

طراحی کنترل کننده تحمل پذیر عیب عملگر برای پرنده هوایی مافوق صوت با دینامیک غیر خطی

بهنام صبحانی گندشمین^۱، کارشناس ارشد؛ سعید شمقدری^۲، استادیار

۱- دانشکده مهندسی برق - دانشگاه علم و صنعت ایران - تهران - ایران - be.sobhani@yahoo.com

۲- دانشکده مهندسی برق - دانشگاه علم و صنعت ایران - تهران - ایران - shamaghdari@iust.ac.ir

چکیده: در این مقاله ابتدا روش جدیدی برای طراحی خلبان خودکار پرنده هوایی با مدل غیرخطی چندجمله‌ای ارائه می‌شود. این روش طراحی بر مبنای طراحی کنترل کننده پایدار ساز سیستم غیرخطی چندجمله‌ای و با استفاده از تئوری مجموع مربعات صورت می‌گیرد. روش‌های تئوری انجام شده در کارهای پیشین، با ارتقای کنترل کننده از حالت پایدار ساز به ردیاب تو سعه داده شده است. همچنین در ادامه برای بهینه سازی عملکرد، طراحی کنترل کننده از مسئله امکان پذیری به مسئله بهینه سازی تبدیل شده است. پایداری سیستم کنترل حلقه بسته با معرفی تابع لیاپانوف که از روش مجموع مربعات به دست می‌آید تضمین می‌شود. در ادامه با بهره گیری از تئوری پیشنهادی کنترل کننده ردیاب و ارائه روش جدید ترکیبی تصویر و طراحی مجدد، طراحی خلبان خودکار تحمل پذیر عیب عملگر انجام شده است. الگوریتم جدید طراحی برای مدل یک پرنده هوایی مافوق صوت با مدل غیرخطی شبیه سازی شده است. نتایج به دست آمده عملکرد مناسب این روش را در شرایط عادی و در هنگام بروز عیب‌های مختلف در عملگر نشان می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: کنترل تحمل پذیر عیب (FTC)، پایداری، سیستم غیرخطی چندجمله‌ای، روش تصویر، روش طراحی مجدد کنترل کننده، بهینه سازی مجموع مربعات.

Fault Tolerant Controller Design for Nonlinear Air Vehicle Model

B. Sobhani Gundushmian¹, MSc; S. Shamaghdari², Assistant professor

1- School of Electrical Engineering, University of Science and Technology of Iran, Tehran, Iran, Email: be.sobhani@yahoo.com

2- School of Electrical Engineering, University of Science and Technology of Iran, Tehran, Iran, Email: shamaghdari@iust.ac.ir

Abstract: In this paper, a new method for designing autopilot for an air vehicle with polynomial nonlinear model is presented. Moreover the method is developed to fault tolerant control autopilot using combined projection and redesign methods. The nominal autopilot has been designed based on regulator controller for the polynomial nonlinear model and sum of square optimization theory. Previous theoretical methods have been extended from the regulator type to the tracking. Stability of the closed loop system is guaranteed by introducing a polynomial Lyapunov function that is derived using sum of squares optimization method. Then, the feasibility problem has been changed to the optimization problem. The proposed method has been used on an air vehicle supersonic with nonlinear polynomial model. The results showed proper operation in normal and faulty situations.

Keywords: Fault Tolerant Control (FTC), stability, polynomial nonlinear system, projection method, redesign method, sum of squares optimization.

تاریخ ارسال مقاله: ۱۳۹۶/۰۲/۱۰

تاریخ اصلاح مقاله: ۱۳۹۶/۰۵/۲۹ و ۱۳۹۶/۰۸/۲۶

تاریخ پذیرش مقاله: ۱۳۹۷/۰۱/۰۶

نام نویسنده مسئول: سعید شمقدری

نشانی نویسنده مسئول: ایران - تهران - نارمک - دانشگاه علم و صنعت ایران - دانشکده مهندسی برق.

۱- مقدمه

M.Benosman و K.Y.Lum طراحی کنترل کننده غیرفعال تحمل پذیر عیب را برای سیستم‌های غیرخطی افاین و با فرض عیب بر روی عملگر، ارائه کرده‌اند. طراحی برای دو حالت عیب عملگر در نظر گرفته شده و پایداری سیستم حلقه‌بسته مورد بررسی قرار گرفته است. Jorge Aravena و همکارانش در [۸] با استفاده از روش تصویر^۱، که یکی از روش‌های کنترل تحمل پذیر عیب فعال است، برای مدل غیرخطی شش درجه آزادی هواپیما، با رویکرد کنترل مقاوم طراحی کنترل کننده را ارائه کرده‌اند. در این مقاله نیز عیب در عملگرهای هواپیما در نظر گرفته شده است. Xiang Yu و Jin Jiang در مقاله دیگری در [۹] مقایسه‌ای بین روش‌های فعال و غیرفعال انجام داده‌اند. در این مقاله از مدل خطی یک هواپیما برای شبیه‌سازی و مقایسه نتایج استفاده شده است. در اینجا نیز عیب بر روی عملگرهای هواپیما اعمال شده‌اند و مزایا و معایب روش‌های فعال و غیرفعال تحمل پذیر عیب نسبت به همدیگر بررسی شده است. در [۱۰] آقای یاشار شب‌بوئی و همکارانش، برای غلبه بر عیب‌های سنسور، کنترل کننده تحمل پذیر عیب مد لغزشی ترمینال غیرتکین معرفی کرده‌اند. کنترل کننده ارائه شده در [۱۰] از یک سیستم تشخیص و شناسایی عیب مبتنی بر بانکی از فیلترهای کالمن توسعه یافته تطبیقی بهره می‌برد. کاررونی و همکارانش در [۱۱] کنترل تحمل پذیر عیب را برای سیستم‌های غیرخطی بهم متصل با تأخیرهای متغیر با زمان ارائه کردند. این روش که مبتنی بر روش کنترل غیرمتمرکز H_{∞} است برای عیب عملگر طراحی شده است و مسئله طراحی کنترل در نهایت تبدیل به نامساوی خطی ماتریسی شده است. در این روش بخش غیرخطی سیستم با استفاده از ثابت لپشیتز فرموله شده است که می‌تواند سبب محافظه کاری شود. در ادامه مروری بر روش‌های کنترلی انجام شده برای پرده هوایی با مدل غیرخطی ارائه می‌شود. همچنین مروری بر طراحی کنترل کننده برای سیستم غیرخطی چندجمله‌ای، با استفاده از طراحی مبتنی بر روش بهینه سازی مجموع مربعات (SOS)^۲ انجام می‌شود. در [۱۲]، Sreenuch و همکارانش روشی برای طراحی کنترل کننده برای مدل غیرخطی پرده هوایی ارائه داده‌اند. در این مقاله از روشی برای بهینه سازی حدفاز و حد بهره برای مدل با عدم قطعیت استفاده شده است. سرعت پرده در این مرجع ثابت فرض شده است. آقای Chun-Liang Lin نیز در [۱۳] از روش فازی تطبیقی برای طراحی اتوپایلوت استفاده کرده است. در این مقاله قوانین فازی تاکاگی- سوگنو بر اساس پارامترهای مدل به دست می‌آیند و کنترل کننده برای ماخ‌های مختلف طراحی شده است. در [۱۴]، روش خطی سازی فیدبک برای مدل غیرخطی پرده هوایی بحث شده است. در این مقاله کولپینگ بین محور زاویه فراز و محور سمت در نظر گرفته شده است. سرعت پرده و ارتفاع پرواز نیز در این مقاله ثابت فرض شده‌اند. در [۱۵] روشی برای طراحی کنترل کننده پایدارساز برای سیستم‌های غیرخطی چندجمله‌ای

معمولاً پیچیدگی سیستم، آن را در برابر عیب آسیب پذیر می‌کند و الزامات قابلیت اطمینان سیستم را به شدت بالا می‌برد. به منظور غلبه بر این ضعف، روش‌های کنترلی جدیدی ارائه شده‌اند که در صورت بروز عیب در سیستم، پایداری و عملکرد مطلوب سیستم را حفظ می‌کنند. یکی از این روش‌ها، کنترل با قابلیت پیکربندی مجدد^۱ است [۱]. برای حفظ عملکرد مطلوب گاهی کافی است که پارامترهای کنترل کننده نامی عوض شوند و لازم نیست سنسورها و عملگرهای مشابه به جای اجزای آسیب دیده به کار روند. در این مرحله، تشخیص عیب و تغییر کنترل کننده باید تحت محدودیت‌های بلادرنگ انجام شود [۲] و [۳]. در عمل این روش‌های کنترلی برای سیستم‌های ایمنی بحرانی^۲ مثل: هواپیما، فضاپیما، سیستم‌های قدرت هسته‌ای و سیستم‌های شیمیایی که حاوی مواد شیمیایی خطرناک هستند اهمیت دارند. چنین سیستم‌های کنترلی، با عنوان سیستم‌های کنترلی تحمل پذیر عیب (FTC) شناخته می‌شوند. در برخی از پژوهش‌ها، تشخیص عیب و کنترل تحمل پذیر عیب برای سیستم‌های خطی انجام شده است. معمولاً روش‌های خطی برای سیستم‌های پیچیده و دارای رفتار غیرخطی از جمله سیستم‌های هوافضایی پاسخ مناسبتی نمی‌دهند و کارایی مطلوبی ندارند. در [۱]، Xiang Yu و Jin Jiang پایه نیاز به کنترل FTC را برای سیستم‌های ایمنی بحرانی بیان کرده‌اند. همچنین مزیت‌ها و معایب روش‌های فعال^۳ و غیرفعال^۴ مورد بررسی قرار گرفته است و انواع روش‌های FDD^۵ و نیز یکپارچه‌سازی آن با FTC مطالعه شده است. البته این موارد بیشتر از لحاظ ایمنی مورد بررسی قرار گرفته‌اند. Zhang و Jiang در [۲] با مرور مناسبی از انواع روش‌های کنترل تحمل پذیر عیب فعال، مزایا و معایب آن‌ها نسبت به همدیگر را مشخص کرده‌اند. در این کار چند مثال عددی نیز آورده شده است. در [۴]، M.Benosman و K.Y.Lum، طراحی کنترل کننده برای یک سیستم غیرخطی را با استفاده از روش غیرفعال و با رویکرد کنترل مقاوم، انجام داده‌اند. مدل‌های مختلف عیب برای عملگرها در نظر گرفته شده و برای آنها کنترل کننده غیرفعال تحمل پذیر عیب طراحی شده است. همچنین پایداری این کنترل کننده مورد بررسی قرار گرفته شده است. مرجع [۵]، دینامیک یک هواپیما را مورد بررسی قرار داده است. در این مقاله نیز عیب در عملگرهای هواپیما در نظر گرفته شده است و یک کنترل کننده ردیاب مقاوم برای حالت بدون عیب و همچنین حالت‌های عیب‌دار سیستم طراحی شده و همچنین پایداری کنترل کننده طراحی شده مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. R.Wang و J.Wang در [۶] طراحی کنترل کننده FTC غیرفعال را برای یک سیستم غیرخطی، با فرض عیب بر روی عملگر انجام داده‌اند. در این کار، سه حالت عیب برای عملگر در نظر گرفته شده و کنترل کننده غیرفعال برای این سه حالت طراحی شده است. همچنین در [۷]

۲- مفاهیم اولیه و بیان مسئله

در این بخش ابتدا برخی مفاهیم اولیه به همراه چند قضیه و لم برای درک بهتر متن مقاله ارائه شده و سپس مدل سیستم استفاده شده برای طراحی بیان می شود.

۲-۱- مفاهیم اولیه

چند مفهوم مهم برای شرح هدف و روش های کنترلی استفاده شده در این مقاله در ادامه معرفی شده اند.

قضیه ۱- مجموع مربعات

اگر $f_i(x)$ تابع تک جمله ای یا مونومیال با شد و تابع چندجمله ای $p(x)$ را به صورت $p(x) = \sum_{i=1}^n f_i^2(x)$ نشان دهیم، آنگاه: $p(x) \geq 0 \forall x$ عکس این قضیه لزوماً صادق نیست (اثبات در [۲۳]).

چندجمله ای مجموع مربعات (SOS): به یک چندجمله ای، مجموع مربعات (SOS) می گویند اگر بتوان آن را به صورت مجموع مربعات چند مونومیال نوشت. این نکته می تواند برای اثبات مثبت معینی توابع چندجمله ای استفاده شود، که برای کاربردهایی مثل پایداری لیاپانوف بسیار مفید است [۲۴].

قضیه ۲

چندجمله ای p مجموع مربعات است اگر و فقط اگر:

$$\exists: Q = Q^T \geq 0$$

که در آن برداری از مونومیال ها می باشد (اثبات در مرجع [۲۵] آمده است).

لم ۱

برای یک ماتریس چندجمله ای متقارن $P(x)$ که به ازای تمامی x ها غیرتکین است، خواهیم داشت:

$$\frac{\partial P}{\partial x_i}(x) = -P(x) \frac{\partial P^{-1}}{\partial x_i}(x) P(x) \quad (1)$$

اثبات در [۱۵] آمده است.

برنامه ریزی نیمه معین (SDP):^۱ برنامه ریزی نیمه معین (SDP) یک مسئله بهینه سازی با تابع هدف خطی و محدودیت های نیمه معینی ماتریسی است. برای $c \in R^n$ و ماتریس متقارن نگاشت $F: R^n \rightarrow R^{m \times m}$ مسئله SDP می تواند به صورت زیر نوشته شود:

$$\begin{aligned} & \min_{x \in R^n} c^T x \\ & \text{subject to} \\ & F(x) \geq 0 \end{aligned} \quad (2)$$

۲-۲- بیان مسئله

سیستم کنترل پرواز ابزاری کلیدی است که به پرند هوابی اجازه می دهد الزامات عملکردی را برآورده سازد و هدف از آن، اجرای مناسب فرمان های کنترلی است. در این مقاله طراحی برای کنترل شتاب جانبی پرند هوابی طراحی می شود.

ارائه شده است، که یک مسئله امکان پذیری^۲ را با استفاده از قیود SOS حل می کند. سپس با تبدیل مسئله امکان پذیری به یک مسئله بهینه سازی، طراحی را با استفاده از روش H_∞ انجام می دهد. در [۱۶] با استفاده از روش همیلتون - ژاکوبی، طراحی کنترل کننده پایدار ساز برای سیستم های غیرخطی چندجمله ای ارائه شده است. مزیت این روش نسبت به مرجع های [۱۵، ۱۷] داشتن وزن در تابع هزینه و داشتن آزادی عمل بیشتر است. در [۱۸] هم از روش LQR برای طراحی کنترل کننده پایدار ساز استفاده شده است. در [۱۹] با مروری بر سیستم های با دینامیک غیرخطی چندجمله ای، طراحی کنترل کننده مبتنی بر روش مجموع مربعات را ارائه کرده و مثال های عددی مختلفی نیز بررسی شده است. در [۲۰] کنترل کننده مقاوم پایدار ساز، برای سیستم ایمنی بحرانی هواپیمای F-18، با مدل غیرخطی چندجمله ای، طراحی شده است. در این روش با لحاظ کردن جملاتی از ورودی و خروجی در محدودیت های مجموع مربعات، مقاومت کنترل کننده مورد نظر را تنظیم می کند. همچنین در [۲۱] طراحی کنترل کننده پایدار ساز را برای مدل جنگنده F-14 با استفاده از روش برنامه ریزی نیمه معین و با استفاده از محدودیت های SOS انجام شده است. در [۱۷، ۲۲] نیز بهینه سازی چندجمله ای برای طراحی کنترل کننده SOS پایدار ساز در حالت وجود عیب انجام شده است، و یک قید SOS دیگر برای حالت عیب به محدودیت های مرجع [۱۵] اضافه کرده است. در این مقاله، روش جدیدی برای کنترل ردیاب سیستم غیرخطی چندجمله ای و همچنین توسعه آن برای تحمل پذیری عیب ارائه می شود. بر این اساس، ابتدا برای یک مدل غیرخطی چندجمله ای، با استفاده از روشی مبتنی بر LQI^۳ و روش بهینه سازی مجموع مربعات، طراحی کنترل کننده ردیاب با تضمین پایداری سیستم حلقه بسته صورت می گیرد. در ادامه، با وارد کردن معادلات عیب عملگر در دینامیک سیستم مدل جدیدی برای سیستم به دست می آید، و طراحی کنترل کننده ردیاب تحمل پذیر عیب برای سیستم جدید توسعه داده می شود. برای این منظور، از دو روش تصویر و طراحی مجدد بهره گرفته می شود و بر اساس ترکیب آنها، کنترل کننده تحمل پذیر عیب، طراحی می شود و نتایج این روش ها با هم مقایسه می شوند. این مقاله به ترتیب زیر طبقه بندی شده است: در بخش ۲، ابتدا مدل استفاده شده در مقاله حاضر مورد بررسی قرار گرفته و معادلات مدل مورد نظر ارائه می شود و در انتها مدل سازی پرند هوابی، در هنگام بروز عیب نیز بررسی می شود. در بخش ۳، ابتدا روش کلی برای طراحی کنترل کننده ارائه می شود. سپس بهبود کارایی کنترل کننده و همچنین تبدیل کنترل کننده از حالت پایدار ساز به حالت ردیاب و طراحی کنترل کننده تحمل پذیر عیب نیز در این فصل انجام می شود. سپس در بخش ۴، نتایج شبیه سازی برای مدل مورد نظر ارائه خواهد شد. در انتها، نتیجه گیری کلی در بخش ۵ ارائه می شود.

$$K_q = \left(\frac{\pi}{180}\right) (0.7) P_0 S d / I_y$$

$$K_z = (0.7) P_0 S / (32.2m)$$

$$P_0 = 973.3$$

$$m = 13.98$$

$$d = 0.75$$

$$C_a = -0.3$$

$$\omega_a = 150$$

$$\omega_b = 300$$

$$s = 0.44$$

$$v_s = 1036.4$$

$$I_y = 182.5$$

$$\zeta_a = 0.7$$

$$\zeta_b = 0.7$$

$$a_n = 0.000103 [deg^{-3}]$$

$$b_n = -0.00945 [deg^{-2}]$$

$$c_n = -0.1696 [deg^{-1}]$$

$$d_n = -0.034 [deg^{-1}]$$

$$a_m = 0.000215 [deg^{-3}]$$

$$b_m = -0.0195 [deg^{-2}]$$

$$c_m = -0.051 [deg^{-1}]$$

$$d_m = -0.206 [deg^{-1}]$$

در این مدل با استفاده از تقریب تیلور و روش حداقل مربعات، مدل غیرخطی با تقریب مناسبی به صورت مدل غیرخطی چند جمله‌ای در می‌آید تا طراحی خلبان خودکار را بتوان با حل مسئله SDP و با قیود SOS انجام داد.

۲-۳- مدل دینامیکی پرنده هوایی در حالت عیب عملگر

در این مقاله، عیب بر روی عملگر اعمال شده است، به همین دلیل در هنگام بروز عیب ضریبی در ماتریس ورودی سیستم ضرب خواهد شد و معادلات حالت سیستم به شکل زیر تغییر خواهند کرد:

$$\dot{x} = A(x)Z(x) + \rho B(x)u \quad (9)$$

با توجه به مدل ارائه شده برای پرنده هوایی در قسمت قبل، در هنگام بروز عیب، ضریب ρ موجود در معادله (۹) در سیگنال فرمان δ_c ضرب خواهد شد:

در مقاله حاضر، با توجه به سیستم مورد مطالعه، بردار Z به صورت زیر تعریف می‌شوند:

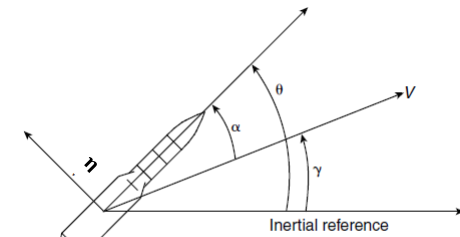
$$Z(x) = \begin{bmatrix} \alpha \\ q \\ \delta \end{bmatrix}$$

در معادله (۹)، u نیز برابر با δ_c خواهد بود.

۳- طراحی کنترل کننده

در این بخش ابتدا روش موجود برای طراحی کنترل کننده با استفاده از روش مجموع مربعات به همراه تضمین پایداری ارائه می‌شود. سپس با ترکیب این روش و روشی مشابه LQI طراحی کنترل کننده به صورت ردیاب انجام می‌شود، همچنین تضمین پایداری برای این کنترل کننده ردیاب انجام می‌شود. در ادامه با در نظر گرفتن عیب در عملگر، معادلات حالت جدید سیستم به دست می‌آیند و طراحی کنترل کننده ردیاب برای حالت عیب دیده انجام می‌شود. در این بخش با دو روش از روش‌های فعال تحمل پذیر عیب یعنی روش تصویر و روش طراحی مجدد و همچنین روش پیشنهادی ترکیبی، طراحی کنترل کننده تحمل پذیر عیب انجام می‌شود.

در شکل (۱) متغیرهای دینامیک پرواز برای پرنده هوایی نشان داده شده‌اند. در این شکل، α زاویه حمله، θ زاویه فراز و q نرخ تغییرات زاویه فراز جسم پرنده است. δ متغیر کنترلی است که زاویه انحراف بالک کنترلی و به عبارتی عملگر سیستم است و بر حسب درجه بیان می‌شود. خروجی کنترلی اصلی، که در این مقاله باید فرمان ورودی را ردیابی کند، $\eta(t)$ یا شتاب جانبی عمود بر بدنه (شتاب نرمال) است. همچنین M عدد ماخ است که ثابت و برابر ۲ در نظر گرفته شده است.



شکل ۱: محورهای مختصات و معرفی متغیرها

هدف این مقاله، طراحی خلبان خودکار برای این جسم پرنده با مدل غیرخطی است که باید تحمل پذیر عیب هم باشد. از طرف دیگر چون در این مسئله بررسی پایداری اهمیت زیادی دارد، روش ارائه شده در این مقاله تضمین پایداری را برای خلبان خودکار طراحی شده در بر دارد.

معادلات فضای حالت غیرخطی به صورت زیر توصیف می‌شود [۱۳]:

$$\dot{\alpha} = K_\alpha M C_n [\alpha, \delta, M] \cos(\alpha) + q \quad (3)$$

$$\dot{q} = K_q M^2 C_m [\alpha, \delta, M] \quad (4)$$

$$\dot{\delta} = 60\delta_c - 60\delta \quad (5)$$

در این معادلات مدل دینامیکی عملگر برابر با $\frac{60}{s+60}$ در نظر گرفته شده است. معادله (۵) نمایانگر این مدل دینامیکی برای عملگر در فضای حالت می‌باشد، که در آن δ_c سیگنال ورودی عملگر و δ سیگنال خروجی عملگر خواهد بود. ضرایب آیرودینامیکی به کار برده شده در مدل نیز به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$C_n [\alpha, \delta, M] = \text{sgn}(\alpha) \left[a_n |\alpha|^3 + b_n |\alpha|^2 + c_n \left(2 - \frac{M}{3} \right) |\alpha| \right] + d_n \delta \quad (6)$$

$$C_m [\alpha, \delta, M] = \text{sgn}(\alpha) \left[a_m |\alpha|^3 + b_m |\alpha|^2 + c_m \left(-7 + \frac{8M}{3} \right) |\alpha| \right] + d_m \delta \quad (7)$$

شتاب نرمال نیز به عنوان خروجی سیستم به صورت زیر توصیف می‌شود:

$$\eta = K_z M^2 C_n [\alpha, \delta, M] \quad (8)$$

زاویه حمله α و نرخ زاویه فراز q برای پایداری سازی حلقه داخلی و از شتاب η که خروجی سیستم است برای حلقه ردیابی فیدبک گرفته می‌شود، و سیگنال کنترلی δ به ورودی مدل اعمال شود. پارامترهای مدل مورد نظر در ادامه آمده است:

$$K_\alpha = \left(\frac{\pi}{180}\right) (0.7) P_0 S / (m v_s)$$

۳-۱- روش فیدبک حالت

در این بخش روشی برای طراحی کنترل کننده برای یک سیستم با مدل غیرخطی چندجمله‌ای ارائه می‌شود. روش ارائه شده، برگرفته از مرجع [۱۵، ۱۷] است که قضایای پایدارسازی را ارائه داده‌اند. سیستم غیرخطی $\dot{x} = f(x) + g(x)u$ را در نظر بگیرید که به صورت شبه خطی زیر نمایش داده شود:

$$\dot{x} = A(x)Z(x(t)) + B(x)u \quad (10)$$

که در آن $A(x)$ و $B(x)$ ماتریس‌های چندجمله‌ای از x و $Z(x)$ یک بردار با بعد $1 * N$ از مونومیال‌های x باشد که شرط زیر را برآورده کند. $Z(x) = 0$ iff $x = 0$ بعلاوه، ماتریس چندجمله‌ای $M(x)$ با ابعاد $N * N$ را به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$M_{ij}(x) = \frac{\partial z_i}{\partial x_j}(x) \quad (11)$$

و همچنین $A_j(x)$ سطر زام ماتریس $A(x)$ را برای $J = \{j_1, j_2, \dots, j_m\}$ نشان می‌دهد، که به سطرهایی اشاره دارد که سطر متناظرشان در ماتریس $B(x)$ برابر صفر باشد و \tilde{x} به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\tilde{x} = (x_{j_1}, x_{j_2}, \dots, x_{j_m}) \quad (12)$$

هدف در اینجا پیدا کردن کنترل کننده فیدبک حالت $u = F(x)Z(x)$ حول نقطه تعادل $x = 0$ پایدار است. در این پژوهش در ابتدا تابع هدفی برای معیار کارایی وجود ندارد و فقط مسئله امکان پذیری حل می‌شود، و در ادامه بهینه‌سازی هم وارد مسئله خواهد شد تا کنترل کننده پایدار ساز با کارایی بهتر طراحی شود. طراحی کنترل کننده پایدار ساز به صورت قضیه زیر بیان می‌شود.

قضیه ۳- طراحی کنترل کننده پایدار ساز

برای سیستم (۱۰)، فرض می‌شود یک ماتریس $N * N$ چندجمله‌ای $P(\tilde{x})$ و یک ماتریس $n * N$ چندجمله‌ای $K(x)$ و یک ثابت $\epsilon_1 > 0$ و یک چندجمله‌ای مجموع مربعات $\epsilon_2(x)$ وجود داشته باشد، به طوری که دو عبارت زیر مجموع مربعات باشند:

$$v^T (P(\tilde{x}) - \epsilon_1 I) v \text{ is SOS}$$

$$-v^T (P(\tilde{x})A^T(x)M^T(x) + M(x)A(x)P(\tilde{x}) + K^T(x)B^T(x)M^T(x) + M(x)B(x)K(x) - \sum_{j \in J} \frac{\partial P}{\partial x_j}(\tilde{x}) (A_j(x)Z(x)) + \epsilon_2(x)I) v \text{ is SOS} \quad (13)$$

که در آن $v \in R^N$ خواهد بود.

سپس مسئله فیدبک حالت پایدارسازی قابل حل خواهد بود و به وسیله قانون کنترلی زیر کنترل کننده پایدار ساز فیدبک حالت به دست می‌آید:

$$u(x) = K(x)P^{-1}(\tilde{x})Z(x) \quad (14)$$

بعلاوه، اگر در (۱۳) ϵ_2 به ازای تمامی x های مخالف صفر مثبت باشد، نقطه تعادل صفر به صورت مجانبی پایدار می‌شود، و همچنین اگر $P(\tilde{x})$ ماتریس ثابت باشد، پایدار سرتا سری خواهد بود (اثبات در [۱۵]). در این روش، کنترل کننده به صورت پایدار ساز و بدون تمرکز بر بهبود کارایی طراحی می‌شود و یک مساله امکان پذیری حل می‌شود. در ادامه

قسمت قصد بر آن است که، طراحی با بهبود کارایی و به صورت کنترل کننده ردیاب انجام شود.

۳-۲- طراحی کنترل کننده ردیاب

در این مقاله از روش LQI برای طراحی کنترل کننده غیرخطی استفاده شده و با بهره گیری از روش‌های بیان شده در قسمت‌های قبل، مسئله ردیابی برای مدل مورد نظر ارائه می‌شود.

معادلات دینامیکی سیستم، به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= A(x)Z(x(t)) + B(x)u \\ y(t) &= C(x)Z(x(t)) + D(x)u \end{aligned} \quad (15)$$

که در آن $x(t) \in R^N, u \in R^n, y(t) \in R^n$ و سیگنال کنترلی و خروجی مدل را نمایش می‌دهند و $Z(x(t))$ ماتریس مونومیال‌ها بر حسب حالت‌های سیستم خواهد بود. و ابعاد ماتریس‌های چندجمله‌ای به صورت زیر خواهد بود:

$$A \in R^{N \times N}, B \in R^{N \times n}, C \in R^{n \times N}$$

انتگرال خطای ردیابی، با فرمان مرجع $r = r(t \geq 0)$ به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$e(x) = \int_0^t (r - y(\tau)) d(\tau) \quad (16)$$

$$\dot{e}(x) = -C(x)Z(x) - D(x)u \quad (17)$$

با ترکیب معادلات فوق سیستم جدید به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{e} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A(x) & 0 \\ -C(x) & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Z(x) \\ e(x) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B(x) \\ -D(x) \end{bmatrix} u \quad (18)$$

با داشتن این سیستم جدید می‌توان قانون کنترلی را به صورت زیر در نظر گرفت و کنترل کننده فیدبک حالت مناسب را از روش دلخواه به دست آورد.

$$u = [F(x) \quad G(x)] \begin{bmatrix} Z(x) \\ e(x) \end{bmatrix} \quad (19)$$

ماتریس‌های شبه خطی جدید به صورت زیر خواهند بود:

$$\bar{A}(x) = \begin{bmatrix} A(x) & 0 \\ -C(x) & 0 \end{bmatrix}, \bar{B}(x) = \begin{bmatrix} B(x) \\ -D(x) \end{bmatrix} \quad (20)$$

حال با در نظر گرفتن سیستم و قانون کنترلی بدین صورت می‌توان طراحی مسئله ردیابی را با استفاده از قضیه ۳ انجام داد، که تضمین پایداری سیستم حلقه بسته را نیز خواهد داشت.

بردار $\phi(x)$ به صورت زیر در نظر می‌شود:

$$\phi(x) = \left[v^T \frac{\partial P(x)}{\partial x_1}, v^T \frac{\partial P(x)}{\partial x_2}, \dots, v^T \frac{\partial P(x)}{\partial x_n} \right] v \quad (21)$$

قضیه ۴- طراحی کنترل کننده ردیاب

برای سیستم (۱۵) ارائه شده، فرض می‌شود یک ماتریس $n * N + m * N + m$ چندجمله‌ای $P(\tilde{x})$ و یک ماتریس $n * N + m$ چندجمله‌ای $K(x)$ به گونه‌ای وجود داشته باشند محدودیت‌های زیر را برآورده کنند. مسئله SDP با محدودیت‌های SOS زیر ماتریس‌های مورد نظر را به ما خواهند داد.

$$\text{minimize } \gamma_{\gamma, P, K}$$

subject to

$$v^T (P(\tilde{x}) - \epsilon_1 I) v \text{ is SOS}$$

$$v_1 \begin{bmatrix} \gamma & \phi(x)\bar{B}(x) \\ \bar{B}^T(x)\phi^T(x) & I_{M_2} \end{bmatrix} v_1 \text{ is SOS}$$

در مرحله شناسایی عیب، پارامترهای مربوط به سیستم عیب دیده مشخص شده و در دسترس هستند.

برای سیستم (۹)، فرض می‌شود یک ماتریس $N + m * N + m$ چندجمله‌ای $P(\tilde{x})$ ، و یک ماتریس $n * N + m$ چندجمله‌ای $K(x)$ به گونه‌ای وجود داشته باشند محدودیت‌های زیر را برآورده کنند.

مسئله SDP با محدودیت‌های SOS زیر کنترل کننده تحمل پذیر عیب برای سیستم را به ما خواهند داد:

$$\begin{aligned} & \text{minimize } \gamma \\ & \text{subject to} \\ & v^T (P(\tilde{x}) - \epsilon_1 I) v \text{ is SOS} \\ & v_1 \begin{bmatrix} \gamma & \phi(x) \bar{B}(x) \\ \bar{B}^T(x) \phi^T(x) & I_{M_2} \end{bmatrix} v_1 \text{ is SOS} \\ & -v^T (P(\tilde{x}) \bar{A}^T(x) M^T(x) + M(x) \bar{A}(x) P(\tilde{x}) + \\ & K^T(x) \rho \bar{B}^T(x) M^T(x) + M(x) \bar{B} \rho(x) K(x) - \\ & \sum_{j \in J} \frac{\partial P}{\partial x_j}(x) (\bar{A}_j(x) Z(x)) + \epsilon_2(x) I) v \text{ is SOS} \end{aligned} \quad (28)$$

این مسئله جواب مورد نظر را به ما می‌دهد، که در آن $v \in R^{N+m}$ ، $v_1 \in R^{n+1}$ خواهد بود. حال سیگنال کنترلی زیر برای فیدبک حالت به دست خواهد آمد:

$$u(x) = K(x) P^{-1}(\tilde{x}) Z(x) \quad (29)$$

اثبات این قضیه نیز مشابه قضیه ۴ خواهد بود.

از آنجا که سیستم مورد مطالعه در این مقاله، یک پرده هوایی است، کنترل کننده طراحی شده برای آن باید قابلیت اطمینان بالایی داشته باشد. چون عملکرد خوب نیز در چنین سیستم‌هایی مدنظر است، بایستی کنترل کننده اعمال شده به سیستم بعد از وقوع عیب نیز تا حد امکان کارایی خوبی داشته باشد. از طرفی برای چنین سیستم‌هایی، به دلیل افزایش وزن و گران قیمت بودن سنسورها و عملگرها نمی‌توان از افزودنی فیزیکی بهره برد و استفاده از روش‌های هوشمند نیز در این سیستم‌ها مرسوم نیست. همچنین در این سیستم، به علت سرعت بالا و ناپایداری سریع، کنترل کننده طراحی شده باید سریعاً بعد از وقوع عیب به سیستم اعمال شود.

با توجه به نیازهای بیان شده برای چنین سیستم‌هایی استفاده از ترکیب دو روش طراحی مجدد و روش تصویر، مناسب‌ترین گزینه به نظر می‌رسد، که در ادامه نحوه استفاده از آن شرح داده می‌شود.

۳-۳-۱- روش ترکیبی

طراحی کنترل کننده تحمل پذیر برای سیستم‌های ایمنی بحرانی مثل پرده هوایی که در این پژوهش مورد بررسی قرار گرفته است، بسیار مهم است. همان‌طور که بیان شد، در حالت کلی دو روش فعال و غیرفعال تحمل پذیر عیب برای طراحی این کنترل کننده وجود دارد. به دلیل مزیت‌های فراوان روش فعال، در این پژوهش از این روش برای طراحی استفاده خواهد شد. از بین روش‌های فعال، دو روش تصویر و طراحی مجدد مزیت قابل ملاحظه‌ای نسبت به سایر روش‌ها دارند که

$$\begin{aligned} & -v^T (P(\tilde{x}) \bar{A}^T(x) M^T(x) + M(x) \bar{A}(x) P(\tilde{x}) + \\ & K^T(x) \rho \bar{B}^T(x) M^T(x) + M(x) \bar{B} \rho(x) K(x) - \\ & \sum_{j \in J} \frac{\partial P}{\partial x_j}(\tilde{x}) (\bar{A}_j(x) Z(x)) + \epsilon_2(x) I) v \text{ is SOS} \end{aligned} \quad (22)$$

با حل این مسئله که $v \in R^{N+m}$ ، $v_2 \in R^{n+1}$ سیگنال کنترلی زیر برای فیدبک حالت بدست خواهد آمد:

$$u(x) = K(x) P^{-1}(\tilde{x}) Z(x) \quad (23)$$

اثبات:

فرض می‌شود $P(\tilde{x})$ وجود داشته باشد که شرایط معادله فوق را برآورده سازند. تابع $V(x)$ به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$V(x) = Z(x)^T P^{-1}(\tilde{x}) Z(x) \quad (24)$$

نشان داده می‌شود که $V(x)$ یک تابع لیاپانوف برای سیستم حلقه بسته زیر است:

$$\dot{x} = [\bar{A}(x) + \bar{B}(x) K(x) P^{-1}(\tilde{x})] Z(x) \quad (25)$$

می‌دانیم که $P(\tilde{x})$ و $P^{-1}(\tilde{x})$ به ازای تمامی مقادیر x مثبت معین هستند، پس $V(x)$ یک تابع مثبت معین بر حسب x است. مشتق تابع $V(x)$ سیستم حلقه بسته به صورت زیر خواهد بود:

$$\begin{aligned} \frac{dV(x(t))}{dt} = & Z^T(x) \left[\sum_{j \in J} \frac{\partial P^{-1}}{\partial x_j}(\tilde{x}) (\bar{A}_j(x) Z(x)) + [\bar{A}(x) + \right. \\ & \left. \bar{B}(x) K(x) P^{-1}(\tilde{x})]^T M^T(x) P^{-1}(\tilde{x}) + P^{-1}(\tilde{x}) M(x) [\bar{A}(x) + \right. \\ & \left. \bar{B}(x) K(x) P^{-1}(\tilde{x})] \right] Z(x) \end{aligned} \quad (26)$$

شرط دوم معادله (۲۲) بیان می‌کند که:

$$\begin{aligned} & P(\tilde{x}) \bar{A}^T(x) M^T(x) + M(x) \bar{A}(x) P(\tilde{x}) + K^T(x) \bar{B}^T(x) M^T(x) + \\ & M(x) \bar{B}(x) K(x) - \sum_{j \in J} \frac{\partial P}{\partial x_j}(\tilde{x}) (\bar{A}_j(x) Z(x)) \end{aligned} \quad (27)$$

به ازای تمامی x ها منفی نیمه معین است. با ضرب کردن $P^{-1}(\tilde{x})$ از سمت چپ و راست در این معادله، نتیجه گرفته می‌شود که جمله داخل پارانتر در معادله به ازای تمامی x ها منفی نیمه معین است، و بنابراین $\frac{dV}{dt}(x(t))$ نامثبت است، و این پایداری سیستم حلقه بسته را تضمین می‌کند.

به علاوه، اگر ϵ_2 به ازای تمامی x های مخالف صفر مثبت باشد، نقطه تعادل صفر به صورت مجانبی پایدار می‌شود، و همچنین اگر $P(\tilde{x})$ ماتریس ثابت باشد، پایداری جهانی خواهد بود.

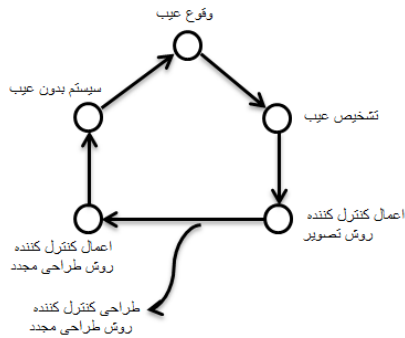
۳-۳- کنترل تحمل پذیر عیب

در این بخش، هدف طراحی کنترل کننده تحمل پذیر عیب، برای عیب‌های عملگر می‌باشد. برای طراحی کنترل کننده ردیاب، طراحی برای دینامیک شبه خطی جدید در معادله (۲۰) انجام می‌شود. در طراحی کنترل کننده تحمل پذیر عیب نیز ابتدا بردار $\phi(x)$ طبق معادله (۲۱) برای سیستم جدید تعریف می‌شود. سپس قضیه طراحی کنترل کننده ردیاب به صورت زیر برای سیستم جدید بیان می‌شود.

قضیه ۵- طراحی کنترل کننده تحمل پذیر عیب

در این مقاله فرض شده است که قبل از اقدام به کنترل تحمل پذیر عیب و همچنین قبل از اعمال این کنترل کننده به سیستم عیب دیده،

بخش قبل بیان شده‌اند.



شکل ۳: مدهای حلقه کنترلی

در اینجا می‌توان در هنگام بروز عیب ابتدا با استفاده از روش تصویر یک کنترل کننده را وارد سیستم کرد تا پایداری سیستم حفظ شود و پس از آن با استفاده از روش طراحی مجدد کنترل کننده بهینه را وارد سیستم کرد و پایداری سیستم را نیز تضمین کرد.

۴- شبیه‌سازی و نتایج

در این بخش، طراحی کنترل کننده ردیاب در حالت بدون عیب انجام می‌شود و پاسخ‌ها مورد ارزیابی قرار می‌گیرند. سپس با اعمال عیب به عملکرد، کنترل کننده کارایی خود را از دست می‌دهد و روش‌های کنترل تحمل پذیر عیب به سیستم اعمال می‌شوند. با اعمال این روش‌ها، پاسخ سیستم برای هر کدام از آن‌ها مشاهده شده و با هم مقایسه می‌شوند. نتایج شبیه‌سازی روش پیشنهادی در ادامه آمده است. در این شبیه‌سازی، $\alpha(t)$ زاویه حمله بر حسب درجه، $q(t)$ نرخ تغییرات زاویه فراز بر حسب درجه بر ثانیه و $\delta(t)$ زاویه انحراف عملگر است که بر حسب درجه است بیان می‌شود. متغیر کنترلی اصلی، که در این پژوهش باید فرمان مرجع ورودی را ردیابی کند، شتاب نرمال $\eta(t)$ است. همچنین M عدد ماک است که در این پژوهش ثابت و برابر ۲ در نظر گرفته شده است.

از زاویه حمله α و نرخ زاویه فراز q برای پایداری سازی حلقه داخلی و از شتاب η که خروجی سیستم است برای حلقه ردیابی فیدبک گرفته می‌شود، و سیگنال کنترلی δ به ورودی سیستم اعمال شود. دینامیک عملگر به صورت $\frac{60}{s+60}$ در نظر گرفته شده است، و اشباع عملگر نیز بین ۴۰- تا ۴۰+ درجه است.

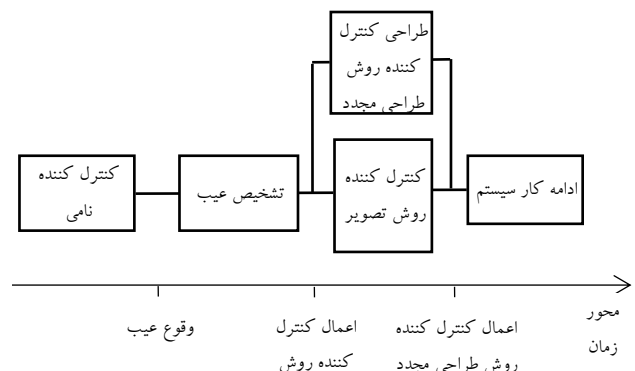
نتایج زیر برای مدل پرنده هوایی بدون عیب با کنترل کننده طراحی شده توسط روش ارائه شده در این مقاله است. ماتریس‌های $K(x), P(\tilde{x})$ به صورت زیر به دست آمده‌اند:

$$K(x) = [0 \quad 0.0072 \quad 0.0966 \quad 0.0209]$$

$$P(\tilde{x}) = \begin{bmatrix} 0 & -0.0001 & -0.00006 & -0.0004 \\ -0.0001 & 0.0038 & 0.0062 & 0.0054 \\ -0.00006 & 0.0062 & 0.2694 & 0.0180 \\ -0.0004 & 0.0054 & 0.0180 & 0.1093 \end{bmatrix}$$

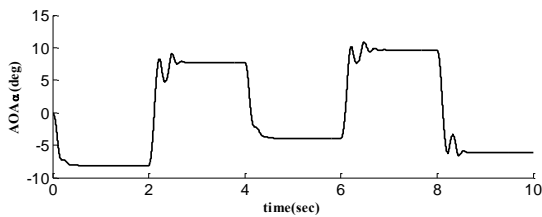
در کنترل تحمل پذیر عیب فعال یکی از مسائل عمده و مهمی که وجود دارد مسئله زمان طراحی و اعمال کنترل کننده است، چون اگر زمان شناسایی عیب و طراحی و اعمال کنترل کننده از یک زمان بحرانی بیشتر شود سیستم ناپایدار می‌شود و کنترل سیستم از دست می‌رود. مزیت عمده روش تصویر این است که این مسئله را حل می‌کند. چون در این روش، طراحی کنترل کننده قبلاً انجام شده است و در حالت برخط فقط سوئیچ بین کنترل کننده‌ها وجود دارد. یعنی در اینجا کافی است شناسایی عیب انجام شود و بلافاصله کنترل کننده مخصوص آن عیب یا نزدیک به آن عیب وارد سیستم می‌شود. این امر باعث می‌شود پایداری سیستم حفظ شود. ولی عیب این روش این است که چون عمل تصویر کردن انجام می‌شود و کنترل کننده دقیقاً برای سیستم طراحی نشده است و برای سیستمی نزدیک به سیستم فعلی انجام شده است تضمین پایداری وجود ندارد و از طرفی کنترل کننده طراحی شده بهینه نیست. از طرفی مزیتی که روش طراحی مجدد کنترل کننده دارد این است که کنترل کننده طراحی شده، کنترل کننده بهینه خواهد بود و تضمین پایداری نیز خواهیم داشت. ولی عیبی که این روش دارد مسئله زمان طراحی و سوئیچ کنترل کننده است. در این روش ممکن است طراحی کنترل کننده زمان‌بر باشد و در زمان بحرانی نتواند کنترل کننده مناسب را وارد سیستم کند و سیستم پایداری خود را از دست دهد.

با توجه به مزایا و معایب ذکر شده برای این دو روش، به نظر می‌رسد ترکیب این دو روش مخصوصاً برای سیستم‌های ایمنی بحرانی و با سرعت بالا مثل پرنده هوایی بسیار مناسب خواهد بود. چون در چنین سیستم‌هایی علاوه بر مسئله زمان، طراحی کنترل کننده بهینه نیز حائز اهمیت است و تضمین پایداری هم در این سیستم‌ها بسیار مهم است. شکل (۲) و (۳) نحوه عملکرد این روش و فرایند اعمال کنترل کننده طراحی شده به سیستم را نمایش می‌دهد.

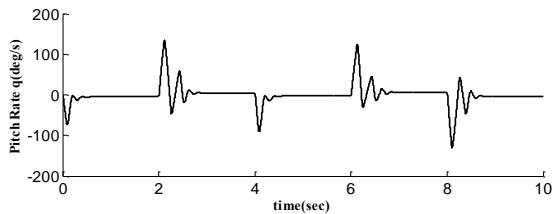


شکل ۲: فرایند زمانی کنترل تحمل پذیر عیب در روش ترکیبی

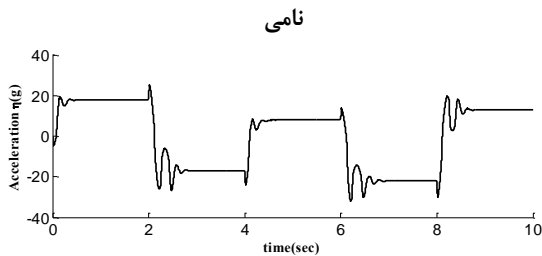
خواهد شد. پاسخ های سیستم با کنترل کننده نامی و پس از وقوع عیب در شکل های ۸ تا ۱۱ نشان داده شده است.



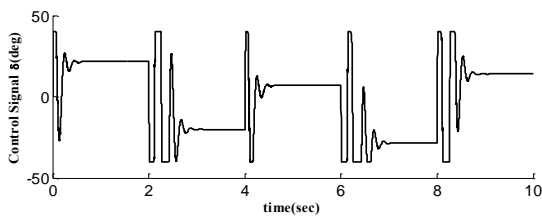
شکل ۸: زاویه حمله پرنده هوایی در حالت عیب و با کنترل کننده نامی



شکل ۹: نرخ زاویه فراز پرنده هوایی در حالت عیب و با کنترل کننده نامی



شکل ۱۰: خروجی شتاب پرنده هوایی در حالت عیب و با کنترل کننده نامی

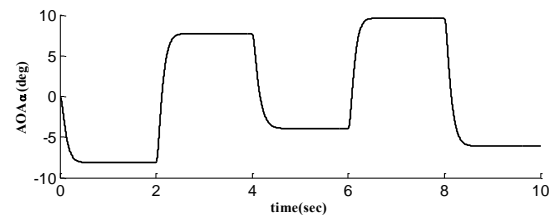


شکل ۱۱: ورودی کنترلی پرنده هوایی در حالت عیب و با کنترل کننده نامی

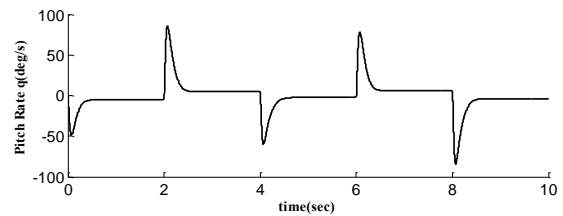
همان طور که مشاهده می شود، فروجهش خروجی کمتر از حالت بدون عیب شده است، اما پاسخ های سیستم نوسانی شده و عملکرد مطلوب خود را از دست داده اند.

در هنگام بروز عیب جواب های مطلوبی از سیستم دریافت نمی شود، در این مورد هم به دلیل عیب شدید در عملگر پاسخ های سیستم بسیار خراب شده اند که ممکن است باعث آسیب دیدن بیشتر عملگر و ناپایداری سیستم شود و کنترل کننده اصلی نمی تواند پایداری سیستم را حفظ کند. به این دلیل استفاده از کنترل کننده تحمل پذیر عیب در این موارد ضروری به نظر می رسد.

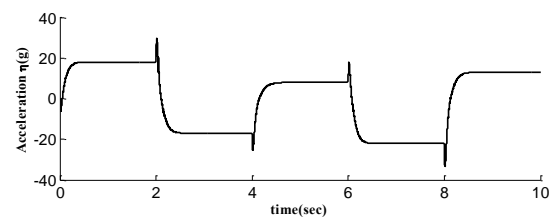
در ادامه پاسخ های سیستم عیب دیده با روش های تصویر و طراحی مجدد کنترل کننده و روش ترکیبی که در این مقاله ارائه می شود، ارائه خواهد شد.



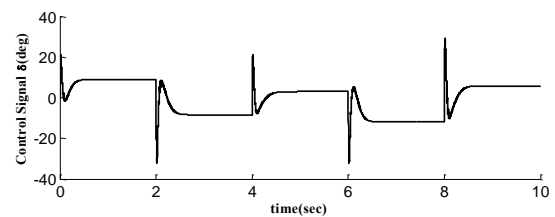
شکل ۴: زاویه حمله پرنده هوایی در حالت بدون عیب



شکل ۵: نرخ زاویه فراز پرنده هوایی در حالت بدون عیب



شکل ۶: خروجی شتاب پرنده هوایی در حالت بدون عیب



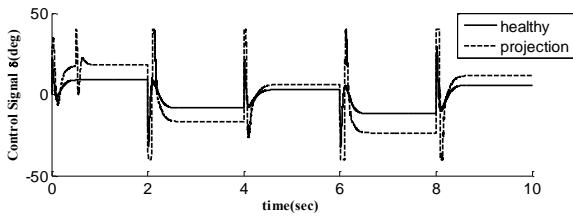
شکل ۷: ورودی کنترلی پرنده هوایی در حالت بدون عیب

برای ارزیابی عملکرد کنترل کننده فرمان های پله متوالی با دامنه های مختلف به سیستم اعمال کرده و پاسخ هر کدام از حالت ها، ورودی کنترلی و خروجی سیستم دریافت می شوند. شکل های ۴ تا ۷ عملکرد سیستم سالم با کنترل کننده طراحی شده را نشان می دهد. در حالت بدون عیب زمان نشست سیستم، ۰/۴۹ است که پاسخ مناسبی است و فراجهبشی در پاسخ خروجی وجود ندارد. همچنین همان طور که مشاهده می شود به دلیل سرعت بالای کنترل کننده، فراجهبشی در نرخ زاویه فراز و سیگنال کنترلی وجود دارد اما سیگنال کنترلی به اشباع نمی رسد و مشکلی به وجود نمی آورد. همچنین به دلیل رفتار ذاتی سیستم مورد مطالعه، فراجهبشی در خروجی وجود خواهد داشت، که رفتار گذرای سیگنال کنترلی و نرخ زاویه فراز ناشی از این فراجهبش هستند.

نتایج در حالت عیب

در این قسمت با تغییر دادن دینامیک عملگر از $\frac{60}{s+60}$ به دینامیک $\frac{30}{s+60}$ و نصف کردن بهره عملگر پاسخ های سیستم مورد بررسی قرار داده شده و روش های مورد نظر با هم مقایسه می شوند.

در ابتدا پاسخ های سیستم، با همان کنترل کننده اصلی بررسی می شود و سپس نتایج روش های کنترل کننده تحمل پذیر عیب ارائه



شکل ۱۵: ورودی کنترلی پرنده هوایی در حالت عیب و با کنترل کننده روش تصویر

نتایج حاصل در شکل های ۱۲ تا ۱۵ دیده می شود. همانطور که در نتایج خروجی و نرخ زاویه فراز مشهود است، فروجهش خروجی و فروجهش نرخ زاویه فراز نسبت به حالت بدون عیب افزایش می یابد و باعث می شود ورودی کنترلی به اشباع برسد. اما زمان نشست سیستم در حالت مطلوب حفظ می شود و با اختلاف کمی نسبت به حالت بدون عیب عمل می کند.

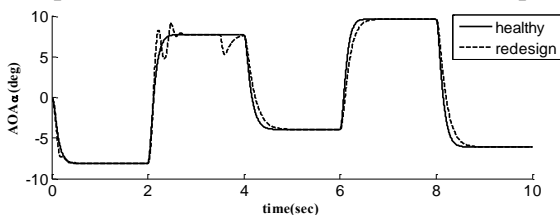
همانطور که مشاهده می شود پاسخ های سیستم پس از اعمال کنترل کننده جدید به سیستم بسیار بهتر شد و سیستم به طور کامل از ناپایداری دور شد. اما چون کنترل کننده دقیقاً برای سیستم جدید طراحی نشده است پاسخ سیستم پس از اعمال کنترل کننده جدید نیز به اشباع می رود که مطلوب نیست و ممکن است باعث آسیب بیشتری به عملگر شود و همچنین پایداری سیستم را دچار چالش می کند. در سیستم های ایمنی بحرانی، حفظ پایداری سیستم پس از وقوع عیب در درجه اول اهمیت قرار دارد. از آنجا که در این روش اشباع در عملگر رخ می دهد پایداری سیستم به خطر می افتد که برای سیستم مورد مطالعه مطلوب نیست. به همین دلیل این روش، روش مناسبی به نظر نمی رسد.

نتایج با کنترل کننده طراحی شده توسط روش طراحی مجدد کنترل کننده

در این قسمت دینامیک عملگر را $\frac{30}{s+60}$ در نظر گرفته می شود و کنترل کننده نیز دقیقاً برای این مدل طراحی می شود.

در اینجا نیز فرض می شود تشخیص عیب قبلاً انجام شده است و زمان طراحی مجدد کنترل کننده نیز ۳ ثانیه طول می کشد. و کنترل کننده دوم با فاصله ۳/۵ ثانیه وارد سیستم می شود. ماتریس های $K(x), P(\tilde{x})$ به صورت زیر به دست آمده اند:

$$K(x) = \begin{bmatrix} -0.0001 & 0.0142 & 0.1722 & 0.0412 \\ 0.00002 & -0.0001 & -0.00003 & -0.0004 \\ -0.0001 & 0.0036 & 0.0061 & 0.0050 \\ -0.00003 & 0.0061 & 0.2852 & 0.0178 \\ -0.0004 & 0.0050 & 0.0178 & 0.1094 \end{bmatrix}$$



شکل ۱۶: زاویه حمله پرنده هوایی در حالت عیب با کنترل کننده روش طراحی مجدد

پاسخ سیستم با کنترل کننده طراحی شده توسط روش تصویر

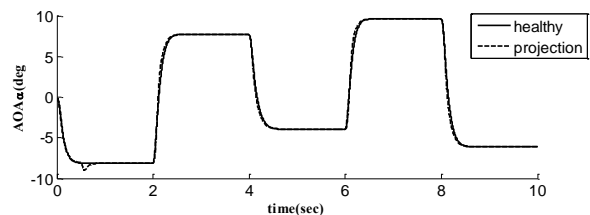
در این روش برای مدل های مختلف به صورت برون خط کنترل کننده طراحی می شود، و دینامیک عملگر به هر کدام از دینامیک های پیش فرض نزدیک باشد، کنترل کننده مخصوص آن مدل وارد سیستم می شود.

در اینجا فرض می شود عیب تشخیص داده شده است، و تنها زمان طراحی و اعمال کنترل کننده مدنظر خواهد بود.

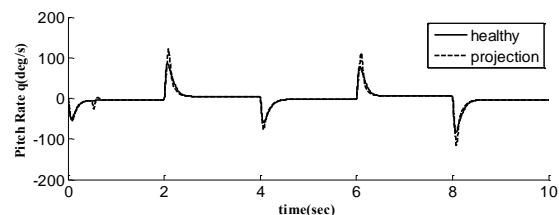
در این قسمت دینامیک عملگر را $\frac{30}{s+60}$ در نظر گرفته می شود و کنترل کننده نزدیک در روش تصویر برای دینامیک $\frac{40}{s+60}$ طراحی شده است.

تشخیص عیب با روش های مختلف ممکن است مدت زمان های مختلفی طول بکشد، اما در اینجا فرض شده که عیب قبلاً تشخیص داده شده است. در روش تصویر سوئیچ کنترل کننده سریعاً پس از تشخیص عیب انجام می شود. به همین جهت در این روش سوئیچ کنترل کننده در ثانیه ۰/۵ اتفاق می افتد. ماتریس های $K(x), P(\tilde{x})$ به صورت زیر به دست آمده اند:

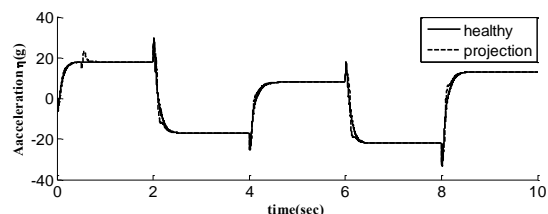
$$K(x) = \begin{bmatrix} -0.0003 & 0.0112 & 0.1454 & 0.0324 \\ 0.00002 & -0.0001 & -0.00005 & -0.0005 \\ -0.0001 & 0.0040 & 0.0064 & 0.0064 \\ -0.00005 & 0.0064 & 0.2811 & 0.0186 \\ -0.0005 & 0.0064 & 0.0186 & 0.0842 \end{bmatrix}$$



شکل ۱۷: زاویه حمله پرنده هوایی در حالت عیب و با کنترل کننده روش تصویر

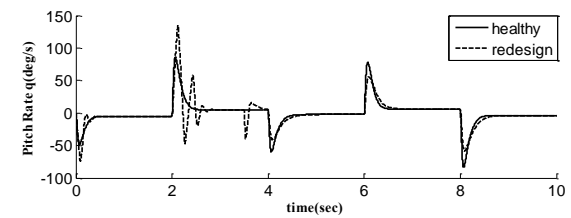
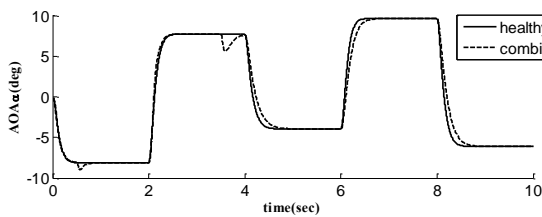


شکل ۱۸: نرخ زاویه فراز پرنده هوایی در حالت عیب و با کنترل کننده روش تصویر

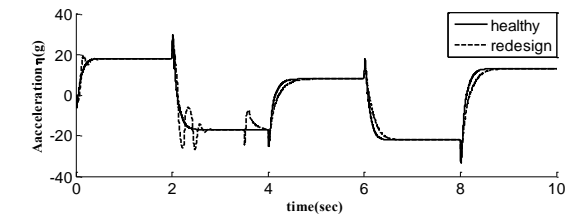


شکل ۱۹: خروجی شتاب پرنده هوایی در حالت عیب و با کنترل کننده روش تصویر

طراحی مجدد پاسخ‌های بهتری می‌دهد، و علاوه بر آن پایداری روش طراحی مجدد کامل بوده و طبیعتاً ناحیه جذب بزرگتری خواهد داشت. با توجه به مزایا و معایب این دو روش، که از روش‌های کنترل کننده تحمل پذیر عیب هستند، می‌توان با ترکیب این دو روش پاسخ‌های بهتری از سیستم گرفت، و قابلیت اطمینان کنترل کننده تحمل پذیر عیب را بالاتر برد. در اینجا ابتدا روش تصویر به کار گرفته می‌شود و کنترل کننده مخصوص تصویر وارد سیستم می‌شود و باعث می‌شود سیستم پایداری خود را حفظ کند تا با روش طراحی مجدد کنترل کننده بهینه وارد سیستم شود. در اینجا نیز پایداری سیستم تقریباً در طول کل دوره طراحی و اعمال کنترل کننده‌ها به سیستم تضمین می‌شود.

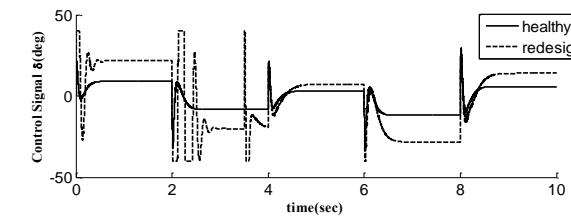
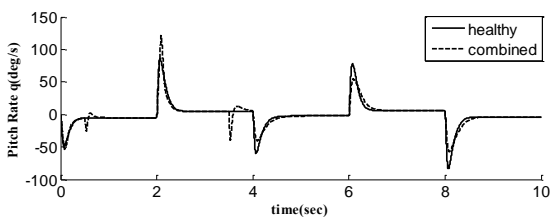


شکل ۱۷: نرخ زاویه فراز پرنده هوایی در حالت عیب با کنترل کننده روش طراحی مجدد



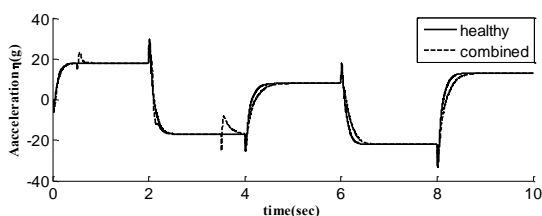
شکل ۱۸: خروجی شتاب پرنده هوایی در حالت عیب با کنترل کننده روش طراحی مجدد

شکل ۲۰: زاویه حمله پرنده هوایی در حالت عیب با کنترل کننده روش ترکیبی

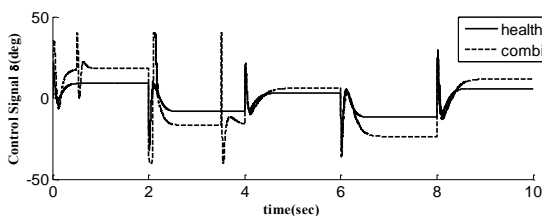


شکل ۱۹: ورودی کنترل پرنده هوایی در حالت عیب با کنترل کننده روش طراحی مجدد

شکل ۲۱: نرخ زاویه فراز پرنده هوایی در حالت عیب با کنترل کننده روش ترکیبی



شکل ۲۲: خروجی شتاب پرنده هوایی در حالت عیب با کنترل کننده روش ترکیبی



شکل ۲۳: ورودی کنترلی پرنده هوایی در حالت عیب با کنترل کننده روش ترکیبی

در این روش ترکیبی، تا زمان طراحی و اعمال کنترل کننده روش طراحی مجدد، پاسخ‌های روش تصویر از سیستم دریافت می‌شود. پس زمان نشست مناسب خواهد داشت، اما فروجهش در خروجی بیشتر می‌شود که این امر باعث اشباع عملگر خواهد شد. پس از اعمال

همانطور که در شکل‌های ۱۶ تا ۱۹ دیده می‌شود، پس از اعمال کنترل کننده جدید مقدار فروجهش خروجی و فراجهش در نرخ زاویه فراز و سیگنال کنترلی، حتی کمتر از حالت بدون عیب شده است. اما زمان نشست سیستم تا حدودی افزایش پیدا کرده است، با این حال هنوز هم زمان نشست، مقدار قابل قبولی دارد.

در این روش بعد از اعمال کنترل کننده پاسخ‌های بهتری از سیستم دریافت می‌شود و همچنین چون کنترل کننده دقیقاً برای خود سیستم جدید طراحی می‌شود مطمئناً کنترل کننده به صورت بهینه‌تر و با ناحیه جذب بیشتر خواهد بود، و اثبات پایداری برای سیستم کامل خواهد بود. اما مشکل این روش زمان اعمال کنترل کننده به سیستم است. در این پژوهش به دلیل تعداد کم حالت‌های سیستم زمان طراحی کوتاه است، اما ممکن است سیستم پیچیده‌تر باشد و زمان طراحی بیشتر به طول بیانجامد. در این صورت سیستم بیشتر به سمت ناپایداری خواهد رفت و حتی ممکن است تا زمان اعمال کنترل کننده جدید به سیستم، سیستم به کلی پایداری خود را از دست بدهد.

نتایج روش ترکیبی

در این قسمت نیز همان عیب دو قسمت قبل در نظر گرفته می‌شود و نتایج، با استفاده از روش ترکیبی بررسی می‌شود. در عیب‌های نسبتاً نزدیک به طراحی روش تصویر ابتدا پاسخ بهتری می‌دهد و سریع‌تر عمل می‌کند اما در مراحل و فرامین بعدی روش

محسوب می شود. همچنین روش ارائه شده در این مقاله پاسخ های بسیار مناسبی برای سیستم مورد نظر داد، اما با وجود این دارای مشکلاتی است که می توان با رفع این مشکلات پاسخ های بهتری از این روش دریافت کرد.

می توان گفت که روش طراحی مجدد با صرف نظر از تاخیری که در سوئیچ شدن به سیستم دارد بهترین روش کنترل تحمل پذیر عیب است، که در این پژوهش سعی شد با استفاده از روش دیگر تحمل پذیر عیب (روش تصویر) که بسیار سریع کنترل کننده را به سیستم سوئیچ می کند، این عیب روش طراحی مجدد برطرف شود، و تا حدود زیادی این عیب روش طراحی مجدد برطرف شده و پاسخ های مناسبی در حالت عیب از سیستم دریافت شد. همچنین اثبات پایداری سیستم حلقه بسته نیز در مرحله طراحی کنترل کننده برای سیستم غیر خطی مورد نظر انجام گرفت.

مراجع

- [1] Youmin Zhang and Jin Jiang, "Issues on integration of fault diagnosis and reconfigurable control in active fault-tolerant control systems," IFAC Fault detection, supervision and safety of technical processes, Beijing 2006.
- [2] J.Lunze and J.H.Richter, "Reconfigurable fault-tolerant control: A tutorial introduction," European Journal of control, vol. 14, no. 5, pp. 359-386, 2008.
- [3] Xiang Yu and Jin Jiang, "A survey of fault-tolerant controllers based on safety-related issues, Annual reviews in control, vol. 39, pp. 46-57, 2015.
- [4] M.Benosman and K.Y.Lum, "Application of passivity and cascade structure to robust control against loss of actuator effectiveness," International Journal of Robust and Nonlinear Control, vol. 20, no. 6, pp. 673-693, 2010.
- [5] J.Jiang, and Q.Zhao, "Design of reliable control systems possessing actuator Redundancies," Journal of Guidance, control and dynamics, vol. 23, no. 4, pp. 709-718, 2000.
- [6] R.R.Wang and J.M.Wang, "Passive actuator fault-tolerant control for a class of overactuated nonlinear systems and applications to electric vehicles," IEEE Transactions on Vehicular Technology, vol. 62, no. 3, pp. 972-985, 2013.
- [7] M.Benosman, and K.Y.Lum, "Passive actuators' fault-tolerant control for affine nonlinear systems," IEEE Transactions on Control Systems Technology, vol. 18, no. 1, pp. 152-163, 2010.
- [8] J.Aravena, K.Zhou, Li XR and F.Chowdhury, "Fault-tolerant safe flight controller bank. In Proceedings of the 6th IFAC Symposium on Fault Detection, Supervision and Safety of Technical Processes", (Safeprocess), pp 859-864, Beijing, 2006.
- [9] J.Jiang and X.Yu, "Fault-tolerant control systems: A comparative study between active and passive approaches," Annual Reviews in Control, vol. 36, no. 1, pp. 60-72, 2012.
- [10] یاشار شب بوئی حق، امیر ریخته گر غیائی و سهراب خان محمدی، «طراحی کنترل کننده تحمل پذیر عیب مدل لغزشی ترمینال غیر تکین برای سیستم های غیر خطی بر مبنای فیلتر کالمن توسعه یافته تطبیقی»، مجله مهندسی برق دانشگاه تبریز، جلد ۴۶، شماره ۴، زمستان ۹۵
- [11] مریم کارزونی، علیرضا خیاطیان، سیدعلی اکبر صفوی، «کنترل غیر متمرکز H_{∞} تحمل پذیر عیب بر اساس مشاهده گر برای سیستم های غیر خطی به هم متصل شامل تأخیر زمانی»، مجله مهندسی برق دانشگاه تبریز، جلد ۴۷، شماره ۲، تابستان ۱۳۹۶
- [12] Sreenuch, T., et al. "Lateral acceleration control design of a non-linear homing missile using multi-objective evolutionary optimisation." Evolutionary Computation, CEC'03. Congress on. Vol. 2. IEEE, 2003.

کنترل کننده روش طراحی مجدد نیز پاسخ های مناسب تری دریافت خواهد شد. پس از اعمال این کنترل کننده، زمان نشست اندکی افزایش می یابد، اما مقدار فروجهش در خروجی به مقدار کمتر از حالت بدون عیب می رسد و اشباعی در عملگر رخ نمی دهد.

همان طور که از نتایج به دست آمده در شکل های ۲۰ تا ۲۳ مشخص است پاسخ سیستم با این روش هم در حالت گذرا و هم در ادامه کار بهتر از دو روش دیگر است، و تا حدودی می توان گفت که مزیت های دو روش را با هم داراست.

در برخی مواقع ممکن است چند لحظه دیرتر برگشتن حالت ها به مقدار ردیابی از ناحیه پایدار خارج شوند و باعث ناپایداری سیستم شوند. در چنین مواقعی لزوم استفاده از روش ترکیبی بیشتر آشکار می شود. در ادامه مقادیر خطا، زمان نشست و مسئله اشباع در سه روش فوق در جدول (۱) مقایسه می شوند. در این جدول خطای هر روش نسبت به خطای ردیابی سیستم در حالت بدون عیب و با کنترل کننده نامی بیان شده اند.

جدول ۱: مقایسه روش های کنترل تحمل پذیر عیب

زمان نشست	مقدار خطای نسبی	
---	۱/۹۲۳	کنترل کننده نامی
۰/۵۳	۱/۳۱۰۳	روش تصویر
۰/۶۶	۱/۳۷۶۹	روش طراحی مجدد
۰/۶۶	۱/۰۹۲۳	روش ترکیبی

با توجه به این که زمان نشست سیستم اصلی نیز برابر با ۰/۴۹ است، زمان نشست هر سه روش مناسب به نظر می رسد، و زمان نشست روش تصویر از دو روش دیگر بهتر است. اما باید در نظر داشت که هدف اصلی روش های تحمل پذیر عیب حفظ پایداری سیستم است و زمان نشست در درجه اهمیت کمتری قرار دارد. و همچنین با توجه به اینکه زمان نشست دو روش دیگر نیز مقادیر مناسبی هستند، پس معیار اصلی، بررسی اشباع عملگر خواهد بود که در روش تصویر پاسخ مناسبی دریافت نشد. به علاوه، در روش تصویر اثبات پایداری سیستم نیز مشکلاتی دارد و به صورت کامل انجام نمی شود. پس با توجه به مطالب گفته شده در این بخش و نتایج ارائه شده در جدول (۱) روش ترکیبی مناسب تر از روش های دیگر خواهد بود.

۵- نتیجه گیری

روش کنترلی ارائه شده، طراحی کنترل کننده را برای سیستم غیر خطی چند جمله ای و به صورت غیر خطی انجام می دهد که پاسخ های مناسبی از خود نشان داد. این روش پایداری کنترل کننده طراحی شده را نیز تضمین می کند، که پارامتر مهمی در سیستم های ایمنی بحرانی

- [20] Anderson, James, and Antonis Papachristodoulou. "Robust nonlinear stability and performance analysis of an F/A-18 aircraft model using sum of squares programming." *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, vol. 23, no. 10, pp. 1099-1114, 2013.
- [21] Krishnaswamy, Kailash, et al. "Analysis of aircraft pitch axis stability augmentation system using sum of squares optimization." *Proceedings, American Control Conference. IEEE*, 2005.
- [22] Ma, Hong-Jun, and Guang-Hong Yang. "FTC synthesis for nonlinear systems: sum of squares optimization approach." *Decision and Control, 46th IEEE Conference on. IEEE*, 2007.
- [23] Packard, Andrew, et al. *Quantitative Local Analysis of Nonlinear Systems*, (2009).
- [24] Lin, Dongyun, and Weiyao Lan. "Output feedback composite nonlinear feedback control for singular systems with input saturation." *Journal of the Franklin Institute*. Vol. 352, no. 1, pp. 384-398, 2015.
- [25] Topcu, Ufuk. *Quantitative local analysis of nonlinear systems*. University of California, Berkeley., 2008.
- [26] Edward N.Hartley and Jan M.Maciejowski, "Reconfigurable predictive control for redundantly actuated systems with parameterised input constraints," *Systems and control letters*, vol. 66, pp. 8-15, 2014.
- [13] Lin and Chun-Liang. "On the design of an adaptive fuzzy gain-scheduled autopilot." *Proceedings of the American Control Conference (IEEE Cat. No. CH37301)*. Vol. 2. IEEE, 2002.
- [14] Das, Abhijit, et al. "Feedback linearization for a nonlinear skid-to-turn missile model." *India Annual Conference, Proceedings of the IEEE INDICON. First. IEEE*, 2004.
- [15] Prajna, Stephen, Antonis Papachristodoulou, and Fen Wu. "Nonlinear control synthesis by sum of squares optimization: A Lyapunov-based approach." *Control Conference. 5th Asian. Vol. 1. IEEE*, 2004.
- [16] Ichihara, Hiroyuki. "Optimal control for polynomial systems using matrix sum of squares relaxations," *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 54, no. 5, pp. 1048-1053, 2009.
- [17] Ma, HongJun, and GuangHong Yang. "Fault-tolerant control synthesis for a class of nonlinear systems: Sum of squares optimization approach," *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, vol. 19, no. 5, pp. 591-610, 2009.
- [18] Tedrake, Russ, et al. "LQR-trees: Feedback motion planning via sums-of-squares verification," *The International Journal of Robotics Research*, vol. 29, no. 8, pp. 1038-1052, 2010.
- [19] Ebenbauer, Christian, and Frank Allgöwer. "Analysis and design of polynomial control systems using dissipation inequalities and sum of squares," *Computers and chemical engineering*, vol. 30, no. 10, pp. 1590-1602. 2006.

⁶ Projection⁷ Some Of Squares⁸ Feasibility⁹ Linear Quadratic Integrator¹⁰ Semi Definite Programming¹ Reconfigurable Control² Safety Critical³ Active⁴ Passive⁵ Fault Detection and Diagnosis