

هدایت گروهی هواپیماهای بی‌سرنشین با آرایش رهبر - پیرو به کمک کنترل PID - فازی

علی اشرفی^۱، مهدی مرتضوی^۲، عبدالرضا عسکری^۳، امیر غلامی^۴

۱ دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران

۲ دانشیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، mortazavi@aut.ac.ir

۳ دانش آموخته دکتری، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران

۴ دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران

تاریخ دریافت: ۱۳۹۵/۰۹/۱۶

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۶/۰۷/۰۴

چکیده

در این مقاله به موضوع هدایت گروهی هواپیماهای بی‌سرنشین با آرایش رهبر - پیرو با کمک کنترل PID - فازی پرداخته شده است. این کار به منظور افزایش عملکرد پیرو در اجرای دستورات تعقیب سرعت و ارتفاع رهبر در پرواز گروهی به عنوان پارامترهای هدایتی انجام شده است. حفظ بهتر آرایش پروازی و انجام سریعتر مانور بین رهبر و پیرو از آثار استفاده از کنترل PID - فازی در ترکیب با هدایت تحلیلی است. برای نیل به این هدف، روش هدایتی به منظور حفظ سه پارامتر سرعت، ارتفاع و زاویه سمت مطابق با تغییرات رهبر و تغییرات نسبی بین رهبر و پیرو در نظر گرفته شده است. نتایج شبیه‌سازی شش درجه آزادی غیرخطی برای یک گروه شامل دو هواپیمای بی‌سرنشین در دستگاه بدنی صورت گرفته است؛ سپس نتایج به دستگاه زمین انتقال یافته است. کنترل مورد نظر برای هواپیمای بدون سرنشین کنترل غیرخطی دینامیک وارون می‌باشد. بر اساس نتایج، بهبود عملکرد سرعت پیرو در تعقیب رهبر در پارامترهای سرعت و ارتفاع به خوبی مشاهده می‌شود.

واژگان کلیدی

شبیه‌سازی شش درجه آزادی، هدایت گروهی، آرایش رهبر - پیرو، کنترلر PID - فازی

۱. مقدمه

بهبتر مأموریت به عنوان پارامترهای اساسی در هدایت می‌باشد [۱]. چندین آرایش برای انجام هدایت گروهی وجود دارد که به صورت خلاصه عبارت‌اند از آرایش رفتارگرایانه، رهبر - پیرو و ساختار مجازی [۲-۳]. آرایش رفتارگرایانه برگرفته از رفتار حرکت جمعی موجودات در طبیعت است؛ به گونه‌ای که برای هر هواپیمای

امروزه پرواز گروهی به یکی از مهمترین مسائل حوزه هوافضا تبدیل شده است. از جمله دلائلی که هدایت گروهی را مورد توجه قرار داده است، بحث کاهش پسا در طول مسیر پروازی است. توجه به پرواز گروهی ناشی از مواردی چون کاهش هزینه‌ها، افزایش مقاوم‌پذیری و کارایی سیستم، کاهش سوخت و انجام

بی‌سرنشین چندین رفتار تعریف می‌کند. هواپیمای بی‌سرنشین براساس میانگین وزن‌دار از این رفتارها خود را با دیگر هواپیماهای بی‌سرنشین وفق می‌دهد. آرایش رهبر - پیرو به گونه‌ای است که یکی از هواپیماهای بی‌سرنشین به‌عنوان رهبر و دیگر هواپیماهای بی‌سرنشین به‌عنوان پیرو در نظر گرفته می‌شود. رهبر سعی در انطباق خود با مسیر مطلوب و پیروها درصدد انطباق خود با مسیر رهبر می‌باشند. آرایش ساختار مجازی بر اساس در نظر گرفتن تمام هواپیماهای بی‌سرنشین به‌عنوان یک جسم صلب تعریف می‌شود، که باعث می‌شود امکان مانورپذیری بین بی‌سرنشین‌ها کاهش یابد [۲]. با بررسی کارهای انجام‌شده در حوزه هدایت گروهی مشاهده می‌شود که هدایت گروهی روبات‌ها عموماً با آرایش رفتارگرایانه انجام شده است. هدایت هواپیماها، هلی‌کوپترها و ریزپرنده‌ها با قابلیت تغییر پیکربندی^۱ میان اعضا، از آرایش رهبر - پیرو به‌عنوان بیشترین آرایش هدایتی در بین اعضا استفاده شده است. همچنین برای ماهواره‌ها، چون نیروی خاصی به آنها وارد نمی‌شود؛ آرایش ساختار مجازی به‌عنوان ساختاری صلب در نظر گرفته شده است. آرایش مورد استفاده در این مقاله در بحث هدایت گروهی برگرفته از آرایش رهبر - پیرو می‌باشد؛ زیرا تغییر پیکربندی نسبی آرایش رهبر - پیرو در مقایسه با دو آرایش دیگر قابلیت پیاده‌سازی راحت‌تری دارد. البته آرایش رهبر - پیرو دارای معایبی چون از بین رفتن رهبر و مشکلات ارتباطی میان رهبر و اعضا است؛ از اینرو به‌دلیل راحتی در پیاده‌سازی این آرایش برای هواپیما، مقالات متفاوتی در جهت حل مشکلات مذکور ارائه شده است [۴-۵]. رضایی و همکاران (۲۰۱۳) هدایت گروهی با روش رهبر - پیرو در دو بعد (صفحه) را انجام داده‌اند [۶]. همچنین جایدی و همکاران (۱۹۹۹) به هدایت گروهی با روش تحلیلی به‌کمک کنترل فازای برای هواپیماهای بی‌سرنشین در سه بعد پرداخته‌اند [۳]. هدایت گروهی بر مبنای رهبر - پیرو با استفاده از PID - فازای در [۷] و با روش فازای در [۸] هر دو برای ربات در صفحه انجام شده است. لی و همکاران (۲۰۰۵) در پژوهشی هدایت گروهی با آرایش رهبر - پیرو به‌کمک منطق فازای برای دسته‌ای از هواپیما را انجام داده‌اند [۱]. هدایت گروهی برای ماهواره توسط PD - فازای در [۹] صورت گرفته است. همچنین در مآخذ [۱۰] هدایت با استفاده از یک اتوپیلوت PID - فازای با استفاده از روش Q-learning شامل ارتفاع، سرعت و گردش انجام شده است. در مقالات ذکرشده، در حوزه هدایت

گروهی با آرایش رهبر - پیرو عموماً می‌توان به معایبی چون محدود بودن در صفحه، سرعت پایین در عمل به دستورات رهبر توسط پیرو و تأخیر در ایجاد آرایش جدید در طول پرواز بین رهبر و پیرو اشاره کرد. از اینرو در مقاله حاضر، روش تحلیلی هدایت گروهی بر مبنای رهبر - پیرو مبتنی بر روابط هندسی و ریاضی حاکم بر آن در ترکیب با PID - فازای استفاده شده است. این کار به‌منظور ارتقای عملکرد رفتاری سیستم، مورد بررسی و تحلیل قرار می‌گیرد. عمده‌ترین مزیت استفاده از روش ترکیبی مورد نظر، افزایش سرعت پیرو در تعقیب دستورات رهبر می‌باشد. به‌طوری‌که حفظ و تغییر پیکربندی میان رهبر و پیرو در این روش سریع‌تر و بهتر انجام می‌شود و قابلیت هدایت در سه بعد را داراست. در واقع PID - فازای باعث بهبود عملکرد هدایت تحلیلی می‌شود.

ابتدا مدل‌سازی شش درجه آزادی برای هواپیمای بی‌سرنشین ارائه می‌شود. سپس با استفاده از کنترل‌کننده غیرخطی دینامیک وارون، پارامترهای هدایتی بی‌سرنشین کنترل می‌شود و با استفاده از یک PID - فازای عملکرد هدایتی در پارامترهایی چون ارتفاع و سرعت بهبود داده می‌شود. نهایتاً روش هدایت تحلیلی با روش ارائه‌شده در این مقاله مقایسه و نتیجه‌گیری می‌شود.

۲. مدل‌سازی و کنترل هواپیمای بی‌سرنشین

مدل‌سازی به‌صورت شش درجه آزادی با استفاده از معادلات در دستگاه بدنی و انتقال نتایج شبیه‌سازی به دستگاه زمین انجام شده است. این کار برای بررسی کنترلر برای هواپیمای بی‌سرنشین جهت انجام هدایت به‌صورت دقیق انجام شده است [۱۱].

$$l = I_x \dot{p} + qr(I_z - I_y) - I_{xz}(\dot{r} + pq) \\ m = I_y \dot{q} + pr(I_x - I_z) + I_{xz}(p^2 - r^2) \quad (1)$$

$$n = I_z \dot{r} + pq(I_y - I_x) - I_{xz}(\dot{p} - qr) \\ \dot{\varphi} = p + q \sin \varphi \tan \theta + r \cos \varphi \tan \theta \\ \dot{\theta} = q \cos \varphi - r \sin \varphi \quad (2)$$

$$\dot{\psi} = q \sin \varphi \sec \theta + r \cos \varphi \sec \theta \\ m(\dot{u} - vr + wq) = mg_x + F_{x_A} + F_{x_T} \\ m(\dot{v} - wp + ur) = mg_y + F_{y_A} + F_{y_T} \\ m(\dot{w} - uq + pv) = mg_z + F_{z_A} + F_{z_T} \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C\theta C\psi & C\theta S\psi & -S\theta \\ -C\varphi S\psi + S\varphi S\theta C\psi & C\varphi C\psi + S\varphi S\theta S\psi & S\varphi C\theta \\ -S\varphi S\psi - C\varphi S\theta C\psi & S\varphi C\psi - C\varphi S\theta S\psi & -C\varphi C\theta \end{bmatrix}^{-1} \\ \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (4)$$

همین عوامل سبب توجه بیشتر به روش‌های غیرخطی در کنترل هواپیماهای بی‌سرنشین می‌شود [۱۴]. از طرفی چون مدل ریاضی هواپیما کاملاً مشخص می‌باشد؛ از میان روش‌های غیرخطی، روش دینامیک وارون روشی مناسبی برای کنترل هواپیماهای بی‌سرنشین می‌باشد. به طوری که در مآخذ [۱۴] روش کنترل غیرخطی دینامیک وارون با روش کنترل خطی PID برای هواپیما مقایسه شده است. در مآخذ [۱۵] روش کنترلی دینامیک وارون با روش کنترل خطی LQR برای هواپیما مقایسه شده است. روش کنترلی در نظر گرفته‌شده برای هواپیما بی‌سرنشین، برگرفته از روش کنترل غیرخطی دینامیک وارون است. این روش از دو حلقه تشکیل شده است. حلقه داخلی وظیفه حذف ترم‌های غیرخطی در معادلات هواپیما و تبدیل آن به معادلات خطی را برعهده دارد. حلقه خارجی به وسیله یک کنترلر عموماً خطی وظیفه کنترل سیستم را برعهده دارد. کنترلر خطی مورد نظر در این مقاله PID می‌باشد. این کنترلر دارای سه مقطع زمانی است، که قسمت درونی آن دینامیک سریع، شامل سرعت زاویه‌ای هواپیما (p, q, r) ، قسمت میانی آن دینامیک کند هواپیما مشخصاً (φ, θ, β) و قسمت خیلی کند که از پارامترهای هدایتی تشکیل شده است (ψ, h, v) ، را شامل می‌شود [۱۴، ۱۶].

۳. هدایت گروهی

در این قسمت هدایت گروهی رهبر - پیرو که برگرفته از مبانی کنترل غیرخطی (تحلیلی) می‌باشد به‌طور کامل ارائه می‌شود. شکل ۱ نمایی کلی از معرفی پارامترهای نسبی بین رهبر و پیرو را نمایش می‌دهد. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، سه پارامتر نسبی به‌صورت زیر قابل تعریف می‌باشد.

۱. فاصله بین رهبر و پیرو با پارامتری به نام r نمایش

داده می‌شود

۲. زاویه بین صفحه $x-y$ پیرو با بردار r توسط زاویه‌ای به

نام τ سنجیده می‌شود

۳. زاویه بین بردار r و محور x پیرو توسط زاویه‌ای به نام

η سنجیده می‌شود

برای انجام هدایت گروهی هواپیماهای بی‌سرنشین نیاز به مشخص بودن وضعیت هواپیما می‌باشد، تا پیروها بتوانند با آگاهی از وضعیت رهبر خود را با آن وفق دهند. بدین‌صورت رابطه‌های نسبی رهبر با پیرو به‌صورت زیر تعریف می‌شود [۳].

معادلات فوق دینامیک و سینماتیک خطی و زاویه‌ای برای هواپیما بی‌سرنشین می‌باشد. که (x, y, z) موقعیت هواپیما، (p, q, r) سرعت زاویه‌ای هواپیما، (φ, θ, ψ) زوایای اوایلر، (u, v, w) مؤلفه‌های سرعت در دستگاه بدنی، m جرم هواپیما، (l, m, n) مؤلفه‌های گشتاور وارده به هواپیما در دستگاه بدنی، I_i ممان اینرسی هواپیما در جهت i ، $(F_{x_A}, F_{y_A}, F_{z_A})$ مؤلفه نیروهای وارده به هواپیما ناشی از نیروهای ائرو دینامیکی، $(F_{x_T}, F_{y_T}, F_{z_T})$ مؤلفه نیروهای وارد بر هواپیما ناشی از نیروی پیشران و (g_x, g_y, g_z) مؤلفه‌های شتاب ناشی از وزن هواپیما می‌باشد. کل نیروهای وارده به هواپیما عبارت است از:

$$F^b = F_{mg}^b + F_T^b + F_L^b + F_D^b + F_Y^b$$

$$= \begin{bmatrix} -mg \sin \theta + T + L \sin \alpha - D \cos \alpha \\ mg \cos \theta \cdot \sin \varphi + Y \\ mg \cos \theta \cdot \cos \varphi - L \cos \alpha - D \sin \alpha \end{bmatrix} \quad (5)$$

به‌طوری‌که پارامترهای D, L, Y و T به‌ترتیب نیروی برا، نیروی پسا، نیروی جانبی و نیروی پیشران هستند که عبارت‌اند از:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 s (C_{L_0} + C_{L_\alpha} \cdot \alpha + C_{L_{\delta_e}} \cdot \delta_e)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 s (C_{D_0} + C_{D_\alpha} \cdot \alpha + C_{D_{\delta_e}} \cdot \delta_e) \quad (6)$$

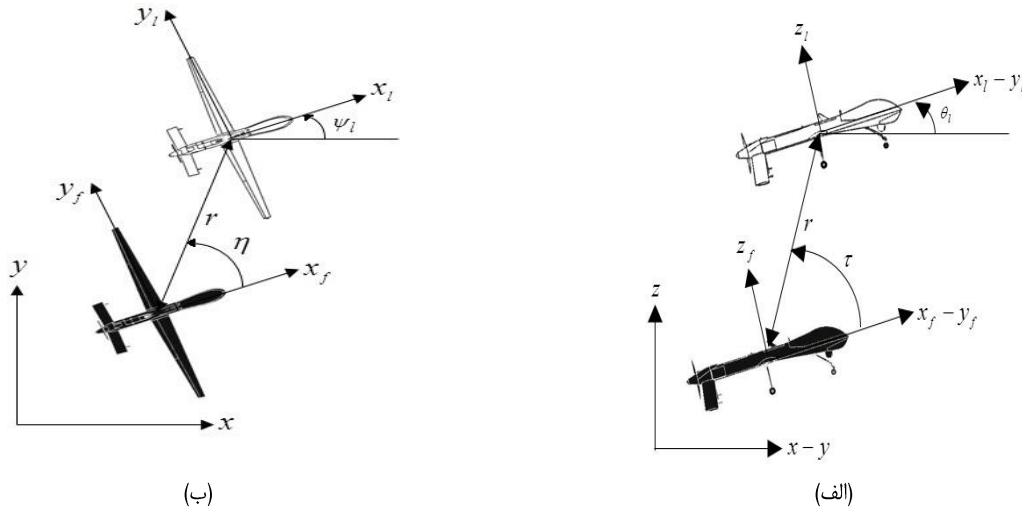
$$Y = \frac{1}{2} \rho V^2 s (C_{Y_0} + C_{Y_\beta} \cdot \beta + C_{Y_{\delta_a}} \cdot \delta_a + C_{Y_{\delta_r}} \cdot \delta_r)$$

$$T = T_{\max} \cdot \sigma^{0.7} \cdot \delta_t \quad (7)$$

به‌طوری‌که $\delta_e, \delta_t, \delta_a$ و δ_r به‌ترتیب تغییرات الویتور^۲، دسته‌گاز موتور^۳، ایلرون^۴، رادر^۵ و σ نسبت چگالی ارتفاع پروازی به چگالی سطح دریا و C_i ها ضرایب ائرو دینامیکی و پایداری برای هواپیما می‌باشد. مؤلفه‌های گشتاور برای هواپیما بی‌سرنشین عبارت‌اند از:

$$M^b = \begin{bmatrix} l \\ m \\ n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} \rho V^2 s b (C_{l_\beta} \cdot \beta + C_{l_{\delta_a}} \cdot \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \cdot \delta_r) \\ \frac{1}{2} \rho V^2 s c (C_{m_0} + C_{m_\alpha} \cdot \alpha + C_{m_{\delta_e}} \cdot \delta_e) \\ \frac{1}{2} \rho V^2 s b (C_{n_\beta} \cdot \beta + C_{n_{\delta_a}} \cdot \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \cdot \delta_r) \end{bmatrix} \quad (8)$$

همچنین مقادیر اغتشاش طولی - عرضی ناشی از نیروهای ائرو دینامیکی و تراست مطابق با [۱۳] در نظر گرفته شده است. روش‌های مختلفی از جمله روش کنترل خطی و غیرخطی برای کنترل هواپیماهای بی‌سرنشین وجود دارد. عموماً روش‌های خطی دارای ویژگی‌هایی نظیر پیاده‌سازی راحت، هزینه کم اما مقاوم‌پذیری کم در برابر عوامل خارجی و مانورهای پیچیده دارند.



شکل ۱. آرایش رهبر و پیرو؛ الف) معرفی پارامترها در جهت محور z؛ ب) معرفی پارامترها در صفحه x-y

دارد. با استفاده از مؤلفه‌های بردار سرعت به‌دست آمده (معادلات ۱۰) می‌توان مقادیر مطلوب برای سرعت، زاویه سمت، زاویه مسیر پروازی پیروها را به‌دست آورد [۳].

$$V_{fd} = \sqrt{v_{x_d}^2 + v_{y_d}^2 + v_{z_d}^2}$$

$$\psi_{fd} = \arctan 2(v_{y_d}, v_{x_d})$$

$$\gamma_{fd} = \arctan \left(\frac{v_{z_d}}{\sqrt{v_{x_d}^2 + v_{y_d}^2}} \right) \quad (14)$$

روش فوق، روش هدایتی بر اساس بحث پایداری با استفاده از روابط هندسی حاکم بین رهبر و پیرو می‌باشد که به اصطلاح هدایت تحلیلی معرفی می‌شود. اکنون با استفاده از یک PID - فازی عملکرد هدایت تحلیلی فوق در پارامترهای ارتفاع و سرعت افزایش می‌یابد؛ که ضرایب کنترلر PID بر اساس روش تجربی زیگلر - نیکولز، با استفاده از بهبودسازی ضرایب انتخاب شده‌اند.

۴. طراحی کنترل‌کننده PID - فازی

اساساً روش‌های هدایتی ارائه‌شده در حوزه اصول کنترل غیرخطی یا همان هدایت تحلیلی مشابه [۳، ۱۷] می‌باشند. کار انجام شده در مآخذ [۳] برای هدایت در مقاله حاضر، مورد بررسی و ارتقاء قرار گرفته است. در مقاله حاضر، به‌منظور افزایش عملکرد پیرو در اجرای دستورات تعقیب سرعت و ارتفاع رهبر بر اساس معادلات ۱۴، کنترل‌کننده PID - فازی با روش هدایتی تحلیلی بیان شده ترکیب می‌شود. این امر باعث سریعتر شدن پیرو در هماهنگ کردن خود با تغییرات سرعت و ارتفاع رهبر و کاهش زمان بین

$$x_{fd} = -r \cos(\tau + \theta_l) \cos(\eta + \psi_l)$$

$$y_{fd} = -r \cos(\tau + \theta_l) \sin(\eta + \psi_l) \quad (9)$$

$$z_{fd} = -r \sin(\tau + \theta_l)$$

به‌منظور حفظ آرایش پیروها نسبت به رهبر بر اساس معادلات ۹ مؤلفه‌های سرعت مطلوب برای پیرو به‌صورت زیر قابل تعریف می‌شود [۳].

$$v_{x_d} = \dot{x}_f = \lambda_1(x_f - x_l - x_{fd}) + \dot{x}_l + \dot{x}_{fd}$$

$$v_{y_d} = \dot{y}_f = \lambda_2(y_f - y_l - y_{fd}) + \dot{y}_l + \dot{y}_{fd} \quad (10)$$

$$v_{z_d} = \dot{z}_f = \lambda_3(z_f - z_l - z_{fd}) + \dot{z}_l + \dot{z}_{fd}$$

که λ_1 تا λ_3 یک ضریب ثابت است. همچنین میزان خطا به‌صورت زیر در سه جهت x, y, z تعریف شده است [۳].

$$e_x = x_f - x_l - x_{fd}$$

$$e_y = y_f - y_l - y_{fd} \quad (11)$$

$$e_z = z_f - z_l - z_{fd}$$

به علاوه مشتق خطاها در سه جهت x, y, z به‌صورت زیر می‌باشد [۳].

$$\dot{e}_x = \dot{x}_f - \dot{x}_l - \dot{x}_{fd}$$

$$\dot{e}_y = \dot{y}_f - \dot{y}_l - \dot{y}_{fd} \quad (12)$$

$$\dot{e}_z = \dot{z}_f - \dot{z}_l - \dot{z}_{fd}$$

با جایگذاری معادلات ۱۰ در معادلات ۱۲ و با استفاده از معادله ۱۱، معادلات ۱۳ حاصل می‌شود.

$$\dot{e}_x = \lambda_1 e_x$$

$$\dot{e}_y = \lambda_2 e_y \quad (13)$$

$$\dot{e}_z = \lambda_3 e_z$$

چنانچه λ ها مقداری منفی باشد، در این‌صورت مقدار خطا به‌سمت صفر میل می‌کند، به‌عبارت دیگر همواره پایداری وجود

$$\begin{aligned} K_p^{\min} &= 0.32K_u \\ K_p^{\max} &= 0.6K_u \\ K_d^{\min} &= 0.08K_u T_u \\ K_d^{\max} &= 0.15K_u T_u \end{aligned} \quad (23)$$

با استفاده از معادلات ۲۱ و ۲۲ با توجه به مشخص بودن تمام پارامترها ضرایب K_p و K_d حاصل می‌شود. برای محاسبه ضریب K_i از معادله ۲۴ استفاده می‌شود [۱۸-۱۹]. شکل ۲ توابع عضویت برای مقادیر ورودی را نشان می‌دهد. در شکل‌های ۳ و ۴ توابع عضویت برای مقادیر خروجی نمایش داده شده است.

$$K_i = \frac{K_p^2}{\alpha K_d} \quad (24)$$

مشاهده می‌شود که توابع عضویت در نظر گرفته شده برای مقادیر ورودی و مقادیر خروجی به جز α به صورت ممدانی^۶ تعریف شده است. برای α به صورت سوگنو^۷ در نظر گرفته شده است و مقدار آن برای کنترلرها همواره عدد صحیح بوده که از ۲ تا ۵ متغیر می‌باشد. از اینرو برای α یک مقدار مطلق در نظر گرفته می‌شود [۱۸].

مقادیر خروجی توسط یک سری قوانین فازی حاصل می‌شود که به‌طور مثال عبارت‌اند از:

۱. اگر $e(t)$ ، A_i باشد و $\dot{e}(t)$ ، B_i باشد، آنگاه K_p'

C_i می‌شود و K_d' ، D_i خواهد شد و α ، α_i خواهد شد

۲. ضرایب A_i ، B_i ، C_i ، D_i توسط فازی‌سازی حاصل می‌شود و α_i یک ضریب ثابت می‌باشد

قوانین فازی استفاده شده در کنترلر PID - فازی در جدول‌های ۱، ۲ و ۳ آورده شده است. شکل ۵ آرایش PID - فازی در ترکیب با هدایت تحلیلی را نمایش می‌دهد. مطابق شکل ۵ ورودی دلخواه برای انجام مأموریت، تنها به رهبر ارسال می‌شود و کنترل‌کننده دینامیک وارون وظیفه اجرای فرامین را دارد. سپس هدایت تحلیلی (معادلات ۱۴) پارامترهای هدایتی سرعت، ارتفاع و زاویه سمت را برای پیرو با استفاده از اختلاف مقادیر دریافتی از رهبر، پیرو و مقادیر نسبی بین آنها تولید می‌کند. با قرار دادن یک PID - فازی بین پارامتر سرعت و ارتفاع تولیدی از هدایت تحلیلی، اقدام به سریعتر شدن پیرو در تعقیب دستورات ایجاد شده توسط هدایت تحلیلی می‌شود.

تغییرات آرایش بین رهبر و پیرو مطابق با مسیر پروازی می‌شود. از این جهت به طراحی کنترل‌کننده PID - فازی پرداخته می‌شود. منطق فازی در نظر گرفته شده در ترکیب با PID به منظور تنظیم ضرایب آن جهت افزایش عملکرد این کنترل‌کننده می‌باشد. کنترلر طراحی شده دارای دو ورودی شامل خطا و مشتق خطای پارامترهای هدایتی همانند سرعت و ارتفاع است؛ به عبارت دیگر:

$$e_V = V_f - V_{af} \quad (15)$$

$$\dot{e}_V = \dot{V}_f - \dot{V}_{af}$$

$$e_h = h_f - h_{af} \quad (16)$$

$$\dot{e}_h = \dot{h}_f - \dot{h}_{af}$$

زیرنویس f برای پیرو و af برای هدایت تولیدی از روش تحلیلی و fd برای پیرو مطلوب است (معادلات ۱۴ تا ۱۶). همچنین دارای سه خروجی برای ضرایب کنترلر PID که شامل ضریب‌های نرمالیزه شده تناسبی و مشتقی و یک ضریب برای مشخص کردن ضریب انتگرال می‌باشد. روش کار منطق فازی عبارت است از:

$$G(s) = K_p + \frac{K_i}{s} + K_d s \quad (17)$$

$$G(s) = K_p \left(1 + \frac{1}{T_i s} + T_d s \right) \quad (18)$$

$$K_i = \frac{K_p}{T_i}, K_d = K_p T_d \quad (19)$$

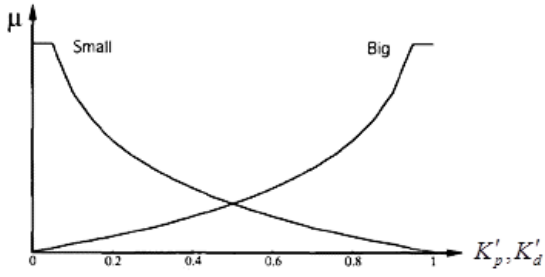
منطق فازی به‌گونه‌ای عمل می‌کند که ضرایب PID ثابت نبوده و در حال تغییر می‌باشد. در این روش به جای استفاده از خروجی K_p ، K_i ، K_d از سه پارامتر K_p' ، K_i' ، K_d' و α استفاده می‌شود. مقدار هر یک از پارامترهای فوق به صورت زیر تعریف می‌شود [۱۸-۱۹].

$$\alpha = \frac{T_i}{T_d} \quad (20)$$

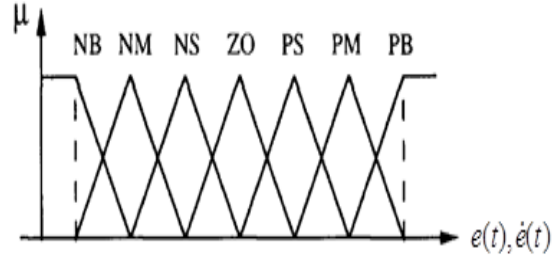
$$K_p' = \frac{K_p - K_p^{\min}}{K_p^{\max} - K_p^{\min}} \in [0 \ 1] \quad (21)$$

$$K_d' = \frac{K_d - K_d^{\min}}{K_d^{\max} - K_d^{\min}} \in [0 \ 1] \quad (22)$$

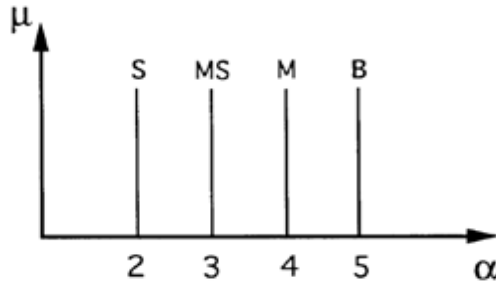
مقدار K_p^{\max} ، K_p^{\min} ، K_d^{\max} و K_d^{\min} برای تبدیل خروجی منطق فازی به ضرایب PID بدین صورت می‌باشد [۱۸].



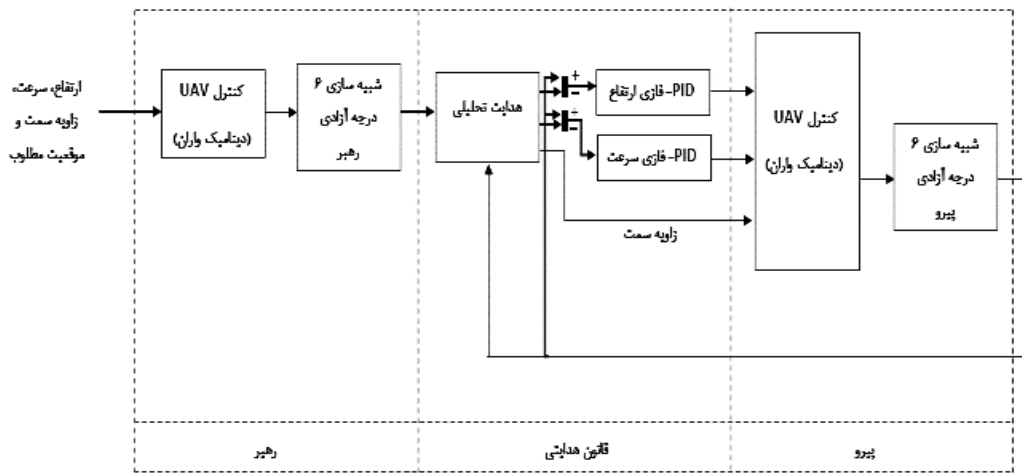
شکل ۳. توابع عضویت برای مقادیر خروجی K_p' و K_d' [۱۸]



شکل ۲. توابع عضویت برای مقادیر ورودی [۱۸]



شکل ۴. توابع عضویت برای مقدار خروجی α [۱۸]



شکل ۵. نمای کلی از قانون هدایتی در نظر گرفته شده با آرایش رهبر-پیرو

جدول ۲. قوانین فازی برای K_d' [۱۸]

		$\dot{e}(t)$						
		NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB
$e(t)$	NB	B	B	B	B	B	B	B
	NM	S	B	B	B	B	B	S
	NS	S	S	B	B	B	S	S
	ZO	S	S	S	B	S	S	S
	PS	S	S	B	B	B	S	S
	PM	S	B	B	B	B	B	S
	PB	B	B	B	B	B	B	B

جدول ۱. قوانین فازی برای K_p' [۱۸]

		$\dot{e}(t)$						
		NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB
$e(t)$	NB	۲	۲	۲	۲	۲	۲	۲
	NM	۳	۳	۲	۲	۲	۳	۳
	NS	۴	۳	۳	۲	۳	۳	۴
	ZO	۵	۴	۳	۳	۳	۴	۵
	PS	۴	۳	۲	۲	۳	۳	۴
	PM	۳	۳	۲	۲	۲	۳	۳
	PB	۲	۲	۲	۲	۲	۲	۲

مقایسه عملکرد روش ترکیبی با روش هدایت تحلیلی می‌باشد. مقدار λ ها در شبیه‌سازی برابر با 0.001 - در نظر گرفته شده است.

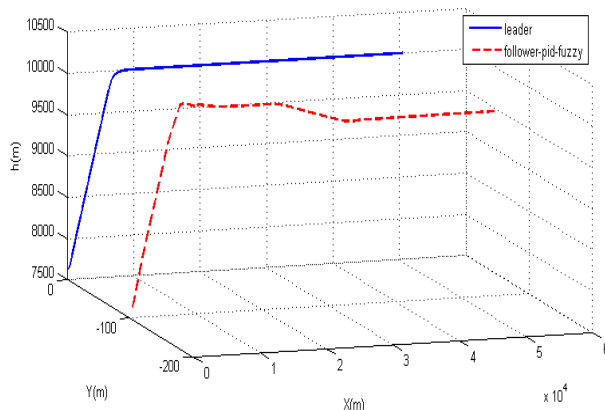
مانور اول شامل صعود از ارتفاع 7622 متر (ارتفاع تریم) به ارتفاع 10000 متر، افزایش سرعت از $247/7$ متر بر ثانیه (سرعت تریم) به 260 متر بر ثانیه، با زاویه سمت ثابت صفر درجه، افزایش فاصله نسبی (r) 100 متر تا 150 متر، (ξ) برابر صفر درجه، (χ) برابر 90 درجه می‌باشد.

مانور دوم شامل حفظ ارتفاع 7622 متر، حفظ سرعت $247/7$ متر بر ثانیه، فاصله نسبی 100 متر، (ξ) برابر صفر درجه، (χ) برابر 90 درجه می‌باشد.

زاویه سمت متغیر با زمان و عبارت است از (نمونه‌ای از مانور گردش):

$$\psi = \frac{\pi}{4} + \frac{3}{500}t$$

شبیه‌سازی برای مدت 200 ثانیه در نظر گرفته شده است.



شکل ۶. نمای سه‌بعدی مانور اول

اول نشان می‌دهد. همچنین شکل ۹ خطای پارامترهای ارتفاع، سرعت و زاویه سمت میان رهبر و پیرو را در روش ترکیبی نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که تمامی خطاها به سمت صفر میل می‌کند. بنابراین می‌توان بیان نمود که در مانور اول روش هدایت ترکیبی به‌خوبی توانسته مانور را انجام دهد و در مقایسه با روش تحلیلی در نمودارهای مختلف سریعتر عمل کرده است. همچنین مانور افزایش فاصله نسبی به‌خوبی انجام شده است و همه نمودارها با کمترین فراجهش قابل قبول برای خود به مقدار مطلوب رسیده‌اند. مطابق شکل ۱۰ (مانور دوم) مانور گردش برای رهبر و پیرو می‌باشد. همچنین شکل ۱۲ زاویه سمت مطلوب برای

جدول ۳. قوانین فازی برای α [۱۸]

		$e(t)$						
		NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB
$e(t)$	NB	S	S	S	S	S	S	S
	NM	B	S	S	S	S	S	B
	NS	B	B	S	S	S	B	B
	ZO	B	B	B	S	B	B	B
	PS	B	B	S	S	S	B	B
	PM	B	S	S	S	S	S	B
	PB	S	S	S	S	S	S	S

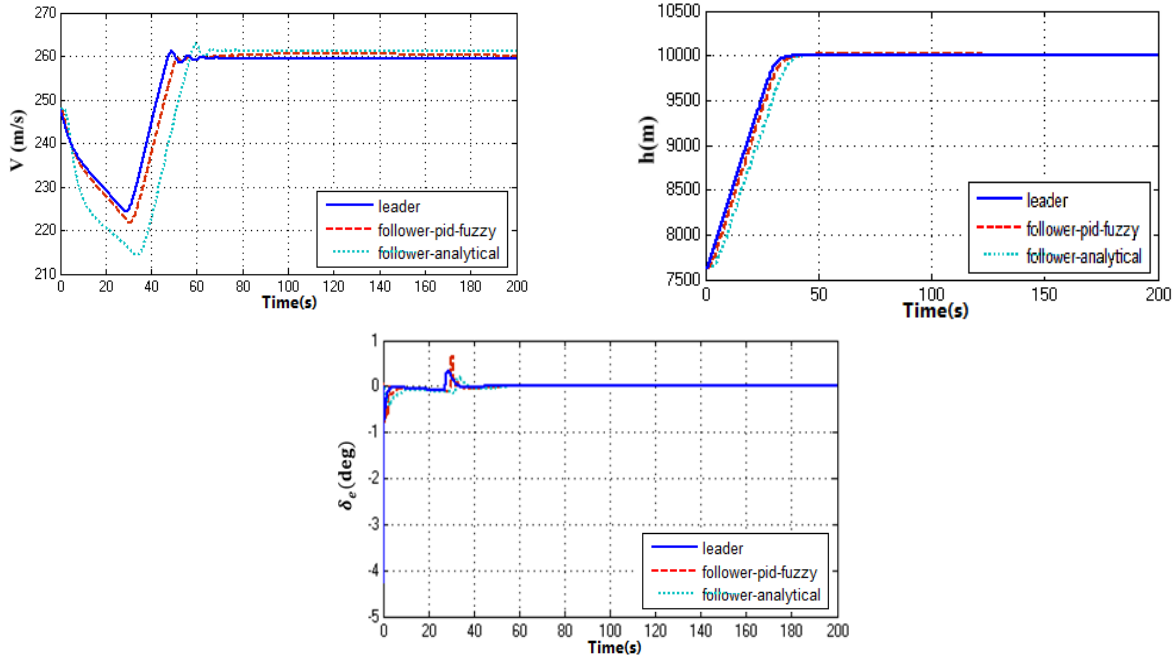
۵. نتایج شبیه‌سازی

صحت‌سنجی روش هدایتی، با استفاده از شبیه‌سازی هواپیمای بی‌سرنشین $MQM-107A$ با موتور توربوجت، ساخت ایالات متحده آمریکا ارزیابی می‌شود. جهت صحت‌سنجی و اعتبارسنجی دو مانور برای رهبر در نظر گرفته شده است. هدف از این کار

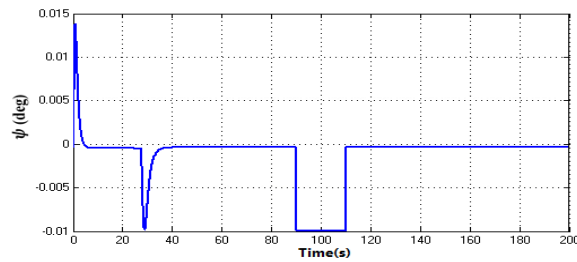
انتخاب گروه با دو هواپیمای بی‌سرنشین صرفاً جهت مقایسه روش ترکیبی و روش تحلیلی می‌باشد. از اینرو روش بیان‌شده برای گروه‌ها با تعداد بیشتر نیز قابلیت پیاده‌سازی دارد. شکل ۶ نمای سه‌بعدی از مانور اول را نشان می‌دهد. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، این مانور علاوه بر افزایش ارتفاع، قابلیت تغییر پیکربندی میان رهبر و پیرو را نشان می‌دهد. بر اساس شکل ۷ می‌توان بیان نمود که با افزایش تلاش کنترلی توسط پیرو با استفاده از روش ترکیبی با PID - فازی نسبت به روش تحلیلی موجب شده که عکس‌العمل پارامترهای ارتفاع و سرعت پیرو افزایش یابد. شکل ۸ زاویه سمت مطلوب برای پیرو را در مانور

فراجهشی کمتر و پایدارتر ولی نیاز به صرف زمان بیشتر برای رسیدن به مقدار مطلوب نسبت به حالت تحلیلی است. اما به دلیل اینکه سرعت در این مانور در حالت تریم خود قرار دارد و مقدار خطای سرعت نسبت به مقدار مطلوب کمتر از ۰/۵ متر بر ثانیه می‌باشد، قابل صرف نظر می‌باشد.

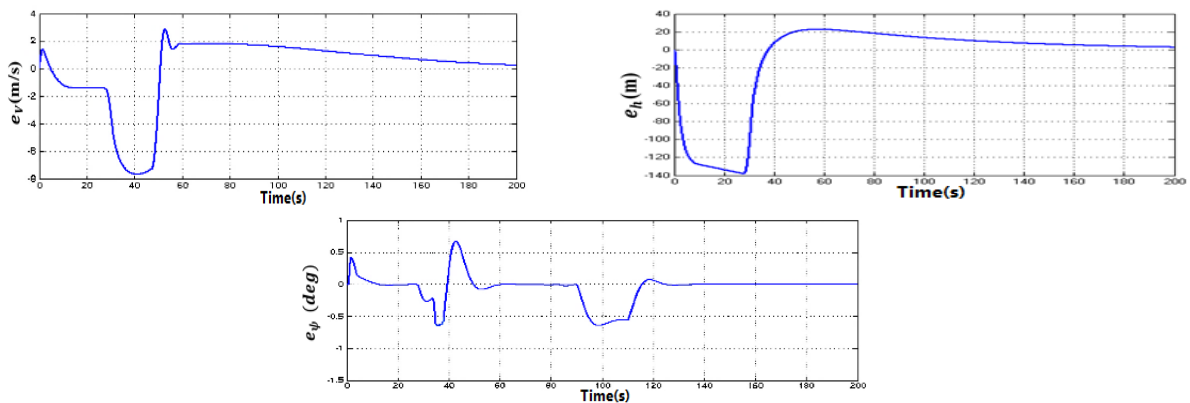
پیرو جهت مانور گردش را نشان می‌دهد. شکل ۱۱ نمودار پارامترهای ارتفاع و سرعت رهبر و پیرو را برای هدایت تحلیلی و ترکیبی نشان داده است. برای پارامتر ارتفاع مشاهده می‌شود که روش ترکیبی دارای فراجهشی کمتر و عکس‌العمل سریعتر نسبت به روش تحلیلی می‌باشد. برای پارامتر سرعت روش ترکیبی دارای



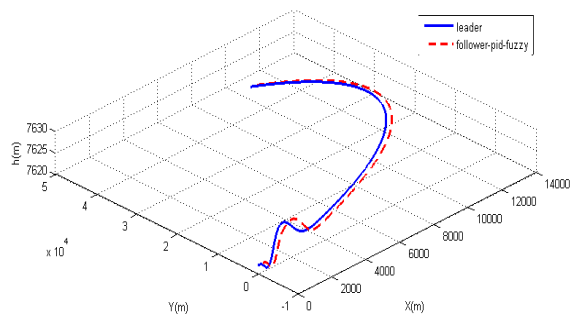
شکل ۷. نمودارهای سرعت، ارتفاع و زاویه الویتور در مانور اول برای رهبر، پیرو تحلیلی و پیرو PID - فازی



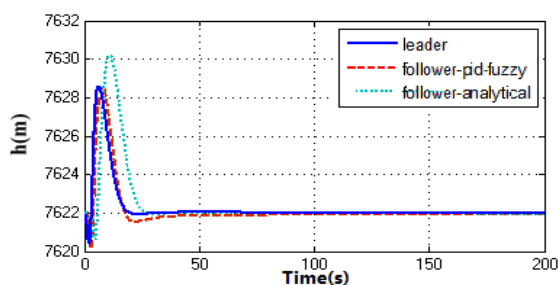
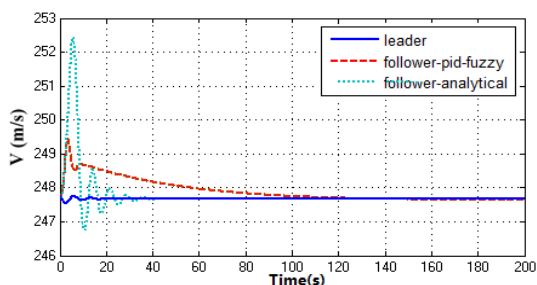
شکل ۸. نمودار زاویه سمت برای پیرو در مانور اول



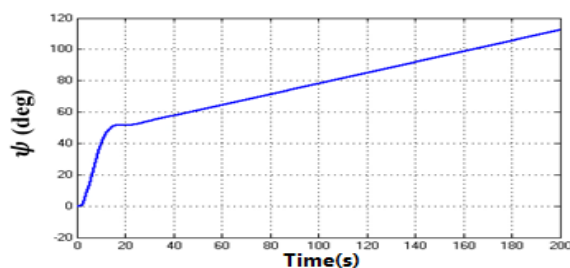
شکل ۹. خطای ارتفاع، سرعت و زاویه سمت بین رهبر و پیرو در حالت PID - فازی



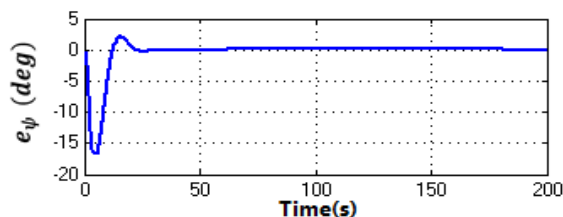
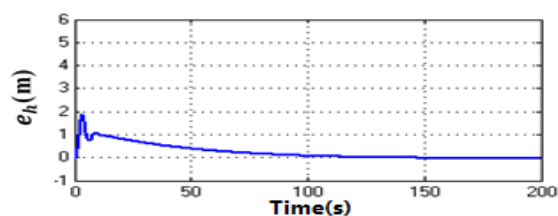
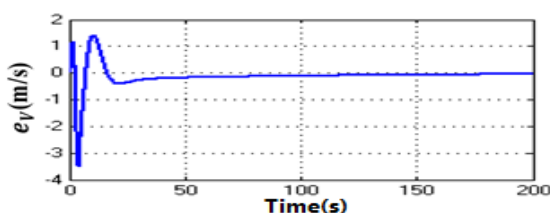
شکل ۱۰. نمای سه‌بعدی مانور دوم



شکل ۱۱. نمودار ارتفاع و سرعت در مانور دوم برای رهبر، پیرو تحلیلی و پیرو PID - فازی



شکل ۱۲. نمودار زاویه سمت برای پیرو برای مانور دوم



شکل ۱۳. خطای ارتفاع، سرعت و زاویه سمت بین رهبر و پیرو در حالت PID - فازی

تحلیلی از نظر سرعت پاسخ عمل کرده است. در واقع عملکرد سیستم را نسبت به فرمان افزایش داده است.

بنابراین در مانور دوم هدایت مشاهده می‌شود که مانور گردش به‌خوبی انجام شده است. چنانچه در نمودارهای سرعت و ارتفاع مانور دوم همانند مانور اول، روش ترکیبی نیز بهتر از روش

۶. نتیجه‌گیری

در این مقاله، ابتدا چگونگی مدل‌سازی و روش کنترلی استفاده شده برای هواپیمای بی‌سرنشین توضیح داده شد. روش تحلیلی در هدایت برگرفته از مبانی کنترل غیرخطی برای حالت رهبر - پیرو ارائه شد. در مقاله حاضر با استفاده از کنترلر PID - فازی در ترکیب با روش هدایت تحلیلی عملکرد هدایت بهبود بخشیده شد. به طوری که با افزایش تلاش کنترلی در سیستم، به سرعت سیستم بدون ایجاد فراجش قابل توجهی افزوده شد. این امر موجب بهبود عملکرد هدایت در بین رهبر و پیرو گردید. بنابراین سریعتر به آرایش مناسب با یکدیگر خواهند رسید. در واقع زمان اجرای دستور بین رهبر و پیرو، از ۵ ثانیه به کمتر از ۲ ثانیه کاهش یافته

است. همچنین انجام مانور میان رهبر و پیرو جهت تغییر پیکربندی به منظور عبور از موانع و غیره سریعتر صورت می‌گیرد. به علاوه امکان انجام هرگونه مأموریتی برای هواپیمای بی‌سرنشین وجود دارد. زیرا هدایت در نظر گرفته شده محدود به صفحه نمی‌باشد.

پیوست

همان‌گونه که اشاره شد، هواپیمای استفاده شده برای شبیه‌سازی هواپیمای بی‌سرنشین MQM-107A می‌باشد. مشخصات هندسی و ضرایب ائرودینامیکی و پایداری آن به ترتیب در جدول ۴ و ۵ آورده شده است.

جدول ۴. مشخصات هندسی و اینرسی MQM - 107A

مقدار	پارامترهای موتور	مقدار	ضرایب ائرودینامیکی	مقدار	مقادیر اینرسی و هندسی
۰/۰۱۶۰۱	C_{Tx1}	۰/۰۸۸	C_{L0}	۳/۰۱	$b(m)$
۰/۰۰۷۴۵	C_{mT1}	۰/۰۱۶	C_{D0}	۲/۴۹	$S(m^2)$
۳۵۰۰	$T_{max}(N)$.	C_{Y0}	۰/۸۸۹	$\bar{c}(m)$
.	$\alpha_T(deg)$	-۰/۰۰۹۸	C_{m0}	۴۵۰	$m(Kg)$
-----	-----	۰/۱۲۶۱	C_{L1}	۷۲/۷۱	$I_{xx}(Kg.m^2)$
-----	-----	۰/۰۱۶	C_{D1}	۷۷۳/۱۵	$I_{yy}(Kg.m^2)$
-----	-----	-۰/۰۰۷۵	C_{m1}	۷۸۶/۵۶	$I_{zz}(Kg.m^2)$
-----	-----	-----	-----	۱۴/۲۹۵	$I_{xz}(Kg.m^2)$

جدول ۵. ضرایب ائرودینامیکی و کنترلی طولی و عرضی هواپیمای MQM - 107A

مقدار	ضرایب کنترلی عرضی	مقدار	ضرایب کنترلی عرضی	مقدار	ضرایب کنترلی طولی	مقدار	ضرایب کنترلی طولی
۰/۰۴۵۷۹	$C_{Y\beta}(rad^{-1})$	-۰/۷۳۹	$C_{Y\beta}(rad^{-1})$	۲/۷۶۱۶	$C_{L\dot{\alpha}}(rad^{-1})$	۴/۵۷۲۲	$C_{L\alpha}(rad^{-1})$
۰/۰۰۶۳۳	$C_{l\beta}(rad^{-1})$	-۰/۰۳۵	$C_{l\beta}(rad^{-1})$.	$C_{D\dot{\alpha}}(rad^{-1})$	۰/۰۴۶۴	$C_{D\alpha}(rad^{-1})$
۰/۰۲۴۸۶	$C_{n\beta}(rad^{-1})$	۰/۲۸	$C_{n\beta}(rad^{-1})$	-۵/۸۵۶	$C_{m\dot{\alpha}}(rad^{-1})$	-۰/۹۰۷	$C_{m\alpha}(rad^{-1})$
.	$C_{Y\delta_a}(rad^{-1})$	-۰/۰۶۵	$C_{Y\delta_a}(rad^{-1})$	۰/۳۶۷۶	$C_{L\delta_e}(rad^{-1})$	۰/۰۵۰۵	$C_{L\delta_e}(rad^{-1})$
۰/۰۳۵۳۵	$C_{l\delta_a}(rad^{-1})$	-۰/۲۸۹	$C_{l\delta_a}(rad^{-1})$.	$C_{D\delta_e}(rad^{-1})$	۰/۰۰۴	$C_{D\delta_e}(rad^{-1})$
-۰/۵۲۹	$C_{n\delta_a}(rad^{-1})$	-۰/۰۹۵	$C_{n\delta_a}(rad^{-1})$	-۰/۷۸۲۵	$C_{m\delta_e}(rad^{-1})$	۰/۰۶۴۸	$C_{m\delta_e}(rad^{-1})$
۰/۲۰۵۶۸	$C_{Y\delta_r}(rad^{-1})$	۰/۳۳۱۷	$C_{Y\delta_r}(rad^{-1})$.	C_{Txu}	۷/۴۲۵۵	$C_{Lq}(rad^{-1})$
۰/۰۱۲۵۶	$C_{l\delta_r}(rad^{-1})$	۰/۰۳	$C_{l\delta_r}(rad^{-1})$.	C_{mTu}	.	$C_{Dq}(rad^{-1})$
-۰/۱۱۳۳	$C_{n\delta_r}(rad^{-1})$	-۰/۵۲۹	$C_{n\delta_r}(rad^{-1})$.	$C_{mT\alpha}(rad^{-1})$	-۱۰/۹۰۹	$C_{mq}(rad^{-1})$
.	$C_{nT\beta}(rad^{-1})$	-----	-----	-----	-----	-----	-----

$$\frac{\delta_e}{u_e} = \frac{\delta_a}{u_a} = \frac{\delta_r}{u_r} = \frac{20}{s+20} \quad (26)$$

$$\frac{\delta_t}{u_t} = \frac{20}{s+20} \quad (27)$$

ماکزیمم تغییرات زاویه پیچ برای هواپیما ۱۰- تا ۲۰+ درجه در نظر گرفته شده است.

در شبیه‌سازی دینامیک موتور توسط سیستم مرتبه اول زیر مدل‌سازی شده است:

$$\frac{\Delta T}{\delta_t} = \frac{0.3}{s+0.3} \quad (28)$$

همچنین ماکزیمم تغییرات عملگرهای رادر و ایلرون و الویتور ۲۰± درجه می‌باشد. دینامیک عملگرها به صورت زیر است [۲۰]:

- [1] Y. Li, B. Li, Zhao Sun, Y. D. Song, Fuzzy Technique Based Close Formation Flight Control, *IEEE; Conference: Industrial Electronics Society*, 2005.
- [2] Z. Lin, W. Ding, G. Yan, C. Yu, A. Giua, Leader-follower formation via complex Laplacian, *Automation*, vol. 49, no. 6, pp. 1900-1906, 2013.
- [3] P. Desai Jaydev, Vijay Kumar, James P. Ostrowski, Control of changes in formation for a team of mobile robots, *Proceedings of the 1999 IEEE, International Conference on Robotics & Automation Detroit, Michigan May 1999* Page1556,1558.
- [4] Xie, Feng, Ximing, Zhang, Fierro, Rafael, Motter, Mark, Autopilot-based Nonlinear UAV formation Controller with Extremum-seeking, Proceeding of the 4th IEEE Conference on Decision and Control, and the European Control Conference, Seville, Spain, Dec. 2005.
- [5] Yu Gu, Brad Seanor, G.Campa, M.R.Napolitano, S.Gururajan, L.Rowe; Autonomous Formation Flight: Hardware Development; IEEE, 2006.
- [6] H. Rezaee, F.Abdollahi and M.B.Menhaj, Model-Free Fuzzy Leader-Follower Formation Control of Fixed Wing UAVs, IEEE, 1th Iranian Conference On Fuzzy Systems, 2013.
- [7] Ki-Hyun Bae, Yong-Baek Kim, Young-Kiu Choi, A Fuzzy Compensated PID Controller for Formation Control of Mobile Robots, Proceedings of 2014 International Conference on Modelling, Identification and Control, Melbourne, Australia, December 3-5, 2014, Page1-2.
- [8] Marianne Sisto, Dongbing Gu, A Fuzzy Leader-Follower Approach to Formation Control of Multiple Mobile Robots, Proceedings of the 2006 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, October 9-15, 2006, Beijing, China, Page1-2.
- [9] W. Pengji, Yang Di, PD-Fuzzy Formation Control For Spacecraft Formation Flying in Elliptical Orbits, *Elsevier, Aerospace Science and Technology*, vol. 7 , 2003, pp. 561-566.
- [10] Pang Rui, Multi-UAV Formation Maneuvering Control Based on Q-Learning Fuzzy Controller, *IEEE*, 2010, Page1.
- [11] B. L. Stevens, F. L. Lewis, *Aircraft Control and Simulation*, 1992.
- [12] F. Hale, *Introduction to Aircraft Performance, Selection and Design*, 1984.
- [13] Jan Roskam, *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Control*, Part1, 1979.
- [14] A. Askari, M. Mortazavi, H. A. Talebi, UAV Formation Control Via The Virtual Structure Approach, *ASCE, Journal Of Aerospace Engineering*, 2013.
- [15] Praney Dubey, Vineet Singh, Mohit Mangal, Design and Comparison Of Control Schemes For UAV Autopilot, *ELSEVIER, 1st IFAC Workshop on Embedded Guidance, Navigation and Control in Aerospace*, 2012, Vol. 45, pp. 103-108.
- [16] T. J. J. Lombaerts, H. O. Huisman; Q. P. Chu, J. A. Mulder, D. A. Joosten, Nonlinear Reconfiguring Flight Control Based On Online Physical Model Identification, *AIAA, Journal Of Guidance, Control And Dynamics*, 2009, vol. 32, no. 3.
- [17] M. A. Dehghani, M. B. Menhaj, Communication Free Leader-Follower Formation Control Of Unmanned Aircraft Systems, *Robotics And Autonomous System*, 2016, pp. 69-75.
- [18] M. Zhen-Yu, S. I. Tomizuka, Fuzzy Gain Scheduling Of PID Controllers, *IEEE Transactions On System. Man, And Cybernetics*, 1993, vol. 23, no. 5.
- [19] Dali Zhou, Qingbo Geng, Multi Model And Fuzzy PID Control for Fixed-Wing UAV, *ICMRA, 3rd International Conference on Mechatronics, Robotics and Automation*; 2015.
- [20] Jan Roskam, *Airplane Flight Dynamics And Automatic Flight Controls*, 1998.

-
1. Configuration
 2. Elevator
 3. Throttle
 4. Aileron
 5. Rudder
 6. Mamdani
 7. Sugeno