دستگاه مختصات باد به دستگاه بدنی، بر اساس شکل ۲ است؛ که به صورت رابطه ۳۳ درمی‌آید.

$$[\mathbf{T}]^{BW} = \begin{bmatrix} C_{\alpha} C_{\beta} & -C_{\alpha} S_{\beta} & -S_{\alpha} \\ S_{\beta} & C_{\beta} & 0 \\ S_{\alpha} C_{\beta} & -S_{\alpha} S_{\beta} & C_{\alpha} \end{bmatrix} \quad (33)$$

ضرایب آیرودینامیکی بر اساس روابط ۳۴ تا ۳۹ محاسبه می‌شوند [۱۵]. باید توجه کرد که پهناد موردنظر در این پژوهش، بالک رادر ندارد و با استفاده از بالک‌های الویتور و ایرلن کنترل می‌شود.

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_L} (C_L - C_{L_0})^2 + C_{D_M} M + C_{D_{\delta a}} \delta a + C_{D_{\delta e}} \delta e \quad (34)$$

$$C_Y = C_{Y_0} + C_{Y_{\beta}} \beta + C_{Y_p} \frac{b}{2V} p + C_{Y_r} \frac{b}{2V} r + C_{Y_{\delta a}} \delta a \quad (35)$$

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_{\alpha}} \alpha + C_{L_q} \frac{c}{2V} q + C_{L_{\dot{\alpha}}} \frac{c}{2V} \dot{\alpha} + C_{L_M} M + C_{L_{\delta e}} \delta e \quad (36)$$

$$C_l = C_{l_0} + C_{l_{\beta}} \beta + C_{l_p} \frac{b}{2V} p + C_{l_r} \frac{b}{2V} r + C_{l_{\delta a}} \delta a \quad (37)$$

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_{\alpha}} \alpha + C_{m_q} \frac{c}{2V} q + C_{m_{\dot{\alpha}}} \frac{c}{2V} \dot{\alpha} + C_{m_M} M + C_{m_{\delta e}} \delta e \quad (38)$$

$$C_n = C_{n_0} + C_{n_{\beta}} \beta + C_{n_p} \frac{b}{2V} p + C_{n_r} \frac{b}{2V} r + C_{n_{\delta a}} \delta a \quad (39)$$

ضرایب آیرودینامیکی پهناد موردنظر با استفاده از نرم‌افزارهای ای‌وی‌ال (AVL) و دتکام (DATCOM) محاسبه شده‌اند. در این مقاله تمام شبیه‌سازی‌ها در محیط سیمولینک نرم‌افزار متلب صورت گرفته؛ همچنین با اتصال شبیه‌ساز، به محیط گرافیکی نرم‌افزار فلایت‌گیر (FlightGear)، پرواز پهناد به صورت زمان-واقعی نمایش داده می‌شود [۱۶].

۳- مدل‌سازی موتور توربوجت

مدل‌سازی موتورهای توربینی به منظورهای مختلفی از جمله مطالعه و بهینه‌سازی عملکرد، عیب‌یابی و کنترل انجام

$$\dot{x} = u C_{\psi} C_{\theta} + v (C_{\psi} S_{\theta} S_{\phi} - S_{\psi} C_{\phi}) + w (C_{\psi} S_{\theta} C_{\phi} + S_{\psi} S_{\phi}) \quad (23)$$

$$\dot{y} = u S_{\psi} C_{\theta} + v (S_{\psi} S_{\theta} S_{\phi} + C_{\psi} C_{\phi}) + w (S_{\psi} S_{\theta} C_{\phi} - C_{\psi} S_{\phi}) \quad (24)$$

$$\dot{z} = -u S_{\theta} + v C_{\theta} S_{\phi} + w C_{\theta} C_{\phi} \quad (25)$$

۲-۴- سینماتیک دورانی

بردار سرعت زاویه‌ای قاب بدنه نسبت به قاب اینرسی بر اساس رابطه ۲۶ به نرخ‌های تغییر زوایای اوایلر مرتبط می‌شود.

$$\boldsymbol{\omega}^{BI} = \boldsymbol{\psi} + \boldsymbol{\theta} + \boldsymbol{\phi} \quad (26)$$

در صورتی که مؤلفه‌های بردارها و ماتریس‌ها را جایگذاری کنیم به رابطه ۲۷ خواهیم رسید.

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & C_{\phi} & S_{\phi} \\ 0 & -S_{\phi} & C_{\phi} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_{\theta} & 0 & -S_{\theta} \\ 0 & 1 & 0 \\ S_{\theta} & 0 & C_{\theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & C_{\phi} & S_{\phi} \\ 0 & -S_{\phi} & C_{\phi} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \phi \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (27)$$

$$= \begin{bmatrix} \phi - \psi S_{\theta} \\ \dot{\theta} C_{\phi} + \dot{\psi} C_{\theta} S_{\phi} \\ -\dot{\theta} S_{\phi} + \dot{\psi} C_{\theta} C_{\phi} \end{bmatrix}$$

در نهایت معادلات سینماتیک دورانی پرنده حاصل می‌شود. روابط ۲۸ تا ۳۰ در زاویه‌ی فراز (Pitch) قائم دارای تکینگی هستند اما در کلاس پهناد موردنظر در این مقاله، این مسئله رخ نمی‌دهد.

$$\dot{\phi} = p + q S_{\phi} \frac{S_{\theta}}{C_{\theta}} + r C_{\phi} \frac{S_{\theta}}{C_{\theta}} \quad (28)$$

$$\dot{\theta} = q C_{\phi} - r S_{\phi} \quad (29)$$

$$\dot{\psi} = q \frac{S_{\phi}}{C_{\theta}} + r \frac{C_{\phi}}{C_{\theta}} \quad (30)$$

در آخر با حل هم‌زمان معادلات سینماتیکی و دینامیکی سیستم، دینامیک پرواز پهناد بال ثابت، مدل می‌شود.

۲-۵- نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی

نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی بر اساس روابط ۳۱ و ۳۲ در دستگاه مختصات باد، مدل می‌شوند.

$$[\mathbf{f}_A]^W = \bar{q}S \begin{bmatrix} -C_D \\ C_Y \\ -C_L \end{bmatrix} \quad (31)$$

می‌شود، در اینجا یک فرآیند آیزنتروپیک صورت می‌گیرد. دما و فشار کل ورودی به کمپرسور، تحت تأثیر ماخ ورودی از روابط ۴۰ و ۴۱ به دست می‌آید.

$$T_1 = T_0 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \quad (40)$$

$$P_1 = P_0 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (41)$$

۳-۲- کمپرسور

نقشه کمپرسور به صورت جدولی دوبعدی است که در مدل‌سازی، رابطه نسبت فشار، دبی جرمی اصلاح‌شده، سرعت دورانی شفت اصلاح‌شده و راندمان را نشان می‌دهد. در اینجا عملکرد حالت پایای کمپرسور مدنظر است، در نتیجه دبی جرمی هوای ورودی کمپرسور، با استفاده از رابطه ۴۲ با توجه به نقشه کمپرسور و به صورت تابعی از نسبت فشار کمپرسور و سرعت دورانی شفت اصلاح‌شده محاسبه می‌شود.

$$\dot{m}_2 = \frac{P_1/P_0}{\sqrt{T_1/T_0}} f_1 \left(\frac{P_2}{P_1}, \frac{N}{\sqrt{T_1/T_0}} \right) \quad (42)$$

بازده کمپرسور را نیز می‌توان بر حسب نسبت فشار کمپرسور و سرعت دورانی شفت اصلاح‌شده، توسط رابطه ۴۳ به دست آورد.

$$\eta_c = f_2 \left(\frac{P_2}{P_1}, \frac{N}{\sqrt{T_1/T_0}} \right) \quad (43)$$

دمای هوای خروجی کمپرسور و توان مصرفی آن نیز با استفاده از روابط ۴۴ و ۴۵ محاسبه می‌شوند.

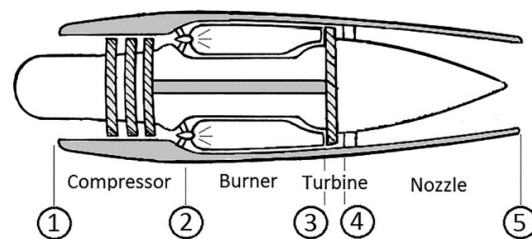
$$\frac{T_2}{T_1} = 1 + \frac{1}{\eta_c} \left(\left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \quad (44)$$

$$P_c = \dot{m}_2 (h_2 - h_1) \quad (45)$$

۳-۳- محفظه احتراق

پارامترهای گاز خروجی محفظه احتراق را می‌توان بر اساس شرایط ورودی محفظه احتراق، راندمان احتراق و افت فشار کل محفظه احتراق محاسبه کرد. آنتالپی خروجی محفظه احتراق بر اساس قانون بقای جرم و انرژی به صورت رابطه ۴۶ محاسبه شده و فشار خروجی از رابطه ۴۷ به دست می‌آید.

می‌پذیرد. بسته به هدف موردنظر، مدل‌سازی با سطوح دقت و رویکردهای متفاوت صورت می‌گیرد. به صورت کلی دو رویکرد برای مدل‌سازی موتورهای توربینی ارائه شده است: مدل‌های تابع تبدیلی و مدل‌های ترمودینامیکی. ساده‌ترین مدلی که برای موتور توربوجت می‌توان فرض کرد، یک تابع تبدیل مرتبه اول، بین سوخت پاشیده شده به محفظه احتراق و سرعت دورانی شفت موتور است. در روش مدل‌سازی ترمودینامیکی، با توجه به فیزیک موتور، معادلات ترمودینامیکی، پایداری جرم و پایداری انرژی برای تک تک اجزاء موتور نوشته شده و در نهایت یک مدل ترمودینامیکی از معادلات غیرخطی ارائه می‌شود. این روش اگرچه نسبت به روش قبلی پیچیده‌تر است، اما قابلیت ارائه نتایج را در حالت پایا و گذرا فراهم می‌کند و همچنین این امکان وجود دارد که در معادلات دینامیکی هر جزء تغییرات ایجاد شده و عملکرد و بازدهی اجزاء و کل موتور مورد بررسی قرار گیرد [۱۷ و ۱۸]. چرخه برای تون متشکل از فرآیند افزایش و کاهش فشار در شرایط آدیاباتیک و آیزنتروپیک و همین‌طور انتقال دما در فشار ثابت، می‌تواند به‌طور مناسبی عملکرد ترمودینامیکی یک موتور توربوجت را توصیف کند. با بررسی نرم‌افزارهای مختلف موجود، برای شبیه‌سازی موتورهای توربین گاز، می‌توان نتیجه گرفت، نرم‌افزار تی‌متس (T-MATS) مناسب‌ترین ابزار برای مصارف کنترلی می‌باشد. از مزایای آن می‌توان به منبع باز بودن و در محیط سیمولینک متلب بودن، اشاره کرد [۱۹]. در شکل ۳ نمایی از یک موتور توربوجت با سه طبقه کمپرسور و یک طبقه توربین نشان داده شده است.



شکل (۳): شماتیک موتور توربوجت [۲۰].

۳-۱- ورودی موتور

با توجه به اینکه انتقال حرارت و اصطکاک در دیفیوزر ورودی در نظر گرفته نمی‌شود و جریان هوا شبه یکنواخت فرض

نیروی پیشرانش بر اساس رابطه ۵۵ محاسبه می‌شود.

$$T = \dot{m}_5 V_e + (P_5 - P_0) A_e - \dot{m}_2 V \quad (55)$$

۳-۶- شفت

چنانچه جریان سوخت به‌طور ناگهانی افزایش یابد، توان خروجی توربین بیشتر از توان موردنیاز کمپرسور می‌شود. از این رو برای عملکرد حالت گذرا، بسته به راندمان مکانیکی، قدرتی نامتوازن در محور ایجاد می‌گردد. دینامیک محور در قالب شتاب با استفاده از رابطه ۵۶ مدل می‌شود.

$$\dot{N} = \frac{1}{J} \left(\frac{30}{\pi} \right)^2 (P_t - P_c) \quad (56)$$

در این مقاله شبیه‌سازی معادلات موتور توربوجت با استفاده از جعبه‌ابزار تی‌متس در نرم‌افزار متلب، انجام شده است.

۴- شبیه‌سازی تجمیعی و بهینه‌سازی ضرایب

به‌منظور انجام تست نرم‌افزاری، چهار بلوک در مدل‌سازی، در نظر گرفته شده است: (۱) بلوک سیستم کنترل پرواز، (۲) بلوک سیستم کنترل موتور، (۳) بلوک مدل‌سازی دینامیک پهپاد بال ثابت و (۴) بلوک مدل‌سازی موتور توربوجت.

در بلوک مربوط به سیستم کنترل پرواز، بر اساس مقادیر لحظه‌ای سرعت، ارتفاع و زوایای اویلر پهپاد و همچنین مأموریت پروازی موردنظر، فرمان مربوط به زوایای بالک‌ها و دسته گاز تولید می‌شود. با توجه به اینکه پهپاد موردنظر رادر ندارد، فقط فرمان مربوط به زوایای الوتور و ایلرن تولید شده و به بلوک دینامیک پرواز به‌صورت ورودی داده می‌شود. فرمان دسته گاز به‌صورت ورودی به بلوک کنترل‌کننده موتور داده شده و به فرمان دور موتور تبدیل می‌شود. ورودی‌های دیگر بلوک کنترل‌کننده موتور عبارت‌اند از: دور موتور لحظه‌ای، شتاب شفت و دمای خروجی توربین. خروجی این بلوک نرخ تغییرات جرم سوخت است که ورودی بلوک شبیه‌ساز موتور می‌باشد. بلوک شبیه‌ساز موتور بر اساس مشخصات ترمودینامیکی موتور، سرعت و ارتفاع لحظه‌ای پرواز، مقدار نیروی پیشرانش را تعیین کرده و به دینامیک پرواز می‌دهد. ساختار کلی شبیه‌سازی و کنترل یکپارچه پرواز-پیشرانش، در این مقاله بر اساس نمودار بلوکی آمده در

$$h_3 = \frac{\dot{m}_2 h_2 + \dot{m}_f \eta_b \overline{LHV}}{\dot{m}_2 + \dot{m}_f} \quad (46)$$

$$P_3 = P_2 - \Delta P_b \quad (47)$$

۳-۴- توربین

برای محاسبه شرایط گاز خروجی توربین، نیاز به دانستن شرایط ورودی و مشخصات منحنی‌های عملکردی آن (دبی جرمی، نسبت فشار و بازده آیزنتروپیک) برای مقادیر معین سرعت دورانی شفت اصلاح شده و نسبت فشار توربین است. همانند کمپرسور در توربین نیز ارتباط بین مشخصه‌های ترمودینامیکی توسط نقشه توربین مشخص می‌شود. دبی جرمی گاز، دمای خروجی توربین و توان تولیدی آن از روابط ۴۸ تا ۵۰ محاسبه می‌شود.

$$\dot{m}_4 = \frac{P_3/P_0}{\sqrt{T_3/T_0}} f_3 \left(\frac{P_4}{P_3}, \frac{N}{\sqrt{T_3}} \right) \quad (48)$$

$$\frac{T_4}{T_3} = 1 - \eta_t \left(1 - \left(\frac{P_4}{P_3} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right) \quad (49)$$

$$P_t = \dot{m}_4 (h_4 - h_3) \quad (50)$$

۳-۵- نازل

فرض می‌کنیم، جریان گاز در نازل در حالت شبه پایا است. دبی جرمی گاز و سرعت گاز خروجی از نازل با استفاده از نسبت فشار دو طرف نازل و شرایط ورودی نازل مطابق روابط ۵۱ و ۵۲ است.

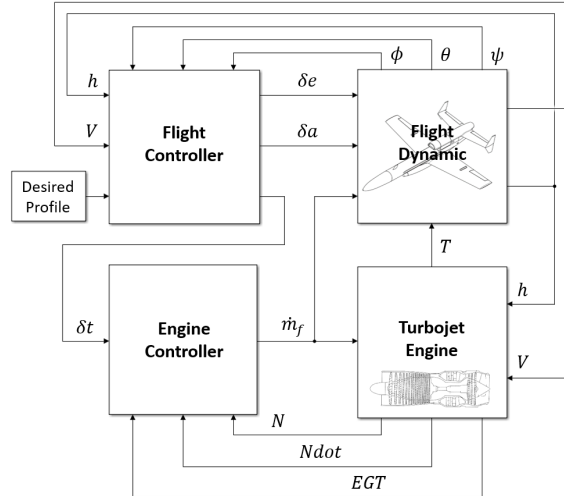
$$\dot{m}_5 = C_d A_e \frac{P_4}{\sqrt{RT_4}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left(\frac{P_5}{P_4} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{1 - \left(\frac{P_5}{P_4} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (51)$$

$$V_e = C_v \sqrt{\frac{2\gamma RT_4}{\gamma-1} \left(1 - \left(\frac{P_5}{P_4} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)} \quad (52)$$

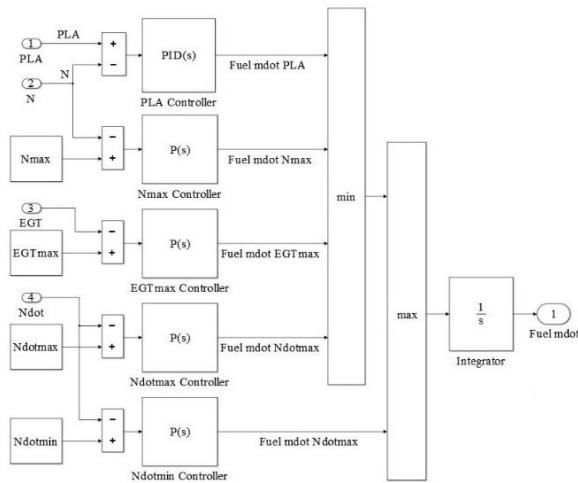
اگر شرایط رابطه ۵۳ برقرار باشد نازل چوک شده و برای محاسبه دبی خروجی باید از رابطه ۵۴ استفاده شود.

$$\frac{P_5}{P_4} \leq \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (53)$$

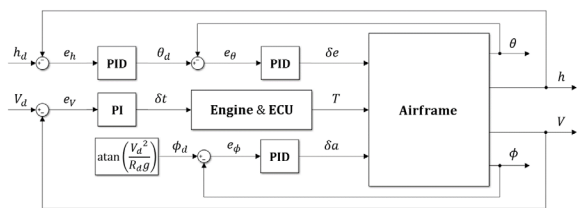
$$\dot{m}_5 = C_d A_e \frac{P_4}{\sqrt{RT_4}} \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (54)$$



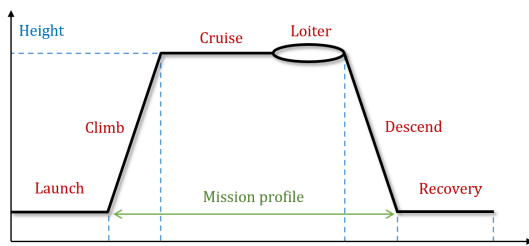
شکل (۴): نمودار بلوکی ساختار شبیه‌سازی و کنترل
تجمیعی پرواز-پیشرانش.



شکل (۵): نمودار بلوکی سیستم کنترل موتور.



شکل (۶): نمودار بلوکی سیستم کنترل پرواز.

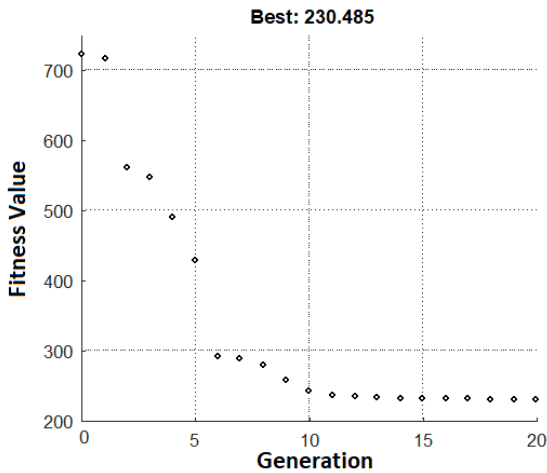


شکل (۷): پروفیل پروازی موردنظر برای پهپاد.

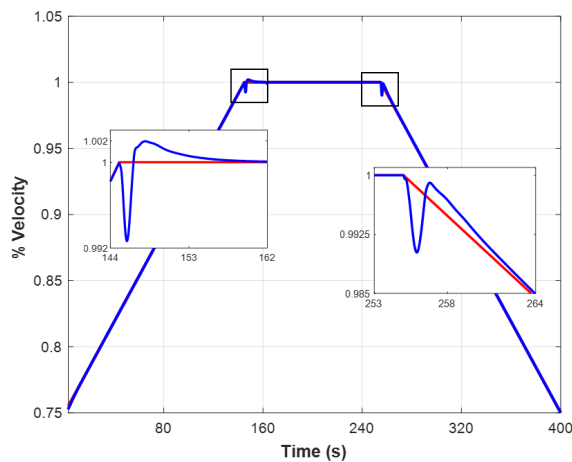
شکل ۴ می‌باشد. در این مقاله برای رعایت قیود دینامیکی و ترمودینامیکی موتور، از کنترل‌کننده مین-ماکس که یک کنترل‌کننده صنعتی است، استفاده شده است. قیود موتور عبارتند از: حد بالای سرعت محور برای مراقبت‌های مکانیکی، حد بالای دمای خروجی از توربین جهت جلوگیری از آسیب رساندن به پره‌های توربین، حد بالای شتاب محور جهت جلوگیری از ورود کمپرسور به محدوده سرج و حد پایین شتاب محور برای جلوگیری از خاموشی شعله [۲۱]. متغیر کنترلی اصلی، سرعت دورانی شفت موتور است که توسط دستور خلبان مدیریت می‌شود. کنترل‌کننده موظف است دبی جرمی سوخت را به گونه‌ای محاسبه کند که سرعت موتور در حالت پایا، مطابق دستور خلبان تنظیم شود و در حالت گذرا در سریع‌ترین زمان ممکن، سرعت درخواستی خلبان را برآورده کند. در شکل ۵ ساختار کلی سیستم کنترل موتور نمایش داده شده است. سیستم کنترل پرواز از سه قسمت مجزا تشکیل شده است. یک حلقه بر اساس ارتفاع و زاویه فراز لحظه‌ای پهپاد، فرمان بالک الویتور را تولید می‌کند. یک حلقه بر اساس سرعت لحظه‌ای پهپاد، فرمان دسته‌گاز را تولید می‌کند. یک حلقه بر اساس زاویه غلت (Roll) لحظه‌ای، فرمان بالک ایلرن را تولید کرده و پهپاد را بر روی دایره‌ای با شعاع دلخواه نگاه می‌دارد. در شکل ۶ ساختار سیستم کنترل پرواز به صورت نمودار بلوکی نشان داده شده است. به منظور کارکرد مناسب کنترل‌کننده‌ها، نیاز است، ضرایب کنترلی با استفاده از الگوریتم ژنتیک بهینه‌سازی شوند. بهینه‌سازی ضرایب به صورت تجمیعی و در شبیه‌سازی یکپارچه، انجام می‌شود تا اثرات دینامیک پرواز بر دینامیک موتور و بالعکس در نظر گرفته شود.

مأموریت پروازی پهپاد موردنظر، مطابق شکل ۷ در نظر گرفته شده است. کنترل‌کننده مین-ماکس از یک کنترلر PID و چهار بهره کنترلی تشکیل شده است. سیستم کنترل پرواز از یک کنترلر PI و سه کنترلر PID تشکیل شده است. بنابراین در مجموع نیاز است، ۱۸ ضریب به صورت بهینه، انتخاب گردد. انتخاب این ضرایب باید به گونه‌ای باشد که علاوه بر پایداری سیستم پرواز و موتور، در عین حفظ حدود، در شرایط پایا دقیق‌ترین پاسخ و در شرایط گذرا سریع‌ترین پاسخ را به همراه داشته باشد.

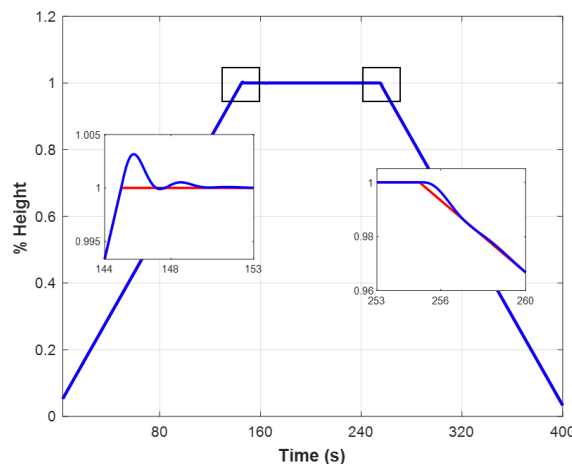
غلط در زمان دور زدن پرنده، مقدار مطلوب ۳۵ درجه را ره‌گیری کرده است. همچنین کنترل‌کننده پرواز قادر بوده است حرکت پرنده را بر روی مسیر دلخواه حفظ کند.



شکل (۸): نمودار تابع هدف در بهینه‌سازی ضرایب کنترلی.



شکل (۹): نمودار درصد سرعت پهپاد برحسب زمان.



شکل (۱۰): نمودار درصد ارتفاع پهپاد برحسب زمان.

تابع هزینه‌ی این بهینه‌سازی، به‌صورت آمده در رابطه ۵۷ فرض شده است؛ که w_i ها وزن‌های در نظر گرفته‌شده برای خطاها هستند. نمودار تابع هزینه‌ی این بهینه‌سازی، در شکل ۸ نمایش داده‌شده است.

$$\int_0^t (w_1 |N - PLA| + w_2 |h - h_d| + w_3 |\theta - \theta_d| + w_4 |\phi - \phi_d| + w_5 |V - V_d|) dt \quad (57)$$

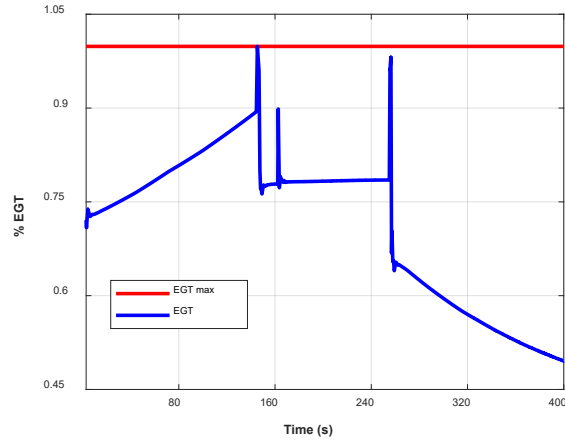
۵- نتایج شبیه‌سازی رایانه‌ای

در شکل ۹ و ۱۰ به ترتیب سرعت پهپاد و ارتفاع پهپاد نسبت به سرعت و ارتفاع بیشینه پروازی، برحسب زمان ترسیم شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، کنترل‌کننده‌ی طراحی شده، قادر است تا با مقادیر خطای قابل قبولی، سیگنال دلخواه را ره‌گیری کند.

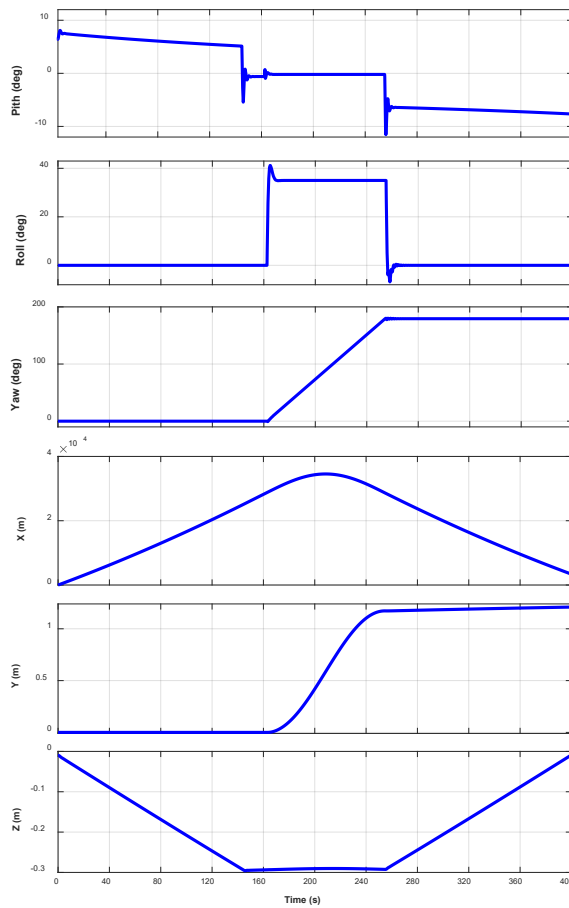
نمودار دور موتور و نیروی پیشران نسبت به مقادیر بیشینه آن‌ها برحسب زمان در اشکال ۱۱ و ۱۲ آمده است. در ابتدای پرواز برای اوج‌گیری، دور موتور و نیروی پیشران افزایش یافته، در پرواز کروز ثابت مانده و در نزول، کاهش یافته است. مقادیر نیروی پیشران و دور موتور، از حدود فیزیکی خود تجاوز ننموده‌اند؛ که این نشان از مدل‌سازی صحیح از فیزیک مسئله است.

در شکل ۱۳ شتاب دور موتور نسبت به مقدار بیشینه آن برحسب زمان رسم شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود کنترل‌کننده، قیود بیشینه و کمینه را رعایت نموده است. همچنین مشاهده می‌شود که در مدت صعود پهپاد، شتاب دور موتور افزایش و در مدت نزول پهپاد، شتاب دور موتور کاهش یافته است. این مسئله نشان می‌دهد، شبیه‌سازی تجمیعی به‌صورت صحیح کار کرده است. در شکل ۱۴ دمای خروجی توربین موتور توربوجت نسبت به بیشینه آن برحسب زمان رسم شده است. کنترل‌کننده‌ی مین و ماکس قادر بوده است، تا قید بیشینه را رعایت کند.

در شکل ۱۵، زوایای اوپلر و مختصات مرکز جرم پهپاد برحسب زمان رسم شده‌اند. زاویه فراز در پرواز کروز صفر بوده، در پرواز صعود، مثبت بوده و در پرواز نزول، منفی است. زاویه‌ی سمت (YOW) پرنده، در زمان دور زدن از مقدار صفر به ۱۸۰ درجه افزایش یافته است و در بقیه‌ی پرواز ثابت مانده است. زاویه



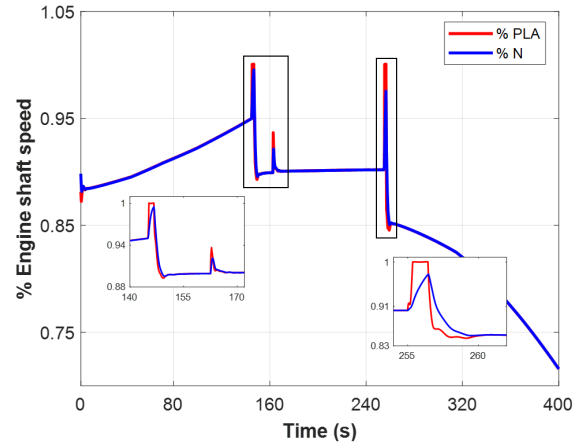
شکل (۱۴): نمودار درصد دمای خروجی توربین.



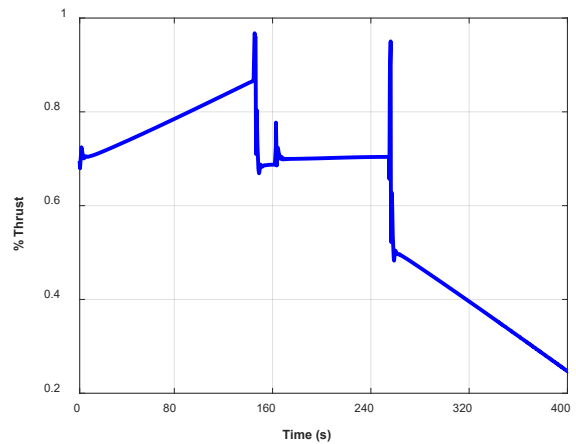
شکل (۱۵): نمودار متغیرهای حالت پرواز بر حسب زمان.

۶- جمع بندی

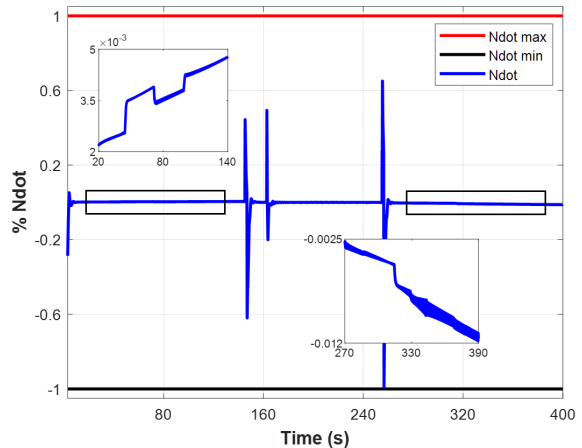
آنچه در این مقاله بر روی آن تمرکز شده است، ارائه ساختاری برای مدل سازی و کنترل هم زمان دینامیک موتور و دینامیک پرواز به صورت کوپل و با در نظر گرفتن اثرات متقابل آن ها بر



شکل (۱۱): نمودار درصد دور موتور بر حسب زمان.



شکل (۱۲): نمودار درصد نیروی پیشران بر حسب زمان.

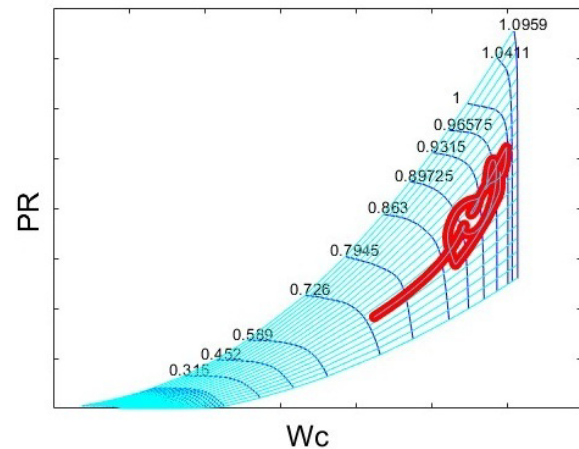


شکل (۱۳): نمودار درصد شتاب دور موتور بر حسب زمان.

در شکل ۱۶ نقاط کاری مپ کمپرسور در حین پرواز نشان داده شده است. همان طور که مشاهده می شود، سیستم کنترل موتور قادر است حدود سرچ و استال کمپرسور را رعایت کند.

جرم کل پهپاد	m
بردار سرعت زاویه‌ای بدنه نسبت به اینرسی	ω^{BI}
ماتریس پادمقارن بردار سرعت زاویه‌ای	Ω^{BI}
بردار شتاب گرانش زمین	g
نیروهای آیرودینامیکی و پیشرانشی	$f_{A,T}$
گشتاورهای آیرودینامیکی و پیشرانشی	$m_{A,T}$
نیروی پیشرانش موتور	T
زوایای اوپلر بدنه پهپاد	ϕ, θ, ψ
زاویه حمله و زاویه سرش جانبی	α, β
تنسور ممان اینرسی پهپاد نسبت به مرکز جرم	I
بردار جابه‌جایی مرکز جرم پهپاد نسبت به مبدأ	S_{BI}
فشار دینامیکی هوا	\bar{q}
مساحت سطح بال پهپاد	S
طول دوسر بال پهپاد	b
اندازه سرعت مرکز جرم نسبت به زمین	V
ارتفاع مرکز جرم پهپاد از سطح زمین	H
میانگین وتر بال	c
عدد ماخ پهپاد	M
دمای سیال در مقطع i از موتور	T_i
فشار سیال در مقطع i از موتور	P_i
ضریب اتمیسیته جو	Γ
ثابت جهانی گازها	R
دبی جرمی سیال در مقطع i از موتور	\dot{m}_i
آنتالپی سیال در مقطع i از موتور	h_i
دور موتور توربوجت	N
دستور دور موتور	PLA
ارزش حرارتی سوخت	\overline{LHV}
دمای خروجی توربین	EGT
توان کمپرسور موتور توربوجت	P_c
توان توربین موتور توربوجت	P_t
اتلاف فشار در محفظه احتراق	ΔP_b
بازده توربین، کمپرسور و محفظه احتراق	η_b, η_c, η_t
تغییر زاویه بالک ایلرن	δ_a
تغییر زاویه بالک الویتور	δ_e

روی یکدیگر است. بدین منظور ابتدا مدل ترمودینامیکی موتور و مدل دینامیک پرواز استخراج و سپس ساختاری برای کنترل سیستم‌ها ارائه شد. در آخر برای یک مأموریت پروازی مشخص، ضرایب کنترلی بهینه گشت. نتایج حاصل شده، نشان از دقت مناسب، عملکرد مطلوب و رعایت قیود توسط سیستم کنترلی دارد. برای ادامه کار می‌توان از کنترل‌کننده‌های مناسب دیگری، خصوصاً کنترلرهای مبتنی بر یادگیری ماشین یا پیش‌بین مدل، به‌منظور افزایش دقت عملکرد و ایمنی استفاده نمود و نیز می‌توان مدل دینامیکی عملگر هیدرولیکی کنترل سوخت و نیز عملگرهای الکترومکانیکی بالک‌ها را به ساختار یکپارچه‌ی شبیه‌سازی، اضافه نمود. همچنین می‌توان کنترلرها را بر روی سخت‌افزار مناسب پیاده‌سازی نموده و نتایج حاصل از شبیه‌سازی رایانه‌ای را با نتایج تست سخت‌افزار در حلقه مقایسه کرد.



شکل (۱۶): نقاط کاری مپ کمپرسور در حین پرواز.

۷- فهرست علائم

مشتق دورانی بردار یا تنسور y نسبت به قاب	$D^x y$
X	
مشتق عادی بردار یا اسکالر x نسبت به زمان	\dot{x}
بیان بردار یا تنسور y در دستگاه مختصات X	$[y]^X$
ماتریس تبدیل دستگاه مختصات Y به X	$[T]^{XY}$
ترانزاده بردار یا تنسور $[x]^Y$	$[\bar{x}]^Y$
سینوس و کسینوس زاویه‌ی x	S_x, C_x
مقدار دلخواه متغیر x	x_d
سرعت مرکز جرم پهپاد نسبت به قاب اینرسی	v_B^I

- 89(2):225-233. DOI: <https://doi.org/10.1177/0037549712463071>.
- [6] Montazeri-Gh M, Jafari S, Nasiri M. Application of particle swarm optimization in gain tuning of integrated flight and propulsion control. *Int J Aerosp Sci.* 2013; 2:55-70. DOI: <https://doi.org/10.5923/j.aerospace.20130203.01>.
- [7] Maity, A., Rajasekaran, J., Padhi, R. Nonlinear control of an air-breathing engine including its validation with vehicle guidance. *Aerospace Science and Technology.* 2015; 45:242-253. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2015.05.003>.
- [8] Wang C, Li YG, Yang BY. Transient performance simulation of aircraft engine integrated with fuel and control systems. *Applied Thermal Engineering.* 2017; 114:1029-1037. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2016.12.139>.
- [9] Cui G, Zhang H. Hardware-in-the-loop simulation of flight mach fuzzy controller. *Wireless Networks.* 2021; 27:3655-3663. DOI: <https://doi.org/10.1007/s11276-021-02603-1>.
- [10] Liu, M., Su, Z., Zhu, J., Guo, F., You, Y. Flight analysis and optimization design of vectored thrust eVTOL based on cooperative flight/propulsion control. *Aerospace Science and Technology.* 2024; 149:109143. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2024.109143>.
- [11] Zountouridou E, Kiokas G, Dimeas A, Prousalidis J, Hatzigaryriou N. A guide to unmanned aerial vehicles performance analysis the MQ-9 unmanned air vehicle case study. *The Journal of Engineering.* 2023; 2023(6): e12270. DOI: <https://doi.org/10.1049/tje2.12270>.
- [12] Sharifi A, Nobahari H. Multiple model filters applied to wind model estimation for a fixed wing UAV. In: 2016 7th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE); 2016 July; p. 109-115. IEEE. DOI: <https://doi.org/10.1109/ICMAE.2016.7549517>.
- [13] Wang Y, Zhu H, Zhao Z, Zhang C, Lan Y. Modeling, system measurements and controller investigation of a small battery-powered fixed-wing UAV. *Machines.* 2021; 9(12):333. DOI: <https://doi.org/10.3390/machines9120333>.
- [14] Zipfel PH. Modeling and simulation of aerospace vehicle dynamics. AIAA; 2000. DOI: <https://doi.org/10.2514/4.861543>.
- [15] Castañeda H, Salas-Peña OS, de León-Morales J. Extended observer based on adaptive second order

تغییرات دسته گاز موتور	δ_t
دما و فشار اتمسفر استاندارد	P_0, T_0
ممان اینرسی شفت موتور توربوجت	J
ضریب تخلیه نازل	C_d
ضریب سرعت جریان خروجی نازل	C_v
نرخ دبی جرمی سوخت	\dot{m}_f
سرعت خروجی گاز از نازل	V_e
سطح مقطع خروجی نازل	A_e
ضریب آیرودینامیکی نیروی پسا	C_D
ضریب آیرودینامیکی نیروی برآ	C_L
ضریب آیرودینامیکی نیروی جانبی	C_Y
ضریب آیرودینامیکی گشتاور رول	C_l
ضریب آیرودینامیکی گشتاور پیچ	C_m
ضریب آیرودینامیکی گشتاور یاب	C_n
وزن‌های خطاها در تابع هزینه برای بهینه‌سازی	w_i

۷- مراجع

- [1] Garg S, Mattern DL, Bullard RE. Integrated flight/propulsion control system design based on a centralized approach. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics.* 1991; 14(1):107-116. DOI: <https://doi.org/10.2514/3.20694>.
- [2] Franklin JA, Engelland SA. Design and piloted simulation of integrated flight/propulsion controls for STOVL aircraft. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics.* 1993; 16(6):993-998. DOI: <https://doi.org/10.2514/3.21018>.
- [3] Turner MC, Bates DG, Postlethwaite I. Input/output conditioning of robust integrated flight and propulsion controller. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics.* 2001; 24(6):1089-1099. DOI: <https://doi.org/10.2514/2.4841>.
- [4] Montazeri-Gh M, Nasiri M, Rajabi M, Jamshidfar M. Actuator-based hardware-in-the-loop testing of a jet engine fuel control unit in flight conditions. *Simulation Modelling Practice and Theory.* 2012; 21(1):65-77. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.simpat.2011.10.002>.
- [5] Montazeri-Gh M, Nasiri M. Hardware-in-the-loop simulation for testing of electro-hydraulic fuel control unit in a jet engine application. *Simulation.* 2013;

- sliding mode control for a fixed wing UAV. *ISA Transactions*. 2017; 66:226-232. **DOI:** <https://doi.org/10.1016/j.isatra.2016.10.017>.
- [16] Horri N, Pietraszko M. A tutorial and review on flight control co-simulation using Matlab/Simulink and flight simulators. *Automation*. 2022; 3(3):486-510. **DOI:** <https://doi.org/10.3390/automation3030027>.
- [17] Montazeri-Gh M, Nasiri M, Jafari S. Real-time multi-rate HIL simulation platform for evaluation of a jet engine fuel controller. *Simulation Modelling Practice and Theory*. 2011; 19(3):996-1006. **DOI:** <https://doi.org/10.1016/j.simpat.2010.12.007>.
- [18] Nasiri M, Montazeri-Gh M. Time-delay compensation for actuator-based hardware-in-the-loop testing of a jet engine fuel control unit. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering*. 2012; 226(10):1371-1380. **DOI:** <https://doi.org/10.1177/0959651812458573>.
- [19] Wilson K, Schoen MP. Jet Engine Modeling and Control Using T-MATS. In: 2020 Intermountain Engineering, Technology and Computing (IETC); 2020 October; p. 1-5. IEEE. **DOI:** <https://doi.org/10.1109/IETC47856.2020.9249133>.
- [20] Nasiri M, Montazeri-Gh M, Salehi A, Bayati E. Time delay compensation for hardware-in-the-loop simulation of a turbojet engine fuel control unit using Neural NARX Smith Predictor. *International Journal of Control, Automation and Systems*. 2021; 19:3309-3317. **DOI:** <https://doi.org/10.1007/s12555-020-0051-2>.
- [21] Jafari S, Nikolaidis T. Turbojet engine industrial Min–Max controller performance improvement using fuzzy norms. *Electronics*. 2018; 7(11):314. **DOI:** <https://doi.org/10.3390/electronics7110314>.