

طراحی کنترل تحمل‌پذیر عیب برای سیستم چهارپره به‌منظور تحمل عیب‌های عملگری

تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۱۱/۰۸

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۰۶/۲۲

کاظم ایمانی^{۱*}، میرابوالفضل مختاری^۲

۱- استادیار، دانشکده مهندسی پرواز، دانشگاه امام علی (ع)، تهران، imani_ka@yahoo.com

۲- استادیار، دانشکده مهندسی پرواز، دانشگاه امام علی (ع)، تهران

چکیده

کنترل تحمل‌پذیر عیبی برای پرنده چهارملخ طراحی شده است. کنترل مزبور شامل دو بخش؛ کنترل وضعیت و موقعیت است. کنترل وضعیت به وسیله یک کنترل‌کننده فازی و کنترل موقعیت با یک کنترل‌کننده PD انجام می‌شود. در مرحله بعد روش فضای برابری به‌منظور شناسایی و تخمین عیب پیاده‌سازی شده است. با استفاده از سیگنال‌های عیب، عملیات باز طراحی کنترل به‌منظور تحمل عیب و اصلاح ورودی‌های کنترلی انجام شده است؛ سپس با استفاده از کنترل‌کننده PID خروجی‌های مزاحم ایجاد شده با عیب صفر شده‌اند. عیب فرض شده از نوع عملگری بوده و دو سناریو برای وقوع آن فرض شده است.

واژه‌های کلیدی: افزودنی کنترل تحمل‌پذیر عیب، فضای برابری، باز - طراحی، شناسایی عیب، تخمین عیب

Defective tolerance control design for four-blade system in order to tolerate operational defects

Kazem Imani¹, MirAbolfazl Mokhtari²

1,2 Assistant Professor, Flight Engineering Department Imam Ali Officer University, Tehran, imani_ka@yahoo.com,

Abstract

In this paper, a fault-tolerant control system is designed for a quadrotor system. First, a control system was designed in the healthy mode then the system is upgraded to a fault-tolerant control system by using an analytical redundancy. This control system consists of two parts: (1) attitude control and, (2) position control. The attitude and position control were implemented by using fuzzy and PD controllers respectively. Then, Parity space method are used to detect and estimate actuator faults. As follow as these, control redesign is performed for fault tolerance and correction inputs by using fault signals. The difference between the healthy and faulty outputs approximately are reached to zero by using the PID controller. Two scenarios are considered for actuator faults. The first one is, the fault occurs in motor 1 and 2, and the second scenario is, fault happens in all motors. Finally, according to the actuator saturation, the critical value (maximum) of fault tolerance is estimated.

Keywords: fault tolerant control, parity relation, re – design, fault detection, fault estimation.

۲۵

سال ۱۱ - شماره ۱

بهار و تابستان ۱۴۰۱

نشریه علمی دانش و فناوری هوا فضا



۱. مقدمه

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 کنترل‌کننده به سیستم، ایجاد خطاهای اندازه‌گیری اساسی و تغییر مستقیم در مشخصه‌های دینامیکی سیستم می‌شود. این موارد به تنزل عملکرد سیستم و حتی از کارافتادگی کل سیستم منجر می‌شود. عیب اغلب در سه دسته عملگری^۲، حسگری^۳ و پارامتری^۴ تقسیم‌بندی می‌شود [۱].

به منظور ارتقای قابلیت اطمینان یک سیستم و مقاوم نمودن آن در برابر عیب، باید سیستم‌های کنترل را به صورت تحمل‌پذیر عیب طراحی کرد. سیستم‌های کنترل تحمل‌پذیر عیب به دو دسته فعال و غیرفعال تقسیم می‌شوند. در سیستم‌های کنترل تحمل‌پذیر عیب غیرفعال، ابتدا کنترل‌کننده حالت نامی طراحی شده، سپس یک یا چند عیب خاص (محتمل‌تر) در نظر گرفته شده و کنترل‌کننده مناسبی برای هر کدام از حالت‌های معیوب سیستم طراحی می‌شود. در انتها به منظور حفظ پایداری و کنترل سیستم، کنترل‌کننده مناسب در سیستم قرار می‌گیرد [۲]. در سیستم‌های کنترل فعال، عیب از قبل مشخص نبوده و باید اقداماتی مانند شناسایی^۵، تخمین^۶، جداسازی^۷ عیب و باز - طراحی^۸ کنترل، انجام شود. این اقدامات از دو طریق افزونگی فیزیکی^۹ و

تحلیلی^{۱۰}، قابل انجام هستند [۲].

ایده اصلی افزونگی فیزیکی استفاده از مؤلفه‌های یکسان با مؤلفه‌های سیستم اصلی با ورودی مشابه است. با مقایسه داده‌های سیستم اصلی و سیستم افزوده می‌توان اقدامات یادشده برای متحمل عیب نمودن سیستم را انجام داد. این روش قابلیت اطمینان بالا و هزینه و فضای اشغال‌شده زیادی دارد [۲]. افزونگی تحلیلی از اوایل دهه ۱۹۸۰ و هم‌زمان با گسترش نظریه کنترل مدرن، به‌عنوان هسته اصلی بحث عیب‌یابی مورد توجه قرار گرفت. کارایی روش افزونگی تحلیلی تا حدود زیادی به روش شناسایی و تخمین عیب بستگی دارد [۳]. به‌طور کلی شناسایی و تخمین عیب با استفاده از افزونگی تحلیلی به دو دسته کلی روش‌های بر پایه مدل و داده تقسیم‌بندی می‌شوند [۴]. در روش‌های بر پایه مدل، عیب‌یابی با استفاده از مدل دینامیکی سیستم و ورودی‌ها و خروجی‌های آن صورت می‌گیرد. روش‌های بر پایه داده نیازی به مدل دینامیکی سیستم برای عیب‌یابی ندارند. در این روش‌ها سیستم فیزیکی در حالت‌های سالم و معیوب راه‌اندازی شده و خروجی‌های آن ذخیره می‌شوند. با توجه به رفتار خروجی و ورودی یک سیستم و الگوی به‌دست‌آمده می‌توان سالم و معیوب بودن سیستم و عیب آن را تشخیص داد. روش‌های بر پایه مدل نسبت به روش‌های بر پایه داده هزینه کمتری دارند و پیاده‌سازی آن‌ها ساده‌تر است [۲]. در این مقاله برای شناسایی و تخمین عیب از یکی از روش‌های بر پایه مدل به نام روش فضای پریته^{۱۱} (برابری) استفاده شده است.

روش‌های جامع عیب‌یابی بر پایه مدل مانند

10- Analytical redundancy
11- Parity Space Relation

1- Fault
2- Actuator Fault
3- Sensor Fault
4- Parametric Fault
5- Identification
6- Estimation
7- Isolation
8- Re - design
9- Physical redundancy



روش فضای پریستی [۵]، روش‌های تخمین پارامتر [۸]-[۶] و روش‌های مبتنی بر روی‌نگر [۱۰]-[۹] بررسی شده‌اند. یکی از رایج‌ترین روش‌های شناسایی و تخمین عیب بر پایه مدل، استفاده از روی‌نگر است. در [۱۴]-[۱۱] از کنترل‌کننده مود لغزشی برای پایدارسازی سیستم چهار پره و از روی‌نگر مود لغزشی برای شناسایی و تخمین عیب استفاده شده است. همچنین در مرجع [۱۵] از روی‌نگر خطی لیونبرگر^{۱۲} برای این کار استفاده شده است. روی‌نگر تطبیقی^{۱۳} تا^{۱۴} نیز در مراجع [۲۰]-[۱۶] مورد استفاده قرار گرفته است. همچنین در [۲۱] و [۲۲] از روش فضای پریستی برای شناسایی و تخمین عیب حسگری در سیستم چهار پره استفاده شده است.

در مراجعی که تاکنون مرور شدند، توجه اصلی به روش عیب‌یابی بود. به‌عنوان یک دیدگاه دیگر می‌توان مراجع مختلف را از لحاظ روش کنترل در حالت سالم و روش باز - طراحی کنترل با هم مقایسه کرد. تقریباً همه کنترل‌کننده‌های موجود حداقل یک بار در حالت سالم سیستم چهار پره استفاده شده‌اند. در مرجع [۲۳] کنترل‌کننده‌های مختلف استفاده شده برای پایداری و کنترل سیستم چهار پره مرور شده و نقاط ضعف و قوت هر کدام بیان شده است. در این مرجع بیان شده که کنترل‌کننده فازی به‌صورت ذاتی در برابر عیب و اغتشاش از خود مقاومت نشان می‌دهد [۲۳]. در مراجع [۲۷]-[۲۴] از سیستم‌های کنترلی متشکل از کنترل‌کننده فازی و کنترل‌کننده‌های دیگر برای پایدارسازی و کنترل وضعیت سیستم استفاده شده است. در

مرجع [۲۷] یک کنترل‌کننده فازی برای ارتفاع طراحی شده و به‌جای طراحی سه کنترل‌کننده دیگر برای زوایای اوپلری از همان کنترل‌کننده ولی با بهره‌های متفاوت در ورودی‌های کنترل‌کننده استفاده شده است.

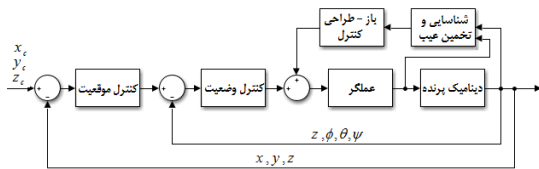
در هرکدام از مراجع یادشده موضوع کنترل متحمل عیب سیستم چهار پره با تکنیکی خاص پیاده‌سازی شده، یافته‌ها و نوآوری‌هایی را ثبت کرده‌اند. به‌عنوان نمونه سیستم طراحی‌شده در مرجع [۱۱] قابلیت تحمل ۵۵ درصد کاهش نیروی یکی از موتورها را دارد؛ یعنی پس از مدت زمان کوتاهی از وقوع عیب خطای ناشی از عیب صفر شده است. این مقدار بیشترین میزان عیب در بین مراجع است. در بعضی مراجع مانند [۱۳] تنها به کنترل وضعیت (ارتفاع و زوایای اوپلری) پرداخته شده و برخی دیگر مانند [۱۱] علاوه بر کنترل وضعیت، کنترل موقعیت پرنده را نیز انجام داده‌اند. در مراجع [۲۱] و [۲۲] رابطه تحلیلی عیب حسگری با توجه به مدل‌سازی مربوطه استخراج شده است؛ بنابراین، این ایده ایجاد می‌شود که شاید بتوان برای عیوب عملگری نیز رابطه‌ای تحلیلی پیدا کرد.

سیستم‌های عیب‌یاب به دو دسته منفعل^(۱۵) (PFTC) و فعال^(۱۶) (AFTC) دسته‌بندی می‌شوند، در گروه PFTC کنترل‌کننده در برابر خطاهای پیش‌بینی‌شده مقاوم است، ولی عیب این روش این است که همواره مقدار تلاش کنترلی بیش از شرایط عادی برای دینامیک سیستم در نظر گرفته می‌شود [۲۸]، که برای سیستمی مانند چهار پره که با مشکل ذخیره باتری و محدودیت تأمین انرژی مواجه است،

12- Luenberger
13- Adaptive
14- Thau

15- Passive fault tolerant control
16- Active fault tolerant control





شکل ۱. بلوک دیاگرام سیستم کنترل تحمل‌پذیر عیب پرنده چهار ملخ

۳. معادله‌های دینامیکی سیستم

در این بخش مدل دینامیکی پرنده چهار ملخ استخراج خواهد شد. برای این منظور لازم است که ابتدا دستگاه‌های مختصات مختلف استفاده شده در پرنده چهار ملخ تعریف شوند.

۳-۱. دستگاه مختصات بدنی

این دستگاه به بدنه پرنده وصل شده و با آن حرکت می‌کند. مختصات جسم در این دستگاه با x, y, z نشان داده می‌شود. مرکز دستگاه بر محل تقاطع بازوهای پرنده منطبق است. محور x دستگاه، منطبق بر بازوی منتهی به ملخ جلویی (موتور شماره ۱) است و محور y آن 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 بالاست.

۳-۲. دستگاه مختصات اینرسی

این دستگاه متصل به زمین بوده 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 آن نیازی به لحاظ کردن اثرات چرخش و کروی بودن زمین نیست. شکل (۲) دستگاه‌های مختصات بدنی و اینرسی را نشان می‌دهد.

۳-۳. زوایای اوایلر

برای نشان دادن جهت‌گیری پرنده در فضا از

روش مناسبی نیست به همین دلیل در این پروژه شناسایی عیب به صورت برخط AFTC در نظر گرفته می‌شود که می‌تواند با توجه به شرایط مدل، قوانین کنترلی را تنظیم کند. در این مقاله هدف قوام سیستم در برابر عیب عملگر بوده و در این زمینه روش‌های شناسایی سیستم چهارپره براساس رویکرد مانند شبکه عصبی تابع شعاعی^{۱۷} RBFNN ارائه شده، اما روش‌های شبکه‌های عصبی نیازمند اطلاعات زیاد^{۱۸} برای آموزش سیستم هستند، همچنین اثبات پایداری آن‌ها همواره با مشکل مواجه است [۲۹]. در این مقاله هدف این است تا با استفاده از فضای برابری (پریتی) به الگوریتمی پایدار برای شناسایی برخط عیب دست پیدا کنیم. علاوه بر پیدا کردن رابطه تحلیلی عیب، در این مقاله کنترل موقعیت نیز انجام خواهد شد. اشباع عملگر و اثرات آن بر عملکرد سیستم یکی دیگر از مواردی است که در مقاله‌های مرور شده دیده نمی‌شود. در این مقاله اشباع عملگر لحاظ شده و به تبع آن بیشینه عیب قابل تحمل به وسیله سیستم برآورد خواهد شد.

۲. نمای کلی سیستم

بلوک دیاگرام سیستم کنترل تحمل‌پذیر عیب پرنده چهار ملخ در شکل (۱) نشان داده شده است. همان‌طور که دیده می‌شود؛ این سیستم نسبت به یک سیستم کنترل عادی دو بخش اضافی شناسایی، تخمین عیب و باز - طراحی کنترل عیب دارد. در ادامه زیرسیستم‌های مختلف این سیستم و معادله‌های استفاده‌شده در آن‌ها بیان خواهد شد.



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

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 هستند. مقادیر Ω ، U_1 ، U_2 ، U_3 و U_4 در زیر آورده شده‌اند.

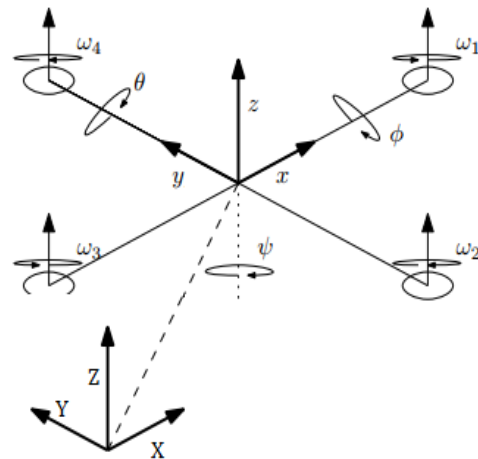
$$\left\{ \begin{array}{l} U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ U_2 = lb(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ U_3 = lb(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ U_4 = d(-\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ \Omega = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 \end{array} \right. \quad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

در رابطه (۲)، Ω_i بیانگر سرعت دورانی موتور i ام و l طول بازوی پرنده است. همچنین b و d به ترتیب نشان‌دهنده ضریب‌های تراست و پسای موتور هستند.

۴. کنترل وضعیت و ارتفاع پرنده

در این بخش به منظور پایدارسازی و کنترل وضعیت پرنده، کنترل‌کننده مناسبی طراحی خواهد شد. با توجه به اینکه کنترل‌کننده فازی به‌طور طبیعی در مقابل عوامل مزاحم از قبیل عیب و اغتشاش از خود مقاومت نشان می‌دهد [۲۲]، از کنترل‌کننده فازی برای این منظور استفاده شده است. طبیعی است که این مقاومت به‌تنهایی دلیل بر متحمل عیب بودن آن نیست و

زوایای اوپلری استفاده می‌شود. در این تعریف ψ ، θ ، ϕ به ترتیب زوایایی هستند که دستگاه اینرسی باید حول محوره‌های X ، Y ، Z بچرخد تا بر محور بدنه منطبق شود. این زوایا به ترتیب سمت، فراز و غلت نامیده می‌شوند. زوایای اوپلر نیز در شکل (۲) نشان داده شده‌اند.



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

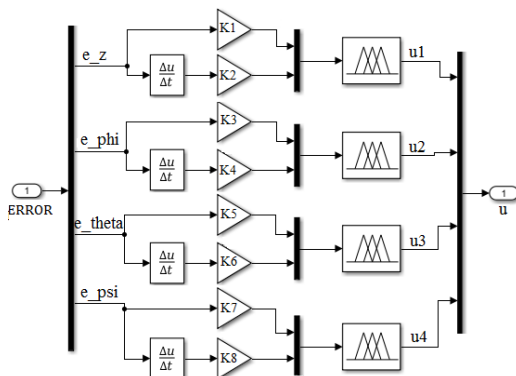
۳-۴- بیان معادله‌ها

- بیان معادله‌های حرکت در دستگاه مختصات بدنی به دلایل زیر راحت‌تر است
- 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 معادله‌ها در مرجع [۲۱] بیان شده و به شرح زیر هستند:



شناسایی و باز - طراحی کنترل باید حتماً انجام شود.

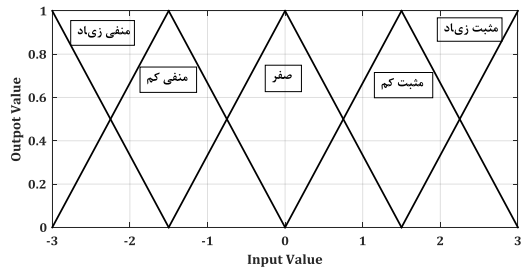
شبیه‌سازی کنترل‌کننده فازی احتیاج به تعیین توابع عضویت و محدوده متغیرهای ورودی و خروجی کنترل‌کننده‌ها و قوانین گفتاری آن‌ها دارد. در اینجا خطا و مشتق آن به‌عنوان ورودی کنترل‌کننده فازی در نظر گرفته شده و به‌منظور سادگی و راحت‌تر شدن طراحی، تنها یک دسته توابع عضویت طراحی شده است. به دلیل اینکه رفتار خروجی‌های z, ϕ, θ و ψ با هم تفاوت دارند؛ بهره‌های K_1 تا K_8 به صورتی که در شکل (۳) دیده می‌شود؛ قرار داده شده تا بدون تغییر در توابع عضویت، هماهنگی توابع عضویت با بخش کنترلی ایجاد شود.



شکل ۳. توابع عضویت پیاده‌سازی شده

توابع عضویت طراحی شده از نوع مثلثی بوده و به‌صورت منفی زیاد، منفی کم، صفر، مثبت کم و مثبت زیاد نام‌گذاری شده‌اند. با استفاده از این توابع عضویت ۲۵ قانون به‌صورت اگر - آنگاه طراحی شده است. گفتنی است که مقادیر توابع عضویت و قوانین اگر - آنگاه با مشاهده رفتار ورودی و خروجی سیستم در شبیه‌سازی‌ها و سعی و خطا طراحی شده‌اند. همچنین برای خروجی‌ها نیز از همین توابع عضویت استفاده شده است. جدول (۱) قوانین به‌کاررفته در

طراحی کنترل‌کننده را نشان می‌دهد. همچنین شکل (۴) توابع عضویت مقادیر خطا، مشتق خطا و خروجی را نشان می‌دهد.



شکل ۴. توابع عضویت پیاده‌سازی شده

جدول ۱. قوانین به‌کاررفته در کنترل فازی

مثبت زیاد	مثبت کم	صفر	منفی کم	منفی زیاد	eError! Bookmark not defined. e
منفی زیاد	منفی کم	منفی زیاد	منفی زیاد	منفی زیاد	منفی زیاد
منفی کم	منفی زیاد	منفی کم	منفی کم	منفی زیاد	منفی
مثبت کم	صفر	منفی کم	منفی کم	منفی کم	صفر
مثبت کم	مثبت کم	صفر	منفی کم	منفی کم	مثبت کم
مثبت زیاد	مثبت کم	مثبت کم	صفر	منفی کم	مثبت زیاد
مثبت زیاد	مثبت زیاد	مثبت زیاد	مثبت زیاد	مثبت کم	مثبت زیاد

۵. کنترل موقعیت پرنده

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



متناسب است. در حالت کلی این موتورها دارای یک سرعت دورانی بیشینه (اشباع) هستند.

در این مقاله فرض می‌شود که پرنده طراحی شده دارای ۳۰ درصد بیش طراحی باشد. این در نظرگیری اغلب برای مواردی مانند 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. رابطه بین سرعت دورانی موتورها و ورودی‌های معادله‌های حرکت در رابطه (۲) نشان داده شده است. در حالت ایستا باید داشته باشیم:

$$\begin{aligned} U_1 &= mg \\ U_{2,3,4} &= 0 \end{aligned} \quad (۸)$$

از این رابطه نتیجه می‌شود که:

$$\Omega_1^2 = \Omega_2^2 = \Omega_3^2 = \Omega_4^2 = \Omega_H^2 = \frac{mg}{4b} \quad (۹)$$

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 هم‌جوار برعکس یکدیگر باشد. فرض شد که میزان سرعت دورانی اشباع موتورها ۳۰ درصد بیشتر از سرعت دورانی پرنده در حالت ایستا باشد.

بنابراین داریم:

$$\Omega_{sat} = 1.3\Omega_H = 1.3\sqrt{\frac{mg}{4b}} \quad (۱۰)$$

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 $x \in \mathbb{R}^{12}$ بردارهای حالات سیستم و ورودی سیستم به صورت $u^T = [u_1, u_2, u_3, u_4]$ و در نظرگیری بردار خروجی به فرم $y^T = [x, y, z, \phi, \theta, \psi]$ می‌توان معادله‌های

$$P_e = P_c - P \quad (۳)$$

که در آن:

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

در این معادله‌ها X, Y, Z بیانگر موقعیت پرنده و X_c, Y_c, Z_c بیانگر فرمان موقعیت هستند. برای صفر کردن خطای موقعیت، از یک کنترل‌کننده تناسبی - مشتقی به صورت زیر استفاده شده است [۳۰]:

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

در این رابطه K_d و K_p دو ماتریس قطری مثبت معین و با ابعاد 3×3 هستند. رابطه بالا را می‌توان به صورت 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 محاسبه مقدار \ddot{P} از رابطه (۵) و جایگذاری مؤلفه‌های آن به جای $\ddot{X}, \ddot{Y}, \ddot{Z}$ فرمان‌های ϕ, θ برحسب مؤلفه‌های بردار خطای موقعیت تعیین می‌شوند.

۶. اشباع عملگر

پرنده چهار ملخ ۴ عملگر (موتورهای الکتریکی) دارد که فرمان‌های ارسالی از سیستم کنترل، به وسیله آن‌ها اجرا می‌شوند. نیرویی که هر موتور تولید می‌کند، با سرعت دورانی آن





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 عملگری اغلب به‌صورت یک عبارت جمع یا ضرب شونده در معادله‌های حالت مدل‌سازی می‌شود [۵]. در اینجا این عیب به‌صورت جمع شونده، مدل‌سازی شده است به این دلیل که عیوب جمع شونده بیشتر به‌منزله تغییر سیگنال هستند تا عیوب ضربی که تغییر پارامتر را نشان می‌دهند. عیب جمع شونده در واقع انحراف نرمال مانده‌ها^{۱۹} را با یک مجموعه با متغیرهای فرایند وابسته به زمان تغییر می‌دهد و معیار مناسب‌تری برای نمایش انحرافات سیگنال‌های عملگرها هستند.

بنابراین معادله‌های حالت و خروجی سیستم معیوب به‌صورت زیر نمایش داده می‌شوند.

$$\begin{cases} \dot{X}_f = F(x) + G(x, u) + f_a \\ y = CX_f \end{cases} \quad (12)$$

لازم به ذکر است که مدل‌سازی جمعی عیب عملگری به‌منظور سهولت در محاسبه روابط عیب انجام شده است؛ در حالی که برای شبیه‌سازی عیب به‌صورت از دست رفتن درصدی از نیروی تولیدی موتورها در زمان مشخص به سیستم وارد می‌شود. به‌بیان دیگر عیب به‌صورت $(\omega^f = c * \omega)$ به سیستم وارد می‌شود و اثر آن بر معادله‌های حالت به‌صورت یک عبارت جمع شونده (f_a) مدل‌سازی شده که زیرسیستم شناسایی و تخمین عیب می‌بایست مقدار آن در هر لحظه را محاسبه کند. همچنین در بالا $(0 < c < 1)$ نشان‌دهنده میزان عیب است.

شناسایی عیب به معنای تعیین زمان وقوع،

نوع عیب و تخمین به معنای تعیین میزان و شدت آن است. همان‌طور که قبلاً نیز بیان شد، در اینجا برای شناسایی و تخمین عیب از روش فضای پیریتی استفاده خواهد شد. در مرجع [۴] مراحل روش فضای پیریتی 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 حالت‌های 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. مشتق اول بردار خروجی تعریف شده به‌صورت زیر خواهد بود.

$$\begin{aligned} \dot{y} &= [\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]^T \\ &= [x_2, x_4, x_6, x_8, x_{10}, x_{12}]^T \end{aligned} \quad (13)$$

از طرفی طبق رابطه (۱۲) خواهیم داشت:

$$\dot{y}_f = C\dot{X}_f = C(F(x) + G(x, u) + f_a) \quad (14)$$

با ادامه دادن مشتق‌گیری تا مرتبه دوم خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} \ddot{y} &= [\ddot{x}_2, \ddot{x}_4, \ddot{x}_6, \ddot{x}_8, \ddot{x}_{10}, \ddot{x}_{12}]^T \\ &= \begin{bmatrix} (s_{x_7} s_{x_{11}} + c_{x_7} s_{x_9} c_{x_{11}}) \frac{U_1}{m} + f_{2a} \\ (-c_{x_7} s_{x_{11}} + s_{x_7} s_{x_9} c_{x_{11}}) \frac{U_1}{m} + f_{4a} \\ -g + (c_{x_7} c_{x_9}) \frac{U_1}{m} + f_{6a} \\ \frac{I_{YY} - I_{ZZ}}{I_{XX}} x_{12} x_{10} - \frac{J_{TP}}{I_{XX}} x_{10} \Omega + \frac{U_2}{I_{XX}} + f_{8a} \\ \frac{I_{ZZ} - I_{XX}}{I_{YY}} x_{12} x_8 - \frac{J_{TP}}{I_{XX}} x_8 \Omega + \frac{U_3}{I_{YY}} + f_{10a} \\ \frac{I_{XX} - I_{YY}}{I_{ZZ}} x_{10} x_8 + \frac{U_4}{I_{ZZ}} + f_{12a} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (15)$$

که در این رابطه بردار عیب عملگری به‌صورت زیر تعریف شده است:

$$f_a = [0, f_{4a}, 0, f_{4a}, 0, f_{4a}, 0, f_{4a}, 0, f_{4a}, 0, f_{4a}]^T \quad (16)$$

در مرحله بعد می‌بایست در رابطه به دست آمده، حالت‌های حذف شده و معادله‌های بر حسب خروجی و مشتقات آن نوشته شوند. این کار به راحتی با استفاده از رابطه‌های (۱۱) و (۱۳) قابل انجام است.

با انجام این کار خواهیم داشت:

(۱۷)

$$\begin{bmatrix} \ddot{y}_1 \\ \ddot{y}_2 \\ \ddot{y}_3 \\ \ddot{y}_4 \\ \ddot{y}_5 \\ \ddot{y}_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (s_{y_4} s_{y_6} + c_{y_4} s_{y_5} c_{y_6}) \frac{U_1}{m} + f_{2a} \\ (-c_{y_4} s_{x_{11}} + s_{y_4} s_{y_5} c_{y_6}) \frac{U_1}{m} + f_{4a} \\ -g + (c_{y_4} c_{y_5}) \frac{U_1}{m} + f_{6a} \\ \frac{I_{YY} - I_{ZZ}}{I_{XX}} \dot{y}_6 \dot{y}_5 - \frac{J_{TP}}{I_{XX}} \dot{y}_5 \Omega + \frac{U_2}{I_{XX}} + f_{8a} \\ \frac{I_{ZZ} - I_{XX}}{I_{YY}} \dot{y}_6 \dot{y}_4 - \frac{J_{TP}}{I_{XX}} \dot{y}_4 \Omega + \frac{U_3}{I_{YY}} + f_{10a} \\ \frac{I_{XX} - I_{YY}}{I_{ZZ}} \dot{y}_5 \dot{y}_4 + \frac{U_4}{I_{ZZ}} + f_{12a} \end{bmatrix}$$

رابطه (۱۷) را می‌توان به صورت

$\ddot{y} = \eta(y, \dot{y}, u, f_a)$ بنا بر این در حالت نرمال سیستم رابطه $\ddot{y} - \eta(y, \dot{y}, u, f_a) = 0$ برقرار است. با توجه به مطالب بیان شده، بردار مانده را به شکل زیر تعریف می‌کنیم:

$$r(y, \dot{y}, \ddot{y}, u, f_a) = \ddot{y} - \eta(y, \dot{y}, u, f_a) \quad (۱۸)$$

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

الف) حالت نرمال:

در حالت نرمال باید داشته باشیم $r(y, \dot{y}, \ddot{y}, U, 0) = 0$ یعنی اگر در رابطه (۱۸) مقدار f (و مشتقات آن در صورتی که در معادله‌ها ظاهر شوند) را برابر صفر قرار دهیم، باید مقدار تابع مانده برابر صفر شود. اما نکته مهم اینجاست که صفر شدن $r(y, \dot{y}, \ddot{y}, U, 0)$ به معنای این نیست که به طور قطع بتوانیم بگوییم سیستم در حالت طبیعی و بدون عیب قرار دارد زیرا ممکن است

برخی از عیب‌ها قابل رؤیت و تشخیص نباشند. به عبارت دیگر هنگامی که $r(y, \dot{y}, \ddot{y}, U, 0)$ 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 $(r(y, \dot{y}, \ddot{y}, U, 0) \neq 0)$. در این صورت به طور قطع 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 مهم در اینجا، این است که باید حد آستانه‌ای برای مانده تعریف شود، زیرا تعریف‌های بالا در مورد وضعیت‌های نرمال و معیوب سیستم مربوط به حالت ایده‌آل (بدون عواملی مانند نویز، اغتشاش، عدم قطعیت و...) است. بنابراین در عملیات 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 در رابطه (۱۷) درایه‌های بردار f_a به صورت جمعی در معادله‌ها وجود داشته و مشتقات آن‌ها ظاهر نشده می‌توان نوشت:

$$f_a = \ddot{y} - \eta(y, \dot{y}, u, 0) \quad (۱۹)$$

در انتها با توجه به رابطه (۱۸) می‌توان نوشت:

$$f_a = r(y, \dot{y}, \ddot{y}, u, 0) \quad (۲۰)$$

۸. باز - طراحی کنترل

با توجه به رابطه (۱۹) عیب عملگری بر حسب سیگنال خروجی، مشتقات آن و سیگنال ورودی





محاسبه می‌شود. مدل‌سازی صورت گرفته برای محاسبه این عیب در رابطه (۱۲) مشاهده می‌شود. در این رابطه عیب عملگری به‌صورت یک سیگنال جمع شونده با معادله‌های حالت مدل‌سازی شد. بنابراین با داشتن سیگنال عیب و انتگرال‌گیری از آن می‌توان خروجی مزاحم ایجاد شده با عیب را به‌صورت $(y_f = C \int f_a)$ محاسبه کرد. اکنون می‌توان این خروجی مزاحم را به‌صورت خطا به سیستم کنترل اضافه کرد. زیرسیستم باز - طراحی کنترل می‌بایست درنهایت 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 باز - طراحی کنترل می‌توان از یکی از این حلقه‌ها استفاده کرد. همان‌طور که در شکل (۱) نیز نشان داده شده در اینجا از حلقه داخلی (کنترل وضعیت) برای این کار استفاده شده است. بدین منظور سیگنال‌های $\psi_f, \theta_f, \phi_f, z_f$ به‌عنوان یک خطای اضافی در نظر گرفته شده‌اند و با استفاده از یک کنترل‌کننده تناسبی - مشتقی - انتگرالی به‌صورت زیر به صفر همگرا شده‌اند.

$$u_f = \dot{K}_I \dot{Y}_f + \dot{K}_D \dot{Y}_f + \dot{K}_P Y_f \quad (21)$$

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 Y_f نیز شامل بخشی از اعضای ماتریس Y_f به‌صورت زیر است.

$$Y_f = [z_f, \phi_f, \theta_f, \psi_f]^T \quad (22)$$

۹. نتایج

مدل موردبررسی در این مقاله از مرجع [۲۳] انتخاب شده که پارامترهای هندسی و دینامیکی پرند در جدول (۳) دیده می‌شوند. همچنین در

این مقاله دو سناریو عیب برای عملگر در نظر گرفته شده است. در سناریوی اول موتورهای ۱ و ۲ و در سناریوی دوم هر چهار موتور از زمان $t = 20$ به بعد دچار عیب می‌شوند. میزان عیب نیز برای هر شبیه‌سازی متفاوت بوده و به‌صورت از دست رفتن درصدی از نیروی تولیدی موتور است. پارامترهای کنترل‌کننده‌های تناسبی - مشتقی - انتگرالی مربوط به کنترل موقعیت و باز - طراحی کنترل، در زیر قرار داده شده‌اند. از این مقادیر برای شبیه‌سازی هر دو سناریو عیب استفاده شده است.

$$\begin{cases} K_p = \text{diag}(10, 10, 10) \\ K_d = \text{diag}(4, 4, 4) \\ \dot{K}_P = \text{diag}(25, 1, 1, 2, 92) \\ \dot{K}_I = \text{diag}(20, 1, 1, 4, 56) \\ \dot{K}_D = \text{diag}(10, 0, 5, 0, 5, 0, 46) \end{cases} \quad (23)$$

همچنین بهره‌های K_1 تا K_8 در کنترل وضعیت بر اساس سعی و خطا در شبیه‌سازی تنظیم شده و مقادیر آن‌ها در جدول (۲) دیده می‌شود.

جدول ۲. بهره‌های K_1 تا K_8 در کنترل وضعیت

بهره	K_1	K_2	K_3	K_4	K_5	K_6	K_7	K_8
مقدار	۱.۶۸	۲.۳	۱	۱	۱	۱	۱	۳

جدول ۳. پارامترهای هندسی و دینامیکی موردنیاز

برای شبیه‌سازی

پارامتر	مقدار	واحد
I_{XX}	0.0081	kgm^2
I_{YY}	0.0081	kgm^2
I_{ZZ}	0.142	kgm^2
J_{TP}	$1/04e - 4$	kgm^2
m	۱	kg
l	0.23	m
b	$5/42e - 5$	Ns^2rad^{-2}
d	$1.1e - 6$	Nms^2rad^{-2}
g	$9/81$	ms^{-2}

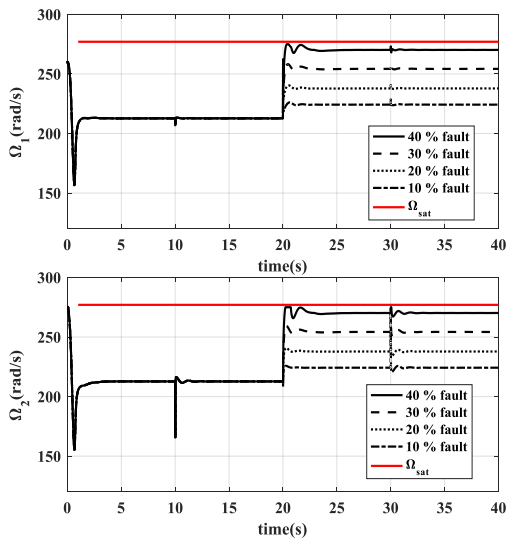
۹-۱. نتایج شبیه‌سازی برای سناریوی اول عیب

در این بخش نتایج شبیه‌سازی سیستم کنترل متحمل عیب در سناریوی اول عیب قرار داده شده است. شکل‌های ۴ و ۵ سرعت زاویه‌ای موتورها را به ترتیب برای موتورهای سالم و معیوب نشان می‌دهند. شبیه‌سازی‌ها به ازای ۱۰، ۲۰، ۳۰ و ۴۰ درصد خرابی موتورهای ۱ و ۲ انجام شده است. با توجه به شکل (۴) دیده می‌شود که کاهش نیروی موتورها با افزایش سرعت زاویه‌ای موتورها (ورودی کنترلی) جبران شده و هرچه میزان عیب بیشتر باشد، سرعت زاویه‌ای موتورها نیز بیشتر است. سرعت زاویه‌ای موتورهای معیوب به ازای ۴۰ درصد خرابی بسیار به حالت اشباع نزدیک هستند. بنابراین حدس زده می‌شود که بیشینه میزان خرابی قابل تحمل توسط سیستم ۴۰ درصد است.

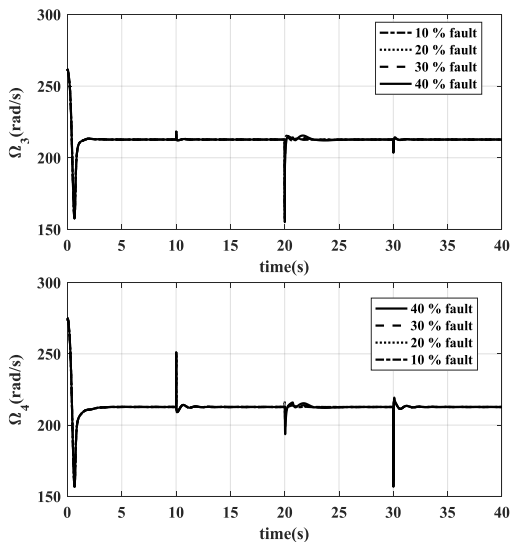
با توجه به متقارن بودن پرنده و نامتقارن بودن عیب، انتظار می‌رود که وقوع عیب علاوه بر ارتفاع، حرکت جانبی پرنده را نیز دچار اغتشاش کند. این موضوع به‌وضوح در شکل (۷) دیده می‌شود.

همچنین شکل (۶) مسیر سه‌بعدی حرکت پرنده در سناریوی اول عیب را به ازای ۴۰ درصد کاهش نیروی موتورها نشان می‌دهد. طبق این شکل بیشترین میزان انحراف پرنده از مسیر فرمان در موقعیت (1.329 0.7547 0.8501) رخ می‌دهد که سیستم در زمان $t = 20.83s$ در این موقعیت قرار دارد و در این زمان فرمان موقعیت برابر (1 0.68 1) است. بنابراین بیشینه انحراف پرنده از مسیر فرمان برابر ۰.۱۸ متر است. به‌علاوه با توجه به شکل (۷) دیده

می‌شود که در مدت زمان ۴ ثانیه پس از وقوع عیب اختلاف مؤلفه‌های موقعیت (X, Y, Z) از میزان فرمان کمتر از ۳ درصد مقدار فرمان است. البته زمان ۴ ثانیه مربوط به مؤلفه Z موقعیت است زیرا در مؤلفه‌های دیگر این اختلاف در مدت زمانی کمتر از ۴ ثانیه به ۳ درصد فرمان مربوطه می‌رسد.



شکل ۵. سرعت زاویه‌ای موتورهای معیوب در سناریوی اول عیب

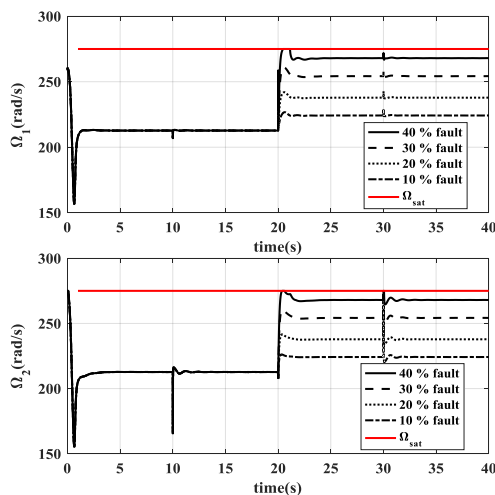


شکل ۶. سرعت زاویه‌ای موتورهای سالم در سناریوی اول عیب

۲-۹. نتایج شبیه‌سازی برای سناریوی دوم

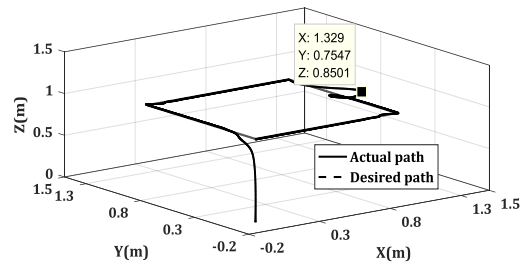
عیب

در این بخش نتایج شبیه‌سازی سیستم کنترل متحمل عیب در سناریوی دوم عیب قرار داده شده است. شکل‌های (۹) و (۱۰) به ترتیب سرعت زاویه‌ای موتورهای (۱ و ۲) و (۳ و ۴) را نشان می‌دهند. همانند حالت قبل شبیه‌سازی‌ها به ازای ۱۰، ۲۰، ۳۰ و ۴۰ درصد خرابی موتورها انجام شده است. با توجه به شکل‌های (۹) و (۱۰) دیده می‌شود که کاهش نیروی موتورها با افزایش سرعت زاویه‌ای موتورها (ورودی کنترلی) جبران شده است و هرچه میزان عیب بیشتر باشد، سرعت زاویه‌ای موتورها نیز بیشتر است. سرعت زاویه‌ای موتورهای معیوب به ازای ۴۰ درصد خرابی بسیار به حالت اشباع نزدیک هستند. بنابراین در این حالت نیز حدس زده می‌شود که بیشینه میزان خرابی قابل تحمل توسط سیستم ۴۰ درصد است. با توجه به مقارن بودن عیب، انتظار می‌رود که وقوع عیب تنها کانال ارتفاع را دچار اغتشاش کند. این موضوع به‌وضوح در شکل (۱۲) دیده می‌شود.



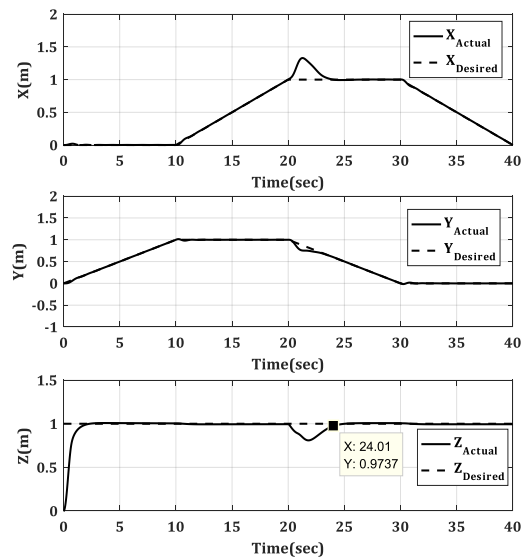
شکل ۱۰. سرعت زاویه‌ای موتورهای ۱ و ۲ در

سناریوی دوم عیب



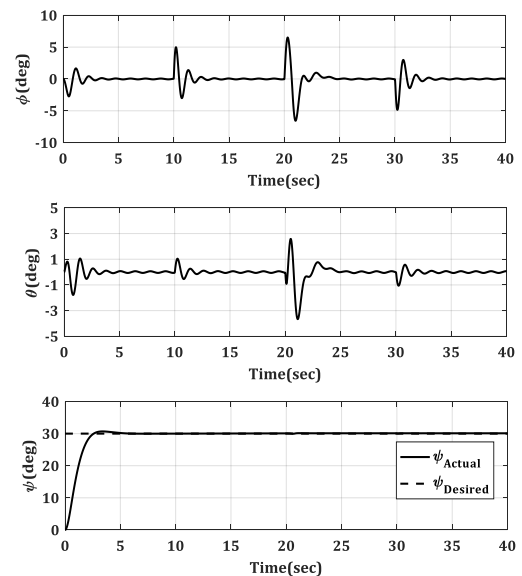
شکل ۷. مسیر حرکت پرنده در سناریوی اول عیب

به میزان ۴۰٪



شکل ۸. پاسخ پرنده به موقعیت فرمان در

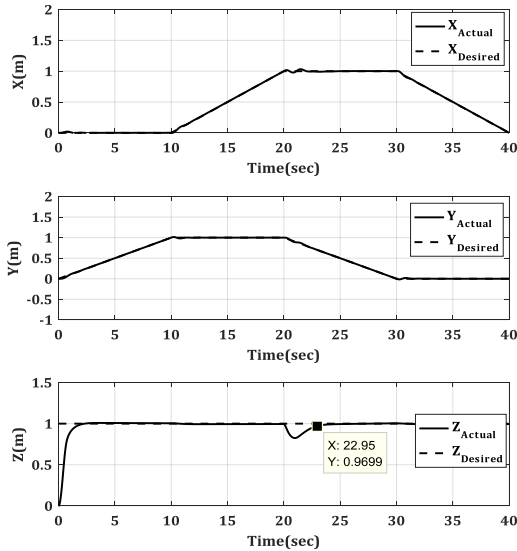
سناریوی اول عیب به میزان ۴۰٪



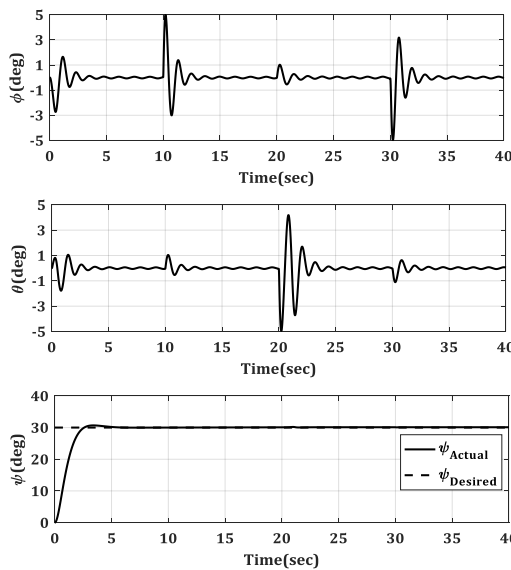
شکل ۹. زوایای اوپلری پرنده در سناریوی اول عیب

به میزان ۴۰٪

زمان ۲.۹۵ ثانیه مربوط به مؤلفه Z موقعیت است زیرا در مؤلفه‌های دیگر در این سناریو دچار خطای کمی می‌شوند.



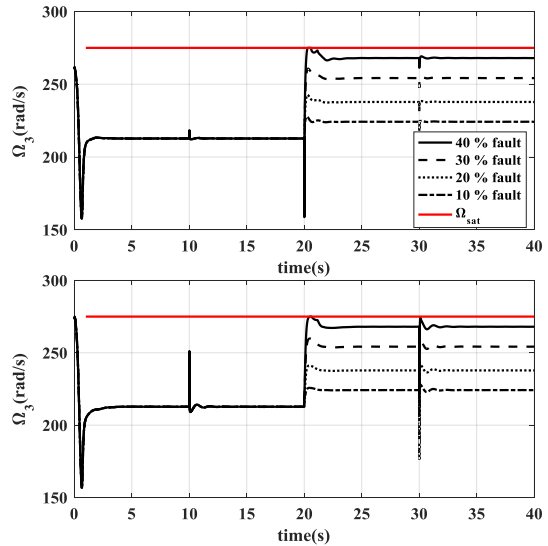
شکل ۱۳. پاسخ پرنده به فرمان موقعیت در سناریوی دوم عیب به میزان ۴۰٪



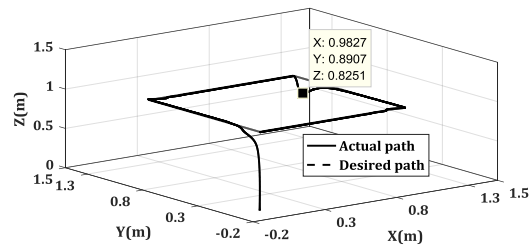
شکل ۱۴. زوایای اوپلری پرنده در سناریوی دوم عیب به میزان ۴۰٪

۱۰. نتیجه‌گیری

در این مقاله یک سیستم کنترل متحمل عیب برای پرنده چهار ملخ طراحی و شبیه‌سازی شد. بدین منظور از کنترل‌کننده فازی برای



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



شکل ۱۲. مسیر حرکت پرنده در سناریوی دوم عیب به میزان ۴۰٪

همچنین شکل (۱۱) مسیر سه‌بعدی حرکت پرنده در سناریوی اول عیب را به ازای ۴۰ درصد کاهش نیروی موتورها نشان می‌دهد. طبق این شکل بیشترین میزان انحراف پرنده از مسیر فرمان در موقعیت (0.9827 0.8907 0.8251) رخ می‌دهد که سیستم در زمان $t = 20.97s$ در این موقعیت قرار دارد و در این زمان فرمان موقعیت برابر (1 1 1) است. بنابراین بیشینه انحراف پرنده از مسیر فرمان برابر ۰.۵۶ متر است. به‌علاوه با توجه به شکل (۱۲) دیده می‌شود که در مدت زمان ۲.۹۵ ثانیه پس از وقوع عیب اختلاف مؤلفه‌های موقعیت (X, Y, Z) از میزان فرمان کمتر از ۳ درصد مقدار فرمان است. البته

- [3] Y. Li, S. Song, "A survey of control algorithms for quadrotor unmanned helicopter", Proceedings of the 1991 IEEE Power Engineering Society Transmission and Distribution Conference, pp. 365-369, Xiamen, china, 2012.
- [4] M. Blanke, M. Kinnaert, J. Lunze, "Diagnosis and fault-tolerant control": Berlin: Heidelberg, pp. 189-298, 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", 2014 International Conference on Unmanned Aircraft

پایدارسازی وضعیت و از کنترل کننده تناسبی - مشتقی برای کنترل موقعیت استفاده شد. شناسایی و تخمین عیب نیز با استفاده از روش فضای پیریتی که از دسته روش های بر مبنای مدل است، انجام گرفت. همچنین برای باز - طراحی کنترل از کنترل کننده تناسبی - مشتقی - انتگرالی استفاده شد. همچنین در این مقاله بیشینه میزان خرابی قابل تحمل توسط سیستم که ناشی از میزان اشباع عملگرهاست نیز تخمین زده شد. با توجه به نتایج این مقاله دیده شد که سرعت دورانی اشباع موتورها به ازای ۳۰ درصد بیش طراحی وسیله 275 rad/s است. همچنین بیشینه میزان تحمل عیب حدود ۴۰ درصد خرابی تخمین زده شد. حداکثر میزان انحراف از مسیر فرمان برای عیب نامتقارن (سناریو اول) و عیب متقارن (سناریو دوم) به ترتیب 0.18 و 0.56 متر محاسبه شد. به علاوه در عیب نامتقارن ۴ ثانیه پس از وقوع عیب، خطای موقعیت به کمتر از ۳ درصد موقعیت فرمان می رسد که این میزان برای عیب متقارن ۲.۹۵ ثانیه است. موارد بیان شده حاکی از این است که سیستم طراحی شده دارای قابلیت خوبی در تحمل عیوب عملگری است.

۱۱. مراجع

- [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 (UAVs)", Infotech@ Aerospace 2011, Vol. 12, No 5, pp. 1472, Mar. 2011.



tolerant control based on fault estimation for quadrotor UAVs", 2013 IEEE 8th Conference on Industrial Electronics and Applications (ICIEA), pp. 236-241, Melbourne, Australia, 2013.

- [20] N. Chelli, H. Mekki, A. Bacha, "FDI and FTC technique based on Thau observer and Flatness theory for a quadrotor ", 2016 13th International Multi-Conference on Systems, Signals & Devices (SSD), pp. 223-228, Leipzig, Germany, 2016.
- [21] 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, Rabat, Morocco, 2017.
- [22] 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, Marrakech, Morocco, 2017.
- [23] Y. Li, S. Song, "A survey of control algorithms for quadrotor unmanned helicopter", 2012 IEEE Fifth International Conference on Advanced Computational Intelligence (ICACI), pp. 365-369, Nanjing, China, 2012.
- [24] F. Fakurian, M.B. Menhaj, A. Mohammadi, "Fuzzy controller design for quadrotor UAVs using minimal control input", Indian J. Sci. Res., 1(2), pp. 157-164, 2014.
- [25] M. Santos, V. Lopez, F. Morata, "Intelligent fuzzy controller of a quadrotor", 2010 IEEE International Conference on Intelligent Systems and Knowledge Engineering, pp. 141-146, Hangzhou, China, 2010.
- [26] M. Rabah, A. Rohan, Y.J. Han, S.H. Kim, "Design of fuzzy-PID controller for quadcopter trajectory-tracking", International Journal of Fuzzy Logic

Systems (ICUAS), pp. 156-166, Orlando, USA, 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, Nice, France, 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, Vol. 87, pp. 417-430, 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", 2016 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), pp. 1280-1286, Arlington, USA, 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] Z. Cen, H. Noura, "An adaptive Thau observer for estimating the time-varying LOE fault of quadrotor actuators", 2013 Conference on Control and Fault-Tolerant Systems (SysTol), pp. 468-473, Nice, France, 2013.
- [19] Z. Cen, H. Noura, "A composite fault



فهرست نمادها و نشانه‌ها

- b: ضریب تراست موتور
d: ضریب پسای موتور
c: ضریب عیب
f_a: عیب عملگری
g: شتاب گرانشی
I: ممان اینرسی کوادروتور
J_{TP}: ممان اینرسی قسمت‌های دوار پیشران حول محور ملخ
K_i: بهره کنترلی
l: طول بازوی پرنده
m: جرم کوادروتور
U: تلاش کنترلی
t: زمان نمونه‌برداری

and Intelligent Systems, Vol. 18, No. 3, pp. 204-213, 2018.

- [27] F. Fakurian, M.B. Menhaj, A. Mohammadi, "Design of a fuzzy controller by minimum controlling inputs for a quadrotor", 2014 Second RSI/ISM International Conference on Robotics and Mechatronics (ICRoM), pp. 619-624, Tehran, Iran, 2014.
- [28] Avram, R.C.; Zhang, X.D.; Muse, J. Nonlinear adaptive fault-tolerant quadrotor altitude and attitude tracking with multiple actuator faults. IEEE Trans. Control Syst. Technol. 2018, 26, 701–707.
- [29] Pu Yang, Zixin Wang, , Zhiqing Zhang and Xukai Hu, "Sliding Mode Fault Tolerant Control for a Quadrotor with Varying Load and Actuator Fault", 2021, 10, 323
- [30] A. Mokhtari , N. K. M'Sirdi , K. Meghriche, A. Belaidi, Feedback linearization and linear observer for a quadrotor unmanned aerial vehicle, Advanced Robotics, vol. 20, No. 1, pp. 71–91, 2006
- [31] T. Beumer, " Fault Tolerant Control of a Quadrotor Unmanned Aerial Vehicles", Masters thesis, RMIT University, Tutor DBL (OGO) at Eindhoven, 2016.
- [32] 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.
- [33] K. M. Passino, S. Yurkovich, M. Reinfrank, "Fuzzy control": Addison: wesley, 1998.
- [34] T. Bresciani, "Modelling, identification and control of a quadrotor helicopter", MSc Theses, Department of Automatic Control, Lund university, 2008.

