

تخصیص کنترل بر پایه رویکرد فازی برای فاز نشست یک هواپیمای خاص

حجت طائی^۱، صبا نیک سرشت^۲، علیرضا بابایی^۱

^۱ استادیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان، ایران

^۲ کارشناس ارشد، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان، ایران

برجسته‌ها

- به‌کارگیری رویکرد تخصیص کنترل، در نشست هواپیمای F/A-18.
- رویکرد تخصیص کنترل هوشمند مبتنی بر منطق فازی است.
- از الگوریتم ژنتیک مبتنی بر روش NSGA-II استفاده می‌شود و پارامترهای کنترل‌کننده فازی اصلاح می‌گردند.

مشخصات مقاله

تاریخچه مقاله:

نوع مقاله: علمی پژوهشی

دریافت: ۱۴۰۱/۰۸/۰۱

بازنگری: ۱۴۰۱/۰۸/۱۶

پذیرش: ۱۴۰۱/۰۹/۲۹

ارائه برخط: ۱۴۰۱/۰۹/۲۹

*نویسنده مسئول:

taei@mut.ac.ir

کلیدواژه‌ها:

فرود خودکار هواپیما

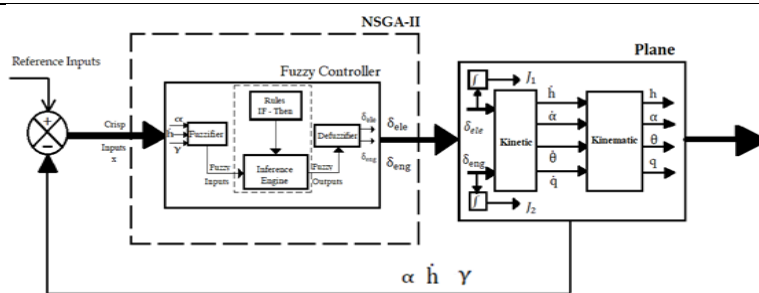
تخصیص کنترل

منطق فازی

بهینه‌سازی چندهدفه

الگوریتم ژنتیک

چکیده گرافیکی



چکیده

در این مقاله هدف اصلی، به‌کارگیری رویکرد تخصیص کنترل، در نشست هواپیمای F/A-18 می‌باشد. برای این کار، از مدل غیرخطی سه درجه آزادی پرنده و برای طراحی سیستم کنترل پرواز طولی، از رویکرد تخصیص کنترل هوشمند مبتنی بر منطق فازی استفاده می‌شود. عملگرهایی که در فرآیند نشست هواپیما مشارکت دارند، زاویه بالابر و زاویه کنترل بردار رانش موتور هواپیما می‌باشند. با تخصیص سیگنال‌های کنترلی بین دو عملگر مزبور، هواپیما فرآیند کاهش ارتفاع را آغاز و درنهایت به سطح زمین می‌رسد. برای بهبود کارایی کنترل‌کننده فازی، کاهش تلاش کنترلی و بالا بردن میزان دقت و کیفیت فرود هواپیما، از الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک مبتنی بر روش NSGA-II استفاده می‌شود و پارامترهای کنترل‌کننده فازی اصلاح می‌گردند. نتایج به‌دست‌آمده از شبیه‌سازی، نشان می‌دهد که رویکرد تخصیص کنترل پیشنهادی، از توانایی بالایی برای کنترل و پایداری هواپیما در فرآیند فرود برخوردار است. هم‌چنین متغیرهای خروجی، به مقدار مطلوبی همگرا می‌گردند و هواپیما با دقت مناسب و تلاش کنترلی کم، فرآیند نشست را به انجام می‌رساند.

۱- مقدمه

اختصار^۱ NSGA-II، برای فرود خودکار هواپیما F/A-18 استفاده می‌کند. این روش، نرخ همگرایی بالا و دقت قابل توجهی دارد [۶]. در مقاله آقای توحیدی و همکارش، از روش تخصیص کنترل فازی و تطبیقی برای سیستم‌های چالاک و بیش تحریک استفاده می‌شود [۷-۹]. در مرجع [۹]، از یک روش تخصیص کنترل برای سیستم‌های بیش تحریک جهت انجام مانور وضعیت هواپیمای F/A-18 حول سه محور استفاده می‌شود. مرجع [۱۰] از روشی جدید، برای تخصیص کنترل محرک‌ها برای به حداقل رساندن استفاده از محرک‌ها و تلاش کنترلی در هواپیمای ایرباس استفاده می‌کند. مرجع [۱۱] یک روش تخصیص کنترل تطبیقی را برای پیکره‌بندی پیش‌رانه‌های هواپیما به کار می‌برد. اشسون و همکارش، از الگوریتم تخصیص کنترل معکوس تعمیم‌یافته^۲، برای فرود و برخاست عمودی هواپیما استفاده می‌کند [۱۲]. اینگچون ونگ و همکارانش، یک چهارچوب کنترلی را با استفاده از روش تخصیص کنترل بهینه پیش‌بین^۳ و کنترل‌کننده فعال رفع اغتشاش پیشنهاد می‌کنند [۱۳]. جیسو کنگ و همکارش، روش تخصیص کنترل شبکه عصبی مبتنی بر تخصیص پویا را ارائه می‌دهند [۱۴]. تبسم، یک روش شبه معکوس وزن‌دار، مبتنی بر وزن‌های تطبیقی^۴ را برای یک پهپاد چهار روتوره پیشنهاد می‌دهد که تأثیر محدودیت‌های فیزیکی را بر سیستم کاهش دهد [۱۵].

این مقاله، قصد دارد با به‌کارگیری رویکرد تخصیص کنترل فازی، بین عملگرهای بالابر و موتور و استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک مبتنی بر روش NSGA-II، به اصلاح پارامترهای کنترل‌کننده فازی پرداخته و فرآیند نشست هواپیمای F/A-18 را با روابط ساده، حجم محاسباتی کم، دقت مناسب و حداقل تلاش کنترلی به انجام برساند. برای این منظور در بخش اول، اهمیت تخصیص کنترل بیان می‌گردد. در بخش دوم طراحی کنترل‌کننده فازی، در بخش سوم فرآیند بهینه‌سازی پارامترهای کنترل و در بخش آخر، نتایج نهایی ارائه می‌گردد.

الگوریتم‌های تخصیص کنترل عملگرها، در سیستم‌های کنترلی سامانه‌های خطی و غیرخطی مختلف، به کار می‌روند [۱]. برخی از این الگوریتم‌ها، برای سیستم‌های بیش تحریک [۱]، برخی دیگر هنگامی که عملگری در سیستم تحت کنترل دچار عیب شود و از دست برود [۲] و سایر روش‌ها نیز، برای کاربردهای متنوع دیگر استفاده می‌شوند. در روش تخصیص کنترل فازی که موضوع اصلی این مقاله می‌باشد، با استفاده از تئوری فازی و به‌کارگیری خبرگی و دانش فرد متخصص، به توزیع و تقسیم سیگنال کنترل در بین عملگرها، برای انجام مأموریتی مشخص می‌پردازد. مزیت تئوری فازی و سیستم‌های کنترلی طراحی‌شده بر اساس این منطق، مقاوم بودن آن‌ها در مقابل عدم قطعیت‌های نه‌چندان بزرگ، مانند تغییرات ضرایب آئرودینامیکی در شرایط پروازی گوناگون و... در قیاس با سایر کنترل‌کننده‌های دیگر می‌باشد [۳]. هم‌چنین روش مذکور، نیازی به مدل ریاضی سیستم ندارد و می‌توان آن را در بسیاری از سیستم‌هایی غیرخطی با ساختار نامعین، که به‌وسیله کنترل متعارف قابل کنترل نیستند، به کار برد [۳]. هم‌چنین الگوریتم‌های تخصیص کنترل فازی، در مقایسه با سایر روش‌های تخصیص کنترل، حجم محاسباتی و فرمول‌بندی ساده‌تری دارند و می‌توان از آن، در کنار الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک (که به‌عنوان یک روش قدرتمند در یافتن پاسخ بهینه سراسری به‌خصوص در مسائل کنترل بهینه می‌باشد)، به‌عنوان دو رویکرد اصلی هوش مصنوعی استفاده نمود، به‌طوری که از الگوریتم فازی به‌عنوان منطق اصلی کنترل و از الگوریتم ژنتیک برای بهینه‌سازی استفاده کرد.

گای، یک روش تخصیص کنترل حلقه بسته غیرخطی را بر روی یک هواپیما پیاده‌سازی می‌کند. این روش با توزیع هم‌زمان نیرو و ممان بین چند محرک، به کنترل وضعیت و کنترل مسیر می‌پردازد [۴]. یان لیو، یک الگوریتم تخصیص کنترل بهینه را برای هواپیماهای نظامی با مانورپذیری بالا، به‌منظور چابکی زیاد در نبردهای هوایی به کار می‌برد [۵]. آقای بیان، از الگوریتم ژنتیک رتبه بندی نامغلوب یا به

¹ Nondominated Sorting Genetic Algorithm

² Generalized Inverse

³ Predictive Control

⁴ Weighted Pseudo-Inverse Method Based on Adaptive Weights

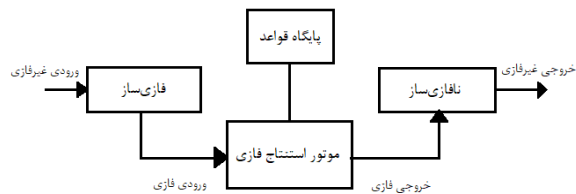
$$\begin{cases} C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_q} q + C_{m_{\delta_{ele}}} \delta_{ele} \\ C_l = C_{l_\alpha} \alpha + C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} p + C_{l_r} r + \\ \left(C_{l_{\delta_{ail\alpha}}} \alpha + C_{l_{\delta_{ail}}} \right) \delta_{ail} + \left(C_{l_{\delta_{rud\alpha}}} \alpha + C_{l_{\delta_{rud}}} \right) \delta_{rud} \\ C_n = C_{n_\alpha} \alpha + C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} p + C_{n_r} r + \\ \left(C_{n_{\delta_{ail\alpha}}} \alpha + C_{n_{\delta_{ail}}} \right) \delta_{ail} + \left(C_{n_{\delta_{rud\alpha}}} \alpha + C_{n_{\delta_{rud}}} \right) \delta_{rud} \end{cases} \quad (5)$$

سرعت خطی در دستگاه بدنی و $[u, v, w]$ ، $[I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}]$ ممان اینرسی حول سه محور دستگاه مختصات بدنی و $[x, y, z]$ هم‌چنین $[I_{xy}, I_{yz}, I_{xz}]$ موقعیت هواپیما، $[\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}]$ نرخ تغییر مکان در هر لحظه، $[\phi, \theta, \psi]$ زوایای اوایلر، $[\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]$ نرخ تغییرات زوایای اوایلر، $[p, q, r]$ سرعت‌های زاویه‌ای حول محوره‌های 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. $[C_D, C_L, C_Y]$ نیز، ضرایب نیروهای آئرو دینامیکی، $[C_m, C_l, C_n]$ ضرایب ممان‌های آئرو دینامیکی و $[\delta_T, \delta_R, \delta_E, \delta_A, T]$ به ترتیب نیروی جلو برنده، زاویه شهپر، زاویه بالابر، زاویه سکان عمودی و زاویه بردار رانش هستند [۶ و ۱۷]. پارامترهای هندسی هواپیما، مطابق جدول ۱ [۱۷]، شرایط اولیه پرواز طبق جدول ۲ [۶] و مشتقات پایداری و کنترلی هواپیما نیز مطابق جدول ۳ [۶] ارائه می‌گردد. تمامی داده‌ها، مربوط به پرواز با عدد ماخ کم و در شرایط سطح دریا می‌باشند [۶].

۲-۲- طراحی کنترل کننده فازی

تئوری فازی، نخستین بار توسط لطفی زاده معرفی گردید. سیستم‌های فازی، سیستم‌هایی بر پایه دانش و قانون هستند،

به نحوی که قلب یک سیستم فازی، یک پایگاه دانش بوده که از قوانین اگر و آنگاه تشکیل شده است. در شکل ۱ ساختار یک سیستم فازی نشان داده شده است [۳ و ۱۹]:



شکل (۱): اجزای تشکیل دهنده یک سیستم فازی [۳].

۲- طراحی سیستم کنترل پرواز طولی، برای فرود خودکار هواپیما

۲-۱- مدل غیرخطی سه درجه آزادی هواپیمای F/A-18

در این مقاله، از مدل غیرخطی سه درجه آزادی هواپیمای F/A-18 با بدنه صلب، استفاده می‌شود. این مدل، به عنوان یک بستر آزمایشی برای تجزیه و تحلیل رفتار هواپیما، در فرآیند تخصیص کنترل مانور مورد نظر استفاده می‌گردد [۶]. بر اساس این فرض که نرخ زمانی تغییر جرم و ممان اینرسی هواپیما، در کل فرآیند فرود ناچیز است. برای جلوگیری از پیچیدگی‌های اضافی، از اثرات فلپ لبه جلو (لبه حمله)، فلپ لبه عقب (لبه فرار)، ترمز سرعت و ارايه فرود صرف نظر می‌شود [۱۶، ۱۷]. مدل غیرخطی هواپیمای F/A-18 که با معادلات حرکت توصیف شده است، به صورت رابطه (۱) ارائه می‌گردد:

معادلات نیرو در دستگاه بدنی [۱۸]:

$$\begin{cases} m(\dot{u} - vr + wq) = -mg \sin \theta + F_{Ax} + F_{Tx} \\ m(\dot{v} + ur - wp) = mg \sin \phi \cos \theta + F_{Ay} + F_{Ty} \\ m(\dot{w} - uq + vp) = mg \cos \phi \cos \theta + F_{Az} + F_{Tz} \end{cases} \quad (1)$$

معادلات گشتاور در دستگاه بدنی [۱۷ و ۱۸]:

$$\begin{cases} \dot{p}I_{xx} - I_{xz}(\dot{r} + pq) + (I_{zz} - I_{yy})rq = L_A + L_T \\ \dot{q}I_{yy} + pr(I_{xx} - I_{zz}) - (p^2 - r^2)I_{xz} = M_A + M_T \\ \dot{r}I_{zz} - \dot{p}I_{xz} + pq(I_{yy} - I_{xx}) + rqI_{xz} = N_A + N_T \end{cases} \quad (2)$$

معادلات موقعیت به فرم ماتریسی [۱۸]:

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (3)$$

معادلات ضرایب آئرو دینامیکی [۶]:

$$\begin{cases} C_D = C_{D_0} + C_{D_{\alpha^2}} \alpha^2 + C_{D_\alpha} \alpha + C_{D_q} q \\ C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_q} q + C_{L_{\delta_{ele}}} \delta_{ele} \\ C_Y = C_{Y_0} + C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_p} p + C_{Y_r} r + \\ \left(C_{Y_{\delta_{ail\alpha}}} \alpha + C_{Y_{\delta_{ail}}} \right) \delta_{ail} + \left(C_{Y_{\delta_{rud\alpha}}} \alpha + C_{Y_{\delta_{rud}}} \right) \delta_{rud} \end{cases} \quad (4)$$

-0.00092	$C_{l\beta}$	0.0025	$C_{l\delta_{rud}}$
0.0000512	$C_{n\delta_{ail}}$	0.0000484	$C_{l\delta_{ail\alpha}}$
-0.0196	$C_{m\delta_{ele}}$	-0.0000908	$C_{Y\delta_{ail\alpha}}$
0.0144	$C_{L\delta_{ele}}$	0.0000268	$C_{n\delta_{rud\alpha}}$

ابتدا متغیرهای ورودی سیستم تحت کنترل (هواپیما)، به همراه متغیرهای کنترلی تعیین می‌شوند. با توجه به این که کنترل کننده فازی، کنترل طولی هواپیما را در طی فرآیند فرود، با دو عملگر کنترلی بالابر و موتور انجام می‌دهد، لازم است متغیرهای مناسبی به عنوان ورودی کنترل کننده فازی تعیین گردند. برای این منظور، متغیرهای α و γ و \dot{h} که به ترتیب زاویه حمله، زاویه اوج گیری و تغییرات ارتفاع در هر لحظه می‌باشند، به عنوان متغیرهای ورودی و δ_E و δ_T خروجی‌های کنترل کننده فازی خواهند بود. (δ_E) تغییرات زاویه بالابر و δ_T تغییرات زاویه بردار رانش می‌باشند). هفت تابع عضویت برای توصیف هر یک از ورودی‌های α و γ و \dot{h} استفاده می‌شود، که به صورت منفی بزرگ (NB)، منفی متوسط (NM)، منفی کوچک (NS)، صفر (ZE)، مثبت کوچک (PS)، مثبت متوسط (PM) و مثبت بزرگ (PB) [۳] برای α و γ و \dot{h} تعریف شده‌اند، که محدوده هر کدام، در شکل ۲ مشخص شده است. توابع عضویت خروجی‌های موتور استنتاج فازی، که زاویه انحراف بالابر و زاویه بردار رانش موتور هواپیما می‌باشد، در شکل ۳ تعریف می‌شوند. دو پایگاه قواعد برای هر یک از خروجی‌ها در نظر گرفته می‌شود. چهل و نه قانون برای دو ورودی و یک خروجی، پیاده‌سازی شده است، این قوانین مربوط به کانال کنترلی بالابر می‌باشند. هفده قانون پایه، طبق جدول ۴ ارائه می‌گردد.

در این جدول، u ، میزان انحراف زاویه بالابر می‌باشد. با توجه به جدول ۴، قانون اول به صورت زیر بیان می‌شود [۳]:

If α is ZE and γ is PS Then u is PS

قوانین پایگاه قواعد مرتبط با موتور هم، عیناً مشابه جدول ۴ بوده، با این تفاوت که ورودی‌های آن، تغییرات ارتفاع و زاویه گاما می‌باشد. لذا از بیان آن صرف نظر می‌گردد.

کنترل کننده‌های فازی، وابسته به مدل ریاضی سیستم تحت کنترل نیستند و از این حیث، نسبت به کنترلرهای کلاسیک برتری دارند [۳]. به همین دلیل در این مقاله، برای طراحی سیستم کنترل پرواز طولی هواپیما در فرآیند فرود، از کنترل کننده فازی استفاده می‌شود.

جدول (۱): پارامترهای هندسی هواپیما F/A-18

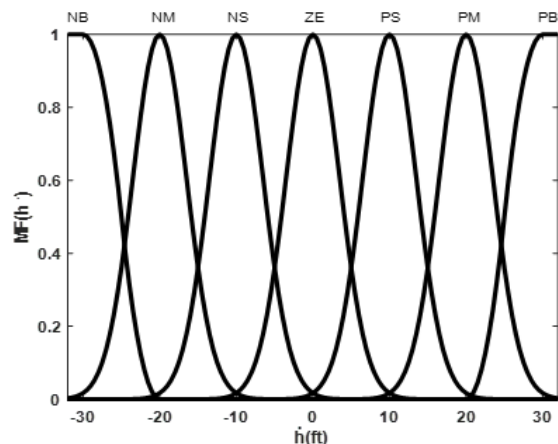
پارامترها	مقدار	پارامترها	مقدار
C	۱۱/۵۲ (ft)	I_{zz}	۱۶۹۹۴۵ (slugs ft ²)
b	۳۷/۴۲ (ft)	I_{yy}	۱۵۱۲۹۳ (slugs ft ²)
S	۴۰۰ (ft ²)	I_{xx}	۲۳۰۰۰ (slugs ft ²)
m	۱۰۳۶ (slugs)	I_x	-۰/۲۹۷ (ft)
I_{xz}	۰	I_{ze}	۰/۲۳۳ (ft)
I_{ye}	۰	I_{yz}	۰
I_{xy}	۰	I_y	۰

جدول (۲): پارامترهای اولیه هواپیما F/A-18

پارامتر	مقدار	واحد	پارامتر	مقدار	واحد
V_0	۱۳۶	ft/s	p_0	۰	deg/s
α_0	۸/۳	deg	q_0	۰	deg/s
β_0	۰	deg	r_0	۰	deg/s
θ_0	۵/۳	deg	ψ_0	۰	deg
x_0	۰	ft	z_0	۱۶۴۰	ft
y_0	۰	ft	ϕ_0	۰	deg

جدول (۳): مشتقات پایداری و کنترلی هواپیما F/A-18

پارامترها	مقدار	پارامترها	مقدار
C_{D_0}	۰/۱۴۲۳	$C_{D\alpha}$	-۰/۰۰۴۳۸
$C_{n\delta_{rud}}$	-۰/۰۰۱۶	$C_{L\alpha}$	۰/۰۷۵۱
C_{l_p}	-۰/۰۳۱۵	$C_{n\delta_{ail\alpha}}$	۰/۰۰۰۰۸۵۲
$C_{Y\delta_{ail}}$	۰/۰۰۱۶	$C_{m\alpha}$	-۰/۰۰۴۳۷
$C_{l\delta_{rud\alpha}}$	۰/۰۰۰۰۱۱۷	$C_{l\alpha}$	-۰/۰۰۰۰۱۲
C_{l_r}	۰/۰۱۲۶	$C_{l\delta_{ail}}$	-۰/۰۰۲۵
C_{n_r}	-۰/۰۱۴۲	$C_{n\beta}$	۰/۰۰۱۲۵
$C_{D_{\alpha z}}$	۰/۰۰۱۳	C_{D_q}	۰
C_{L_0}	۰/۷۳۲	C_{L_q}	۰
C_{Y_β}	-۰/۹	C_{Y_r}	۰
C_{m_0}	-۰/۱۸۸۵	C_{m_q}	-۰/۱۲۳

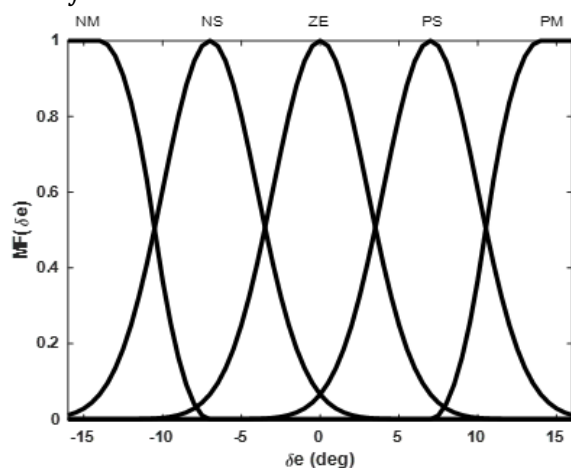


شکل (۲): توابع عضویت ورودی‌ها و خروجی‌های پایگاه قواعد.

برای این منظور با بهینه‌سازی پارامترها، مراکز توابع عضویت و انحراف از معیار ورودی‌ها و خروجی‌ها اصلاح می‌گردند. توابع هزینه به صورت روابط ۶ و ۷ بیان می‌شوند [۶]:

$$J_1 = \int (\delta_{ele})^2 dt \quad (6)$$

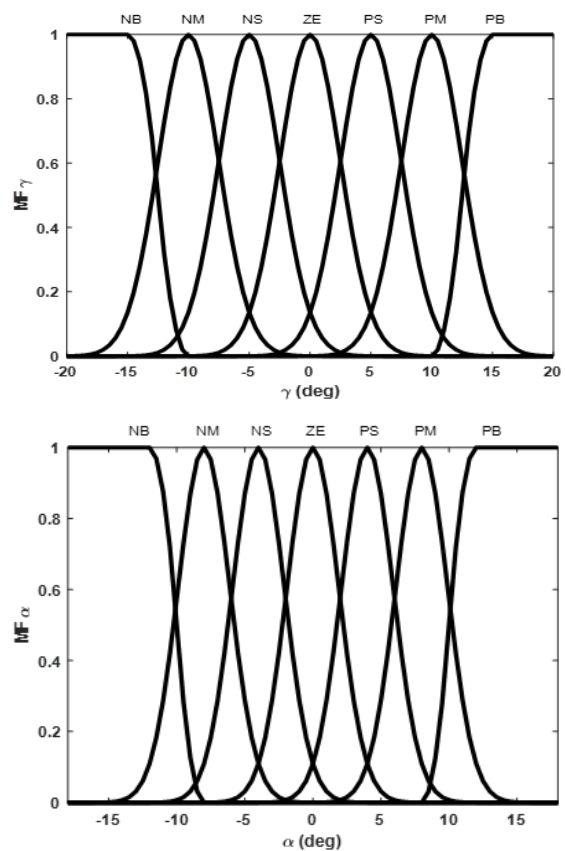
$$J_2 = \int (\delta_{eng})^2 dt \quad (7)$$



۳- بهینه‌سازی مبتنی بر الگوریتم ژنتیک (روش NSGA-II)

۳-۱- تعریف توابع هزینه و قیدها

بهینه‌سازی پارامترهای کنترل‌کننده فازی، به شرح زیر است با این هدف که با بهینه کردن مقادیر پارامترهای کنترل‌کننده فازی $(\bar{\gamma}_0^1, \bar{\alpha}_0^1, \sigma_0^1)$ ، مجموعه‌ای از راه‌حل‌های بهینه پیدا شود که کم‌ترین میزان هزینه و تلاش کنترلی را فراهم کند و سیستم، عملکرد خوبی برای حفظ q, n_z, α, γ از h و \dot{h} از مقادیر مطلوب در سطوح خود ارائه و انحراف نامطلوب هواپیما را کاهش دهد و در نهایت، پایداری قابل قبولی برای هواپیما به همراه داشته باشد.



ZE	ZE	ZE	۱۳
PM	PB	NS	۱۴
NM	PS	NB	۱۵
NM	NB	PS	۱۶
PM	NS	PB	۱۷

که در آن S ، مجموعه‌ای از راه‌حل‌های بهینه است. X_i انحراف متغیرهای حالت i حول نقطه تعادل و X_i حداکثر مقدار مجاز آن، δ_{ENG} و δ_{ELE} نیز، حداکثر میزان انحراف زوایای بالابر و بردار رانش را نشان می‌دهند. tr_i و TR_i به ترتیب نشان‌دهنده زمان صعود و مقدار بیشینه آن، po_i و PO_i بیان‌گر درصد ماکزیمم فراجش از مقدار مطلوب و حد بالای آن، sse_i و SSE_i نیز، نشان‌دهنده خطای حالت ماندگار و حداکثر مقدار مجاز برای هرکدام از متغیرهای حالت i می‌باشند [۶]. در جدول ۵، مقادیر و محدوده مجاز هرکدام از قیدها، بیان‌شده است [۶]. ده متغیر طراحی که بیان‌گر انحراف از معیار (σ) و ضرایب مراکز توابع عضویت (k) هر یک از ورودی‌ها و خروجی‌ها می‌باشند، تعریف می‌شود. این ضرایب، در مراکز توابع عضویت ورودی و خروجی ضرب می‌شوند. مقادیر اولیه این متغیرها، حد بالا، حد پایین و تلورانس هرکدام، مطابق جدول ۷ ارائه می‌شوند.

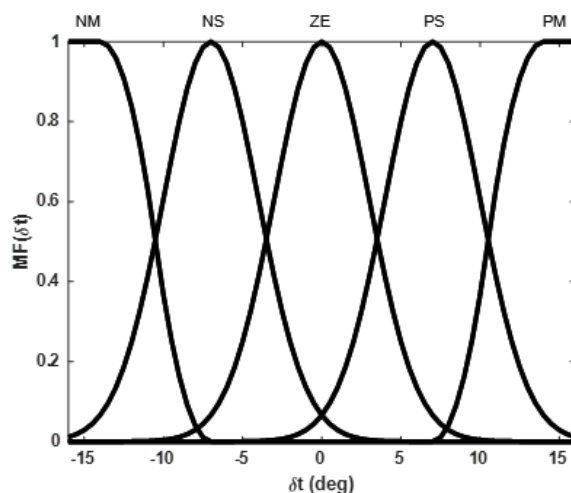
جدول (۵): قیدهای تعریف‌شده [۶]

پارامترها	مقدار	پارامترها	مقدار
δ_{ELE}	۱۲	X_{θ}	۱
δ_{ENG}	۱۲	X_{γ}	۰/۲۵
X_q	۰	X_{n_z}	۰
X_h	۰	PO	٪۲۰
X_h	۰	SSE	۰/۰۱
X_{α}	۱	TR	۲۰

جدول (۶): پارامترهای الگوریتم ژنتیک [۶]

پارامترها	مقدار	پارامترها	مقدار
N_{pop}	۶۵	P_m	۰/۱۱
I_{max}	۹۹۰	η_c	۲۰
V_{dim}	۱۰	η_m	۲۰
M_p	۰/۰۵		

جدول (۷): متغیرهای طراحی مسئله بهینه‌سازی



شکل (۳): توابع عضویت خروجی‌های موتور استنتاج فازی.

در طول فرآیند فرود، نه تنها باید J_1 و J_2 بهینه شوند، بلکه باید متغیرهای حالت هواپیما نیز، در محدوده معقول خود محدود گردند و هواپیما عملکرد دینامیکی مناسبی داشته باشد. بنابراین مسئله بهینه‌سازی چند هدفه، با در نظر گرفتن محدودیت‌ها به صورت روابط ۸ و ۹ ارائه می‌شود [۶]:

$$S = \text{Min} \{J_1, J_2\} \quad (۸)$$

$$S. t. \begin{cases} |x_i| < X_i \\ |\delta_{ele}| < \delta_{ELE} \\ |\delta_{eng}| < \delta_{ENG} \\ |sse_i| < SSE_i \\ po_i < PO_i \\ tr_i < TR_i \end{cases} \quad (۹)$$

جدول (۴): پایگاه قواعد موتور استنتاج فازی مرتبط با بالابر.

شماره قاعده	α	γ	u
۱	PB	ZE	PL
۲	ZE	NB	NL
۳	NB	ZE	NL
۴	ZE	PB	PB
۵	PM	ZE	PM
۶	ZE	NM	NM
۷	NM	ZE	NM
۸	ZE	PM	PL
۹	PS	ZE	PS
۱۰	ZE	NS	NS
۱۱	NS	ZE	NS
۱۲	ZE	PS	PS

در نظر گرفتن این موارد، پاسخ بهینه انتخاب می‌گردند. مقادیر برگزیده شده در فرآیند بهینه‌سازی، طبق جدول ۸ ارائه می‌شود. مطابق جدول ۸، پارامترهای نهایی تعیین و به کنترل‌کننده فازی اعمال می‌شود. با جایگذاری پارامترهای بهینه‌شده نهایی در روابط کنترل‌کننده فازی، رفتار هواپیما به‌طور کامل با الگوی مورد انتظار مطابقت دارد. متغیرهای خروجی q ، n_z ، α ، γ ، \dot{h} و h در محدوده مطلوب قرار می‌گیرند و هواپیما پایداری قابل‌توجهی از خود نشان می‌دهد. همچنین تلاش کنترلی بالابر و موتور، در کل فرآیند فرود کاهش می‌یابد. در ادامه نمودار خروجی‌های q ، n_z ، α ، γ ، \dot{h} ، h ، δ_{eng} ، δ_{ele} و J_1 و J_2 ارائه می‌گردد (شکل ۵). هم‌چنین نمودار خروجی‌های نرخ پیچ (q)، زاویه حمله (α)، زاویه گاما (γ)، زاویه پیچ (θ) مطابق شکل ۶ و ۷ ارائه می‌گردد. شکل ۸ شماتیک کلی سیستم کنترل پرواز طولی مبتنی بر منطق فازی را نشان می‌دهد.

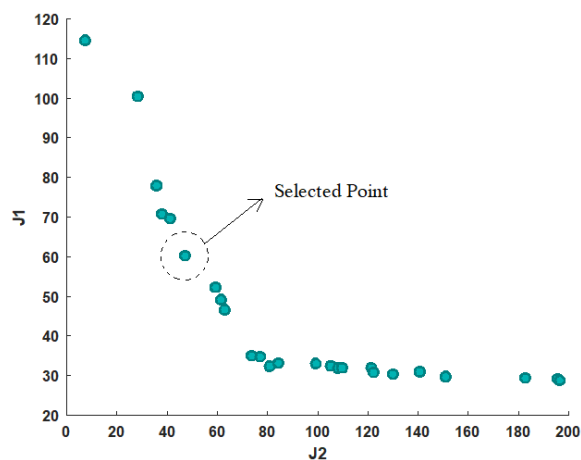
جدول (۸): پارامترهای نهایی بهینه‌سازی

متغیر	مقدار اولیه	مقدار بهینه
σ_γ	۲/۵	۱/۱
σ_h	۳/۵	۱/۱
σ_α	۲	۱/۵
$\sigma_{\delta_{ele}}$	۳	۱/۷
$\sigma_{\delta_{eng}}$	۳	۱/۲
k_γ	۱	۰/۵
k_h	۱	۰/۱
k_α	۱	۰/۳
$k_{\delta_{ele}}$	۱	۰/۱
$k_{\delta_{eng}}$	۱	۰/۸

متغیر	مقدار	حد پایین	حد بالا	تلورانس
σ_γ	۲/۵	۱	۲/۵	۰/۱
σ_h	۳/۵	۱	۳	۰/۱
σ_α	۲	۱	۲/۵	۰/۱
$\sigma_{\delta_{ele}}$	۳	۱	۲/۵	۰/۱
$\sigma_{\delta_{eng}}$	۳	۱	۲/۵	۰/۱
k_γ	۱	۰/۱	۲	۰/۱
k_h	۱	۰/۱	۲	۰/۱
k_α	۱	۰/۱	۲	۰/۱
$k_{\delta_{ele}}$	۱	۰/۱	۲	۰/۱
$k_{\delta_{eng}}$	۱	۰/۱	۲	۰/۱

۲-۳- نتایج بهینه‌سازی پارامترهای کنترلر فازی

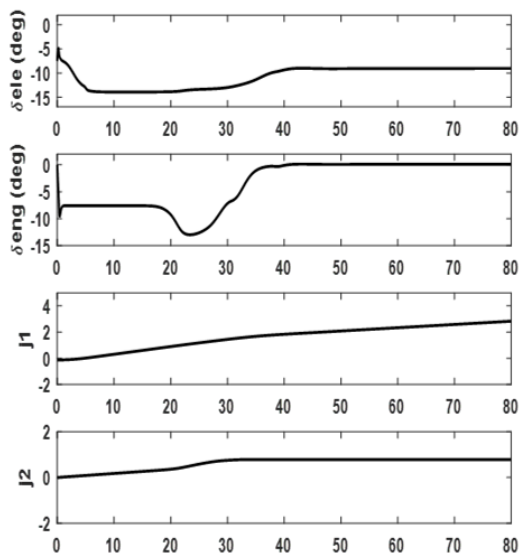
جبهه پرتوی بهینه‌سازی پارامترها، در شکل ۴ ارائه می‌شود: نقطه برگزیده در شکل ۴ مشخص شده است. در این نقطه، نه‌تنها توابع هزینه J_1 و J_2 کمینه شده، بلکه هواپیما رفتاری پایدار از خود نشان می‌دهد:



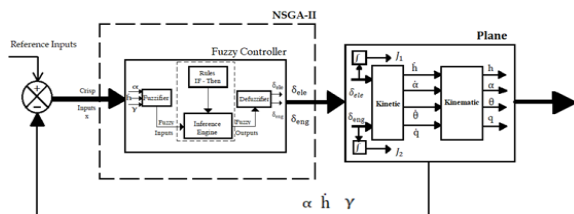
شکل (۴): جبهه پرتو.

۴- نتایج

با توجه به نمودار جبهه پرتو، نقاطی باید انتخاب شوند که توابع هزینه (تلاش کنترلی بالابر و موتور) در این نقاط کمینه باشد. از طرفی، تنها این مسئله تعیین‌کننده پاسخ نهایی بهینه‌سازی نخواهد بود، زیرا هواپیما به ازای متغیرهای طراحی برگزیده، باید رفتار دینامیکی مناسبی نیز از خود نشان دهد و پایداری قابل قبولی داشته باشد. لذا با



شکل (۷): نمودار خروجی‌های زاویه بالابر (δ_{ele}) و زاویه بردار رانش موتور هواپیما (δ_{eng})، تلاش کنترلی بالابر (J_1) و تلاش کنترلی موتور (J_2).

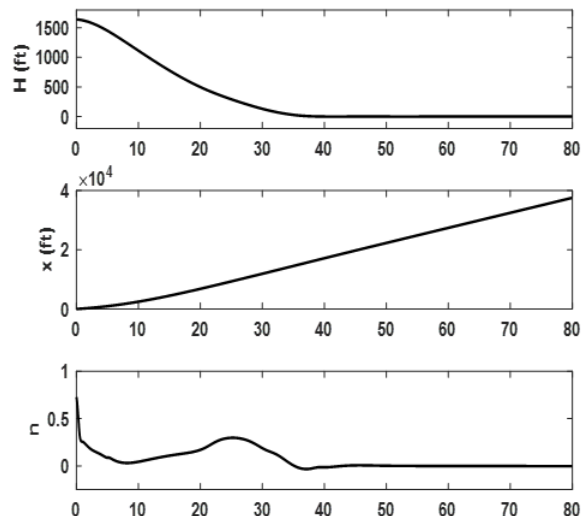


شکل (۸): شماتیک کلی سیستم کنترل پرواز طولی.

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 بهینه‌شده در کنترلر، منجر می‌شود که با استفاده از روابط ساده، حجم محاسباتی کم، دقت کافی، پایداری مناسب، رفتار دینامیکی مطلوب و کمترین تلاش کنترلی، مأموریت فرود هواپیما را به انجام رسانید و متغیرهای پروازی از جمله ارتفاع، زاویه اوج‌گیری، زاویه حمله، شتاب عمودی، تغییرات ارتفاع و نرخ زاویه پیچ به مقدار مطلوب همگرا شوند.

۶- فهرست علائم

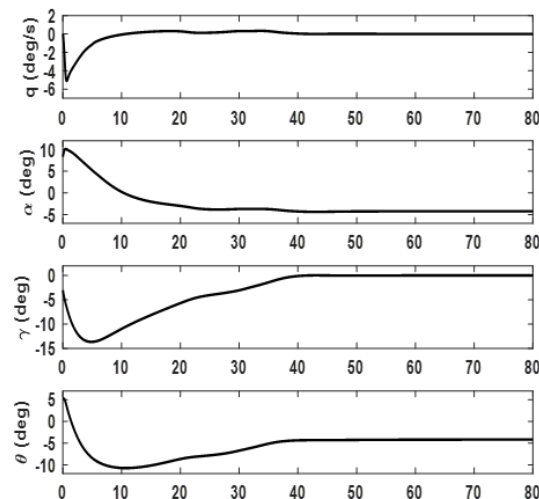
C_{D_0}	ضریب پسای برآ صفر
C_{L_α}	شیب منحنی برآ
C_{l_β}	نرخ تغییر ضریب گشتاور چرخشی به زاویه لغزش



شکل (۹): نمودار خروجی‌های ارتفاع (h)، موقعیت (x)، ضریب بار (n).

۵- جمع‌بندی

الگوریتم تخصیص کنترل فازی، از حیث این‌که 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 نیز در مقایسه با سایر روش‌های بهینه‌سازی، روشی بسیار قدرتمند است که می‌تواند برای یافتن پاسخ بهینه سراسری در مدت‌زمان مناسب، در مسائل کنترل بهینه استفاده گردد.



شکل (۱۰): نمودار خروجی‌های نرخ پیچ (q)، زاویه حمله (α)، زاویه گاما (γ)، زاویه پیچ (θ).

[5] Liu Y, Gao Z, Shang C. Control allocation for an over-actuated aircraft based on within-visual-range air combat agility. IEEE Access. 2018 Mar 12;6:14668-75.

[6] Bian Q, Nener B, Wang X. An improved NSGA-II based control allocation optimisation for aircraft longitudinal automatic landing system. International Journal of Control. 2019 Apr 3;92(4):705-16.

[7] Tohidly S, Sedigh AK. Fault tolerant fuzzy control allocation for overactuated systems. In 2013 13th Iranian Conference on Fuzzy Systems (IFSC) 2013: 1-5.

[8] Tohidi SS, Yildiz Y, Kolmanovsky I. Adaptive control allocation for over-actuated systems with actuator saturation. IFAC-PapersOnLine. 2017;50(1):5492-7.

[9] Tohidi SS, Yildiz Y, Kolmanovsky I. Adaptive control allocation for constrained systems. Automatica. 2020;121:109161.

[10] 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. 2019;52(12):520-5.

[11] Wang Z, Zhang J, Yang L. Weighted pseudo-inverse based control allocation of heterogeneous redundant operating mechanisms for distributed propulsion configuration. Energy Procedia. 2019;158:1718-23.

[12] Acheson MJ, Gregory IM, Cook J. Examination of unified control incorporating generalized control allocation. In AIAA Scitech 2021 Forum 2021 (p. 0999).

[13] 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). Springer, Singapore.

[14] Kang J, Choi K. Development of an Artificial Neural Network Control Allocation Algorithm for Small Tailless Aircraft Based on Dynamic Allocation Method. International Journal of Aeronautical and Space Sciences. 2022;23(2):363-78.

[15] Tabassum A, Bai H. Dynamic control allocation between onboard and delayed remote control for unmanned aircraft system detect-and-avoid. Aerospace Science and Technology. 2022;121:107323.

جانبی

مشتق میرایی غلتش C_{l_p}

نرخ تغییر ضریب گشتاور پیچشی به زاویه حمله C_{m_α}

مشتق میرایی پیچش C_{m_q}

نرخ تغییر ضریب گشتاور گردش به زاویه لغزش C_{n_β}

جانبی

مشتق میرایی گردش C_{n_r}

وزن اینرسی I_\square

تابع هزینه بیان گر تلاش کنترلی بالابر J_1

تابع هزینه بیان گر تلاش کنترلی موتور J_2

احتمال تقاطع P_m

تعداد پارامترهای کنترلی مورد نیاز V_{dim}

احتمال جهش M_p

تعداد کروموزومها N_{pop}

ضریب بار n

زاویه حمله α

زاویه لغزش جانبی β

زاویه اوج گیری γ

زاویه دوران سطوح کنترل δ

شاخص توزیع تقاطع η_c

شاخص توزیع جهش η_m

۷- مراجع

[1] Johansen TA, Fossen TI. Control allocation—A survey. Automatica. 2013;49(5):1087-103.

[2] Alwi H, Edwards C. Fault tolerant control using sliding modes with on-line control allocation. Automatica. 2008;44(7):1859-66.

[3] A Babaei AR, Mortazavi M, Moradi MH. Classical and fuzzy-genetic autopilot design for unmanned aerial vehicles. Applied Soft Computing. 2011;11(1):365-72.

[4] Gai W, Liu J, Zhang J, Li Y. A new closed-loop control allocation method with application to direct force control. International Journal of Control, Automation and Systems. 2018;16(3):1355-66.

[16] Cao J, Garrett Jr F, Hoffman E, Stalford H. Analytical aerodynamic model of a high alpha research vehicle wind-tunnel model. 1990.

[17] Buttrill CS, Arbuckle PD, Hoffler KD. Simulation model of a twin-tail, high performance airplane. 1992.

[18] Napolitano MR. Aircraft Dynamics. Wiley; 2012.

[19] Zadeh LA, Klir GJ, Yuan B. Fuzzy sets, fuzzy logic, and fuzzy systems: selected papers. World Scientific; 1996.



Control Allocation Based on Fuzzy Approach for Landing Phase of Specific Aircraft

Hojat Taei^{1*}, Saba Nikseresht², Alireza Babaei¹

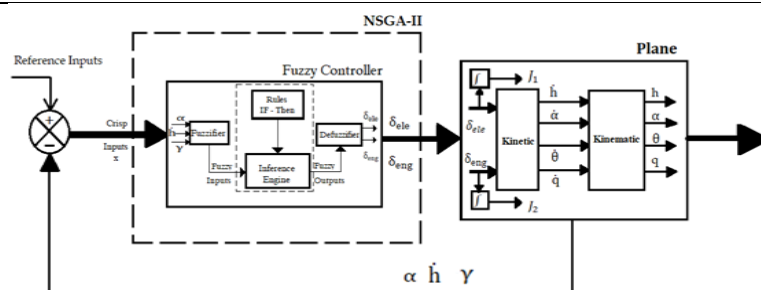
¹ Assistant Professor, Faculty of Mechanical Engineering, Malek-e-Ashtar University of Technology, Isfahan, Iran

² M.Sc. Student, Faculty of Mechanical Engineering, Malek-e-Ashtar University of Technology, Isfahan, Iran

HIGHLIGHTS

- Applying the control allocation approach for the landing phase of the F/A-18 aircraft
- The allocation approach is based on fuzzy logic.
- The genetic algorithm based on the NSGA-II method is used and the variables of the fuzzy controller are modified.

GRAPHICAL ABSTRACT



ARTICLE INFO

Article history:

Article Type: Research paper

Received: 23 October 2022

Received in revised form: 7 November 2022

Accepted: 20 December 2022

Available online: 20 December 2022

*Correspondence:

taei@mut.ac.ir

How to cite this article:

H. Taei, S. Nikseresht, A. Babaei. Control allocation based on fuzzy approach for landing phase of specific aircraft. Journal of Aerospace Mechanics. 2023; 19(2):1-10.

Keywords:

Automatic Landing of Aircraft
Control Allocation
Fuzzy Logic
Multiobjective Optimization
Genetic Algorithm

ABSTRACT

The main objective of this article is to apply the control allocation approach for the landing phase of the F/A-18 aircraft. For this purpose, the non-linear three-degree-of-freedom model of the aircraft is used, and the intelligent control allocation approach, based on fuzzy logic, is utilized to design the longitudinal flight control system. The actuators involved in the aircraft landing process are the elevator angle and the thrust vector control angle of the aircraft engine. By allocating control signals between the two mentioned actuators, the plane starts the process of lowering the height and finally reaches the ground level. To improve the efficiency of the fuzzy controller, reduce the control effort and increase the accuracy and quality of the landing, the genetic algorithm based on the NSGA-II method is used and the variables of the fuzzy controller are modified. The results obtained from the simulation show that the proposed control allocation approach has a high ability to control and stabilize the aircraft in the landing process. Also, the output variables converge to a desired value and the aircraft completes the landing process with proper accuracy and low control effort.

* Copyrights for this article are retained by the author(s) with publishing rights granted to Imam Hossein University Press. The content of this article is subject to the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC-BY-NC 4.0) License. For more information, please visit <https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode>.

