

طراحی سیستم کنترل متحمل عیب برای پرنده چهار ملخ به منظور تحمل عیب‌های حسگری

کاظم ایمانی^۱

۱ استادیار، دانشکده مهندسی پرواز، دانشگاه امام علی (ع)، تهران، kaimani@mail.kntu.ac.ir

تاریخ دریافت: ۹۸/۰۳/۰۶

تاریخ پذیرش: ۹۹/۰۵/۱۱

چکیده

در این مقاله یک سیستم کنترل تحمل‌پذیر عیب برای پرنده چهار ملخ طراحی شده است. بدین منظور ابتدا یک سیستم کنترل در حالت بدون عیب طراحی شده و سپس با استفاده از یک افزونگی تحلیلی، به یک سیستم کنترل متحمل عیب ارتقا پیدا کرده است. سیستم کنترل مزبور شامل دو حلقه داخلی و خارجی می‌باشد. حلقه داخلی مربوط به کنترل وضعیت پرنده است و وظیفه پایدارسازی و کنترل زوایای اوپلری (سمت، فراز و غلت) و ارتفاع را بر عهده دارد. حلقه خارجی نیز مربوط به کنترل موقعیت طول و عرض می‌باشد. این حلقه با توجه به موقعیت فرمان، زوایای مورد نیاز برای اجرای آن‌ها را محاسبه کرده و به کنترل وضعیت ارسال می‌کند. کنترل وضعیت به وسیله یک کنترلگر فازی و کنترل موقعیت به وسیله یک کنترلگر تناسبی - مشتقی انجام می‌شود. در مرحله بعد روش ارتباط مزدوج برای عیب‌یابی انتخاب شده و به منظور تشخیص و تخمین عیب پیاده‌سازی شده است. با استفاده از سیگنال‌های عیب، عملیات بازطراحی کنترل به منظور تحمل عیب و اصلاح ورودی‌های کنترلی انجام شده است. بدین منظور با استفاده از یک کنترلگر تناسبی - انتگرالی - مشتقی خروجی‌های مزاحم ایجاد شده توسط عیب صفر شده‌اند. عیب در نظر گرفته شده از نوع عملگری بوده و دو سناریوی برای وقوع آن فرض شده است. در سناریوی اول عیب در شتاب‌سنج‌ها و در سناریوی دوم عیب در ژيروسکوپ‌ها اتفاق می‌افتد.

واژگان کلیدی

کنترل تحمل‌پذیر عیب، ارتباط مزدوج، شتاب‌سنج، ژيروسکوپ، شناسایی عیب، تخمین عیب.

۱. مقدمه

مستقیم در مشخصه‌های دینامیکی سیستم می‌شود. این موارد منجر به تنزل عملکرد سیستم و حتی از کار افتادگی کل سیستم می‌شود. عیب اغلب در سه دسته عملگری، حسگری و پارامتری تقسیم‌بندی می‌شود [۱].

عیب^۱ عبارت است از انحراف ناخواسته حداقل یکی از پارامترها یا مشخصه‌های سیستم از مقدار استاندارد یا قابل انتظار آن. عیب اتفاق نامطلوبی است که موجب وقفه در رسیدن فرمان کنترلی از کنترلگر به سیستم، ایجاد خطاهای اندازه‌گیری اساسی و تغییر

$$\begin{cases} \ddot{X} = (s_{\psi}s_{\phi} + c_{\psi}s_{\theta}c_{\phi})\frac{U_1}{m} \\ \ddot{Y} = (-c_{\psi}s_{\phi} + s_{\theta}s_{\psi}c_{\phi})\frac{U_1}{m} \\ \ddot{Z} = -g + (c_{\phi}c_{\theta})\frac{U_1}{m} \\ \ddot{\phi} = \frac{I_{YY} - I_{ZZ}}{I_{XX}}qr - \frac{J_{TP}}{I_{XX}}q\Omega + \frac{U_2}{I_{XX}} \\ \ddot{\theta} = \frac{I_{ZZ} - I_{XX}}{I_{YY}}qr - \frac{J_{TP}}{I_{XX}}q\Omega + \frac{U_3}{I_{YY}} \\ \ddot{\psi} = \frac{I_{XX} - I_{YY}}{I_{ZZ}}pq + \frac{U_4}{I_{ZZ}} \end{cases} \quad (1)$$

که در آن s و c به ترتیب بیانگر سینوس و کسینوس زوایای مزبور هستند. پارامترهای I_{XX} ، I_{YY} و I_{ZZ} به ترتیب بیانگر ممان اینرسی پرنده حول محور x ، y و z بوده و J_{TP} نیز بیانگر ممان اینرسی قسمت‌های دوار پیشران حول محور ملخ می‌باشند. مقادیر Ω ، U_1 ، U_2 ، U_3 و U_4 در زیر آورده شده‌اند.

$$\begin{cases} U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ U_2 = lb(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ U_3 = lb(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ U_4 = d(-\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ \Omega = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 \end{cases} \quad (2)$$

در رابطه (۲)، Ω_i بیانگر سرعت دورانی موتور i ام و l طول بازوی پرنده می‌باشد. همچنین b و d به ترتیب نشان دهنده ضریب تراست و ضریب پسای موتور می‌باشند.

۴. کنترل وضعیت پرنده

در این بخش به منظور پایداری و کنترل وضعیت پرنده، کنترلگر مناسبی طراحی خواهد شد. با توجه به اینکه کنترلگر فازی به طور طبیعی در مقابل عوامل مزاحم از قبیل عیب و اغتشاش از خود مقاومت نشان می‌دهد، از کنترلگر فازی برای این منظور استفاده شده است. شبیه‌سازی کنترلگر فازی احتیاج به تعیین توابع عضویت و محدوده متغیرهای ورودی و خروجی کنترلگرها و قوانین گفتاری آن‌ها دارد. یک کنترل کننده منطق فازی به جای یک مقدار مشخص و تعیین شده می‌تواند بر حسب شرایط مختلف، مقادیر متفاوتی در بازه صفر تا یک ارائه دهد، این روندی بسیار ارزشمند است به خصوص در مواقعی که اطلاعات دقیقی از سیستم در دسترس نباشد. در این مقاله از منطق فازی نوع ممدانی استفاده می‌شود و مدل متداول کنترل کننده منطق فازی این است که دو ورودی خطا و مشتق خطا داشته باشد و مقادیر فازی نیز در ۵ دسته در نظر گرفته

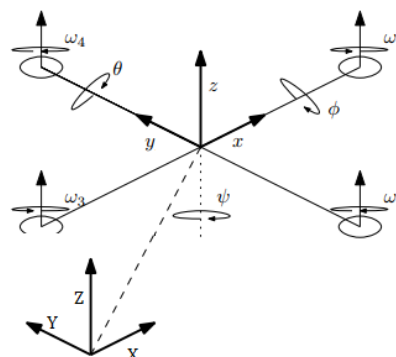
(۱) می‌باشد و محور y این دستگاه منطبق بر بازوی منتهی به ملخ سمت چپ (موتور شماره ۴) می‌باشد. محور z نیز از قانون دست راست به دست می‌آید که عمود بر صفحه پرنده و به سمت بالا می‌باشد.

۳-۲. دستگاه مختصات اینرسی

این دستگاه متصل به زمین می‌باشد و حرکتی ندارد (فرض مدل زمین تخت) مختصات جسم در این دستگاه با X, Y, Z نمایش داده می‌شود. با توجه به محدوده پروازی کم و زمان کوتاه پرواز نیازی به لحاظ کردن اثرات چرخش و کروی بودن زمین نیست. شکل (۲) دستگاه‌های مختصات بدنی و اینرسی را نشان می‌دهد.

۳-۳. زوایای اویلر

برای نشان دادن جهت‌گیری پرنده در فضا از زوایای اویلری استفاده می‌شود. در این تعریف ψ, θ, ϕ به ترتیب زوایایی هستند که دستگاه اینرسی باید حول محورهای X, Y, Z بچرخد تا بر محور بدنه منطبق شود. این زوایا به ترتیب سمت، فراز و غلت نامیده می‌شوند. زوایای اویلر نیز در شکل (۲) نشان داده شده‌اند.



شکل ۲. بدنه پرنده، دستگاه مختصات بدنی، اینرسی و زوایای اویلر [۲۰]

۳-۴. بیان معادلات

بیان معادلات حرکت در دستگاه مختصات بدنی به دلایل زیر راحت‌تر می‌باشد. محاسباتی که در الگوریتم کنترل انجام می‌شود به راحتی در دستگاه مختصات بدنی بیان می‌شوند. نیروهای کنترلی اغلب در دستگاه متصل به بدنه بیان می‌شوند. دستگاه مختصات بدنی با پرنده حرکت می‌کند و لازم نیست در جهت‌گیری‌های مختلف پرنده دائماً نیروهایی که در دستگاه بدنی هستند به دستگاه اینرسی انتقال پیدا کنند. این معادلات در مرجع [۲۱] بیان شده و به شرح زیر هستند:

شده‌اند که ضامن دقتی مناسب در استفاده از منطق فازی است. استفاده از نرم‌افزار متلب، پیاده‌سازی این موارد را تسهیل نموده است. کنترلگر طراحی‌شده، یک کنترلگر فازی با ۲۵ قانون و سه تابع عضویت برای هر کدام از ورودی‌ها می‌باشد. ورودی‌ها مقدار خطا (e) و مشتق خطا (\dot{e}) برای هر پارامتر در نظر گرفته شده است. جدول (۱) قوانین به‌کاررفته در طراحی کنترلگر را نشان می‌دهد.

جدول ۱. قوانین به کار رفته در کنترل فازی

e \dot{e}	منفی زیاد	منفی کم	صفر	مثبت کم	مثبت زیاد
منفی زیاد	منفی زیاد	منفی زیاد	منفی زیاد	منفی کم	مثبت کم
منفی	منفی زیاد	منفی کم	صفر	مثبت کم	مثبت کم
صفر	منفی کم	منفی کم	صفر	مثبت کم	مثبت کم
مثبت کم	منفی کم	صفر	مثبت کم	مثبت کم	مثبت زیاد
مثبت زیاد	مثبت کم	مثبت زیاد	مثبت زیاد	مثبت زیاد	مثبت زیاد

لازم به ذکر است که ورودی‌های کنترلگر خطا و مشتق آن می‌باشند. برای این ورودی‌ها ۵ مقدار مختلف با تابع عضویت مثلثی با نام‌های منفی زیاد، منفی کم، صفر، مثبت کم و مثبت زیاد در نظر گرفته شده است. برای خروجی کنترلگر نیز همین دسته‌بندی انجام شده است. شکل (۳) توابع عضویت برای مقادیر خطا که در نرم‌افزار متلب پیاده‌سازی شده را نشان می‌دهد.

۵. کنترل موقعیت پرنده

کنترل وضعیت که در بخش قبل طراحی شد، فرمان ارتفاع و زوایای اوپلری را اجرا می‌کند. در این بخش یک زیرسیستم برای اجرای فرامین موقعیت (X, Y, Z) طراحی می‌شود. بدین منظور زیرسیستم طراحی شده با محاسبه خطای موقعیت (ورودی) و طی الگوریتمی که در ادامه بیان می‌شود، فرامین ψ, θ, ϕ (خروجی) را به سیستم کنترل فازی ارسال خواهد کرد. خطای موقعیت را به‌صورت زیر تعریف می‌کنیم:

$$P_e = P_c - P \quad (۳)$$

که در آن داریم:

$$\begin{cases} P = (X, Y, Z)^T \\ P_c = (X_c, Y_c, Z_c)^T \end{cases} \quad (۴)$$

در این معادلات X, Y, Z بیانگر موقعیت پرنده و X_c, Y_c, Z_c بیانگر فرمان موقعیت هستند. برای صفر کردن خطای موقعیت، از یک کنترلگر تناسبی - مشتقی به‌صورت زیر استفاده می‌کنیم:

$$\ddot{P} + K_d \dot{P}_e + K_p P_e = 0 \quad (۵)$$

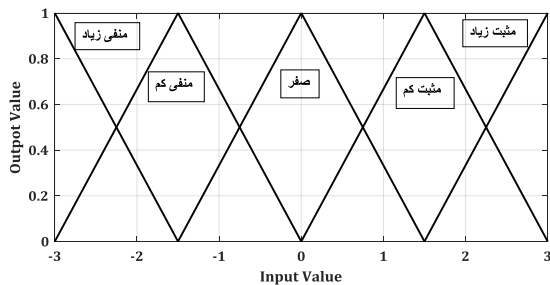
در این رابطه K_p و K_d دو ماتریس قطری مثبت معین و با ابعاد 3×3 هستند. رابطه بالا را می‌توان به‌صورت زیر نوشت:

$$\ddot{P} = \ddot{P}_c + K_d(\dot{P}_c - \dot{P}) + K_p(P_c - P) \quad (۶)$$

اکنون می‌توان مقدار \ddot{P} را به فرمان زاویه تبدیل کرد. با در نظر گرفتن سه معادله اول از رابطه (۱) و حل هم‌زمان آن‌ها برحسب ϕ, θ, ψ خواهیم داشت:

$$\begin{cases} \theta = \tan^{-1} \left(\frac{\ddot{X} \cos(\psi) + \ddot{Y} \sin(\psi)}{\ddot{Z} + g} \right) \\ \phi = \sin^{-1} \left(\frac{\ddot{X} \sin(\psi) - \ddot{Y} \cos(\psi)}{\sqrt{\ddot{X}^2 + \ddot{Y}^2 + (\ddot{Z} + g)^2}} \right) \end{cases} \quad (۷)$$

با محاسبه‌ی مقدار \ddot{P} از رابطه (۵) و جایگذاری مؤلفه‌های آن به‌جای $\ddot{X}, \ddot{Y}, \ddot{Z}$ ، فرامین ϕ, θ برحسب مؤلفه‌های بردار خطای موقعیت تعیین می‌شوند.



شکل ۳. توابع عضویت پیاده‌سازی شده

۶. اشباع عملگر

پرنده چهار ملخ دارای ۴ عملگر (موتورهای الکتریکی) می‌باشد که فرمان‌های ارسالی از سیستم کنترل، به وسیله آن‌ها اجرا می‌شوند. نیرویی که هر موتور تولید می‌کند متناسب با سرعت دورانی آن است. در حالت کلی این موتورها دارای یک سرعت دورانی بیشینه (اشباع) می‌باشند. در این مقاله فرض می‌شود که پرنده طراحی شده دارای ۳۰ درصد بیش‌طراحی باشد. این در نظرگیری معمولاً برای مواردی نظیر حمل بار توسط پرنده در نظر گرفته می‌شود. بنابراین سرعت دورانی اشباع (Ω_{sat}) پرنده می‌بایست ۳۰ درصد بیشتر از سرعت دورانی پرنده در حالت ایستا (Ω_H) باشد. رابطه‌ی

ارتباط مزدوج به‌طور کامل توضیح داده شده است. بدین منظور می‌بایست از خروجی سیستم به تعداد q مرتبه مشتق گرفته شود. در تعیین مقدار q می‌بایست شرط $(q+1)p > n$ برقرار باشد. در این شرط p تعداد خروجی سیستم و n تعداد حالات سیستم هستند. در مدل موجود $n = 12$ و $p = 6$ است، بنابراین مقدار q برابر ۲ خواهد بود. یعنی باید دو بار از خروجی مشتق گرفته شود. مشتقات اول و دوم بردار خروجی تعریف شده به‌صورت زیر خواهند بود.

$$\dot{y} = \begin{bmatrix} \dot{y}_1 \\ \dot{y}_2 \\ \dot{y}_3 \\ \dot{y}_4 \\ \dot{y}_5 \\ \dot{y}_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{x}_1 + \dot{f}_{sx} \\ \dot{x}_3 + \dot{f}_{sy} \\ \dot{x}_5 + \dot{f}_{sz} \\ \dot{x}_7 + \dot{f}_{s\phi} \\ \dot{x}_9 + \dot{f}_{s\theta} \\ \dot{x}_{11} + \dot{f}_{s\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_2 + \dot{f}_{sx} \\ x_4 + \dot{f}_{sy} \\ x_6 + \dot{f}_{sz} \\ x_8 + \dot{f}_{s\phi} \\ x_{10} + \dot{f}_{s\theta} \\ x_{12} + \dot{f}_{s\psi} \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$\ddot{y} = \begin{bmatrix} \ddot{y}_1 \\ \ddot{y}_2 \\ \ddot{y}_3 \\ \ddot{y}_4 \\ \ddot{y}_5 \\ \ddot{y}_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ddot{x}_2 + \ddot{f}_{sx} \\ \ddot{x}_4 + \ddot{f}_{sy} \\ \ddot{x}_6 + \ddot{f}_{sz} \\ \ddot{x}_8 + \ddot{f}_{s\phi} \\ \ddot{x}_{10} + \ddot{f}_{s\theta} \\ \ddot{x}_{12} + \ddot{f}_{s\psi} \end{bmatrix} \quad (16)$$

از طرفی می‌دانیم که:

$$[\dot{x}_2, \dot{x}_4, \dot{x}_6, \dot{x}_8, \dot{x}_{10}, \dot{x}_{12}]^T = [\dot{X}, \dot{Y}, \dot{Z}, \dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]^T \quad (17)$$

روابط $[\dot{X}, \dot{Y}, \dot{Z}, \dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]^T$ را می‌توان به‌راحتی از رابطه (۱) استخراج کرد. نکته مهم در اینجا این است که خروجی‌های یاد شده در حالت معیوب هستند و برای استفاده از رابطه (۱) می‌بایست آن‌ها را با روابط (۱۴) و (۱۵) نیز ترکیب کرد. با ترکیب روابط (۱)، (۱۴) و (۱۵) و جایگزینی آن‌ها در رابطه (۱۶) و نوشتن همه روابط بر حسب خروجی‌ها می‌توان نوشت:

$$\dot{y} = \lambda(u, y, \dot{y}, f_s, \dot{f}_s, \ddot{f}_s) \quad (18)$$

بردار مانده را به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$r(u, y, \dot{y}, \ddot{y}, f_s, \dot{f}_s, \ddot{f}_s) = \dot{y} - \lambda(u, y, \dot{y}, f_s, \dot{f}_s, \ddot{f}_s) \quad (19)$$

در [۱] با تعریف فوق برای مانده، دو وضعیت کلی برای سیستم در نظر گرفته شده است؛ حالت نرمال و حالت معیوب که به شکل زیر تعریف می‌شوند:

الف) حالت نرمال:

در حالت نرمال باید داشته باشیم $r(u, y, \dot{y}, \ddot{y}, 0, 0, 0)$ یعنی اگر در رابطه (۱۹) مقدار f و مشتقات آن را برابر صفر قرار دهیم، باید مقدار تابع مانده برابر صفر شود. اما نکته مهم اینجاست که صفر شدن $r(u, y, \dot{y}, \ddot{y}, 0, 0, 0)$ به معنای این نیست که

بین سرعت دورانی موتورها و ورودی‌های معادلات حرکت در رابطه (۲) نشان داده شده است. در حالت ایستا باید داشته باشیم:

$$\begin{cases} U_1 = mg \\ U_2 = 0 \\ U_3 = 0 \\ U_4 = 0 \end{cases} \quad (8)$$

$$\Omega_1^2 = \Omega_2^2 = \Omega_3^2 = \Omega_4^2 = \Omega_H^2 = \frac{mg}{4b} \quad (9)$$

بنابراین در حالت ایستا می‌بایست مقدار سرعت دورانی هر چهار موتور با هم برابر و به میزان $\sqrt{\frac{mg}{4b}}$ باشد. همچنین جهت چرخش موتورهای همسایه برعکس یکدیگر باشد. فرض شد که میزان سرعت دورانی اشباع موتورها ۳۰ درصد بیشتر از سرعت دورانی پرند در حالت ایستا باشد. بنابراین داریم:

$$\Omega_{sat} = 1.3\Omega_H = 1.3\sqrt{\frac{mg}{4b}} \quad (10)$$

۷. شناسایی و تخمین عیب

با تعریف $x^T = [x, \dot{x}, y, \dot{y}, z, \dot{z}, \phi, \dot{\phi}, \theta, \dot{\theta}, \psi, \dot{\psi}]$ که در آن $x \in \mathbb{R}^{12}$ بردار حالات سیستم و بردار ورودی سیستم به‌صورت $u^T = [u_1, u_2, u_3, u_4]$ و در نظر گیری بردار خروجی به فرم $y^T = [x, y, z, \phi, \theta, \psi]$ می‌توان معادلات دینامیکی سیستم را که در بخش ۳ به دست آمد، به‌صورت زیر نشان داد:

$$\begin{cases} \dot{X} = F(x) + G(x, u) \\ y = CX \end{cases} \quad (11)$$

عیب حسگری به‌صورت یک ترم جمع‌شونده با معادلات خروجی در نظر گرفته می‌شود [۵]. بنابراین معادلات حالت و خروجی سیستم معیوب به‌صورت زیر نمایش داده می‌شوند.

$$\begin{cases} \dot{X} = F(x) + G(x, u) \\ y_f = CX + f_s \end{cases} \quad (12)$$

در این رابطه f_s بردار عیب حسگری است. این بردار و بردار خروجی به‌صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$f_s = [f_{sx} \quad f_{sy} \quad f_{sz} \quad f_{s\phi} \quad f_{s\theta} \quad f_{s\psi}]^T \quad (13)$$

$$y = \begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ y_3 \\ y_4 \\ y_5 \\ y_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x + f_{sx} \\ y + f_{sy} \\ z + f_{sz} \\ \phi + f_{s\phi} \\ \theta + f_{s\theta} \\ \psi + f_{s\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_1 + f_{sx} \\ x_3 + f_{sy} \\ x_5 + f_{sz} \\ x_7 + f_{s\phi} \\ x_9 + f_{s\theta} \\ x_{11} + f_{s\psi} \end{bmatrix} \quad (14)$$

شناسایی عیب به‌معنای تعیین زمان وقوع و نوع عیب و تخمین به معنای تعیین میزان و شدت آن است. همان‌گونه که قبلاً نیز بیان شد، در اینجا برای شناسایی و تخمین عیب از روش ارتباط مزدوج استفاده خواهد شد. در مرجع [۴] مراحل روش

داده شده در اینجا از حلقه خارجی (کنترل موقعیت) برای این کار استفاده شده است. بدین منظور سیگنال‌های f_{sx} , f_{sy} , f_{sz} و f_{sp} به عنوان یک خطای اضافی در نظر گرفته شده و با استفاده از یک کنترلگر تناسبی - مشتقی - انتگرالی به صورت زیر به صفر همگرا شده‌اند.

$$u_f = \dot{K}_I \ddot{F}_s + \dot{K}_D \dot{F}_s + \dot{K}_P F_s \quad (21)$$

در این رابطه \dot{K}_P , \dot{K}_I و \dot{K}_D سه ماتریس قطری مثبت معین و با ابعاد 4×4 هستند. ماتریس F_s نیز به صورت زیر است.

$$F_s = [f_{sx}, f_{sy}, f_{sz}, f_{sp}]^T \quad (22)$$

۹. نتایج

مدل موردبررسی در این مقاله از مرجع [۲۳] انتخاب شده که پارامترهای هندسی و دینامیکی آن در جدول (۲) دیده می‌شوند. حسگرهای استفاده شده در پرنده چهار ملخ عبارت‌اند از سه شتابسنج که شتاب‌های خطی در راستای محورهای x, y, z و سه ژيروسکوپ که زوایای اویلری (ϕ, θ, ψ) را اندازه‌گیری می‌کنند. در این مقاله دو سناریوی برای خرابی حسگر به صورت در نظر گرفته شده است. در سناریوی اول فرض می‌شود که حسگرهای مربوط به شتاب خطی (شتابسنج‌ها) دارای عیبی با پروفیل نشان داده شده در شکل (۵) باشند. این پروفیل‌ها از مجموع چند تابع بایاس به دست آمده‌اند و به صورت همزمان به سیستم اعمال می‌شوند. در سناریوی دوم خرابی در حسگرهای زاویه (ژيروسکوپ‌ها) اتفاق می‌افتد. پروفیل این عیب نیز در شکل (۶) دیده می‌شود. این پروفیل‌ها نیز از مجموع چند تابع بایاس و سینوسی به دست آمده‌اند و به صورت همزمان به سیستم اعمال می‌شوند. پارامترهای کنترلگرهای تناسبی - مشتقی - انتگرالی مربوط به کنترل موقعیت و بازطراحی کنترل که بر اساس سعی و خطا به دست آمده‌اند در زیر قرار داده شده‌اند. از این مقادیر برای شبیه‌سازی هر دو سناریوی عیب استفاده شده است. لازم به ذکر است که مسیر فرمان طراحی شده یک مسیر مربعی است که در حالت سه بعدی و سالم (بدون عیب) به صورتی که در شکل (۴) دیده می‌شود توسط سیستم تعقیب می‌شود.

$$\begin{cases} K_p = \text{diag}(10, 10, 10) \\ K_d = \text{diag}(4, 4, 4) \\ \dot{K}_p = \text{diag}(3, 3, 1, 1) \\ \dot{K}_I = \text{diag}(5, 5, 3, 8) \\ \dot{K}_D = \text{diag}(1, 1, 0.5, 0.6) \end{cases} \quad (23)$$

به‌طورقطع بتوانیم بگوییم سیستم در حالت طبیعی و بدون عیب قرار دارد زیرا ممکن است برخی از عیب‌ها قابل‌رؤیت و تشخیص نباشند. به عبارت دیگر هنگامی که $r(u, y, \dot{y}, \ddot{y}, 0, 0, 0) = 0$ برابر صفر شود، تنها می‌توانیم بگوییم احتمال نرمال بودن سیستم رد نمی‌شود [۱].

(ب) حالت معیوب:

در این حالت مقدار تابع مانده با صفر قرار دادن مؤلفه‌های عیب و مشتقات آن، غیر صفر است $r(u, y, \dot{y}, \ddot{y}, 0, 0, 0) \neq 0$. در این صورت به‌طورقطع می‌توان گفت که سیستم معیوب است.

بنابراین با اندازه‌گیری تابع مانده فوق، هنگامی که جملات شامل عیب و مشتقات آن را برابر صفر قرار دادیم، می‌توان عیب وارد بر سیستم را تشخیص داد. البته نکته حائز اهمیت در اینجا، این است که باید حد آستانه‌ای برای مانده تعریف شود، زیرا تعاریف فوق در مورد وضعیت‌های نرمال و معیوب سیستم مربوط به حالت ایدئال (بدون عواملی مانند نویز، اغتشاش، عدم قطعیت و ...) است. بنابراین در عمل با تعریف حد آستانه‌ای برای سیستم، هرگاه مقدار مانده از این حد آستانه بیشتر شد، می‌توان تشخیص داد که سیستم معیوب است. در مرحله بعد باید عیب عملگری وارد بر سیستم تخمین زده شود. با توجه به اینکه رابطه $r(u, y, \dot{y}, \ddot{y}, f_s, \dot{f}_s, \ddot{f}_s) = 0$ همیشه برقرار است؛ می‌توان مقدار عیب حسگری را از حل معادلات دیفرانسیل زیر محاسبه کرد:

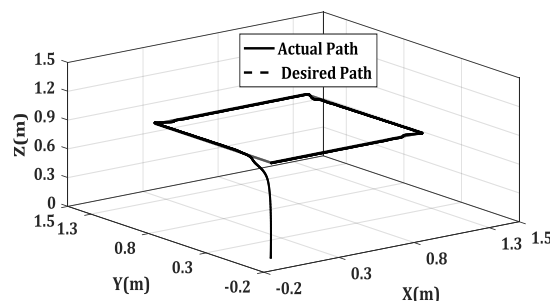
$$\ddot{y} - \lambda(u, y, \dot{y}, f_s, \dot{f}_s, \ddot{f}_s) = 0 \quad (20)$$

۸. بازطراحی کنترل

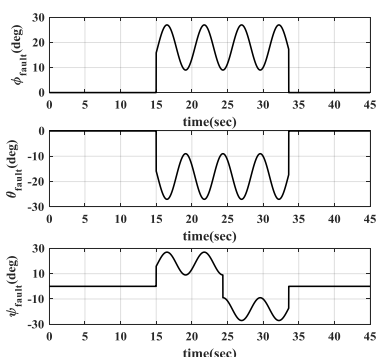
با توجه به رابطه (۲۰) عیب عملگری بر حسب سیگنال خروجی و مشتقات آن و سیگنال ورودی محاسبه می‌شود. مدل‌سازی صورت گرفته برای محاسبه این عیب در رابطه (۱۲) مشاهده می‌شود. در این رابطه عیب عملگری به صورت یک سیگنال جمع شونده با معادلات خروجی مدل‌سازی شد. بنابراین با داشتن مقدار این عیب، می‌توان آن را به صورت خطا به سیستم کنترل اضافه کرد. زیرسیستم باز - طراحی کنترل می‌بایست در نهایت در زمان قابل قبولی این مقدار خطا را صفر کند. با توجه به اینکه سیستم کنترل دارای یک حلقه داخلی (کنترل وضعیت) و یک حلقه خارجی (کنترل موقعیت) است؛ برای بازطراحی کنترل می‌توان از یکی از این حلقه‌ها استفاده کرد. همان‌گونه که در شکل (۱) نیز نشان

جدول ۲. پارامترهای هندسی و دینامیکی مورد نیاز برای شبیه‌سازی

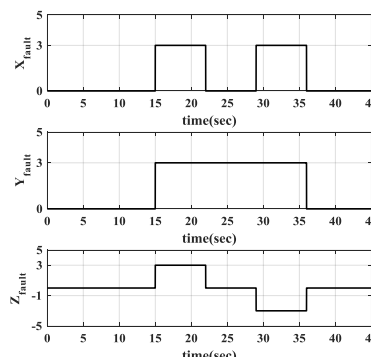
پارامتر	مقدار	واحد
I_{XX}	0.0081	$kg \cdot m^2$
I_{YY}	0.0081	$kg \cdot m^2$
I_{ZZ}	0.0142	$kg \cdot m^2$
J_{TP}	$1.04e - 4$	$kg \cdot m^2$
m	1	kg
l	0.23	m
b	0.0081	$N \cdot s^2 \cdot rad^{-2}$
d	$1.1e - 6$	$N \cdot m \cdot s^2 \cdot rad^{-2}$
g	9.81	$m \cdot s^{-2}$



شکل ۴. مسیر فرمان و مسیر پرواز پرنده در حالت سالم



شکل ۶. پروفیل‌های عیب در سناریوی دوم عیب حسگری

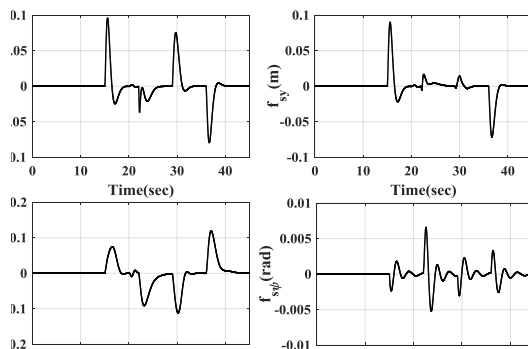


شکل ۵. پروفیل‌های عیب در سناریوی اول عیب حسگری

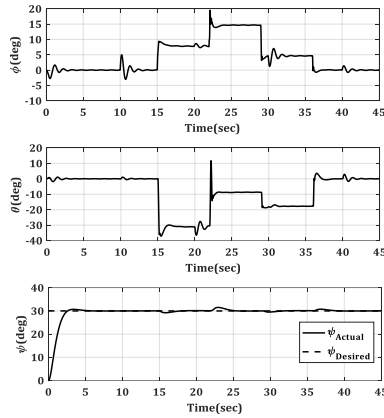
(۸) دیده می‌شود که در لحظه وقوع عیب، سیستم از موقعیت فرمان دور می‌شود اما پس از زمان کوتاهی دوباره به مسیر فرمان بر می‌گردد. شکل (۹) نیز زوایای اوپلری پرنده را نشان می‌دهد. همانگونه که در شکل (۸) دیده می‌شود، موقعیت جانبی پرنده پس از عیب دچار خطا می‌شود؛ این خطا همانگونه که در شکل (۹) دیده می‌شود به وسیله زوایای اوپلری جبران شده است. در انتها سرعت زوایای موتورها در شکل‌های (۱۰) و (۱۱) نشان داده شده‌اند. در این دو شکل اثرات مقدار سرعت زوایای اشباع و اثرات اشباع عملگر به خوبی دیده می‌شوند.

۹-۱. نتایج شبیه‌سازی برای سناریوی اول عیب

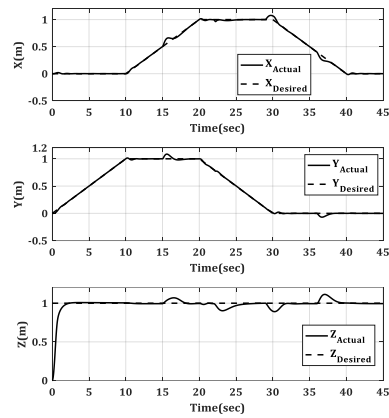
در این بخش نتایج شبیه‌سازی سیستم کنترل متحمل عیب در سناریوی اول عیب قرار داده شده است. شکل (۷) سیگنال‌های عیب تخمین زده شده که برای بازطراحی لازم هستند، را نشان می‌دهد. در واقع این سیگنال‌ها، به عنوان یک خطای اضافی به بخش بازطراحی وارد شده و با استفاده از یک کنترلر PID از بین می‌روند. با توجه به شکل (۷) دیده می‌شود که شناسایی (لحظه وقوع عیب) بلافاصله تشخیص داده شده است. همچنین شکل (۸) پاسخ سیستم به فرمان موقعیت را نشان می‌دهد. طبق شکل



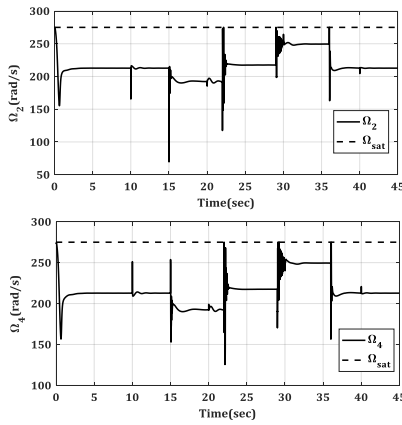
شکل ۷. سیگنال‌های عیب تخمین زده شده در سناریوی اول



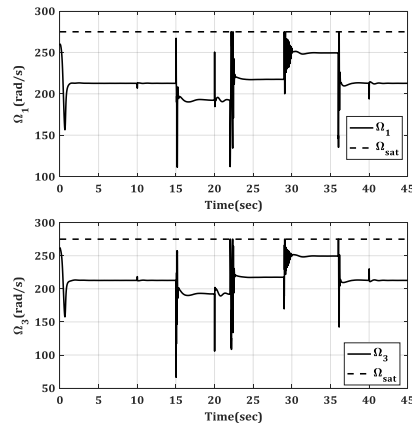
شکل ۹. زوایای اوپلری پرنده در سناریوی اول عیب



شکل ۸. پاسخ پرنده به موقعیت فرمان در سناریوی اول عیب



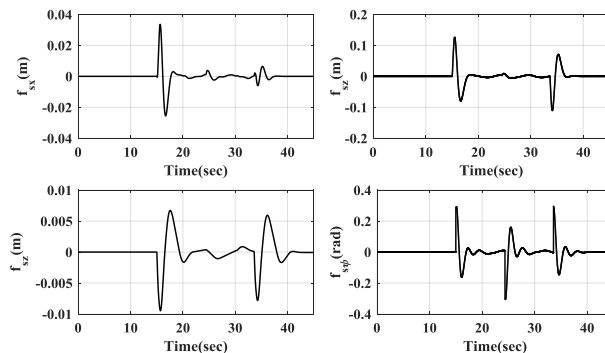
شکل ۱۱. سرعت زاویه‌ای موتورهای ۳ و ۴ در سناریوی اول عیب



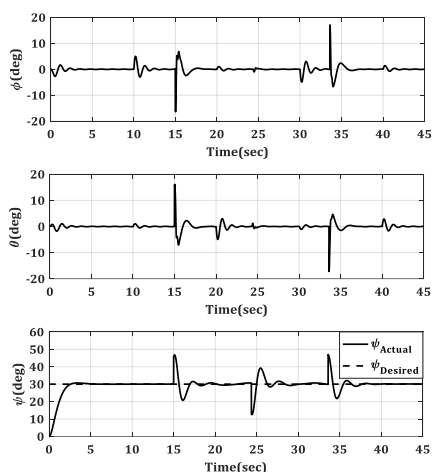
شکل ۱۰. سرعت زاویه‌ای موتورهای ۱ و ۲ در سناریوی اول عیب

۹-۲. نتایج شبیه‌سازی برای سناریوی دوم عیب در این بخش نتایج شبیه‌سازی سیستم کنترل متحمل عیب در سناریوی دوم عیب قرار داده شده است. شکل (۱۲) سیگنال‌های عیب تخمین زده شده را نشان می‌دهد. در این بخش نیز همانند بخش قبل دیده می‌شود که شناسایی (لحظه وقوع عیب) بلافاصله تشخیص داده شده است. همانند بخش قبل این سیگنال‌ها به عنوان خطا در نظر گرفته شده و با استفاده از کنترلر PID صفر شده‌اند. شکل‌های (۱۳) و (۱۴) پاسخ‌های موقعیت و زوایای

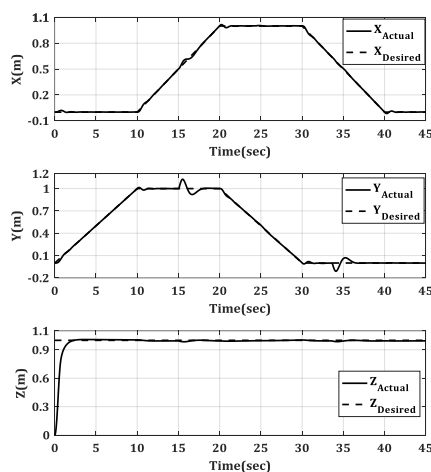
اوپلری پرنده را نشان می‌دهند. با توجه به اینکه در این حالت عیب در حسگرهای زاویه اتفاق می‌افتد، انتظار می‌رود که در این سناریوی موقعیت پرنده نسبت به حالت قبل دچار خطای کمتری شود. این موضوع با مقایسه شکل‌های (۱۲) و (۷) و یا مقایسه شکل‌های (۱۳) و (۸) قابل مشاهده است. همچنین سرعت زاویه‌ای موتورها در شکل‌های (۱۵) و (۱۶) نشان داده شده‌اند. در این دو شکل اثرات مقدار سرعت زاویه‌ای اشباع و اثرات اشباع عملگر به خوبی دیده می‌شوند.



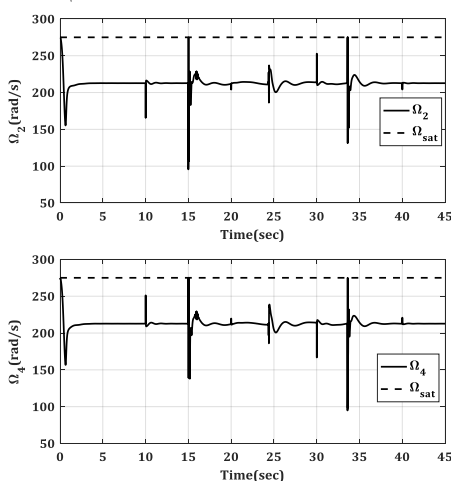
شکل ۱۲. سیگنال‌های عیب تخمین زده شده در سناریوی دوم



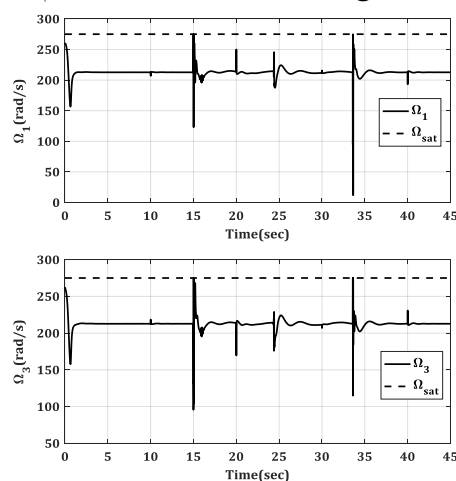
شکل ۱۴. زوایای اوپلری پرنده در سناریوی دوم عیب



شکل ۱۳. پاسخ پرنده به موقعیت فرمان در سناریوی دوم عیب



شکل ۱۶. سرعت زاویه‌ای موتورهای ۳ و ۴ در سناریوی دوم عیب



شکل ۱۵. سرعت زاویه‌ای موتورهای ۱ و ۲ در سناریوی دوم عیب

موقعیت استفاده شد. شناسایی و تخمین عیب نیز با استفاده از روش ارتباط مزدوج که از دسته روش‌های بر مبنای مدل است انجام گرفت. همچنین برای بازطراحی کنترل و حذف خطاهای ناشی از خرابی حسگرها، از کنترلگر تناسبی - مشتقی - انتگرالی استفاده شد. سرعت دورانی مورد نیاز برای پرواز ایستا به میزان 212 rad/s محاسبه شد. با توجه به اینکه اطلاعاتی از میزان سرعت دورانی اشباع پرنده در دست نبود، مقدار آن با فرض 30 درصد بیش‌طراحی وسیله به میزان 275 rad/s فرض شد. اثرات اشباع عملگر به صورت چترینگ کوتاه مدتی در نمودارهای سرعت زاویه‌ای موتورها مشاهده شد. در انتها حداکثر میزان انحراف از مسیر فرمان در سناریوی اول (عیب در شتاب‌سنج‌ها) و سناریوی دوم (عیب در ژيروسکوپ‌ها) به ترتیب 0.151 و 0.126 متر محاسبه شد. به علاوه بیشینه زمان جبران‌سازی اثر عیب نیز برای عیب نامتقارن متقارن به ترتیب 4.5 و 3 ثانیه محاسبه شد.

در نهایت ارزشمند است که متذکر شویم دلیل نوسانات اتفاق افتاده در سرعت زاویه‌ای موتورها در سناریوی اول عیب (شکل‌های ۱۱، ۱۰) این است که با توجه به فرمول (۱) عیب در پارامتر شتاب به صورت مستقیم بر روی تلاش‌های کنترلی و بالطبع مجذور سرعت زاویه‌ای موتورها تاثیر می‌گذارد در نتیجه تغییرات در شتاب تاثیر شدیدی بر روی سرعت موتورها دارد، ولی در سناریوی دوم (نمودارهای ۱۶، ۱۵) که مربوط به عیب در سرعت‌سنج است چون مرتبه مشتق رابطه سرعت و تلاش کنترلی یک مرتبه کمتر از رابطه شتاب و تلاش کنترلی است پس شاهد کاهش نوسانات در مقایسه با سناریوی اول هستیم.

۱۰. نتیجه‌گیری

در این مقاله یک سیستم کنترل متحمل عیب برای پرنده چهار ملخ طراحی و شبیه‌سازی شد. بدین منظور از کنترلگر فازی برای پایدارسازی وضعیت و از کنترلگر تناسبی - مشتقی برای کنترل

۱۱. مأخذ

- [1] Z.Gao, C.Cecati, A survey of fault diagnosis and fault-tolerant techniques—Part I: Fault diagnosis with model-base and signal-based approaches, *IEEE Transactions on Industrial Electronics.*, Vol. 62, No. 6, pp. 3757-3767, 2015.
- [2] I. Sadeghzadeh, Y. Zhang, A review on fault-tolerant control for unmanned aerial vehicles, *Infotech@ Aerospace 2011*, pp. 1472, 2011.
- [3] Y. Li, S. Song, A survey of control algorithms for quadrotor unmanned helicopter, in *Proceeding of, IEEE*, pp. 365-369, 2012.
- [4] M. Blanke, M. Kinnaert, J. Lunze, M. Staroswiecki, J. Schröder, *Diagnosis and fault-tolerant control*: Springer, 2006.
- [5] J. J. Gertler, Survey of model-based failure detection and isolation in complex plants, *IEEE Control systems magazine*, Vol. 8, No. 6, pp. 3-11, 1988.
- [6] R. Isermann, Process fault detection based on modeling and estimation methods A survey, *Automatica*, Vol. 20, No. 4, pp. 387-404, 1984.
- [7] R. Isermann, P. Balle, Trends in the application of model-based fault detection and diagnosis of technical processes, *control engineering practice*, Vol. 5, No. 5, pp. 709-719, 1997.
- [8] P. M. Frank, X. Ding, Survey of robust residual generation and evaluation methods in observer-based fault detection systems, *Journal of process control*, Vol. 7, No. 6, pp. 403-424, 1997.
- [9] P. M. Frank, Fault diagnosis in dynamic systems using analytical and knowledge-based redundancy: A survey and some new results, *Automatica*, Vol. 26, No. 3, pp. 459-474, 1990.
- [10] E. A. Garcia, P. Frank, Deterministic nonlinear observer-based approaches to fault diagnosis: a survey, *control engineering practice*, Vol. 5, No. 5, pp. 663-670, 1997.
- [11] A.-R. Merheb, H. Noura, F. Bateman, Active fault tolerant control of quadrotor uav using sliding mode control, in *Proceeding of, IEEE*, pp. 156-166, 2014.
- [12] F. Sharifi, M. Mirzaei, B. Gordon, Fault tolerant control of a quadrotor UAV using sliding mode control, 2010 Conference on Control and Fault-Tolerant Systems (SysTol), pp. 239-244, 2010.
- [13] X. Wang, S. Sun, E. van Kampen, Quadrotor Fault Tolerant Incremental Sliding Mode Control driven by Sliding Mode Disturbance Observers, *Aerospace Science and Technology*, 2019.
- [14] N. Nguyen, S. Hong, Fault-tolerant control of quadcopter UAVs using robust adaptive sliding mode approach, *Energies*, Vol. 12, No. 3, pp. 95, 2019.
- [15] L. Qin, X. He, Y. Zhou, D. Zhou, Fault-tolerant control for a quadrotor unmanned helicopter subject to sensor faults, in *Proceeding of, IEEE*, pp. 1280-1286, 2014.
- [16] I. Sadeghzadeh, A. Mehta, Y. Zhang, Fault-tolerant trajectory tracking control of a quadrotor helicopter using gain-scheduled PID and model reference adaptive control, *Annual Conference of the Prognostics and Health Management Society*, vol.2, 2011.
- [17] R.C. Avram, X. Zhang, J. Muse, Nonlinear Adaptive Fault-Tolerant Quadrotor Altitude and Attitude Tracking with Multiple Actuator Faults, *IEEE transactions on control systems technology*, Vol. 26, No. 2, pp. 701-707, 2018.
- [18] N. Mouhssine, M. Kabbaj, M. Benbrahim, Sensor fault detection of quadrotor using nonlinear parity space relations, 2017 International Conference on Electrical and Information Technologies (ICEIT), pp.1-6, 2017.
- [19] N. Mouhssine, M. Kabbaj, M. Benbrahim, Quadrotor fault detection and isolation based on nonlinear analytical redundancy relations, 2017 14th International Multi-Conference on Systems, Signals & Devices (SSD), pp. 325-330, 2017.
- [20] T. Beumer, Fault Tolerant Control of a Quadrotor Unmanned Aerial Vehicles, *Masters Thesis, RMIT University, Eindhoven*, 2016.
- [21] Freddi, A. Lanzon, S. Longhi, A feedback linearization approach to fault tolerance in quadrotor vehicles, *IFAC Proceedings Volumes*, Vol. 44, No. 1, pp. 5413-5418, 2011.

پی‌نوشت

1. Fault
2. Identification
3. Estimation
4. Isolation
5. Control Re - Design
6. Hardware redundancy

7. Software redundancy
8. Reliability
9. Parity space
10. Sliding mode
11. Adaptive Tau
12. Parity relation