

استفاده از تخصیص مبتنی بر رویکردهای محاسبات نرم برای کنترل فرود یک هواپیما

صبا نیک سرشت

کارشناس ارشد، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان، ایران،
vohooman2019@gmail.com

حجت طائی*

استادیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان، ایران،
taei@mut.ac.ir

علیرضا بابائی

استادیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان، ایران،
arbabaei@aut.ac.ir

چکیده

در هواپیماهای مدرن، تخصیص کنترل یکی از روش‌های موثر برای اجرای مانورهای خاص، کاهش زمان یا انرژی لازم برای انجام یک عملیات مشخص و جبران‌سازی خرابی عملگرها یا محرک‌ها می‌باشد. برای این کار لازم است تا پرنده در کانال‌های مختلف بیش‌تحریک باشد. در این حالت، تخصیص کنترل به معنی توزیع یا تقسیم سیگنال کنترلی مورد نیاز، بین سطوح آیرودینامیکی (عملگرهای آیرودینامیکی) و سیستم کنترل بردار رانش می‌باشد. از میان رویکردهای مختلف برای تخصیص کنترل، بهره‌گیری از روش‌های مبتنی بر محاسبات نرم مورد توجه می‌باشد. لذا هدف اصلی این مقاله، استفاده از منطق فازی و بهینه‌سازی چندهدفه برای تخصیص کنترل فاز نشست هواپیمای F/A-18 در حضور عملگرهای بالابر و برداردهی نیروی پیشران است. برای این منظور، فرایند مدل‌سازی و شبیه‌سازی پرواز این پرنده انجام شده و با تعریف قوانین فازی مناسب و توابع هدف مشخص، توانایی روش تخصیص تدوین یافته برای همگراسازی متغیرهای خروجی به مقادیر مورد انتظار نشان داده می‌شود و در نهایت، پرنده با دقت مناسب و تلاش کنترلی مطلوب، فرایند نشست را به انجام می‌رساند. **واژه‌های کلیدی:** فاز نشست هواپیما، تخصیص کنترل فازی، الگوریتم ژنتیک چند هدفه.

Using Allocation based on Soft Computing Approaches for Landing Control of Aircraft

S. Nikseresht

Faculty of Mechanical Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Esfahan, Iran

H. Taei

Faculty of Mechanical Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Esfahan, Iran

A. R. Babaei

Faculty of Mechanical Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Esfahan, Iran

Abstract

In modern aircrafts, control allocation is one of the effective methods for executing specific maneuvers, time or energy reduction for determined operation, and compensating of actuators faults. For this purpose, the aircraft should be over-actuated in various channels. In this situation, control allocation means the distribution or division of the required control signals between aerodynamic surfaces (aerodynamic actuators) and the thrust vector control (TVC) system. Among the different approaches for control allocation, the use of methods based on soft computing is of interest. Therefore, the main goal of this article is utilization of fuzzy logic and multi-objective optimization to allocate control signals for the landing phase of the F/A-18 aircraft in the presence of elevator and TVC actuators. Therefore, flight modeling and simulation of aircraft has been done and by defining suitable fuzzy rules and specific objective functions, the ability of the developed allocation approach to converge the output variables to the expected values is demonstrated and finally, the aircraft completes the landing phase with desired accuracy and optimal control effort.

Keywords: Aircraft Landing Phase, Fuzzy Control Allocation, Multiobjective Genetic Algorithm.

۱- مقدمه

عملگرها و اختصاص مجدد سیگنال کنترلی به عملگرهای سالم دیگر یا به عبارتی خنثی نمودن اثر عملگر از دست رفته و ایجاد عملکرد بهینه نیز از تخصیص کنترل استفاده می‌شود [۱-۳]. در سال ۲۰۱۲، هنگ لی و همکارانش، روش تخصیص کنترل غیرخطی براساس نظریه لیاپانوف و مجموعه لاسال را بر روی یک هواپیمای چند منظوره مورد بررسی قرار دادند. روش تخصیص کنترل مذکور، از راندمان محاسباتی بالایی برخوردار است [۴]. توحیدی و همکارش الگوریتم تطبیقی و فازی را برای سیستم‌های چابک به کار می‌برند [۵-۷]. موی چن، یک روش تخصیص کنترل محدود را با استفاده از مدل عصب‌پویا برای سیستم‌های بیش تحریک بررسی می‌کند [۸]. ژیان هوی ژی و همکارانش، روش تخصیص کنترل مقاوم تطبیقی تحمل‌پذیرخطا را برای سیستم‌های بیش تحریک به کار می‌برند [۹]. ارقا و همکارانش، از روش تخصیص کنترل بهینه بر پایه تیخونوف، برای سیستم‌های بیش تحریک و خطی استفاده می‌کنند [۱۰]. در پژوهش دیگر، از روش تخصیص کنترل CTCA برای سیستم‌های بیش تحریک استفاده شده است. در این روش، سیگنال‌های کنترلی به خوبی ردیابی و سطوح

در سیستم‌های کنترل پیشرفته مانند جنگنده‌ها، برای افزایش قدرت مانورپذیری، مقاوم شدن سیستم در برابر عیب‌های احتمالی، کاسته شدن تلاش و هزینه‌های کنترلی، افزایش قابلیت اعتماد و کاربردهای دیگر، از الگوریتم‌های تخصیص کنترل عملگرها استفاده می‌گردد [۱]. مسئله تخصیص کنترل، هنگامی مطرح می‌شود که سیستم تحت کنترل، تعداد عملگرهای بیشتری نسبت به اهداف کنترلی تعیین شده، داشته باشد و عملگرهای در دسترس، باید به گونه‌ای برای برآورده کردن اهداف کنترلی به کار گرفته شوند. با استفاده از عملگرهای آیرودینامیکی و موتورها، می‌توان اهداف کنترلی را برآورده کرد [۱-۳]. الگوریتم‌های تخصیص کنترل، ارتباط بین سیستم کنترل یا خلبان را با فیزیک پرنده برقرار می‌کند. اهدافی که به صورت مرسوم برای تخصیص کنترل در نظر گرفته می‌شوند، شامل ایجاد تخصیص کنترل بهینه بین عملگرها، به نحوی که از به اشباع رسیدن آن‌ها اجتناب گردد [۱-۳]، به منظور جبران نمودن خرابی

* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: taei@mut.ac.ir

تاریخ دریافت: ۰۱/۱۰/۰۸

تاریخ پذیرش: ۰۲/۰۲/۱۸

کنترل به آرامی منحرف می‌شوند [۱۱]. در مقاله [۱۲] از تخصیص کنترل عملگرها برای کم نمودن هزینه کنترلی استفاده می‌شود. لیجان چن و همکارانش، از روش تخصیص کنترل تحمل پذیر خطا مبتنی بر لیاپانوف استفاده می‌کنند. این روش، با استفاده از عملگرهای در دسترس و با آگاهی از سطح سلامت آن‌ها، با خرابی و خطای دیگر عملگرها مقابله می‌کند [۱۳]. در مرجع [۱۴] از یک روش تخصیص کنترل پیش‌بین استفاده می‌کند.

این مقاله، قصد دارد با استفاده از روش تخصیص کنترل فازی بین محرک‌های بالابر و موتور و بهینه‌سازی پارامترهای کنترلی فازی، فرود هواپیمای F/A-18 را به خوبی و با دقت کافی انجام دهد. برای این منظور، در قسمت اول به معرفی مفاهیم اصلی تخصیص کنترل پرداخته شد. در بخش دوم به تعریف و طراحی کنترلی مبتنی بر منطق فازی، در بخش سوم به تعریف توابع هدف و قیود بهینه‌سازی و در بخش آخر نتایج و خروجی‌ها ارائه می‌شود.

۲- مبانی و روش‌ها

۲-۱- مدل غیرخطی شش درجه آزادی

در این پژوهش، از روابط و معادلات غیرخطی شش درجه آزادی هواپیمای F/A-18 در شبیه‌سازی‌ها استفاده می‌شود. فرض می‌شود که تغییرات جرم و ممان اینرسی هواپیما در تمام مدت زمان نشست هواپیما ناچیز است [۱۵]. معادلات گشتاور واقع در دستگاه مختصات بدنی به صورت رابطه ۱ ارائه می‌شوند [۱۵-۲۰]:

$$\begin{cases} \dot{p} = C_{41}pq + C_{42}qr + C_{43}F_R + C^*F_P + \frac{C_{43}}{I_z}(l_{xe}T_y - l_{ye}T_x) \\ \quad + \frac{C^*}{I_x}(l_{ye}T_z - l_{ze}T_y) \\ \dot{q} = C_{51}pr + C_{52}(r^2 - p^2) + F_Q + \frac{1}{I_y}(l_{ze}T_x - l_{xe}T_z) \\ \dot{r} = C_{61}pq + C_{62}qr + C_{63}F_P + C^*F_R + \frac{C_{63}}{I_x}(l_{ye}T_z - l_{ze}T_y) \\ \quad + \frac{C^*}{I_z}(l_{xe}T_y - l_{ye}T_x) \end{cases} \quad (1)$$

F_P, F_Q, F_R و ثابت‌های C که رابطه مستقیمی با ممان‌های اینرسی دارند، از رابطه ۲ و ۳ محاسبه می‌گردند:

$$\begin{cases} F_P = \frac{QSbC_l + m(l_yZ - l_zY)}{I_x} \\ F_Q = \frac{QScC_m + m(l_zX - l_xZ)}{I_y} \\ F_R = \frac{QSbC_n + m(l_xY - l_yX)}{I_z} \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} C^* = \frac{I_x I_z}{I_x I_z - I_{xz}^2} \\ C_{41} = \frac{C^* I_{xz} (I_z + I_x - I_y)}{I_x I_z} \\ C_{42} = \frac{C^* I_{xz} (I_z + I_x - I_y)}{I_x I_z} \\ C_{43} = \frac{C^* I_{xz}}{I_x} \\ C_{51} = \frac{I_x - I_z}{I_y} \\ C_{52} = \frac{I_{xz}}{I_y} \\ C_{61} = \frac{C^* (I_x (I_x - I_y) + I_{xz}^2)}{I_x I_z} \\ C_{62} = \frac{C^* I_{xz} (I_y - I_z - I_x)}{I_x I_z} \\ C_{63} = \frac{C^* I_{xz}}{I_z} \end{cases} \quad (3)$$

معادلات موقعیت هواپیما به شکل ماتریسی و تغییرات ارتفاع، به صورت روابط (۴) و (۵) بیان می‌شوند [۱۹، ۱۵]:

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \times \\ \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \\ \dot{h} = -z \end{cases} \quad (4)$$

معادلات نیرو واقع در دستگاه مختصات بدنی به صورت رابطه ۶ ارائه می‌گردند [۱۵-۱۹]:

$$\begin{cases} \dot{u} = rv - wq - g\sin\theta + \frac{T_x}{m} + X \\ \dot{v} = -ur + wp + g\sin\theta\cos\theta + \frac{T_y}{m} + Y \\ \dot{w} = uq - vp + g\cos\theta\cos\theta + \frac{T_z}{m} + Z \end{cases} \quad (6)$$

معادلات زوایای اویلر به شکل ماتریسی و زاویه اوجگیری به صورت روابط ۷ و ۸ بیان می‌شوند [۱۵-۱۹]:

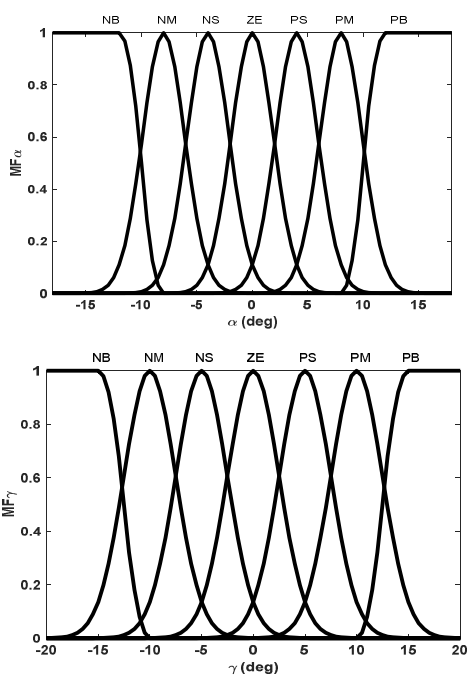
$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \\ = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi \tan\theta & \cos\phi \tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi \sec\theta & \cos\phi \sec\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \\ \gamma = \theta - \alpha \end{cases} \quad (7)$$

معادلات ضرائب نیرو و ممان به صورت روابط ۹ و ۱۰ بیان می‌گردند [۱۵]:

$$\begin{cases} C_D = C_{D_0} + C_{D_{\alpha^2}}\alpha^2 + C_{D_{\alpha}}\alpha + C_{D_q}q \\ C_L = C_{L_0} + C_{L_{\alpha}}\alpha + C_{L_q}q + C_{L_{\delta_{ele}}}\delta_{ele} \\ C_Y = C_{Y_0} + C_{Y_{\beta}}\beta + C_{Y_p}p + C_{Y_r}r + \\ \quad (C_{Y_{\delta_{ail_{\alpha}}}}\alpha + C_{Y_{\delta_{ail}}})\delta_{ail} + (C_{Y_{\delta_{rud_{\alpha}}}}\alpha + C_{Y_{\delta_{rud}}})\delta_{rud} \end{cases} \quad (9)$$

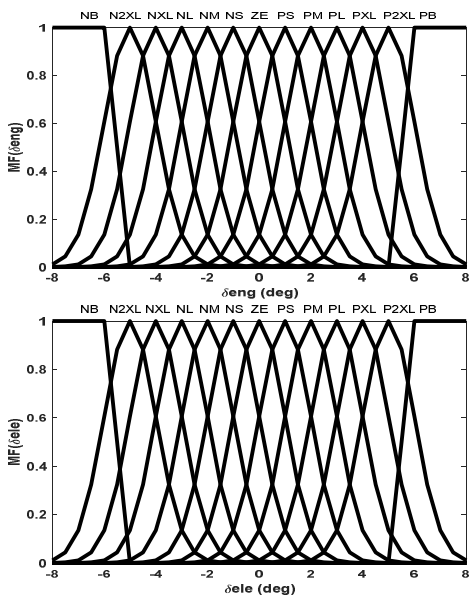
$$\begin{cases} C_m = C_{m_0} + C_{m_{\alpha}}\alpha + C_{m_q}q + C_{m_{\delta_{ele}}}\delta_{ele} \\ C_l = C_{l_{\alpha}}\alpha + C_{l_{\beta}}\beta + C_{l_p}p + C_{l_r}r + \\ \quad (C_{l_{\delta_{ail_{\alpha}}}}\alpha + C_{l_{\delta_{ail}}})\delta_{ail} + (C_{l_{\delta_{rud_{\alpha}}}}\alpha + C_{l_{\delta_{rud}}})\delta_{rud} \\ C_n = C_{n_{\alpha}}\alpha + C_{n_{\beta}}\beta + C_{n_p}p + C_{n_r}r + \\ \quad (C_{n_{\delta_{ail_{\alpha}}}}\alpha + C_{n_{\delta_{ail}}})\delta_{ail} + (C_{n_{\delta_{rud_{\alpha}}}}\alpha + C_{n_{\delta_{rud}}})\delta_{rud} \end{cases} \quad (10)$$

می‌رود که محدوده هر کدام، در ادامه بیان می‌شود [۲۱].



شکل ۱- تابع عضویت متغیرهای ورودی پایگاه قوانین

خروجی‌های موتور استنتاجی نیز به صورت شکل ۲ می‌باشند:



شکل ۲- تابع عضویت متغیرهای خروجی پایگاه قوانین

پایگاه قوانین مربوط به کانال کنترلی موتور مطابق جدول ۳ ارائه می‌شود [۲۱]:

[u, v, w] سرعت خطی در دستگاه بدنی، $[I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}]$ ممان اینرسی حول سه محور دستگاه مختصات بدنی و $[I_{xy}, I_{yz}, I_{xz}]$ ضرب اینرسی می‌باشند. هم‌چنین $[x, y, z]$ موقعیت هواپیما، $[x, y, z]$ نرخ تغییر مکان در هر لحظه [۱۵]، h تغییرات ارتفاع، $[\phi, \theta, \psi]$ زوایای اوایلر، $[\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]$ نرخ تغییرات زوایای اوایلر، γ زاویه اوجگیری، α زاویه حمله، $[p, q, r]$ سرعت‌های زاویه‌ای حول محورهای مختصات بدنی، $[c, b, S]$ m, Q فشار دینامیکی و مشخصات هندسه هواپیما از جمله جرم هواپیما، مساحت ناخالص بال، دهانه بال و وتر متوسط بال می‌باشند [۱۵، ۱۷]. $[C_D, C_L, C_Y]$ نیز ضرایب نیروهای آیرودینامیکی، $[C_m, C_l, C_n]$ ضرایب ممان‌های آیرودینامیکی و $[\delta_T, \delta_R, \delta_E, \delta_A, T]$ به ترتیب نیروی جلوبرنده، زاویه شهرپر، زاویه بالابر، زاویه سکان عمودی و زاویه بردار رانش هستند [۶، ۱۷]. پارامترهای هندسی هواپیما مشخصات هندسی هواپیمای مورد نظر، به صورت جدول ۱ ارائه می‌شود:

جدول ۱- مشخصات هندسه هواپیمای F/A-18 [۱۵-۱۷]

پارامتر	مقادیر	پارامتر	مقادیر
C	11.52 ft	I_{zz}	169945 slugs ft ²
b	37.42 ft	I_{xy}	0
S	400 ft ²	I_{xz}	0
m	1036 slugs	I_{yz}	0
I_{xx}	23000 slugs ft ²	I_x	-0.297 ft
I_{yy}	151293 slugs ft ²	I_{ze}	0 ft
		I_y	0 ft

جدول ۲- شرایط اولیه پرواز هواپیمای F/A-18 [۱۵]

پارامتر	مقادیر	پارامتر	مقادیر	پارامتر	مقادیر
V_0	136 ft/s	x_0	0 ft	p_0	0 deg/s
α_0	8.3 deg	y_0	0 ft	q_0	0 deg/s
β_0	0 deg	z_0	1840 ft	r_0	0 deg/s
θ_0	5.3 deg	ϕ_0	0 deg	ψ_0	0 deg

۲-۲- طراحی سیستم کنترل پرواز

سیستم‌های فازی، سیستم‌هایی بر پایه قاعده و دانش هستند، به شکلی که دارای پایگاه قوانینی از اگر و آن‌گاه می‌باشند [۲۰، ۲۱]. در طراحی سیستم کنترل پرواز فازی، نخست به تعیین ورودی‌های کنترل پرداخته می‌شود و ورودی‌ها باید به نحوی تعیین گردند که بتوان با دانستن مقادیر آن‌ها در هر لحظه، رفتار هواپیما را پیش‌بینی کرده و مانور فرود را به شکل مناسب به انجام رساند. به همین جهت متغیرهای α, γ و h که به ترتیب، زاویه حمله، زاویه اوج‌گیری، تغییرات ارتفاع می‌باشند، به عنوان متغیرهای ورودی کنترل‌کننده δ_E و δ_T و خروجی‌های کنترل‌کننده فازی خواهند بود. δ_E تغییرات زاویه بالابر و δ_T تغییرات زاویه بردار رانش است. توابع عضویتی که برای توصیف هریک از ورودی‌های α, γ, h استفاده می‌شود، به صورت بزرگ منفی (NB)، متوسط منفی (NM)، کوچک منفی (NS)، صفر (ZE)، کوچک مثبت (PS)، متوسط مثبت (PM) و بزرگ مثبت (PB) بیان می‌شوند. سیزده تابع عضویت هم، برای توصیف خروجی‌های تمام قواعد به کار

ZE	NS	PS	۴۵
PS	NS	PM	۴۶
NM	NS	NS	۴۷
NL	NS	NM	۴۸
NXL	NS	NB	۴۹

با توجه به جداول بالا، قانون پنجم به طور مثال به صورت زیر بیان می‌شود [۲۱]:

If h is PM and γ is ZE Then δ_T is PM

پایگاه قواعد مربوط به بالابر هم، مانند جدول ۳ و ۴ می‌باشد، با این تفاوت که ورودی‌های آن، زاویه حمله و زاویه گاما می‌باشد. بنابراین از بیان آن، خودداری می‌گردد.

۳-۲- بهینه‌سازی مبتنی بر الگوریتم ژنتیک

۳-۳-۱- فرمولاسیون مسئله

برای بهینه‌سازی پارامترهای کنترل‌کننده فازی به ترتیب زیر عمل می‌کنیم. با این هدف که با بهینه کردن مقدار مراکز خروجی‌های قواعد مربوط به کانال کنترلی موتور (\vec{V}_0)، در کم‌ترین زمان ممکن و بیشترین دقت، بتوان فرآیند نشست را به انجام رسانید و هواپیما در سطح پایداری مناسبی بتواند ماموریت را انجام دهد. برای این منظور، بهینه‌سازی مراکز توابع عضویت خروجی‌های پایگاه قواعد صورت می‌پذیرد. توابع هدف، که شامل خطای بین متغیرهای پروازی با مقادیر مطلوبشان می‌باشد، به شرح زیر بیان می‌شوند [۱۵]:

$$J_1 = |h_{end} - h_{command}| \quad (11)$$

$$J_2 = |\dot{h}_{end} - \dot{h}_{command}| \quad (12)$$

$$J_3 = |n_{z_{end}} - n_{z_{command}}| \quad (13)$$

h_{end} ارتفاع هواپیما در لحظه آخر، $h_{command}$ مقدار ارتفاع مطلوب، \dot{h}_{end} تغییرات ارتفاع هواپیما در لحظه آخر، $\dot{h}_{command}$ مقدار تغییر ارتفاع مطلوب، $n_{z_{end}}$ شتاب عمودی هواپیما در لحظه آخر و $n_{z_{command}}$ شتاب عمودی مطلوب می‌باشند. در طول فرآیند فرود، نه تنها باید J_1 ، J_2 و J_3 بهینه شوند، بلکه باید هواپیما عملکرد دینامیکی مناسبی نیز داشته باشد. به صورتی که بدون رسیدن عملگرهای هواپیما به مقدار اشباع، با دقت مناسب و زمان مطلوب، فرود هواپیما به خوبی به انجام پذیرد و متغیرهای خروجی از مقادیر مجازشان تجاوز نکنند. بنابراین، بهینه‌سازی چند هدفه با در نظر گرفتن قیدها، به صورت زیر فرموله می‌شود [۱۵]:

$$S = \text{Min} \{J_1, J_2, J_3\}$$

در جدول زیر مقادیر و محدوده مجاز هر کدام از قیدها، بیان شده است [۱۵]. همچنین، قیدهایی برای بهینه‌سازی پارامترها تعریف کردیم، که طبق جدول بیان می‌شود. قیدهایی c_1 و c_2 به ترتیب بیان‌گر مقادیر زاویه حمله و زاویه گاما در لحظه آخر، قیدهایی c_3 و c_4 مقادیر زاویه بالابر و زاویه بردار رانش در تمام طول پرواز، قیدهایی c_5 تا c_9 نیز انحراف مجاز تمامی متغیرهای خروجی q ، α ، n_z و γ و \dot{h} در طول پرواز می‌باشند. قیود مذکور به همراه محدوده مجازشان، در جدول ۵ مشاهده می‌شود:

جدول ۳- پایگاه قوانین مربوط به کانال موتور [۲۱]

شماره قاعده	γ	\dot{h}	δ_T
۱	ZE	PB	PL
۲	NB	ZE	NL
۳	ZE	NB	NL
۴	PB	ZE	PL
۵	ZE	PM	PM
۶	NM	ZE	NM
۷	ZE	NM	NM
۸	PM	ZE	PL
۹	ZE	PS	PS
۱۰	NS	ZE	NS
۱۱	ZE	NS	NS
۱۲	PS	ZE	PS
۱۳	ZE	ZE	ZE
۱۴	NS	PB	PM
۱۵	NB	PS	NM
۱۶	PS	NB	NM
۱۷	PB	NS	PM
۱۸	NM	PB	PS
۱۹	NB	PB	ZE
۲۰	PS	PB	PXL
۲۱	PM	PB	P2XL
۲۲	PB	PB	PB
۲۳	PM	NB	NS
۲۴	PB	NB	ZE
۲۵	NS	NB	NXL
۲۶	NM	NB	N2XL

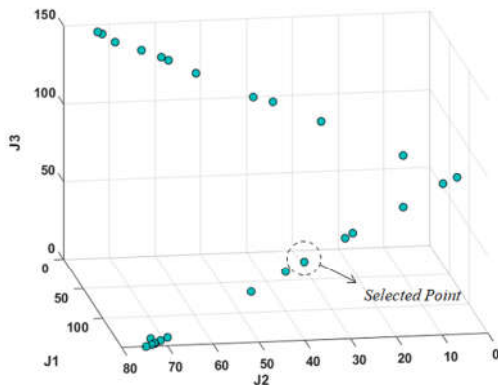
جدول ۴- پایگاه قوانین مربوط به کانال موتور (ادامه) [۲۲]

شماره قاعده	γ	\dot{h}	δ_T
۲۷	NB	NB	NB
۲۸	PS	PM	PL
۲۹	PM	PM	PXL
۳۰	PB	PM	P2XL
۳۱	NS	PM	PS
۳۲	NM	PM	ZE
۳۳	NB	PM	NS
۳۴	PS	NM	NS
۳۵	PM	NM	ZE
۳۶	PB	NM	PS
۳۷	NS	NM	NL
۳۸	NM	NM	NXL
۳۹	NB	NM	N2XL
۴۰	NS	PS	ZE
۴۱	NM	PS	NS
۴۲	PS	PS	PM
۴۳	PM	PS	PL
۴۴	PB	PS	PXL

0.01	3	-3	1	d28
0.01	3	-3	1	d29
0.01	3	-3	1	d30
0.01	3	-3	1	d31
0.01	3	-3	1	d32
0.01	3	-3	1	d33
0.01	3	-3	1	d34
0.01	3	-3	1	d35
0.01	3	-3	1	d36
0.01	3	-3	1	d37
0.01	3	-3	1	d38
0.01	3	-3	1	d39
0.01	3	-3	1	d40
0.01	3	-3	1	d41
0.01	3	-3	1	d42
0.01	3	-3	1	d43
0.01	3	-3	1	d44
0.01	3	-3	1	d45
0.01	3	-3	1	d46
0.01	3	-3	1	d47
0.01	3	-3	1	d48
0.01	3	-3	1	d49

۲-۳-۲- نتایج بهینه‌سازی

جبهه پرتوی بهینه‌سازی پارامترها، در نمودار زیر ارائه می‌شود. نقطه برگزیده در شکل ۳ مشخص شده است. در این نقطه، توابع هزینه کمینه شده و رفتار دینامیکی هواپیما مطلوب می‌باشد:



شکل ۳- جبهه پرتو

با توجه به شکل ۳، نقاطی باید انتخاب شوند که توابع هزینه در این نقاط کمینه باشد و رفتار دینامیکی هواپیما در تمام طول نشست مطلوب و پایدار باشد (توجه گردد تمامی نقاط موجود در شکل ۳ در عدد ثابت صد ضرب گردیده‌اند. این کار برای بهتر نمایان شدن نقاط در شکل ۳ انجام شده است). نقطه برگزیده شده در فرآیند بهینه‌سازی، طبق جدول ۸ ارائه می‌شود:

جدول ۸- مقادیر منتخب بهینه‌سازی

مقدار	پارامتر	مقدار	پارامتر	مقدار	پارامتر
0.11	d34	-0.31	d17	-1.45	d0
-0.85	d35	-0.32	d18	2.84	d1
-2.68	d36	1.9	d19	0.87	d2
-0.78	d37	1.84	d20	1.56	d3
-0.39	d38	0.99	d21	0.841	d4
-0.9	d39	-0.75	d22	-0.63	d5

جدول ۵- قیدهای تعریف شده [۱۵]

شماره قید	قیدها	حد پایین	حد بالا
۱	c1	-0.25	0.25
۲	c2	-0.25	0.25
۳	c3	-10	10
۴	c4	-10	10
۵	c5	0	0.02
۶	c6	0	0.02
۷	c7	0	0.02
۸	c8	0	0.02
۹	c9	0	0.02

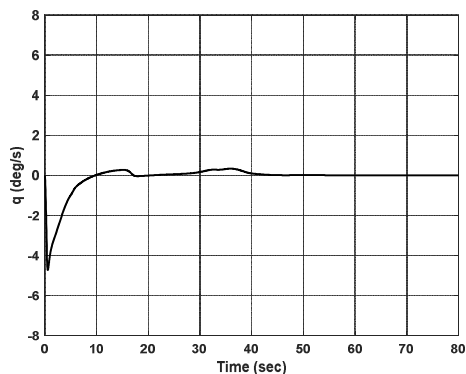
جدول ۶- پارامترهای الگوریتم ژنتیک [۱۵]

پارامترها	مقدار	پارامترها	مقدار
N_{pop}	81	P_m	0.12
I_{max}	1000	η_c	19
V_{dim}	50	η_m	19
M_p	0.05		

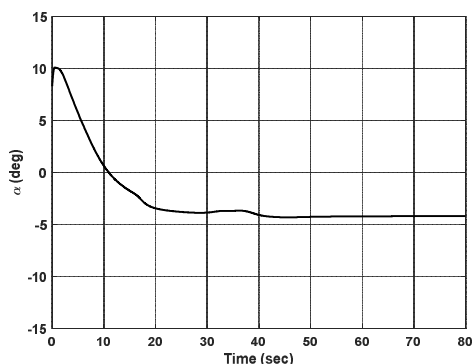
پنجاه متغیر طراحی، که بیان‌گر ضرائب (d) خروجی کنترلی زاویه بردار رانش می‌باشند، اندیس هر یک از متغیرهای طراحی، مرتبط با شماره قاعده فازی می‌باشد. به عنوان مثال d_1 به عنوان ضریبی که در خروجی قاعده اول ضرب می‌گردد، تعریف می‌شود. یک متغیر طراحی دیگر نیز، با نام d_0 تعریف شده است که به صورت عدد ثابت، با مراکز توابع عضویت جمع می‌شود. مقادیر اولیه متغیرها، حد بالا، حد پایین و ترانس هر کدام، مطابق جدول ۷ ارائه می‌شود:

جدول ۷- متغیرهای طراحی مسئله بهینه‌سازی

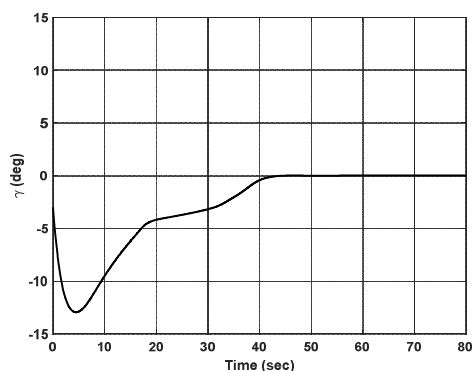
پارامترها	مقدار اولیه	حد پایین	حد بالا	ترانس
d0	0	-3	3	0.01
d1	1	-3	3	0.01
d2	1	-3	3	0.01
d3	1	-3	3	0.01
d4	1	-3	3	0.01
d5	1	-3	3	0.01
d6	1	-3	3	0.01
d7	1	-3	3	0.01
d8	1	-3	3	0.01
d9	1	-3	3	0.01
d10	1	-3	3	0.01
d11	1	-3	3	0.01
d12	1	-3	3	0.01
d13	1	-3	3	0.01
d14	1	-3	3	0.01
d15	1	-3	3	0.01
d16	1	-3	3	0.01
d17	1	-3	3	0.01
d18	1	-3	3	0.01
d19	1	-3	3	0.01
d20	1	-3	3	0.01
d21	1	-3	3	0.01
d22	1	-3	3	0.01
d23	1	-3	3	0.01
d24	1	-3	3	0.01
d25	1	-3	3	0.01
d26	1	-3	3	0.01
d27	1	-3	3	0.01



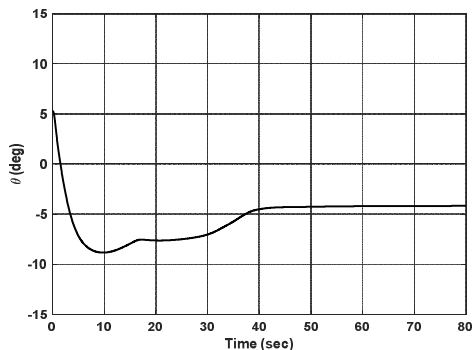
شکل ۶- نمودار خروجی نرخ پیچ (q)



شکل ۷- نمودار خروجی زاویه حمله (α)



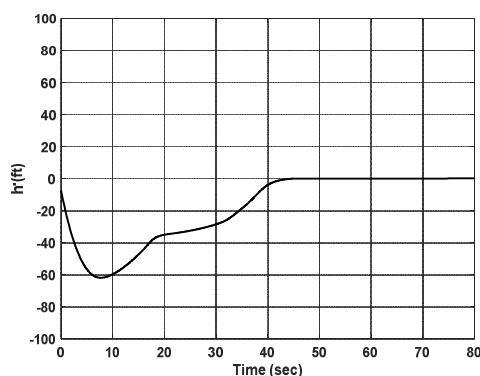
شکل ۸- نمودار خروجی زاویه گاما (γ)



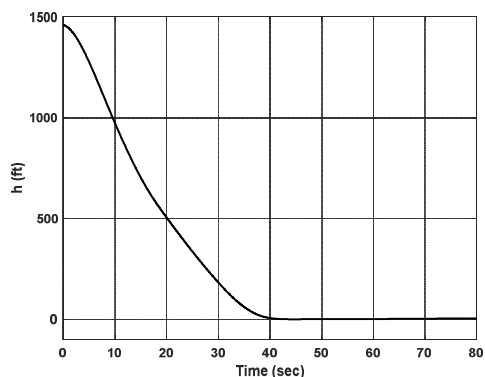
شکل ۹- نمودار خروجی زاویه پیچ (θ)

-0.9	d40	-1.04	d23	-0.19	d6
2.86	d41	-1.54	d24	-1.87	d7
0.76	d42	0.83	d25	0.62	d8
-0.19	d43	0.89	d26	0.77	d9
0.62	d44	-2.24	d27	0.64	d10
-2.52	d45	-1.3	d28	0.35	d11
-0.44	d46	2.94	d29	0.02	d12
0.32	d47	2.02	d30	-0.56	d13
-0.48	d48	0.48	d31	0	d14
0.08	d49	1.29	d32	0.27	d15
		1.47	d33	3	d16

مطابق جدول ۸ پارامترهای نهایی تعیین و به کنترل کننده فازی اعمال می شود. با جای گذاری پارامترهای بهینه شده نهایی در روابط کنترل کننده فازی، متغیرهای خروجی $q, \dot{h}, \alpha, n_z, \gamma, \dot{h}$ و h در محدوده مناسب قرار می گیرند. نمودار خروجی های $q, \alpha, n_z, \gamma, \dot{h}, h, \delta_{ele}$ به صورت زیر ارائه می گردد:



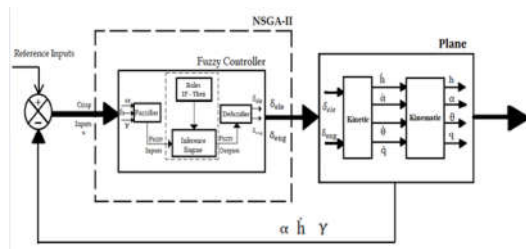
شکل ۴- نمودار خروجی تغییرات ارتفاع (h)



شکل ۵- نمودار خروجی ارتفاع (h)

۳- نتیجه گیری

الگوریتم تخصیص کنترل فازی، از این حیث که به مدل ریاضی سیستم تحت کنترل وابسته نمی‌باشد، می‌تواند برای سیستم‌های غیرخطی یا سیستم‌هایی که ساختار نامعینی دارند، مورد استفاده قرار گیرد. الگوریتم ژنتیک مبتنی بر روش NSGA-II، در مقایسه با سایر روش‌های بهینه‌سازی، روشی بسیار قدرتمند است که می‌تواند برای یافتن پاسخ بهینه سراسری در مدت زمان مناسب، برای مسائل کنترل بهینه مورد استفاده قرار گیرد. استفاده از روش تخصیص کنترل فازی برای سیستم غیرخطی هواپیما، بهینه‌سازی پارامترهای کنترل‌کننده فازی با استفاده از الگوریتم NSGA-II و سرانجام اعمال متغیرهای طراحی بهینه شده در کنترلر، منجر می‌شود که با استفاده از روابط ساده، حجم محاسباتی کم، دقت کافی، پایداری مناسب، رفتار دینامیکی مطلوب و تلاش کنترلی کم ماموریت فرود هواپیما را به انجام رسانید و متغیرهای پروازی از جمله ارتفاع، زاویه اوج‌گیری، زاویه حمله، شتاب عمودی، تغییرات ارتفاع و نرخ زاویه پیچ را به مقداری مطلوب همگرا نمود. شکل ۱۳، طرح‌واره کلی سیستم کنترل پرواز طولی مبتنی بر منطق فازی را نشان می‌دهد:

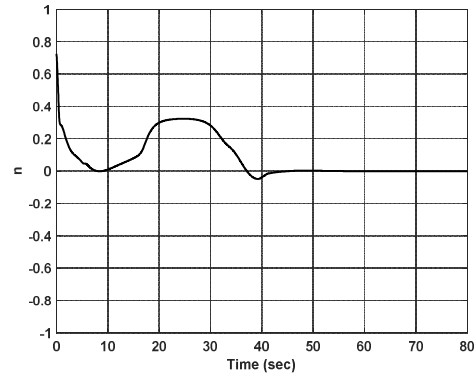


شکل ۱۳- طرح‌واره کلی سیستم کنترل پرواز طولی

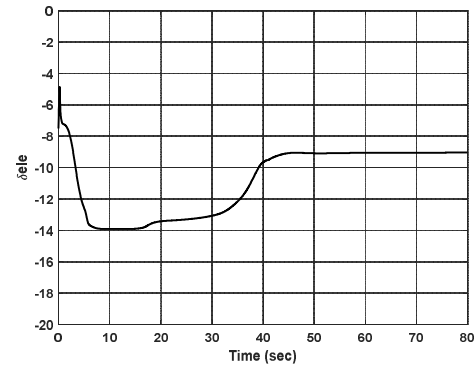
نتایج نشان می‌دهد روش تخصیص کنترل فازی توانایی بالایی در همگرایی خروجی هواپیما به مقادیر مطلوب در زمان نسبتاً کوتاه و با دقت مناسب را دارا است و استفاده از منطق فازی و الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک، رویکردهای توانمندی برای طراحی سیستم کنترل پرواز طولی برای فرودی مناسب و پایدار را دارا می‌باشند.

۴- فهرست علائم

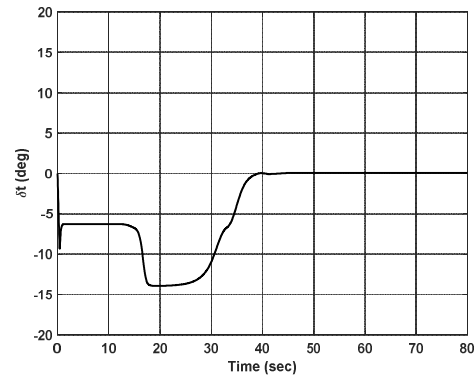
دهنه بال هواپیما	b
وتر متوسط آیرودینامیکی	c
ضریب پسا	C_D
ضریب پسای برآ صفر	C_{D_0}
ضریب برآ	C_L
ضریب گشتاور چرخشی	C_l
شیب منحنی برآ	$C_{L\alpha}$
نرخ تغییر ضریب گشتاور چرخشی به زاویه لغزش جانبی	$C_{l\beta}$
مشتق میرایی غلتش	C_{l_p}
ضریب گشتاور پیچشی	C_m
نرخ تغییر ضریب گشتاور پیچشی به زاویه	$C_{m\alpha}$



شکل ۱۰- نمودار خروجی ضریب بار (n)



شکل ۱۱- نمودار خروجی زاویه بالابرد (delta_ele)



شکل ۱۲- نمودار خروجی زاویه بردار رانش (delta_t)

پس از بهینه‌سازی پارامترهای کنترل‌کننده فازی و اعمال متغیرهای طراحی بهینه شده در سیستم فازی، هواپیما با پایداری مناسب و قابل توجهی، مانور فرود را انجام داد و به ارتفاع صفر رسید. زوایای اوج‌گیری γ ، زاویه حمله α ، ضریب بار n ، تغییرات ارتفاع \dot{h} و نرخ زاویه پیچ q به مقدار مطلوب رسیدند، از محدوده صفر تجاوز نکردند و در همین مقادیر مناسب ثابت ماندند. همچنین هواپیما انحرافات عمودی نامطلوبی نداشت و با الگوی فرود مناسب مرحله گلاید را به انجام رسانید.

[4] Li H., Yu JY., Zhang YA., Stable Nonlinear Control Allocation for Aircraft with Multiple Control Effectors. In *Applied Mechanics and Materials*, Vol. 138, No.1, pp. 404-409, 2012.

[5] Tohidi SS., Yildiz Y., Kolmanovsky I., Adaptive control allocation for over-actuated systems with actuator saturation. *IFAC-PapersOnLine*, Vol. 50, No.1, pp. 5492-5497, 2017.

[6] Tohidi SS., Yildiz Y., Kolmanovsky I., Adaptive control allocation for constrained systems. *Automatica*, Vol. 121, 2020.

[7] Tohidi S., Sedigh AK., Fault tolerant fuzzy control allocation for overactuated systems. In *2013 13th Iranian Conference on Fuzzy Systems (IFSC)*, 2013.

[8] Chen M., Constrained control allocation for overactuated aircraft using a neurodynamic model. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*. Vol. 46, No.12, pp. 1630-1641, 2015.

[9] Zhi J., Chen Y., Dong X., Liu Z., Shi C., Robust adaptive FTC allocation for over-actuated systems with uncertainties and unknown actuator non-linearity. *IET Control Theory & Applications*, Vol. 12, No. 2, pp. 273-281, 2018.

[10] Argha A., Su SW., Celler BG., Control allocation-based fault tolerant control. *Automatica*, Vol. 103, pp. 408-417, 2019.

[11] Cui L., Zuo Z., Yang Y., A control-theoretic study on iterative solution to control allocation for over-actuated aircraft. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems* Vol. 51, No.6, pp. 3429-3439, 2019.

[12] Sadien E., Roos C., Birouche A., Carton M., Grimault C., Romana LE., Basset M., A new control allocation algorithm to improve runway centerline tracking at landing. *IFAC-PapersOnLine*, Vol. 52, No.12, pp. 520-525, 2019.

[13] Chen L., Edwards C., Alwi H., Sato M., Flight evaluation of a sliding mode online control allocation scheme for fault tolerant control. *Automatica*, Vol. 114, 2020.

[14] Wang Y., Xuyang TA., Zhihao CA., Zhao J., Optimal Prediction Control Allocation Algorithm for Tiltrotor Aircraft. In *Advances in Guidance, Navigation and Control 2022*, pp. 1183-1193, 2022.

[15] Bian Q., Nener B., Wang X., An improved NSGA-II based control allocation optimisation for aircraft longitudinal automatic landing system. *International Journal of Control*, Vol. 94, No. 2, pp. 705-716, 2019.

[16] Cao J., Garrett Jr F., Hoffman E., Stalford H., Analytical aerodynamic model of a high alpha research vehicle wind-tunnel model. No. NASA-CR-187469, 1990.

[17] Buttrill CS., Arbuckle PD., Hoffer KD., Simulation model of a twin-tail, high performance airplane. No. NASA-TM-107601, 1992.

[18] Napolitano MR., *Aircraft Dynamics*. Wiley, 2012.

[19] Bagherzadeh SA., Nonlinear aircraft system identification using artificial neural networks enhanced by empirical mode decomposition. *Aerospace Science and Technology*, Vol. 75, pp. 155-171, 2018.

[20] Zadeh LA., Klir GJ., Yuan B., Fuzzy sets, fuzzy logic, and fuzzy systems: selected papers. *World Scientific*, Vol. 6, 1996.

[21] Babaei AR., Mortazavi M., Moradi MH., Classical and fuzzy-genetic autopilot design for unmanned aerial vehicles. *Applied Soft Computing*, Vol. 11, No. 1, pp. 365-372, 2011.

[22] Joe S., Kuo FY., Remark on algorithm 659: Implementing Sobol's quasirandom sequence generator. *ACM Transactions on Mathematical Software (TOMS)*, Vol. 29, No. 1, pp. 49-57, 2003.

[23] Haupt RL., Haupt SE., *Practical genetic algorithms*. John Wiley & Sons, 2004.

[24] Deb K., Beyer HG., Self-adaptive genetic algorithms with simulated binary crossover. *Evolutionary computation*, Vol. 9, No. 2, pp. 197-221, 2001.

[25] Deb K., Pratap A., Agarwal S., Meyarivan TA., A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II. *IEEE transactions on evolutionary computation*, Vol. 6, No. 2, pp. 182-197, 2002.

حمله	C_{m_q}
مشتق میرایی پیچش	C_n
ضریب گشتاور گردشی	C_{n_B}
نرخ تغییر ضریب گشتاور گردشی به زاویه لغزش جانبی	C_{n_r}
مشتق میرایی گردش	I_{xx}
ممان اینرسی هواپیما حول محور x (slug/ft ²)	I_{yy}
ممان اینرسی هواپیما حول محور y (slug/ft ²)	I_{zz}
ممان اینرسی هواپیما حول محور z (slug/ft ²)	I_w
وزن اینرسی	M_p
احتمال جهش	m
جرم هواپیما (slug)	N
ضریب بار	p
نرخ چرخش (deg/s)	P
کروموزوم	Q
فشار دینامیکی	q
نرخ پیچش (deg/s)	r
نرخ گردش (deg/s)	S
مساحت ناخالص بال (ft ²)	SSE
حداکثر میزان خطای حالت ماندگار	S _{ref}
مساحت مرجع بال (ft ²)	TR
حداکثر میزان زمان صعود (s)	PO
ماکزیمم فراجهش	α
زاویه حمله (deg)	β
زاویه لغزش جانبی (deg)	γ
زاویه اوج گیری (deg)	θ
زاویه حالت (deg)	ϕ
زاویه چرخش (deg)	δ
زاویه دوران سطوح کنترل (deg)	δ_e
زاویه دوران بالابر (deg)	δ_a
زاویه دوران شهپر (deg)	δ_r
زاویه دوران سکان عمودی متحرک (deg)	δ_T
زاویه دوران بردار رانش (deg)	σ
انحراف از معیار	η_c
شاخص توزیع تقاطع	η_m
شاخص توزیع جهش	

۵- مراجع

[۱] توحیدی ش.ا.، کنترل تحمل‌پذیر عیب با استفاده از کنترل تطبیقی تخصیص محرک‌های افزونه به روش معکوس مجازی در امتداد فضای پوچی. پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی خواجه نصیر طوسی، ۱۳۹۱.

[۲] بزرگ‌نیا د.، کنترل تخصیص محرک‌های مقید. پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم تحقیقات، ۱۳۹۱.

[۳] رشیدی ح.، طراحی الگوریتم سیستم کنترل پرواز مقاوم در برابر عیب. پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، ۱۳۹۱.