

طراحی سامانه کنترلی کشتی هوایی جهت عبور از قیچی باد با رویکرد برنامه‌ریزی بهره‌دینامیکی

محمدعلی امیری آتشگاه^۱، جاوید حسین پور زاویه جکی^۲، اتابک عظیمی^۳

۱ استادیار، دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران، atashgah@ut.ac.ir

۲ و ۳ کارشناس ارشد، دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران

تاریخ دریافت: ۱۳۹۴/۱۲/۱۸

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۵/۰۹/۱۷

چکیده

ابعاد بزرگ و پایین بودن مانورپذیری کشتی هوایی سبب شده است تا این وسیله در برابر شرایط بد جو آسیب‌پذیر باشد. به دلیل ماهیت غیرخطی پدیده قیچی باد، استفاده از روش‌های کنترل کارآمد اجتناب‌ناپذیر است. در این پژوهش، برای یک کشتی هوایی، در مواجهه با قیچی باد در فاز نشست، کنترلگری با رویکرد برنامه‌ریزی بهره‌دینامیک توسعه داده می‌شود. در ابتدا مدل‌سازی دینامیکی شش درجه آزادی کشتی هوایی انجام شده و مدل تحلیلی ویکوری^۱ به معادلات حرکت الحاق می‌گردد. نتایج شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهد که تغییر قابل ملاحظه‌ای بدون حضور سامانه کنترلی مناسب در حین پرواز در پارامترهایی از جمله ارتفاع، جابه‌جایی عرضی و زاویه غلت پدید می‌آید. برای اعتبارسنجی و مقایسه نتایج با روش پیشنهادی، یک کنترلگر تنظیم‌کننده درجه دو خطی بر کشتی هوایی جهت حفظ تعادل و شرایط دائمی پرواز اعمال می‌گردد. نتایج حاصل نشان‌دهنده اهمیت روش کنترلگر غیرخطی و توانایی این روش در کنترل کشتی هوایی در شرایط بد جو نسبت به روش کنترلر خطی است. با مطالعه نتایج چنین برداشت می‌شود که کنترلگر برنامه‌ریزی بهره‌دینامیک توانسته است تغییرات زیاد ارتفاع، جابه‌جایی عرضی و زاویه غلت را به خوبی کنترل کند. این مهم با کنترل مقادیر زاویه حمله، سرعت عرضی و سرعت زاویه‌ای غلت انجام شده است.

واژگان کلیدی

کشتی هوایی، کنترل غیرخطی، برنامه‌ریزی بهره‌دینامیک، مایکروبرست، کنترلگر تنظیم‌کننده درجه دو خطی

۱. مقدمه

اکتشاف و جز این‌هاست [۱]. همچنین این وسائل نسبت به هواپیماهای بدون سرنشین^۲ در سرعت‌های پایین و ارتفاع کم، برتری دارند. مثلاً برخلاف وسائل پرنده با بال ثابت یا متحرک که

در طول دهه‌های اخیر، اهمیت استفاده از وسائل نقلیه سبکتر از هوا افزایش یافته است، که دلیل آن، کاربردهای گسترده این وسائل در زمینه ارتباطات، مراقبت، تبلیغات، دیده‌بانی، بازرسی،

نیروی برآی خود را از پدیده‌های ائرو‌دینامیک به‌دست می‌آورند، کشتی‌های هوایی این نیرو را از آثار غوطه‌وری به‌دست می‌آورند. این ویژگی باعث بی‌صدا بودن و سازگاری با محیط است و برای کاربردهای محیطی با مدت زمان زیاد بسیار مفید است [۱].

از جمله فزاینده‌های پروازی مهم در وسایل هوایی، فاز نشست و برخاست است. به‌دلیل سرعت پایین این وسایل در هنگام مواجهه با بادهای ناشناخته، مشکلات عدیده‌ای هوایی در این دو فاز ایجاد می‌شود که اهمیت کنترل وسیله هوایی در این دو فاز در برخورد با جریان‌های هوای ناشناخته نمایان می‌شود. از جمله این جریان‌های متلاطم، مایکروبرست است. مایکروبرست به‌وسیله جریان‌های رو به پایین، که حاصل رعدوبرق است، ایجاد می‌شود و در نزدیکی سطح زمین با ایجاد قیچی باد، حرکت این جریان‌ها هوا معکوس می‌گردد [۳]. اگر مایکروبرست در نزدیکی فرودگاه اتفاق بیافتد نشست و برخاست به سختی انجام خواهد شد. طراحی کنترلگر برای رهایی از این پدیده از جمله مواردی است که بسیار اهمیت دارد. رویکردهای کنترلی برای این وسایل شامل دو دسته روش‌های کنترل سنتی و پیشرفته است [۴]. الگوریتم‌های کنترل کلاسیک (مانند روش تناسبی - انتگرالی و مشتقی^۱) مزایایی از جمله سادگی در پیاده‌سازی و ایجاد عملکرد کنترلی قابل اعتماد دارند. از سوی دیگر، روش‌های کنترل پیشرفته به‌طور گسترده‌تری در این وسایل، پیاده‌سازی و توسعه داده شده است تا پیچیدگی و ناپایداری پرواز محیطی به‌طرز قابل قبولی کنترل شود [۵-۶].

در بحث مایکروبرست و رهایی از این پدیده، تاکنون پژوهش‌های متعددی انجام شده است که در آنها رویکردهای متفاوتی برای فرار از این پدیده ارائه شده است. از جمله آنها، سه روش برای فرار از مایکروبرست توسط اداره هوانوردی فدرال^۲ پیشنهاد شده است [۵]. کاربرد این روش‌ها در فازهای تقرب و نشست است و از دیدگاه ایمنی شامل کنترل ارتفاع، زاویه شیب و نرخ نزول می‌باشد. با بررسی ضریب ایمنی وسیله پرنده به‌وسیله یک تابع تصادفی، این نتیجه حاصل می‌شود که ایمنی با کاهش ارتفاع تا ارتفاع مشخصی افزایش یافته و پس از آن روند نزولی دارد. در گام بعد، دو تقریب متفاوت برای مقایسه استفاده می‌شود. در تقریب اول تاریخچه زمانی متغیرهای مختلف ثبت و انیمیشن از حرکت وسیله پرنده ارائه می‌شود. در تقریب دوم توزیع احتمال حداقل ارتفاع توسط روش مونت کارلو^۳ تخمین زده می‌شود. این تخمین در حالی اعمال می‌شود که پارامترهای استاتیک

مایکروبرست شناسایی شده‌اند. هر دو تقریب پیشنهاد می‌دهند که با فرض نبود عامل انسانی، کنترل ارتفاع و زاویه شیب از ایمنی بیشتری نسبت به کنترل نرخ نزول برخوردار است [۷]. در مرجع [۸] مدل سه‌بعدی مایکروبرست به شکل پارامتری توسط انحراف حلقه ورتکس و آثار تجمعی چندین ورتکس مدل شده است. نتایج نشان می‌دهد که با توسعه‌پذیری، معقولیت و اثربخشی بالا، مدل سه‌بعدی مایکروبرست با منظور نمودن آثار باد برشی با مدل واقعی میدان باد یکسان می‌شود. در بحث کنترلگر برنامه‌ریزی بهره دینامیک، مقالات معدودی در سیستم‌های مختلف با انجام ساده‌سازی در مرتبه دینامیکی سیستم، این روش را پیاده‌سازی کرده‌اند؛ از جمله در مرجع [۹] برای کنترل هوایمی جنگنده اف. ۱۶، صرفاً برای مدل کاهش یافته بخش طولی (مرتبه ۲) از روش برنامه‌ریزی بهره دینامیک استفاده شده است. از این روش در بخش طولی نیز برای محاسبه محور گام^۴ اتوپیلوت در موشک هوا به هوا استفاده شده است و نتایج، نشان‌دهنده مؤثر بودن نسبی این استراتژی کنترلی در نقاط عملیاتی انتخابی، پایداری، عملکرد و مقاومت بودن در حلقه بسته است [۱۰]. در مرجع [۱۱] به‌منظور طراحی کنترلگر بهره دینامیکی، ساختار کنترلی استاندارد از متغیر حالت پس‌خور مشاهده‌پذیر به‌همراه کنترل انتگرالی به‌کار گرفته شده است. این ساختار کنترلی همراه عملکرد تابع‌های وزنی اچ. تو و اچ اینفینیتی^۵ به مدل پارامتر - متغیر - خطی سیستم به‌منظور به‌دست آوردن مدل کلی سیستم اضافه شده است. تلاش کنترلی اچ. تو و تغییر پارامتر خطی به‌طور آشکاری کمتر از کنترلر تناسبی - انتگرالی است. اصلاحات تلاش کنترلر که توسط کنترلر پارامتر - متغیر - خطی تولید می‌شود کوچکتر از آنهاست که توسط کنترلر اچ. تو تولید می‌شود؛ چون این کنترلر بهره پایین‌تری نسبت به کنترلر اچ. تو دارد.

۲. معادلات دینامیکی کشتی هوایی

در این مقاله، نخست به‌منظور طراحی کنترلگر، معادلات دینامیکی برای پیکربندی کشتی هوایی وای. ای. زد. ۲ ای. توسعه داده شده است [۱۲-۱۳]. در شکل ۱ نمای از کشتی هوایی مورد مطالعه در این پژوهش، سطوح کنترلر مورد استفاده و محورهای مختصات بدنی مورد استفاده، نمایش داده شده است. دینامیک این کشتی هوایی می‌تواند توسط یک جرم با نیرو و ممان‌های اعمالی روی آن مدل شود. قالب نهایی معادلات حالت به قرار ۱ است:

$$X_{\dot{u}} = -\frac{k_1 B}{g} \quad (10)$$

$$Y_{\dot{v}} = -\frac{k_2 B}{g} \quad (11)$$

$$M_{\dot{q}} = -k' \frac{m[l^2+d^2]}{20} \quad (12)$$

$$Z_{\dot{w}} = Y_{\dot{v}} \quad (13)$$

$$N_{\dot{r}} = M_{\dot{q}} \quad (14)$$

به طوری که k_1 و k_2 نسبت‌های اینرسی لمب^{۱۱} برای حرکت در راستای محورهای طولی (OX) و عرضی (OY) است و k' نسبت اینرسی لمب برای چرخش حول محور عرضی (OY) است. این ضرایب توسط روشی که در مرجع [۱۴] ارائه شده است محاسبه می‌شوند. مابقی ترم‌های مشتق شتابی در ماتریس جرم نادیده گرفته می‌شوند، همچنین F_d ماتریسی 6×1 است که ترم‌های دینامیکی مربوط به سرعت‌های خطی و زاویه‌ای را دربر می‌گیرد. اجزای تشکیل دهنده این ماتریس عبارت است از:

$$f_1 = -m_z w q + m_y r v + m \{ a_x [q^2 + r^2] - a_z r p \} \quad (15)$$

$$f_2 = -m_x u r + m_z p w + m \{ -a_x p q - a_z r p \} \quad (16)$$

$$f_3 = -m_y v p + m_x q u + m \{ -a_x r p + a_z [q^2 + p^2] \} \quad (17)$$

$$f_4 = -[J_z - J_y] r q + J_{xz} p q + m a_z [u r - p w] \quad (18)$$

$$f_5 = -[J_x - J_z] p r + J_{xz} [r^2 - p^2] + m \{ a_x [v p - q u] - a_z [w q - r v] \} \quad (19)$$

$$f_6 = -[J_y - J_x] q p - J_{xz} q r + m \{ -a_x [u r - p w] \} \quad (20)$$

ماتریس A دارای ۶ ستون و یک سطر است و دربردارنده نیروها و ممان‌های اثر دینامیکی‌ای است که روی کشتی هوایی اعمال می‌شود که روابط آن به صورت زیر است:

$$A_x = 0.5 \rho U_0^2 S \left(C_{x1} \cos^2 \beta + C_{x2} \left(\sin(2\alpha) \sin\left(\frac{\alpha}{2}\right) + \sin(2\beta) \sin\left(\frac{\beta}{2}\right) \right) + C_{x2} \right) \quad (21)$$

$$A_y = 0.5 \rho U_0^2 S \left(C_{y1} \sin(2\beta) \cos\left(\frac{\beta}{2}\right) + C_{y2} \sin(2\beta) + C_{y3} \sin(\beta) \sin(|\beta|) + C_{y4} (\delta_{RUDT} + \delta_{RUBB}) \right) \quad (22)$$

$$A_z = 0.5 \rho U_0^2 S \left(C_{z1} \sin(2\alpha) \cos\left(\frac{\alpha}{2}\right) + C_{y2} \sin(2\alpha) + C_{z3} \sin \alpha \sin(|\alpha|) + C_{y4} (\delta_{ELEV L} + \delta_{ELEV R}) \right) \quad (23)$$

$$M \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = F_d + A + G + P + F_G \quad (1)$$

به طوری که v و w سرعت‌های خطی در راستای محورهای OY ، OX و OZ و q و r مؤلفه سرعت‌های زاویه‌ای حول این محورهاست. ماتریس M با ابعاد 6×6 است که شامل ترم‌های جرم و اینرسی کشتی هوایی است.

$$M = \begin{bmatrix} m_x & 0 & 0 \\ 0 & m_y & 0 \\ 0 & 0 & m_z \\ m a_z - M_u & 0 & -m a_x - M_w \\ 0 & m a_x - N_v & 0 \\ 0 & m a_z - X_q & 0 \\ -m a_z - y_p & 0 & m a_x - y_r \\ 0 & -m a_z - Z_q & 0 \\ 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$m_x = m - X_{\dot{u}} \quad (3)$$

$$m_y = m - Y_{\dot{v}} \quad (4)$$

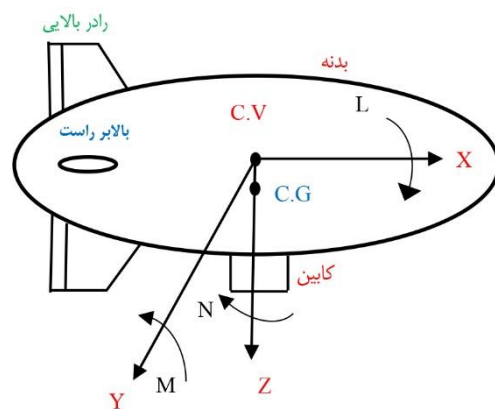
$$m_z = m - Y_{\dot{w}} \quad (5)$$

$$J_x = I_x - L_p \quad (6)$$

$$J_y = I_y - M_q \quad (7)$$

$$J_z = I_z - M_r \quad (8)$$

$$J_{xz} = I_{xz} + N_p = I_{xz} + L_r \quad (9)$$



شکل ۱. نمایه کشتی هوایی، متعلقات و محورهای دستگاه بدنی

در عمل، بعضی از جرم‌ها و ممان‌های مجازی^{۱۰} نادیده گرفته می‌شوند. مابقی جرم‌ها و ممان‌های مجازی نیز با نمایش استاندارد می‌شوند که در ادامه آمده است، ارائه می‌شوند.

کشتی هوایی است. در ادامه ماتریس P نیز که نیروها و ممان‌های سامانه پیشران را شامل می‌شود به صورت ۳۸ تعریف می‌شود.

$$G = \begin{bmatrix} \lambda_{31} [W-B] \\ \lambda_{32} [W-B] \\ \lambda_{33} [W-B] \\ -\lambda_{32} a_z W \\ [\lambda_{31} a_z - \lambda_{33}] W \\ \lambda_{32} a_x W \end{bmatrix} \quad (35)$$

$$W = B + Hg \quad (36)$$

$$B = V\rho g \quad (37)$$

$$P = [X_{prop} \quad Y_{prop} \quad Z_{prop} \quad L_{prop} \quad M_{prop} \quad N_{prop}] \quad (38)$$

مؤلفه‌های ماتریس ۳۸ از روابط ۳۹ تا ۴۴ به دست می‌آید:

$$X_{prop} = (T_{d_i} + T_{d_p}) \cos \mu \quad (39)$$

$$Y_{prop} = 0 \quad (40)$$

$$Z_{prop} = -(T_{d_i} + T_{d_p}) \sin \mu \quad (41)$$

$$L_{prop} = (T_{d_p} - T_{d_i}) \sin \mu d_y \quad (42)$$

$$M_{prop} = (T_{d_i} + T_{d_p}) (d_z \cos \mu d_x \sin \mu) \quad (43)$$

$$N_{prop} = (T_{d_p} - T_{d_i}) \cos \mu d_y \quad (44)$$

برای انتقال و تبدیل دستگاه‌های مختصات از روش زوایای اولر به شکل رابطه ۴۵ استفاده می‌شود. گفتنی است به دلیل پیچیدگی‌های دینامیکی کشتی هوایی و توسعه معادلات حول مرکز حجم پرنده، در پیاده‌سازی روش برنامه‌ریزی بهره‌دینامیکی، از دینامیک موجود در مکانیزمها و عملگرها صرف‌نظر می‌شود.

۳. مدل ریاضی مایکروبرست

مدل مایکروبرست مورد استفاده در این مقاله، مدل سه‌بعدی ارائه‌شده توسط ویکوری [۱۵] است. مدل مذکور مدلی تحلیلی و متقارن است که برای حالت پایا توسعه یافته و از توابع شکل‌دهی برای ارضای معادله پیوستگی جرم و آثار لایه مرزی استفاده می‌کند [۱۶-۱۷]. مدل ویکوری یکی از واقع‌گراترین مدل‌های تحلیلی برای شبیه‌سازی پدیده مایکروبرست است. نتایج این مدل با داده‌های اندازه‌گیری‌شده هواشناسی فرودگاهی در شمال ایالت ایلینویز^{۱۴} ایالات متحده آمریکا اعتبارسنجی شده است [۱۵]. در ادامه، مؤلفه‌های سرعت باد مایکروبرست به صورت روابط ۴۶ تا ۴۸ خواهد بود:

$$A_L = 0.5 \rho U_0^2 l S (C_{L1} (\delta_{ELEVL} - \delta_{ELEVR} + \delta_{RUDB} - \delta_{RUDT}) + C_{L2} (\sin \beta \sin |\beta| + (+0.5 \rho S (C_{L3} r|r| + C_{L4} P|P|))) \quad (24)$$

$$A_M = 0.5 \rho U_0^2 S \left(C_{M1} \cos \left(\frac{\alpha}{2} \right) \sin(2\alpha) + C_{M2} \sin(2\alpha) + C_{M3} \sin(\alpha) \sin(|\alpha|) + C_{M4} (\delta_{ELEVL} + \delta_{ELEVR}) + 0.5 \rho S C_{M5} q|q| \right) \quad (25)$$

$$A_N = 0.5 \rho U_0^2 l S \left(C_{N1} \cos \left(\frac{\beta}{2} \right) \sin(2\beta) + C_{N2} \sin(2\beta) + C_{N3} \sin(\beta) \sin(|\beta|) + C_{N4} (\delta_{RUDT} + \delta_{RUDB}) + 0.5 \rho S C_{M5} r|r| \right) \quad (26)$$

گفتنی است نحوه محاسبه پارامترهای مربوط به هر یک از نیروها در مرجع [۱۲] قابل ملاحظه است:

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{w}{u} \right) \quad (27)$$

$$\beta = \sin^{-1} \left(\frac{v}{V_{total}} \right) \quad (28)$$

$$V_{total} = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \quad (29)$$

برای محاسبه مساحت سطح بدنه کشتی هوایی، که به صورت یک بیضی با قطر اصلی و فرعی a و b است، با فرض $a > b$ می‌توان نوشت:

$$S = \pi b \left(\frac{b^2 \sin e}{e} \right) \quad (30)$$

$$e = \sqrt{\frac{a^2 - b^2}{a}} \quad (31)$$

اگر $a < b$ باشد، مساحت سطح بدنه برای بیضوی پهن‌شده به صورت زیر است:

$$S = \pi b \frac{a^2 \sinh f}{f} \quad (32)$$

$$f = \frac{be}{a} \quad (33)$$

$$e = \sqrt{\frac{b^2 - a^2}{b}} \quad (34)$$

در ادامه نیز ماتریس G ، که شامل ترم‌های نیروها و ممان‌های گرانشی و غوطه‌وری^{۱۲} است، به صورت رابطه ۳۵ قابل بیان است. که در آن λ_j المان‌های ماتریس کسینوس هادی^{۱۳} است. همچنین، وزن کل و نیروی غوطه‌وری کشتی هوایی از روابط ۳۶ و ۳۷ به دست می‌آید؛ که در آن H معرف مقدار جرم

$$\begin{Bmatrix} u_B \\ v_B \\ w_B \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \cos \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ \sin \varphi \sin \theta \cos \psi - \cos \varphi \sin \psi & \sin \varphi \sin \theta \sin \psi + \cos \varphi \sin \psi & \sin \varphi \cos \theta \\ \cos \varphi \sin \theta \cos \psi & \cos \varphi \sin \theta \sin \psi - \sin \varphi \cos \psi & \cos \varphi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u_i \\ v_i \\ w_i \end{Bmatrix} \quad (45)$$

$$u_w = \frac{\lambda x}{2} \left(e^{c_1 \left(\frac{z}{z_m} \right)} - e^{c_2 \left(\frac{z}{z_m} \right)} \right) e^{\left[\frac{2-(x^2+y^2)}{2a} \right] \frac{a}{p^2}} \quad (46)$$

$$v_w = \frac{\lambda x}{2} \left(e^{c_1 \left(\frac{z}{z_m} \right)} - e^{c_2 \left(\frac{z}{z_m} \right)} \right) e^{\left[\frac{2-(x^2+y^2)}{2a} \right] \frac{a}{p^2}} \quad (47)$$

$$w_w = \lambda \left\{ \frac{Z_m}{C_1} \left[e^{c_1 \left(\frac{z}{z_m} \right)} - 1 \right] - \frac{Z_m}{C_2} \left[e^{c_2 \left(\frac{z}{z_m} \right)} - 1 \right] \right\} \times \left[1 - \frac{(x^2+y^2)^a}{2r_p^{2a}} \right] e^{\left[\frac{2-(x^2+y^2)}{2a} \right] \frac{a}{p^2}} \quad (48)$$

همچنین، برای اثرگذاری و کویل با معادلات حرکت وسیله پرنده، این مقادیر با مؤلفه‌های سرعت زاویه‌ای وسیله پرنده جمع می‌شوند. گفتنی است در مسئله این تحقیق، مقادیر این مؤلفه‌ها بسیار ناچیز خواهد بود که در بخش نتایج به‌وضوح نمایان است.

۴. برنامه‌ریزی بهره دینامیکی

این روش شامل برنامه‌ریزی بهره‌های کنترلی با یکی (یا بیشتر) از حالت‌های سیستم است. با در نظر گرفتن ترم‌های پنهان کویلینگ، باید از اینکه بهره‌ها همیشه برای موقعیت فضای حالت حاضر تنظیم می‌گردد، اطمینان حاصل شود. این کار باعث پاسخی نزدیک ایده‌آل می‌شود. این روش برای سیستم‌های غیرخطی با تغییرات دینامیک سریع یا تغییرات شرایط کاری سیستم مناسب است. فرض طراحی بر این است که مدل خطی شده در فضای پیوسته نقاط عملیاتی موجود باشد. کنترلگر باید برای هر نقطه عملیاتی، عملکرد و مقاوم‌بودن مورد نیاز برای ماتریس ژاکوبین حلقه بسته را تأمین کنند. این کار نیازمند یک تبدیل برای برنامه‌ریزی با تغییرات سریع حالت است. تبدیل مورد نظر به وسیله تقریب انتگرال عددی با شرایط ویژه برای بهره‌های خطی طراحی شده انجام می‌گیرد. این کار، خطی‌سازی حلقه بسته، که توسط ماتریس ژاکوبین انجام می‌شود، را برای تغییرات پارامتر برنامه‌ریزی ثابت نگه می‌دارد و از ترم‌های پنهان کویلینگ نیز حذر می‌شود. در روش‌های دیگر مانند برنامه‌ریزی بهره حول نقاط ایستا^{۱۶} وقتی یک پارامتر حالت نسبت به پارامترهای ورودی تغییرات سریعی دارد شرایط پایداری سیستم را مخدوش می‌سازد.

گفتنی است این مقادیر با مؤلفه‌های سرعت وسیله پرنده جمع خواهد شد که آثار مربوطه در نیروها و ممان‌های اعمالی توسط پرنده ظاهر می‌شود. در ادامه، مدل ویکوری با انتخاب و مقداردهی چهار پارامتر به صورت زیر قابل پیاده‌سازی است. این چهار پارامتر به قرار زیر هستند:

۱. فاصله شعاعی وسیله پرنده از مرکز میکروپرست که

بیشترین سرعت افقی در جهت شعاعی در آن اتفاق می‌افتد

۲. ارتفاعی که بیشترین سرعت افقی در جهت عمودی در آن اتفاق می‌افتد

۳. بیشترین مقدار سرعت خروجی

۴. پارامتر شکل‌دهی (پیشنهاد ویکوری براساس مشاهدات شبیه‌سازی مساحت پایانی^{۱۵}، مقدار ۲ برای این پارامتر است)

در ادامه، فاکتور مقیاس‌گذاری λ توسط رابطه ۴۹ به دست می‌آید:

$$\lambda = \frac{2u_m}{r_p (e^{c_1} - e^{c_2}) e^{\frac{1}{2a}}} \quad (49)$$

همچنین، مقادیر سرعت‌های زاویه‌ای اعمالی توسط این مدل وسیله پرنده نیز از رابطه ۵۰ به دست می‌آید:

$$\begin{bmatrix} P_w \\ q_w \\ r_w \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \frac{\partial w_w}{\partial y} - \frac{\partial v_w}{\partial z} \\ \frac{\partial u_w}{\partial z} - \frac{\partial w_w}{\partial x} \\ \frac{\partial v_w}{\partial x} - \frac{\partial u_w}{\partial y} \end{bmatrix} \quad (50)$$

می‌گردد. چون رویکرد این بخش، شباهت‌های زیادی به روش کنترلی غیرخطی دینامیک - معکوس دارد، از مزایای این تشابه می‌توان در مقاوم‌سازی روش و بهبود کارایی محاسبات عددی در روش برنامه‌ریزی بهره‌دینامیک استفاده نمود [۹]. در ادامه، تابع برداری f مورد نیاز برای پیاده‌سازی روند استخراج بهره‌دینامیکی و اعمال آثار میکروپرست در آن به صورت 57 به دست می‌آید:

$$u = g^{-1}(x_1) [k_{e1}(x_1 - \bar{x}_1)] + k_{e2}(x_2 - \bar{x}_2) - f_1(x_1) - \frac{\partial f_2(x_2)}{\partial x_2}(x_2 - \bar{x}_2) \quad (56)$$

$$\begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \\ F_4 \\ F_5 \\ F_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = M^{-1}(F_d + A + G + P) \quad (57)$$

$$F_7 = \dot{x} = V_{\text{boat}} (\cos \beta \cos \alpha \cos \theta \cos \phi + \sin \beta (-\cos \phi \sin \psi + \sin \phi \sin \theta \cos \psi)) + u_x \quad (58)$$

$$F_8 = \dot{y} = V_{\text{boat}} (\cos \beta \cos \alpha \cos \theta \sin \psi + \sin \beta (\cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi)) + v_x \quad (59)$$

$$F_9 = \dot{z} = V_{\text{boat}} (-\cos \beta \cos \alpha \sin \theta + \sin \beta \sin \phi \cos \theta) + v_w \quad (60)$$

$$F_{10} = \dot{\phi} = p + q \sin \phi \tan \theta + r \cos \phi \tan \theta \quad (61)$$

$$F_{11} = \dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \quad (62)$$

$$F_{12} = \dot{\psi} = (q \sin \phi + r \cos \phi) \sec \theta \quad (63)$$

همچنین بردار کلی مؤلفه‌ها به صورت زیر است:

$$F = [F_1 \ F_2 \ F_3 \ F_4 \ F_5 \ F_6 \ F_7 \ F_8 \ F_9 \ F_{10} \ F_{11} \ F_{12}]^T \quad (64)$$

مقادیر u_w ، v_w و w_w پارامترهای مربوط به قیچی باد هستند که به معادلات دینامیکی حرکت انتقالی کشتی هوایی اضافه شده‌اند. در ادامه، تابع g نیز به صورت رابطه 65 پیشنهاد می‌شود. توسعه سامانه کنترلی با روش‌های پیشنهادی خطی و غیرخطی در دو فاز طولی و عرضی انجام شده است. در فاز طولی u ، w ، q ، θ و z پارامترهای حالت هستند و در فاز عرضی پارامترهای حالت شامل v ، ψ ، ϕ ، ψ و ψ می‌باشند. در این روش ماتریس بهره K_e براساس روش آزمون و خطا محاسبه می‌شود. در فاز طولی و در حضور میکروپرست با سرعت بیشینه 20 متر بر ثانیه ماتریس K_e به صورت رابطه 66 است. گفتنی است در فاز عرضی ماتریس K_e به صورت رابطه 67 خواهد بود.

تمامی منابع در برنامه‌ریزی بهره‌دینامیکی روی ایجاد روش‌های عددی به منظور تعریف برنامه‌ریزی برای یک کنترلر آفلاین محدود است. دو فرمول‌بندی مجزا برای این کنترلر در مآخذ [۹] و [۱۰] ارائه شده است. در مواردی که پس‌خور برای تمامی حالت‌ها انجام می‌شود، تشابهات مهمی بین این روش و روش دینامیک معکوس غیرخطی^{۱۷} مشاهده می‌شود. گفتنی است در توسعه این روش کنترلی از مراجع [۹]، [۱۰] و [۱۸] به صورت ترکیبی استفاده شده است. به منظور پیاده‌سازی رویکرد برنامه‌ریزی بهره‌دینامیک در یک کشتی هوایی، در ابتدا معادلات حرکت غیرخطی مربوطه به دو قسمت در بخش‌های طولی و عرضی جدا شده و هر کدام به صورت زیر مرتب می‌شود:

$$\dot{x} = f(x_1, x_2) + g(x_1)u \quad (51)$$

که $x_1 \in R^{n1}$ بردار پارامترهای حالت برنامه‌ریزی و $x_2 \in R^{n2}$ بردار پارامترهای حالت که برنامه‌ریزی نشده‌اند می‌باشد. در ادامه، ورودی کنترلی و بهره دینامیکی $\phi(x_1, x_{2d})$ این گونه تعریف می‌شود:

$$u = \phi(x_1, x_{2d})x = \phi_1(x_1, x_{2d})x_2 = \hat{\phi}(x_1, x_2, x_{2d}) \quad (52)$$

که نقطه‌ای است که برنامه‌ریزی بهره‌دینامیکی حول آن اعمال می‌شود. ماتریس ژاکوبین سیستم حلقه بسته نیز به صورت زیر است:

$$J(x_1, x_{2d}) = \begin{bmatrix} \frac{\partial f(x_1, x_{2d})}{\partial x_1} + \frac{\partial (g(x_1)\hat{\phi}(x_1, x_2, x_{2d}))}{\partial x_1} \\ \frac{\partial f(x_1, x_{2d})}{\partial x_2} + g(x_1)\phi_2(x_1, x_{2d}) \end{bmatrix} \quad (53)$$

$$J(x_1, x_{2d}) = [k_{e1} \ k_{e2}]$$

در رابطه 53 ، k_{e1} و k_{e2} بهره‌های ویژه بوده متناظر با x_1 و x_2 هستند. بنابراین ماتریس ژاکوبین سیستم حلقه بسته ثابت بوده و با نماد K_e قابل نمایش است که می‌تواند توسط طراح به صورت سعی و خطا انتخاب شود.

$$k_{e1} = \frac{\partial}{\partial x_1} f(x_1, x_{2d}) + \frac{\partial}{\partial x_1} (g(x_1)\hat{\phi}(x_1, x_2, x_{2d})) \quad (54)$$

در ادامه با انتگرال‌گیری نسبت به x_2 می‌توان نوشت:

$$\frac{\partial f(x_1, x_{2d})}{\partial x_2} x_2 + g(x_1)\phi_2(x_1, x_{2d})x_2 = k_{e2}x_2 + C_2(x_1, x_{2d}) \quad (55)$$

دستور کنترلی را می‌توان از رابطه 56 به دست آورد [۹]؛ که در آن \bar{x}_1 و \bar{x}_2 مقادیر ثابتی هستند که توسط طراح انتخاب

$$G = \begin{bmatrix} 9.38e-06 & 7.81e-07 & -3.2e-04 & 1.08e-05 & -3.2e-06 & 1.08e-04 \\ 9.38e-06 & -7.8e-07 & -3.2e-04 & -1.08e-05 & -3.2e-06 & -1.08e-04 \\ 0 & -9.2e-05 & 0 & -3.2e-06 & 0 & 4.26e-05 \\ 0 & -9.1e-05 & 0 & 1.08e-05 & 0 & 4.26e-05 \end{bmatrix} \text{zeros}(4,6) \quad (65)$$

$$K_e = \begin{bmatrix} 4.65e-05 & -1e-06 & 0 & 0 & -1e-05 & -1e-06 \\ -1e-06 & -1e-06 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1e-07 & -1e-07 & 0 & -1e-07 & -1e-07 \\ 0 & 0 & 0 & -1e-07 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1e-07 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1e-06 \end{bmatrix} \quad (66)$$

$$K_e = \begin{bmatrix} 1e-05 & 0.1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -1e-05 & 1e-05 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1e-05 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1e-05 & 0 & 1e-05 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1e-05 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1e-05 \end{bmatrix} \quad (67)$$

۵-۱. معادلات خطی طولی

بردار حالت طولی کشتی هوایی براساس سرعت‌های طولی و عمودی و نرخ و زاویهٔ پیچش به صورت رابطهٔ ۷۱ قابل بیان است.

$$X_{long} = [u \ w \ q \ \theta]^T \quad (71)$$

معادلات حالت خطی شده به صورت معادلهٔ ۷۲ قابل بیان است.

$$\Delta \dot{x}_{long} = A_{long} \Delta x_{long} + B_{long} \Delta U + AG_{long} \Delta U_G \quad (72)$$

$$A_{long} = \begin{bmatrix} x_u & 0 & 0 & 0 \\ 0 & Z_w & Z_q & 0 \\ 0 & m_w & m_q & m_\theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (73)$$

$$B_{long} = \begin{bmatrix} x_{\dot{u}} \\ z_{\dot{u}} \\ m_{\dot{u}} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (74)$$

ماتریس مربوط به اغتشاشات مایکروبرست (AG_{long}) مطابق

روابط ۷۵ تا ۸۰ به دست می‌آید.

$$AG_{long} = \begin{bmatrix} AG_{11} & AG_{12} & 0 \\ AG_{21} & AG_{22} & 0 \\ 0 & 0 & AG_{33} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (75)$$

$$AG_{11} = -0.5j\lambda_1 \dot{A} \dot{B} \left(1 - \frac{4x_{mb}(x_{mb}^2 + y_{mb}^2)x_{mb}}{4r_p^4} \right) - \frac{4\lambda_{13}j\dot{E}\dot{D}\dot{B}(x_{mb}^2 + y_{mb}^2)x_{mb}}{4r_p^4} \quad (76)$$

۵. مدل خطی کشتی هوایی

در این بخش، مدل دینامیکی خطی کشتی هوایی، به منظور استفاده در طراحی کنترلگر خطی و مقایسهٔ نتایج آن با روش کنترلی غیرخطی ارائه می‌شود. این مدل با استفاده از نظریهٔ اغتشاشات کوچک قابل حصول است که این امر سبب تفکیک معادلات طولی و عرضی از هم می‌شود. در ادامه، مؤلفهٔ سرعت‌های خطی حول نقاط تعادل به صورت ۶۸ می‌باشد. مقادیر w_e و v_e ، u_e بیانگر مؤلفه‌های سرعت در نقطه تعادل و v و w بیانگر ترم‌های اغتشاشی حول نقطهٔ تعادل اولیه است. با در نظر گرفتن این فرض که پرواز افقی و روی خط راست است، مؤلفهٔ عرضی سرعت برابر صفر خواهد بود. بردار کسینوس هادی به صورت رابطهٔ ۶۹ بیان می‌شود:

$$U = u + U_e \\ V = v + V_e \quad (68)$$

$$W = w + W_e \\ \begin{bmatrix} \lambda_{13} \\ \lambda_{23} \\ \lambda_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\theta \cos \theta_e \\ -\phi \cos \theta_e \\ -\theta \sin \theta_e \cos \theta_e \end{bmatrix} \quad (69)$$

در این بخش، نیروی تراست ناشی از دو موتور ملخی به صورت مستقل از هم فرض شده‌اند؛ به این معنا که در شرایط تعادل اولیه، انحراف سطوح کنترل نادیده گرفته می‌شود.

$$T_s = T_p = T \\ \mu_s = \mu_p = \mu \quad (70)$$

ورودی اعمالی به سیستم است. شرط اعمال روش LQR کنترل‌پذیری سیستم است که پیش از استخراج خروجی‌ها باید ارزیابی شود و چنانچه ماتریس کنترل‌پذیری از مرتبه کامل (در اینجا از مرتبه ۶) بود، امکان پیاده‌سازی سیستم کنترلی وجود دارد. گفتنی است در این پژوهش $Q=diag(1,1,2,1,2,2)$ و $R=0.1$ در نظر گرفته شده است.

۷. شبیه‌سازی و نتایج

در این پژوهش، شبیه‌سازی عددی برای فرود کشتی هوایی در حضور میکروبرست و پیاده‌سازی کنترلگر در محیط متلب انجام شده است. در ادامه، مشخصات هندسی کشتی هوایی مورد مطالعه در این پژوهش در جدول ۱ قابل ملاحظه است. ورودی‌های کنترلی کشتی هوایی شامل بالک‌های افقی (بالابر) و بالک‌های عمودی (سکان عمودی) می‌باشد (شکل ۱). برای کنترل حرکت طولی کشتی هوایی از سطوح کنترل افقی استفاده می‌شود و با توجه به اینکه در مدل دینامیکی بحث‌شده در این مقاله نیروی پیشران ثابت در نظر گرفته شده است، از تغییرات نیروی تراست به‌عنوان ورودی کنترلی حرکت طولی کشتی هوایی صرف‌نظر می‌شود. از طرف دیگر، برای کنترل حرکت عرضی کشتی هوایی از سکان عمودی استفاده می‌شود. به دلیل محدودیت در ورودی‌های کنترلی بیشترین و کمترین مقدار آنها از مرجع [۱۳] استخراج شده است. در نتیجه بیشترین مقدار ۲۵ درجه و کمترین مقدار ۲۵- درجه در نظر گرفته شده است. بیشترین سرعتی که کشتی هوایی می‌تواند تحمل کند تا سازه آن دچار تخریب نشود، از مرجع [۱۳] مقدار ۵۰ متر بر ثانیه است که محدودیت بر پارامترهای سرعت خطی سیستم ایجاد می‌کند. همچنین، مقادیر اولیه و مطلوب پارامترهای $x, y, z, u, v, w, \phi, \theta, \psi, q, p$ و r به ترتیب در جدول‌های ۲ و ۳ قابل ملاحظه است. در انتها شبیه‌سازی کنترل در حلقه پرواز کشتی هوایی با شرایط ذکر شده در جدول‌های ۲ و ۳ در سناریوی میکروبرست با بیشینه سرعت ۲۰ متر بر ثانیه انجام می‌گیرد و مقایسه روش پیشنهادی با روش کنترل بهینه خطی مربع و کنترلگر پیشنهادی صورت می‌گیرد. در ادامه، به ترتیب، شکل‌های ۲ تا ۴ به نمودار موقعیت سه‌بعدی و دوبعدی کشتی هوایی، شکل‌های ۵ تا ۸ به تاریخچه زوایای اوایلر، شکل‌های ۸ تا ۱۰ به تاریخچه مؤلفه‌های سرعت خطی در دستگاه بدنی و شکل‌های ۱۱ تا ۱۳ به تاریخچه مؤلفه‌های سرعت

$$AG_{12} = -0.5j\lambda_{11}\dot{B}\left(c_1e^{\frac{c_1z_{mb}}{z_a}} - c_2e^{\frac{c_2z_{mb}}{z_a}}\right) - \lambda_{13}j\dot{D}\dot{B}\left(c_1e^{\frac{c_1z_{mb}}{z_a}} - c_2e^{\frac{c_2z_{mb}}{z_a}}\right) \quad (77)$$

$$AG_{21} = -0.5j\lambda_{31}\dot{A}\dot{B}\left(1 - \frac{4x_{mb}(x_{mb}^2 + y_{mb}^2)x_{mb}}{4r_p^4}\right) - \frac{4\lambda_{33}j\dot{E}\dot{D}\dot{B}(x_{mb}^2 + y_{mb}^2)x_{mb}}{4r_p^4} \quad (78)$$

$$AG_{22} = -0.5j\lambda_{31}\dot{B}\left(c_1e^{\frac{c_1z_{mb}}{z_a}} - c_2e^{\frac{c_2z_{mb}}{z_a}}\right) - \lambda_{33}j\dot{D}\dot{B}\left(c_1e^{\frac{c_1z_{mb}}{z_a}} - c_2e^{\frac{c_2z_{mb}}{z_a}}\right) \quad (79)$$

$$AG_{22} = \lambda_{22} * q_{nr} \quad (80)$$

ورودی‌های اغتشاشی نیز به صورت رابطه ۸۱ خواهد شد.

$$\Delta U_G = [\Delta U_G \quad \Delta W_G \quad \Delta q_G] \quad (81)$$

۵-۲. معادلات خطی عرضی

بردار حالت عرضی کشتی هوایی براساس مؤلفه سرعت عرضی، نرخ‌های غلت و گردش و زاویه غلت به صورت ۸۲ قابل بیان است.

$$X_{lat} = [v \ p \ r \ \phi]^T \quad (82)$$

که در نهایت فرم کلی معادلات حالت خطی شده به صورت ۸۳ قابل بیان است. گفتنی است جزئیات مربوط به محاسبه ضرایب A_{lat} و B_{lat} در مرجع [۱۹] قابل ملاحظه است.

$$\Delta \dot{x}_{lat} = A_{lat}\Delta x_{lat} + B_{lat}\Delta U + AG_{lat}\Delta U_G \quad (83)$$

۶. تنظیم‌کننده درجه دو خطی

تعیین تابع هزینه در این روش به‌طور کلی به فیزیک و شرایط مسئله بستگی دارد؛ طراح می‌تواند تابع هزینه مورد نظر را اعمال نماید و مبنای اصلی انتخاب تابع هزینه آزمون و خطاست و یا می‌توان به طراحی‌های مشابه مراجعه نمود. بر این اساس، روابط مربوط به تابع هزینه به فرم معادله ۸۴ معرفی می‌شود. در این معادله، تعیین ورودی کنترلی u به‌گونه‌ای است که تابع هزینه J کمینه گردد. ماتریس‌های Q و R مشخص‌کننده وزن مربوط به متغیرهای مختلف حالت و ورودی هستند.

$$J = \int_0^{t_f} \{x^T Q x + u^T R u\} dt \quad (84)$$

که در آن، اندازه نسبی عناصر ماتریس Q تعیین‌کننده میزان اهمیت متغیر حالت مربوطه است و ماتریس R نیز بیان‌کننده وزن

دارد. شکل‌های ۵ تا ۸ تغییرات زوایای اوایلر کشتی هوایی را در مدت زمان شبیه‌سازی در حضور کنترلرگر غیرخطی و خطی نشان می‌دهد. کنترلرگر غیرخطی به‌خوبی توانسته است مقادیر مطلوب نسبی را تأمین نماید که این امر توسط کنترلرگر خطی رعایت نشده است. کوتاه سخن اینکه کنترلرگر غیرخطی از تغییرات و نوسانات زیاد و ناپایداری‌شدن کشتی هوایی ممانعت به‌عمل آورده است؛ در صورتی که کنترلرگر خطی عملکرد قابل قبولی نداشته است.

زاویه‌ای در دستگاه بدنی و شکل‌های ۱۴ و ۱۵ به تاریخچه زوایای حمله و سرش جانبی اختصاص خواهد داشت. در شکل‌های ۱۶ تا ۲۰ مؤلفه سرعت‌های خطی و زاویه‌ای مایکروپرست قابل ملاحظه است. در شکل‌های ۲۱ تا ۲۸ تاریخچه دستورات کنترلی برحسب زمان برای هر دو کنترلرگر به‌صورت مجزا ارائه شده است. همان‌گونه که در شکل‌های ۲ و ۴ مشاهده می‌شود، در روش LQR تمرکز بر حفظ تعادل وسیله بوده و ارتفاع تغییرات ملایمی

جدول ۱. مقادیر پارامترهای کشتی هوایی

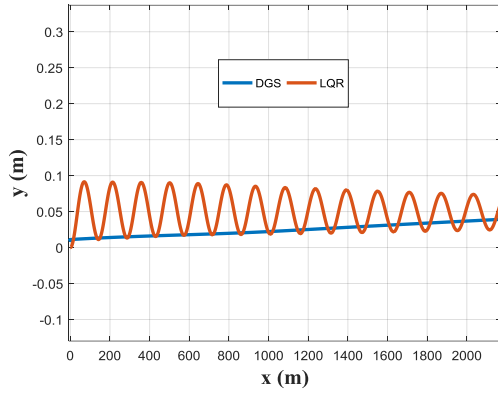
| مقدار و واحد | پارامتر |
|-----------------|---------------|
| ۷/۸۷ متر | d_z |
| ۴۱/۴ متر | $d_{CV2Prop}$ |
| ۰/۰۸۵ | k_1 |
| ۰/۸۶۵ | k_2 |
| ۰/۶۱ | k' |
| ۷۰۸۷۰ متر مکعب | V |
| ۱۷۱۲/۵ متر مربع | S |
| ۳۲ متر | d |
| ۱۲۹/۵ متر | L |
| ۳/۵ متر | d_x |
| ۷/۸۷ متر | d_y |

جدول ۲. مقادیر اولیه پارامترهای مربوط به کشتی هوایی

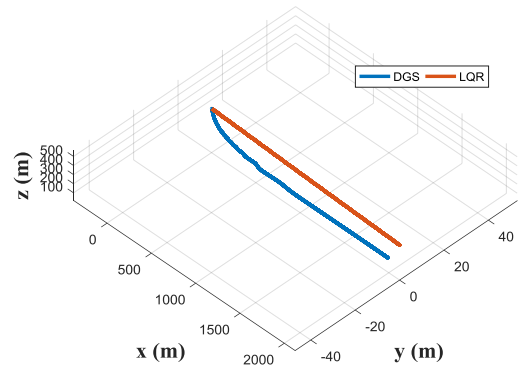
| مقدار اولیه | پارامتر | مقدار اولیه | پارامتر |
|-------------|---------|-------------|----------|
| صفر | x | ۰/۰۱ | ϕ |
| ۰/۰۱ | y | صفر | θ |
| ۵۰۰ | z | ۰/۰۱ | ψ |
| ۱۰ | u | ۰/۰۱ | p |
| ۱ | v | صفر | q |
| صفر | w | ۰/۰۱ | r |

جدول ۳. مقادیر مطلوب پارامترهای مربوط به کشتی هوایی

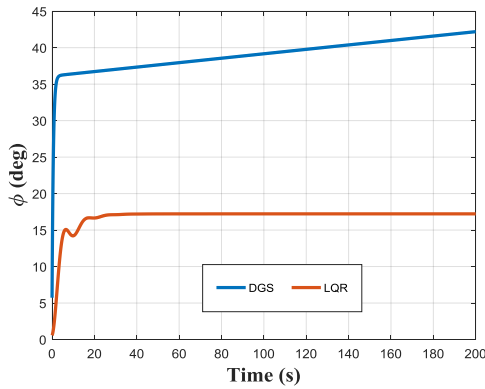
| مقدار مطلوب | پارامتر | مقدار مطلوب | پارامتر |
|-------------|---------|-------------|----------|
| ۲۰۰ | x | صفر | ϕ |
| ۰/۱ | y | صفر | θ |
| ۵۰ | z | ۰/۰۱ | ψ |
| ۱ | u | ۰/۰۱ | p |
| ۰/۱ | v | صفر | q |
| ۰/۰۱ | w | ۰/۰۱ | r |



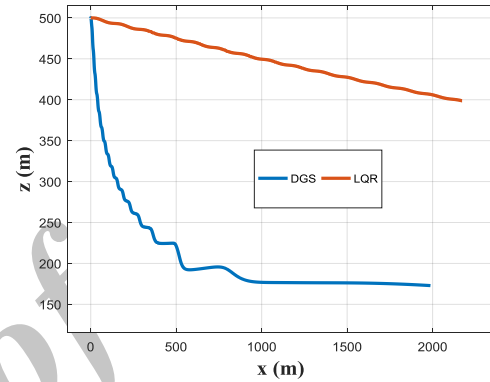
شکل ۳. تاریخچه موقعیت عرضی - برد کشتی هوایی



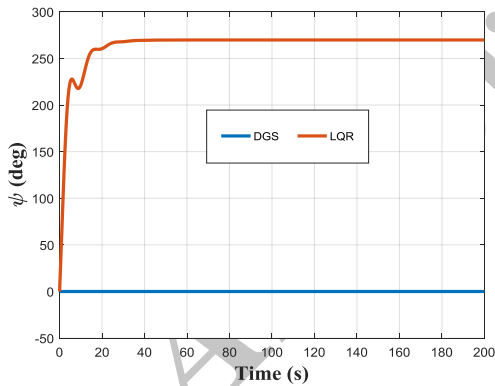
شکل ۲. تاریخچه موقعیت سه‌بعدی کشتی هوایی



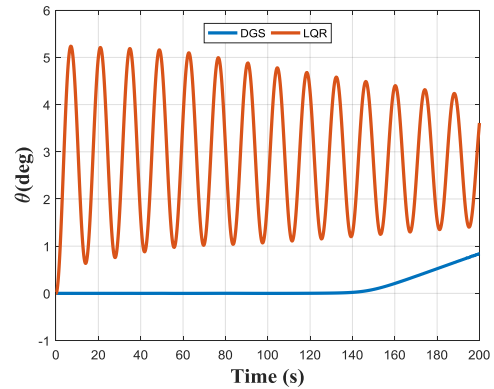
شکل ۵. تاریخچه زاویه غلت کشتی هوایی



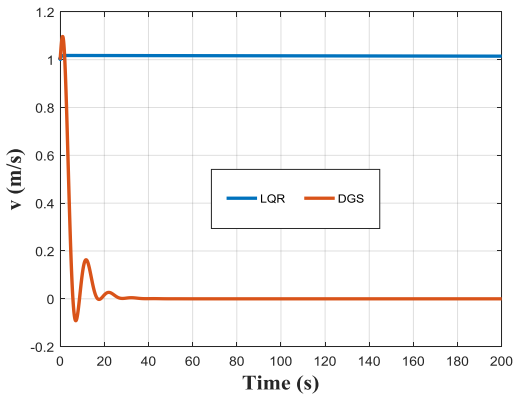
شکل ۴. تاریخچه ارتفاع - برد کشتی هوایی



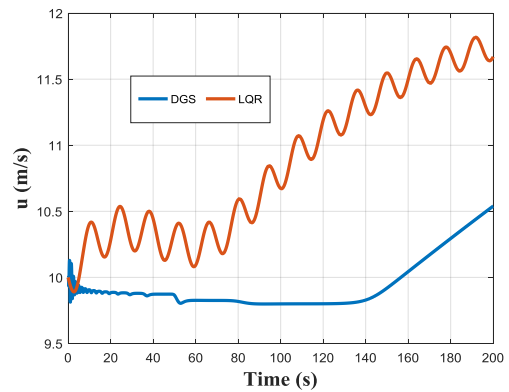
شکل ۷. تاریخچه زاویه گردش کشتی هوایی



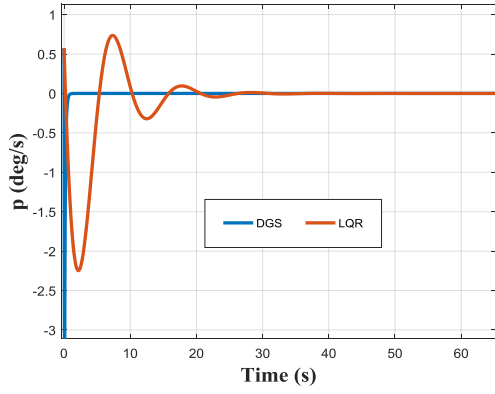
شکل ۶. تاریخچه زاویه پیش کشتی هوایی



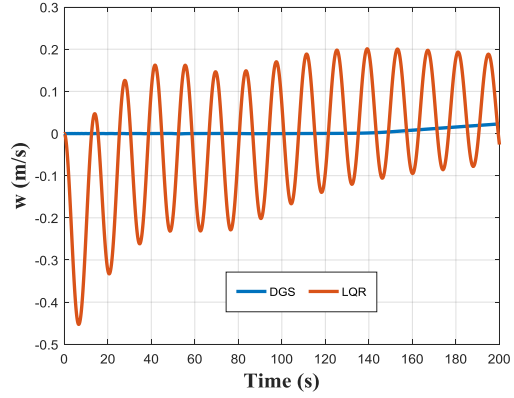
شکل ۹. تاریخچه سرعت عرض کشتی هوایی



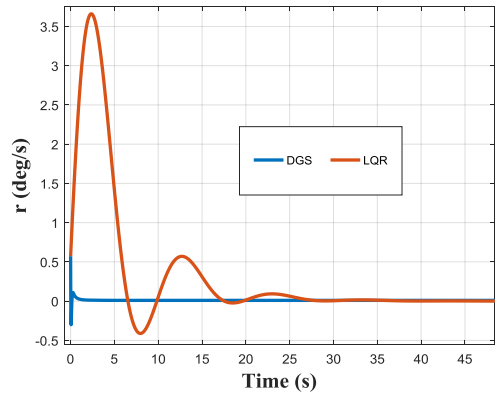
شکل ۸. تاریخچه سرعت افقی کشتی هوایی



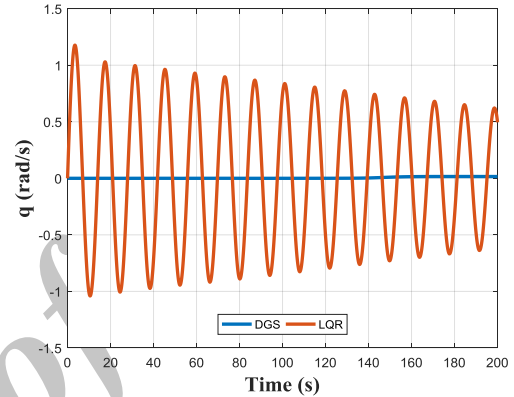
شکل ۱۱. تاریخچه نرخ غلت کشتی هوایی



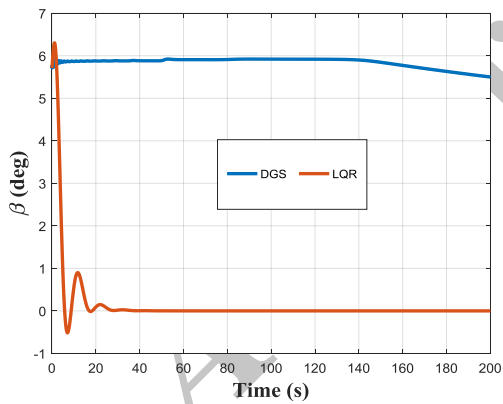
شکل ۱۰. تاریخچه سرعت عمودی کشتی هوایی



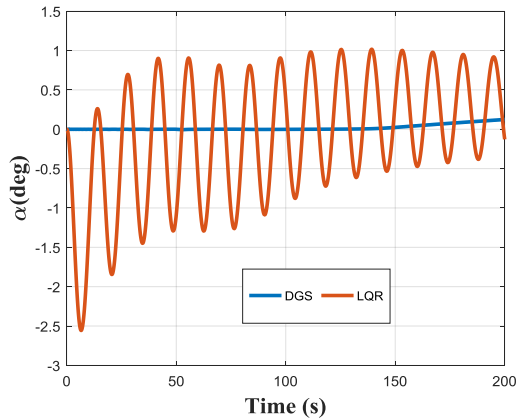
شکل ۱۳. تاریخچه نرخ گردش کشتی هوایی



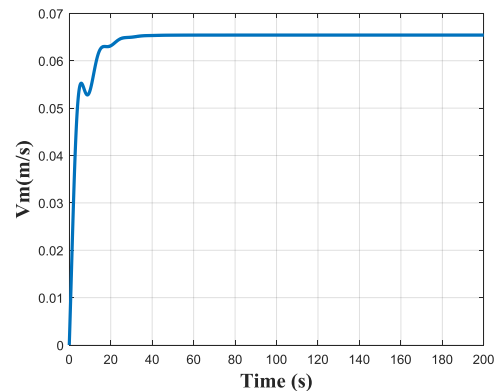
شکل ۱۲. تاریخچه نرخ پیچش کشتی هوایی



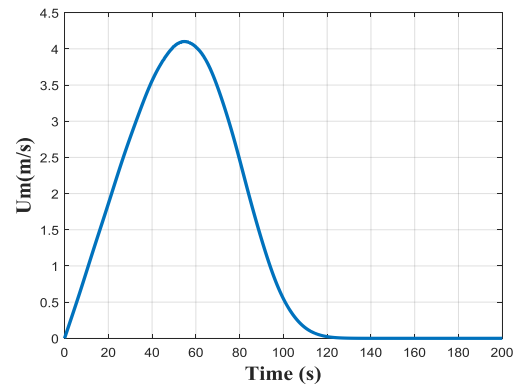
شکل ۱۵. تاریخچه زاویه سرش جانبی



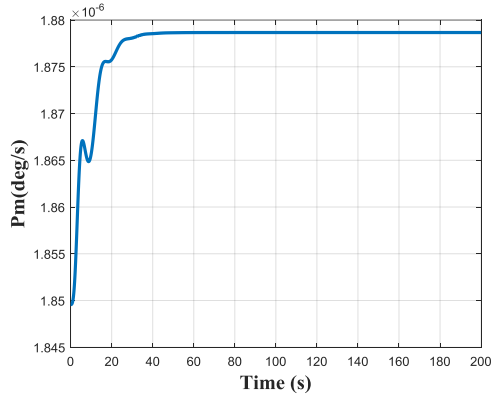
شکل ۱۴. تاریخچه زاویه حمله



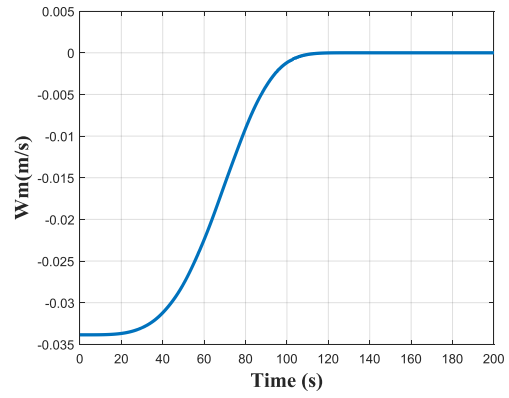
شکل ۱۷. تاریخچه سرعت عرضی القایی مایکروبرست



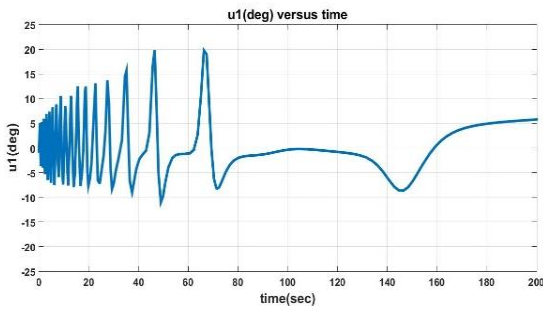
شکل ۱۶. تاریخچه سرعت افقی القایی مایکروبرست



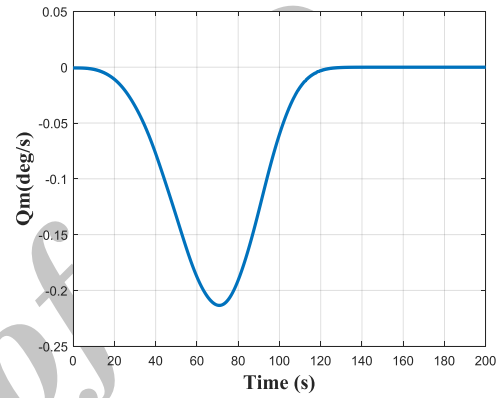
شکل ۱۹. تاریخچه نرخ غلت القایی مایکروبرست



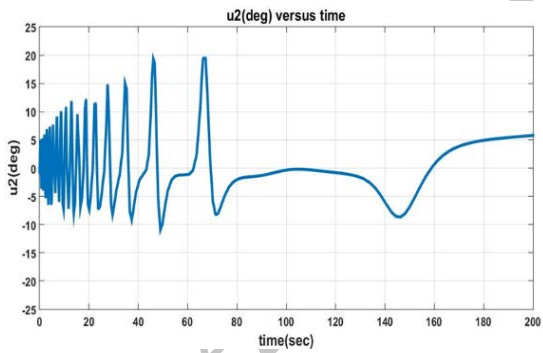
شکل ۱۸. تاریخچه سرعت عمودی القایی مایکروبرست



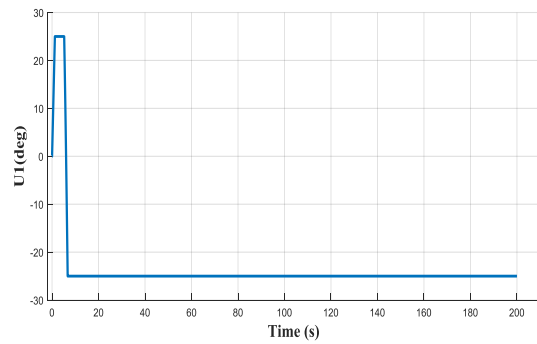
شکل ۲۱. تاریخچه بالابر راست در کنترلر غیرخطی



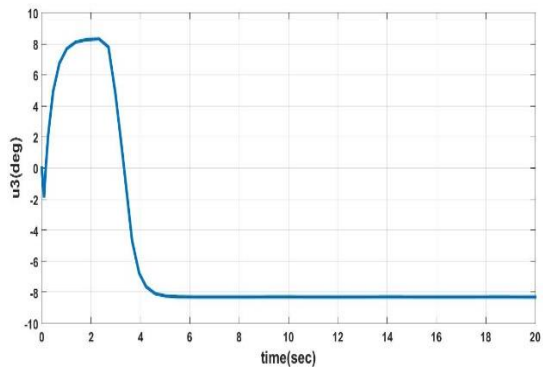
شکل ۲۰. تاریخچه نرخ پیچ القایی مایکروبرست



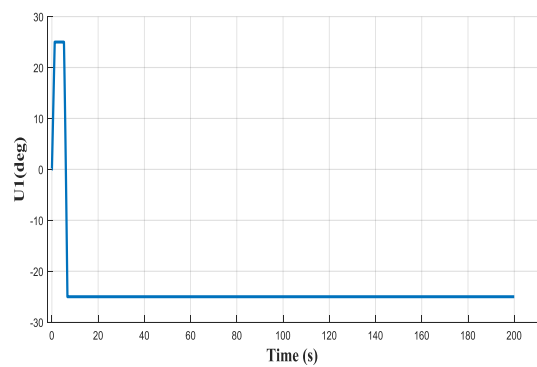
شکل ۲۳. تاریخچه بالابر چپ در کنترلر غیرخطی



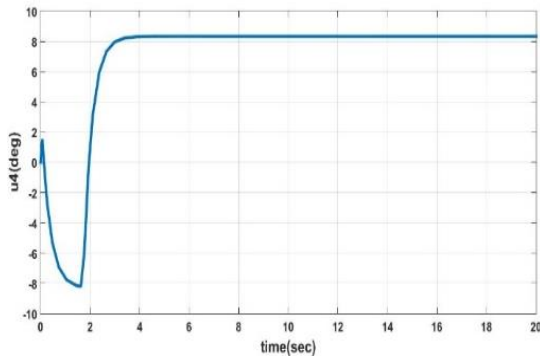
شکل ۲۲. تاریخچه بالابر راست در کنترلر خطی



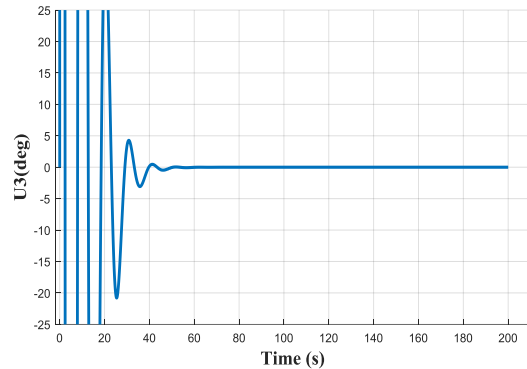
شکل ۲۵. تاریخچه رادر بالا در کنترلر غیرخطی



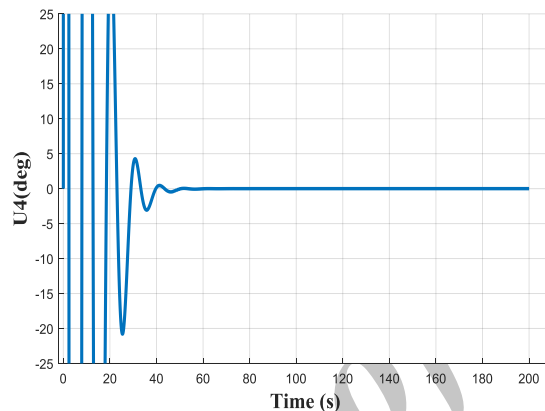
شکل ۲۴. تاریخچه ورودی بالابر چپ در کنترلر خطی



شکل ۲۷. تاریخچه رادر پایین در کنترلر غیرخطی



شکل ۲۶. تاریخچه رادر بالا در کنترلر خطی



شکل ۲۸. تاریخچه رادر پایین در کنترلر خطی

هوایی وای. ایی. زد. ای. توسعه داده شده است. با شبیه‌سازی و مدل‌سازی میکروپرست توسط مدل تحلیلی ویکوری و الحاق آن به معادلات شش درجه آزادی، بخش مدل‌سازی و شبیه‌سازی در محیط متلب تکمیل یافته است. با مشاهده آثار میکروپرست بر رفتار وسیله پرنده، تمرکز بر پارامترهایی چون ارتفاع، جابه‌جایی عرضی و زاویه حمله معطوف گردید. هدف عمده در کاهش تغییرات در پارامترهای مکانی و سرعت وسیله پرنده بوده است. از جمله ویژگی‌های بارزی که در نتایج مشاهده می‌شود، تغییرات ملایم و با شیب کم پارامترهای پروازی از جمله موقعیت‌ها و سرعت‌هاست. این تغییرات کم باعث می‌شود که کشتی هوایی در طول مسیر فرود نوسانات کمی در حرکت خود داشته باشد. نتایج حاصل از روش کنترلر غیرخطی و خطی در این مقاله مقایسه و مشاهده شد که روش غیرخطی توانایی بالایی در کنترل کشتی هوایی در شرایط بد جوی (قیچی باد) از خود نشان می‌دهد.

فهرست علائم و اختصارات

| | |
|--|-----------------|
| بردار اوردینامیکی | A |
| مؤلفه نیروهای اوردینامیکی در دستگاه بدنی | A_x, A_y, A_z |

گفتنی است صحت‌سنجی و اعتبارسنجی بخش شبیه‌سازی و حل معادلات دینامیکی کشتی هوایی، توسط فعالیت جداگانه‌ای انجام شده است که در آن، نتایج با روش عددی پیشنهادی نویسندگان و نتایج شبیه‌سازی حاصل از تونل باد مأخذ [۱۲] مقایسه شده است. همچنین تمامی روند تنظیمات بهره‌ها در روش کنترلی خطی، از طریق حلگر بهینه در محیط متلب صورت می‌گیرد. به دلیل ماهیت خطی LQR و تغییرات زیاد در نقطه تعادل و شرایط کاری وسیله، به جهت حضور در اغتشاشات ناشی از تندباد و میکروپرست، مشاهده این رفتار نوسانی دور از انتظار نیست. بدین ترتیب ضرورت استفاده از روش‌های کنترلی غیرخطی، که هدف این تحقیق نیز بوده است، نمایان می‌گردد.

۸. نتیجه‌گیری

در این مقاله برای یک کشتی هوایی در مواجهه با پدیده قیچی باد در فاز نشست، کنترلگری غیرخطی برمبنای برنامه‌ریزی بهره دینامیکی پیشنهاد شده است تا وسیله را از این پدیده جوی به‌سلامت عبور دهد. در ابتدا معادلات شش درجه آزادی کشتی

| | | | |
|--|---------------------------------|---|------------------|
| مساحت بدنه | S | مؤلفه گشتاورهای اثرودینامیکی در دستگاه بدنی | A_M, A_N, A_L |
| تراست استرات‌های بورد و ساید پورت موتور | T_{d_s}, T_{d_p} | مختصات مرکز حجم در مختصات بدنی | a_x, a_y, a_z |
| مؤلفه سرعت‌های خطی در مختصات بدنی | u, v, w | نیروی شناوری | B |
| مؤلفه سرعت‌های خطی قیچی باد | u_w, v_w, w_w | ماتریس دوران | DCM |
| مؤلفه سرعت‌های زاویه‌ای قیچی باد | p_w, q_w, r_w | قطر کشتی هوایی | d |
| ورودی کنترلی | u | بردار نیروها و ممان‌های اینرسی | F_d |
| حجم بدنه کشتی هوایی | V | نیروی حاصل از قیچی باد | F_G |
| وزن کشتی هوایی | W | شتاب جاذبه | g |
| نقطه عملیاتی برنامه‌ریزی شده | x_{2d} | ماتریس گرانشی- غوطه‌وری | G |
| مقادیر دلخواه ولی ثابت در برنامه‌ریزی بهره | \bar{x}_1, \bar{x}_2 | نیروی وزنی کشتی هوایی | H |
| زاویه حمله و زاویه سرش جانبی | α, β | ماتریس ژاکوبین | J |
| المان‌های ماتریس DCM و بردار کسینوس هادی | λ_{ij} | نسبت‌های اینرسی لمب | k_1, k_2, k' |
| انحراف رادر بالا و پایین | $\delta_{RUDT}, \delta_{RUDB}$ | مؤلفه‌های سرعت در نقطه تعادل | U_e, V_e, W_e |
| انحراف بالابر چپ و راست | $\delta_{ELEV}, \delta_{ELEVR}$ | ساختار ویژه مطلوب برای x_1 و x_2 | k_{e2}, k_{e1} |
| زوایای اوپلر | ϕ, θ, φ | جرم کلی کشتی هوایی | m |
| تابع برنامه‌ریزی بهره‌دینامیکی | ϕ | ماتریس جرمی | M |
| زاویه انحراف تراست موتور دیزل | μ | نیروی پیش‌رانش | P |
| چگالی هوا | ρ | سرعت‌های زاویه‌ای کشتی هوایی در مختصات بدنی | p, q, r |

۹. مآخذ

- [1] G. A. Khoury, J. D. Gillett, *Airship technology*, cambridge aerospace series, 10th ed, Cambridge University Press, 1999.
- [2] P. Maggiore, G. Repici, P. Bois, *Unmanned Airship Control: Avionic, Ground Station and Power Supply*, 2005.
- [3] Y. Liu, Z. Pan, D. Stirling, F. Naghdy, Control of autonomous airship, in *Robotics and Biomimetics (ROBIO), 2009 IEEE International Conference on*, pp. 2457-2462, 2009.
- [4] J. B. Mueller, M. A. Paluszek, Y. Zhao, Development of an aerodynamic model and control law design for a high altitude airship, in *AIAA Unmanned Unlimited Conference*, pp. 1-17, 2004.
- [5] Z. Gao, H. Gu, Simulation of microburst escape with probabilistic pilot model, in *International Conference on Information Computing and Applications*, pp. 663-670, 2011.
- [6] E. Kahale, P. C. Garcia, Y. Bestaoui, Autonomous path tracking of a kinematic airship in presence of unknown gust, *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, Vol. 69, pp. 431-446, 2013.
- [7] A. Dogan, *Guidance Strategies for Microburst Escape*, 2000.
- [8] G. Zhenxing, G. Hongbin, L. Hui, Real-time simulation of large aircraft flying through microburst wind field, *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 22, pp. 459-466, 2009.
- [9] W. Yang, M. Hammoudi, G. Herrmann, M. Lowenberg, X. Chen, Two-state dynamic gain scheduling control applied to an F16 aircraft model, *International Journal of Non-Linear Mechanics*, Vol. 47, pp. 1116-1123, 2012.
- [10] S. Theodoulis, G. Duc, Missile autopilot design: gain-scheduling and the gap metric, *Journal of guidance, control, and dynamics*, Vol. 32, pp. 986-996, 2009.
- [11] A. White, Z. Ren, G. Zhu, J. Choi, Mixed Observer-Based LPV Control of a Hydraulic Engine Cam Phasing Actuator, *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, Vol. 21, pp. 229-238, 2013.

- [12] M. Ashraf, M. Choudhry, Dynamic modeling of the airship with Matlab using geometrical aerodynamic parameters, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 25, pp. 56-64, 2013.
- [13] S. B. Gomes, An Investigation of the Flight Dynamics of Airships with Application to the YEZ-2A, Cranfield Institute of Technology, 1990.
- [14] L. Tuckerman, Inertia factors of ellipsoids for use in airship design, 1926.
- [15] D. D. Vicory, Assessment of microburst models for downdraft estimation, *Journal of Aircraft*, Vol. 29, pp. 1043-1048, 1992.
- [16] R. J. White, Effect of wind shear on airspeed during airplane landing approach, *Journal of Aircraft*, Vol. 29, pp. 237-242, 1992.
- [17] Moqayes, Off passenger planes developed mathematical model in terms of atmospheric variables, *Masters Thesis, Faculty of Aerospace, Sharif University*, 1997. (in Persian فارسی).
- [18] C. D. Jones, Dynamic gain-scheduled control of a nonlinear UCAV model, University of Bristol, 2005.
- [19] G. C. Avenant, *Autonomous flight control system for an airship*, Stellenbosch: University of Stellenbosch, 2010.

پی نوشت

-
1. vicory model
 2. unmanned aerial vehicle(UAV)
 3. PID
 4. Federal Aviation Administration
 5. Monte Carlo
 6. F16
 7. pitch
 8. H_2 , H_∞
 9. YEZ-2A
 10. added mass
 11. lamb
 12. buoyancy
 13. direction cosine matrix (DCM)
 14. Illinois
 15. terminal area simulation system(TASS)
 16. static gain scheduling
 17. nonlinear dynamic inversion