

دانشگاه آزاد اسلامی – واحد علوم تحقیقات
دانشکده مهندسی برق کنترل

گزارش پژوهشی نهایی
درس تشخیص و شناسایی عیب

عنوان:

تخمین عیب و استراتژی های کنترل تحمل پذیر عیب
برای وسایل نقلیه ای پروازی VTOL با اعمال عیب های
عملگر نرم و شدید

نگارش:

کیان خانقاہی

استاد راهنما:

دکتر مهدی سیاهی

تیر ۱۴۰۰

اللهُ أَكْبَرُ

فهرست مطالب

۱	مقدمه	۱
۸	۱-۱ کارهای گذشته	۸
۹	۲ شرح مسئله	۹
۹	۱-۲ مدل دینامیک سیستم PVTOL و quadcopter	۹
۱۳	۲-۲ تعریف مسئله عیب در وسیله های VTOL	۱۳
۱۷	۳ طراحی سیستم تخمین و شناسایی عیب	۱۷
۱۸	۱-۳ تخمین عیب توسط روش رویتگر تطبیقی غیرخطی برای هواپیمای PVTOL	۱۸
۲۰	۲-۳ تخمین عیب توسط روش رویتگر نسبی-انتگرالی خطی برای هواپیمای PVTOL	۲۰
۲۲	۳-۳ تخمین عیب توسط روش رویتگر انتگرالی-نسبی پaramتر متغیر شبکه خطی (PIO) برای هواپیمای quadcopter (qLPV)	۲۲
۲۵	۴-۳ سیستم تشخیص عیب	۲۵
۲۷	۴ سیستم کنترل تحمل پذیر عیب	۲۷
۲۷	۱-۴ کنترل کننده‌ی نامی	۲۷
۳۰	۲-۴ قانون کنترل تطبیق با عیب	۳۰
۳۰	۳-۴ قانون کنترل پیکربندی دوباره با عیب	۳۰

۳۲

۵ شبیه سازی

۱-۵ آماده کردن پارامتر های شبیه سازی در فایل MATLAB برای استفاده در SIMULINK

۲-۵ نحوه ای شبیه سازی طراحی سیستم مورد نظر در SIMULINK

۳-۵ نتایج شبیه سازی

۵۷

۶ نتیجه گیری

فهرست شکل‌ها

۱-۲	شکل کلی Quadcopter با نشان دادن نیروهای وارد به آن، دستگاه‌های مختصات فضای مفصلی آن و زوایای اویلر	۱۰
۲۸	۱-۴ ساختار کنترل تطبیق با عیب در PVTOL	
۲۹	۲-۴ ساختار کنترل پیکربندی دوباره با عیب در Quadcopter	
۴۱	۱-۵ شماتیک کلی سیستم FTC برای PVTOL و رخداد عیب نرم	
۴۲	۲-۵ شماتیک سیستم FDI برای PVTOL	
۴۳	۳-۵ شماتیک سیستم دینامیک PVTOL	
۴۳	۴-۵ شماتیک کلی زیرسیستم تخمین عیب توسط رویتگر تطبیقی غیر خطی برای PVTOL	
۴۴	۵-۵ شماتیک کلی زیرسیستم تخمین عیب توسط رویتگر انتگرالی-نسبی خطی برای PVTOL	
۴۴	۶-۵ شماتیک کلی زیرسیستم کنترل کننده‌ی نامی	
۴۵	۷-۵ شماتیک کلی سیستم FTC برای Quadcopter در حالت رخداد عیب نرم	
۴۵	۸-۵ شماتیک سیستم FDI برای Quadcopter	
۴۶	۹-۵ شماتیک کلی سیستم دینامیک Quadcopter	
۴۶	۱۰-۵ شماتیک کلی زیرسیستم تخمین عیب توسط روش qLPV PIO برای Quadcopter	
۴۸	۱۱-۵ روش رویتگر غیر خطی تطبیقی در PVTOL اگر عیوبی وجود نداشته باشد	

- ۴۹ . . . نمودار z برای رویتگر غیر خطی تطبیقی در حالت بدون عیب برای PVTOL ۵
- ۵۰ . . نمودار zdot برای رویتگر غیر خطی تطبیقی در حالت بدون عیب برای PVTOL ۵
- ۵۱ روش رویتگر PIO خطی در PVTOL اگر عیبی وجود نداشته باشد . ۵
- ۵۲ نمودار z برای رویتگر PIO خطی در حالت بدون عیب برای PVTOL ۵
- ۵۳ نمودار zdot برای رویتگر PIO خطی در حالت بدون عیب برای PVTOL ۵
- ۵۴ روش رویتگر PIO خطی در PVTOL با عیب عملگر ۲ ۵
- ۵۵ . . . نمودار z برای رویتگر PIO خطی در حالت با عیب عملگر ۲ برای PVTOL ۵
- ۵۶ . . نمودار zdot برای رویتگر PIO خطی در حالت با عیب عملگر ۲ برای PVTOL ۵

فهرست جداول

۱۱	۱-۲ پارامتر های پهاد quadcopter
۱۵	۲-۲ آنالیز کنترل پذیری برای سیستم های VTOL
۲۶	۳-۱ منطق تشخیص عیب در سیستم PVTOL و Quadcopter
۳۲	۱-۵ پارامتر های طراحی از قبل تعیین شده

فصل ۱

مقدمه

در این فصل مقدمه‌ای بر این موضوع و بعضی کارهایی که قبلاً مرتبط با این مبحث انجام شده، آمده است.

۱-۱ کارهای گذشته

در سال‌های گذشته وسیله‌های نقلیه‌ی VTOL^۱ به علت فضای مورد استفاده‌ی کمتر در پرواز و نشت و ساخت راحت‌تر، بسیار مورد توجه قرار گرفته‌اند. معروف‌ترین هواپیماهای VTOL به نام های PVTOL^۲ و quadcopter هستند.

با زیاد شدن کاربردها و درجه‌ی اتوماسیون، این هواپیماهای VTOL نسبت به عیوب‌ها که در هر حال دینامیک سیستم را تحت تأثیر قرار می‌دهند، ضعیف شده‌اند. در نتیجه سیستم‌های کنترل تحمل پذیر عیوب برای این سیستم‌ها در سال‌های اخیر مورد توجه بوده است.

این گزارش بر اساس مقاله‌ای با همین نام انجام شده است.

Vertical Take-Off and Landing'
Planar VTOL^۳

فصل ۲

شرح مسئله

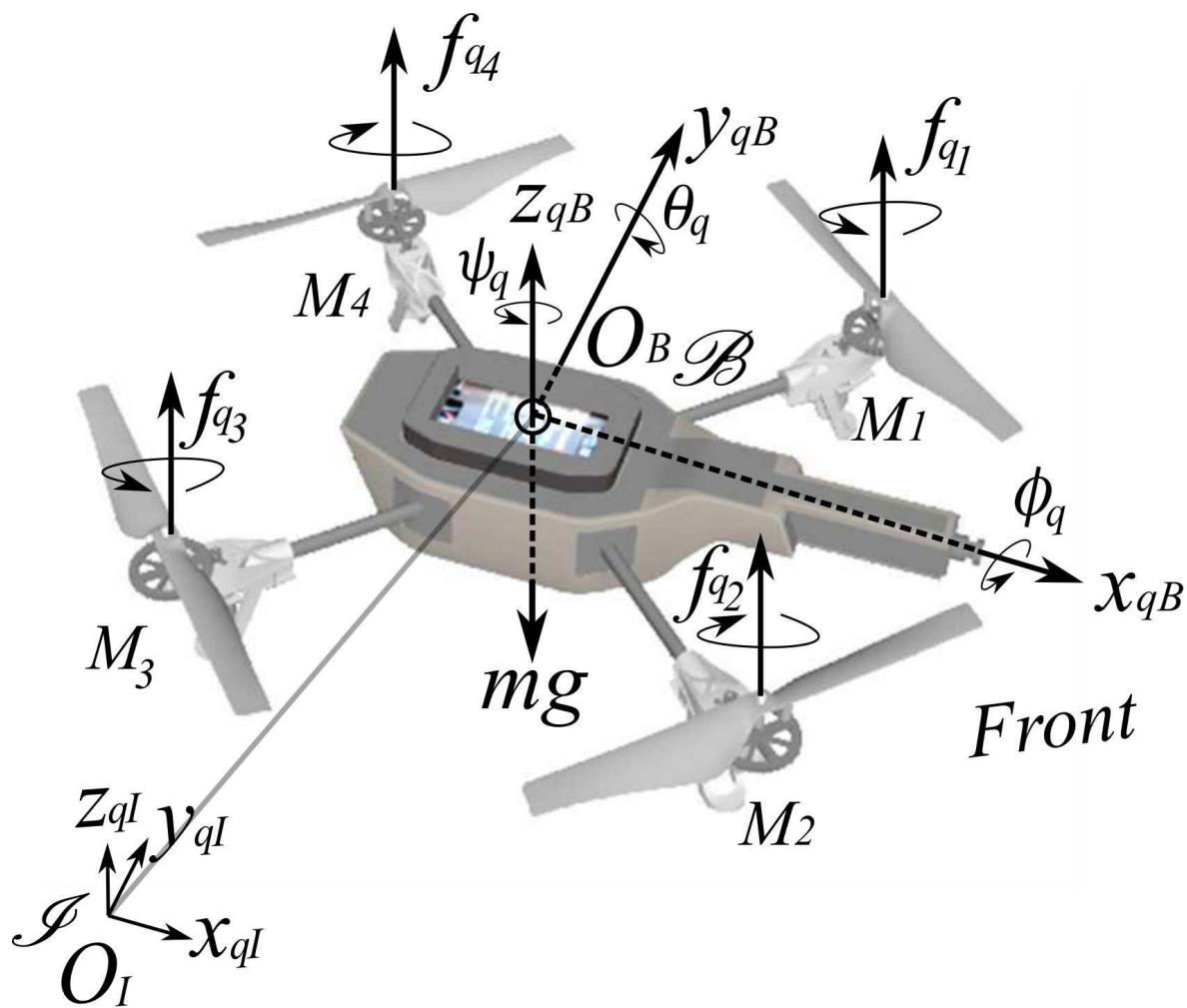
در این فصل مدل دینامیک سیستم PVTOL و quadcopter تعیین می شود و سپس مقدمات کلی مسئله‌ی شناسایی و تخمین عیب این سیستم نیز تعریف می شوند.

۱-۲ مدل دینامیک سیستم PVTOL و quadcopter

سیستم کلی ای که قرار است برای آن معادلات دینامیک را استخراج کنیم پهبا در شکل ۱-۲ می باشد که این پهبا یک quadcopter هست که در حالت صفحه ای یا PVTOL هم می تواند کار کند. همین طور به ازای یک مدل Drone، AR Parrot quadcopter خاص به نام ۲۰۰ مشخصات آن در جدول ۱-۲ آمده است.

این پهبا تشکیل شده است از چهار موتور مستقل با چهار پره که در جهت محور چرخش پره مانند شکل ۱-۲ تولید گشتاور و نیروی پرتاپ می کنند. در این شکل دو دستگاه مختصات وجود دارد که اولی I دستگاه مختصات مبدأ است که ثابت است و دوّمی B است که دستگاه مختصات پهبا با مبدأ روی مرکز ثقل پهبا و متحرک می باشد.

اگر از روش نیوتون-اویلر برای بدست آوردن دینامیک این سیستم استفاده کنیم، معادلات سیستم



شکل ۲-۱: شکل کلی Quadcopter با نشان دادن نیرو های وارد به آن، دستگاه های مختصات فضای مفصلی آن و زوایای اویلر

به صورت رابطه های ۱-۲، ۲-۲ و ۳-۲ در می آیند.

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{\phi}_q(t) = \dot{\theta}_q(t)\dot{\psi}_q(t) \left(\frac{J_y - J_z}{J_x} \right) \\ \quad - \frac{J_{rz}}{J_x}\dot{\theta}_q(t)\Omega_M(t) + \frac{l}{J_x}u_{qr}(t) \\ \ddot{\theta}_q(t) = \dot{\phi}_q(t)\dot{\psi}_q(t) \left(\frac{J_z - J_x}{J_y} \right) \\ \quad + \frac{J_{rz}}{J_y}\dot{\phi}_q(t)\Omega_M(t) + \frac{l}{J_y}u_{qr}(t) \\ \ddot{\psi}_q(t) = \dot{\phi}_q(t)\dot{\theta}_q(t) \left(\frac{J_x - J_y}{J_z} \right) + \frac{d}{J_z}u_{qr}(t) \end{array} \right. \quad (1-2)$$

واحد	مقدار	پارامتر
Kg	۰/۴۰۸۰	وزن پهپاد، m
m/s ^۲	۹/۸۰۶۶	شتاب گرانش، g
N · m/N	۰/۰۳۰۱	ضریب ایرودینامیک، d
m	۰/۱۷۸۵	فاصله‌ی بین یک روتور و مرکز ثقل پهپاد، l
Kg · m ^۲	۰/۰۰۲۲	ممان اینرسی حول x_p و x_q
Kg · m ^۲	۰/۰۰۲۹	ممان اینرسی حول y_q
Kg · m ^۲	۰/۰۰۴۸	ممان اینرسی حول z_q
N	۱/۹۳	ماکریزم نیروی پرتاب موتور، $f_{v_{max}}$
Kg · m ^۲	۲/۰۲۹ × ۱۰ ^{-۵}	ممان اینرسی پره حول z_q

جدول ۲-۱: پارامتر‌های پهپاد quadcopter

$$\ddot{z}_q(t) = -g + c\theta_q(t)c\phi_q(t)\frac{1}{m}u_{q_1}(t) \quad (2-2)$$

$$\begin{cases} \ddot{x}_q(t) = (c\psi_q(t)s\theta_q(t)c\phi_q(t) \\ \quad + s\psi_q(t)s\phi_q(t))\frac{1}{m}u_{q_1}(t) \\ \ddot{y}_q(t) = (s\psi_q(t)s\theta_q(t)c\phi_q(t) \\ \quad - c\psi_q(t)s\phi_q(t))\frac{1}{m}u_{q_1}(t) \end{cases} \quad (3-2)$$

در این رابطه‌ها، s و c نشان دهنده‌ی توابع سینوس و کسینوس هستند و $\Omega_M(t)$ سرعت زاویه‌ی ای مانده‌ی کلی پره است. همین طور، این سیستم دارای ۱۲ حالت می‌باشد، ۶ تا خطی و ۶ تا زاویه‌ی ای که هر کدام ۳ تا حالت مربوط به سرعت دارند و ۳ تا هم حالت موقعیت. می‌توان تعریف کرد که $\xi(t) = [x_q(t), y_q(t), z_q(t)]^\top \in \mathbb{R}^3$ بردار موقعیت خطی پهپاد نسبت به I ، $O(t) = [\phi_q(t), \theta_q(t), \psi_q(t)]^\top \in \mathbb{R}^3$ بردار موقعیت زاویه‌ی ای یا جهت پهپاد، $V(t) = [\dot{x}_q(t), \dot{y}_q(t), \dot{z}_q(t)]^\top \in \mathbb{R}^3$ بردار سرعت خطی پهپاد و $\Omega(t) = [\dot{\phi}_q(t), \dot{\theta}_q(t), \dot{\psi}_q(t)]^\top \in \mathbb{R}^3$ بردار سرعت زاویه‌ی ای پهپاد را نشان می‌دهد. ورودی کلی این سیستم به صورت $\mathbf{u}_q(t) = [u_{q_1}(t), u_{q_2}(t), u_{q_3}(t), u_{q_4}(t)]^\top \in \mathbb{R}^4$ می‌باشد که ورودی‌های ۲ و ۳ و ۴ در آن به صورت $\mathbf{u}_r(t) = [u_{q_5}(t), u_{q_6}(t), u_{q_7}(t)]^\top \in \mathbb{R}^3$ در دینامیک چرخشی نقش دارند و ورودی ۱ در دینامیک انتقال خطی نقش دارد. ولی چون ورودی‌های اصلی سیستم نیرو‌های واردہ به روتور‌ها

هستند، باید $\mathbf{u}_q(t)$ بر اساس نیرو های موتور ها نوشته شود که به صورت رابطه $۴-۲$ می شود که در آن $(\bar{f}_q(t))$ بردار نیرو های ۴ موتور می باشد.

$$\mathbf{u}_q(t) = \left[\frac{u_{q_1}(t)}{\mathbf{u}_r(t)} \right] = \underbrace{\begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 \\ 1 & -1 & -1 & 1 \\ 1 & 1 & -1 & -1 \\ -1 & 1 & -1 & 1 \end{bmatrix}}_{\Delta_q} \underbrace{\begin{bmatrix} f_{q_1}(t) \\ f_{q_2}(t) \\ f_{q_3}(t) \\ f_{q_4}(t) \end{bmatrix}}_{\bar{f}_q(t)} \quad (۴-۲)$$

حال اگر همین quadcopter در صفحه yaw در نظر گرفته نمی شود و ۴ نیروی موتور قبلی در PVTOL می شود. در این هوایپما، دینامیک yaw در نظر گرفته نمی شود و $f_{p_1}(t) = f_{q_1}(t) + f_{q_2}(t)$ و $f_{p_2}(t) = f_{q_3}(t) + f_{q_4}(t)$ واقع به صورت دو نیرو عمل می کنند که $f_{p_1}(t) = f_{q_1}(t) + f_{q_2}(t)$ و $f_{p_2}(t) = f_{q_3}(t) + f_{q_4}(t)$ است. اگر همان معادلات قبلی در روابط $۱-۲$ ، $۲-۲$ و $۳-۲$ را برای PVTOL ساده کنیم و فرض کنیم که بقیه ای حالت ها از قبل پایدار شده اند، روابط $۵-۲$ ، $۶-۲$ و $۷-۲$ بدست می آیند.

$$\ddot{\phi}_p(t) = \frac{l}{J_x} u_{p_1}(t) \quad (۵-۲)$$

$$\ddot{z}_p(t) = -g + c\phi_p(t) \frac{1}{m} u_{p_1}(t) \quad (۶-۲)$$

$$\ddot{y}_p(t) = -s\phi_p(t) \frac{1}{m} u_{p_1}(t) \quad (۷-۲)$$

که در آن بردار ورودی به صورت رابطه $۵-۲$ زیر از نیرو ها بدست می آید.

$$\mathbf{u}_p(t) = \begin{bmatrix} u_{p_1}(t) \\ u_{p_2}(t) \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & -1 \end{bmatrix}}_{\Delta_p} \underbrace{\begin{bmatrix} f_{p_1}(t) \\ f_{p_2}(t) \end{bmatrix}}_{\bar{f}_p(t)} \quad (۸-۲)$$

همان گونه که دیده می شود در این سیستم کلاً ۶ تا حالت داریم که ۴ تا خطی و ۲ تا زاویه ای هستند.

۲-۲ تعریف مسئله عیب در وسیله های VTOL

در حالت کلی و بر اساس شواهد کاربردی می توان گفت که در سیستم های VTOL دارای پره، عیب های عملگر یا براساس صدمه در پره و یا تغییر ولتاژ باتری و یا صدمه در خود موتور اتفاق می افتد. در هر حالت این واقعه باعث می شود که یک ضریبی به نام کاهش بازدهی موتور یا LoE^1 در عملگر ها ایجاد کند. اگر وجود عیب را به صورت ضربی فرض کنیم، معادله i ورودی به ازای عیب به صورت رابطه i زیر در می آید.

$$\mathbf{u}_{\vartheta f}(t) = \Delta_{\vartheta} (I_w - \bar{\lambda}_{\vartheta}(t)) \bar{f}_{\vartheta}(t) \quad (9-2)$$

در این رابطه $\mathbf{u}_{\vartheta f}(t)$ ورودی عیب دار واقعی وارد شده به سیستم VTOL است که $\vartheta = q$ حالت را نشان می دهد و $p = \vartheta$ حالت PVTOL را نشان می دهد. I_w هم ماتریس واحد است که w نشان دهنده تعداد عملگر ها یا در واقع موتور ها است که در quadcopter ۴ و در PVTOL ۲ می باشد. همین طور $(\bar{\lambda}_{\vartheta}(t))$ از رابطه i زیر بدست می آید.

$$\bar{\lambda}_{\vartheta}(t) = \text{diag}(\lambda_{\vartheta_1}(t), \lambda_{\vartheta_2}(t), \dots, \lambda_{\vartheta_w}(t)) \quad (10-2)$$

در این رابطه $1 \leq v \leq w$ می باشد و مقدار $\lambda_{\vartheta_v}(t)$ اگر صفر باشد به معنای این است که در آن عملگر عیبی وجود ندارد و اگر ۱ باشد به معنای این است که یک عیب کامل در آن عملگر وجود دارد و همین طور اگر این مقدار بین ۰ و ۱ باشد به معنای وجود یک عیب کسری یا LoE در آن عملگر می باشد. از روابط ۲-۲ و ۸-۲ در می یابیم که $\bar{f}_{\vartheta}(t) = [f_{\vartheta_1}(t), f_{\vartheta_2}(t), \dots, f_{\vartheta_w}(t)]^T$ در آن $f_{p_v}(t) \in [0, 2f_{v_{\max}}]$ و $f_{q_v}(t) \in [0, 2f_{v_{\max}}]$ است. حال اگر بخوایم معادله ۹-۲ به صورت جمع از ورودی دارای عیب شود، رابطه ها i زیر بدست می آیند.

$$\mathbf{u}_{\vartheta f}(t) = \mathbf{u}_{\vartheta}(t) + \bar{\eta}_{\vartheta}(t) \quad (11-2)$$

$$\bar{\eta}_{\vartheta}(t) = -\Delta_{\vartheta} \bar{\lambda}_{\vartheta}(t) \bar{f}_{\vartheta}(t) \quad (12-2)$$

در این روابط $\bar{\eta}_{\vartheta}(t)$ بردار عیب عملگر می باشد که به صورت جمعی در ورودی ایجاد می شود. همین طور برای سادگی در آنالیز های ابتدایی، فرض می شود که فقط یک عملگر در آن واحد دچار عیب می شود.

¹ Loss of Effectiveness'

در آنالیز کنترل پذیری quadcopter دارای LoE، یک مدل دینامیکی خطی حول شرط hover برای معادلات دینامیک چرخشی در $1-2$ و معادلات دینامیک ارتفاع در $2-2$ تقریب زده می‌شود که به صورت رابطه‌ی $13-2$ می‌باشد.

$$\dot{\mathbf{x}}_c(t) = A_c \mathbf{x}_c(t) + B_c \mathbf{u}_c(t)$$

$$A_c = \begin{bmatrix} \cdot_{4 \times 4} & I_4 \\ \cdot_{4 \times 4} & \cdot_{4 \times 4} \end{bmatrix}, \quad B_c = \begin{bmatrix} \cdot_{4 \times 4} \\ J_c \end{bmatrix} \quad (13-2)$$

که در آن،

(14-2)

$$\mathbf{u}_c(t) = \mathbf{u}_{qf}(t) - G_c, \quad \mathbf{x}_c(t) = [z_q(t), \phi_q(t), \theta_q(t), \psi_q(t), \dot{z}_q(t), \dot{\phi}_q(t), \dot{\theta}_q(t), \dot{\psi}_q(t)]^\top$$

$$J_c = \text{diag}(1/m, l/J_x, l/J_y, d/J_z), \quad G_c = [mg, \cdot, \cdot, \cdot]^\top \quad (15-2)$$

و $\mathbf{u}_{qf}(t)$ به صورت عیب ضربی عملگر آمده است که در رابطه‌ی $2-9$ نشان داده شد. همین طور اگر به رابطه‌های $13-2$ و $2-4$ نگاه کنیم می‌بینیم که قیدهای زیر برقرار هستند.

$$\mathcal{M} = \left\{ \mathbf{u}_{qf}(t) \mid \mathbf{u}_{qf}(t) = \Delta_q (I_w - \bar{\lambda}_q(t)) \bar{f}_q(t), \bar{f}_q(t) \in \mathcal{F} \right\}, \quad (16-2)$$

$$\mathcal{U} = \{ \mathbf{u}_c(t) \mid \mathbf{u}_c(t) = \mathbf{u}_{qf}(t) - G_c \in \mathcal{M} \}$$

همان گونه که حدس زده می‌شود تئوری های کنترل پذیری کلاسیک جوابگوی سیستم‌های VTOL نیستند چرا که عملگرها فقط در یک جهت عمل می‌کنند. در این حالت برای اینکه ببینیم عیب‌های عملگر چگونه بر سیستم تأثیر می‌گذارند، از روش Available Control Authority Index یا ACAI استفاده می‌کنیم. وقتی روش ACAI به سیستم $13-2$ quadcopter به سیستم $16-2$ و قیدهایش $2-1$ اعمال شود، قضیه‌ی زیر بدست می‌آید.

قضیه‌ی ۲-۱ سیستم $13-2$ کنترل پذیر است اگر و تنها اگر دو شرط زیر برقرار باشند:

$$\text{RANK}[B_c, A_c B_c, \dots, A_c^V B_c] = 8.1$$

۲. مقدار $\rho(G_c, \partial\mathcal{U})$ یا $\rho(G_c, \partial\mathcal{U}) > 0$ که $\rho(G_c, \partial\mathcal{U}) \triangleq \min\{\|G_c - \mathbf{u}_{qf}(t)\|, \mathbf{u}_{qf}(t) \in \partial\mathcal{U}\}$ است و فاصله از G_c تا کران \mathcal{U} می‌باشد و یا به عبارت دیگر $\rho(G_c, \partial\mathcal{U})$ به معنای ماکزیمم نیروهای کنترلی که در همه‌ی جهت‌ها تولید می‌شوند، است.

در حال توقف پرواز کردن

اثبات: اثبات قضیه و بدست آوردن مقدار $(G_c, \partial\mathcal{U})$ در $[30]$ هست.

اگر این قضیه و روش ACAI را به سیستم مورد نظر اعمال کنیم، جدول ۲-۲ بدست می‌آید. در این جدول CN به معنای کنترل پذیر و UCN به معنای کنترل ناپذیر می‌باشد. همان گونه که دیده می‌شود عیب‌ها بر اساس مقدار LoE یا همان λ_{θ_v} به دو دسته‌ی نرم و شدید تقسیم می‌شوند. مقادیر عیب‌های نرم به صورت $[0/1, 0/4] \in \lambda_{\theta_v}$ و مقادیر عیب‌های شدید به صورت $[0/5, 0/9] \in \lambda_{\theta_v}$ می‌باشد. دقت شود که اگر λ_{θ_v} مقدار ۱ را داشته باشد LoE کامل است و عیب کامل در آن عملگر رخ داده است و برای همین نیازی به آنالیز کنترل پذیری آن نیست. همان گونه که از جدول معلوم است اگر عیب شدید رخ دهد PVTOL قابل کنترل نیست ولی quadcopter با سیستم کنترلی قبلی قابل کنترل نیست و می‌توان اثبات کرد که اگر کنترل پذیری yaw را از دست بدهیم، در وقوع عیب شدید، quadcopter قابل کنترل است و فقط باید شیوه‌ی کنترل آن عوض شود. این به معنی آن است که دیگر نباید زاویه‌ی yaw یا $\psi(t)$ را کنترل کنیم و بقیه‌ی نیرو‌ها را صرف این کنیم که هوایپیما به صورت افقی ثابت و بدون چرخش بماند. در مورد نحوه‌ی کامل کنترل و بازیافت مسیر هوایپیما در این حالت در فصل‌های بعد توضیح داده خواهد شد.

Quadcopter		PVTOL and Quadcopter		LoE	عیب
CY	ACAI – WY	CY	ACAI		
–	–	CN	۱/۴۷	۰/۱	نرم
–	–	CN	۱/۰۸	۰/۲	
–	–	CN	۰/۷۰	۰/۳	
–	–	CN	۰/۳۱	۰/۴	
CN	۱/۹۹	UCN	-۰/۰۶	۰/۵	
CN	۱/۲۶	UCN	-۰/۴۵	۰/۶	
CN	۰/۷۲	UCN	-۰/۸۴	۰/۷	شدید
CN	۰/۴۴	UCN	-۱/۲۲	۰/۸	
CN	۰/۱۷	UCN	-۱/۶۱	۰/۹	

جدول ۲-۲: آنالیز کنترل پذیری برای سیستم‌های VTOL

در کل هدف این است که این عیب‌هایی که در جدول ۲-۲ آمده را توسط رویتگرها هم شناسایی و

هم تخمین بزنیم. سپس از این سیگنال های عیب در تعیین ساختار تحمل پذیر عیب (FTC) به صورت reconfiguration و یا به صورت مستقیم در ساختار کنترلی FTC برای مقابله با عیب استفاده می کنیم. این رویتگرها طوری باید طراحی شوند که نه تنها شناسایی عیب سریع و جبران سازی آن را در حالت hover تضمین کنند بلکه قابل تعمیم برای هوایپیما در حالت non-hover هم باشند.

فصل ۳

طراحی سیستم تخمین و شناسایی عیب

در این فصل ابتدا چند روش تخمین عیب بر اساس مدل با طراحی رویتگر را برای سیستم های quadcopter و PVTOL معرفی و آنالیز می کنیم و بر اساس آن رویتگر ها را طراحی می کنیم. در ادامه هم، روشی برای شناسایی عیب در این سیستم ها پیشنهاد می کنیم که از سیگنال تخمین زده شده ی عیب استفاده خواهد کرد. برای تخمین عیب از سه نوع رویتگر متفاوت استفاده خواهد شد: ۱) رویتگر تطبیقی غیرخطی برای هوایپیمای PVTOL ۲) رویتگر نسبی-انتگرالی خطی برای هوایپیمای PVTOL ۳) رویتگر انتگرالی-نسبی پارامتر متغیر شبه خطی (qLPV PIO) برای هوایپیمای quadcopter.

برای اینکه عوامل غیرخطی کم شوند، پیشنهاد می شود که PVTOL در حالت نزدیک به hover پرواز کند. اما در quadcopter نست ها باید در هر دو حالت non-hover و hover انجام شوند و برای همین عوامل غیرخطی باید در طراحی رویتگر تخمین خطای خطا در نظر گرفته شوند. برای اینکه این عوامل غیرخطی در نظر گرفته شوند تئوری qLPV به عنوان یک نمایش جایگزین سیستم های غیرخطی، فقط به quadcopter اعمال می شود. همین طور در همه ای طراحی ها فرض می شود که سیگنال عیب عملگر نسبت به زمان ثابت است و یا تغییرات بسیار کندی دارد به صورتی که :

$$\dot{\eta}_\theta(t) = 0 \quad (1-3)$$

۳-۱ تخمین عیب توسط روش رویتگر تطبیقی غیرخطی برای هواپیمای PVTOL

برای این روش کافی است فقط دینامیک roll و ارتفاع PVTOL که در ۲-۵ و ۶-۲ آمده را در نظر بگیریم. برای این دو دینامیک می‌توانیم رویتگر غیرخطی تطبیقی طراحی کنیم اگر بردار حالت را به صورت $\mathbf{x}_p(t) = [x_{p_1}(t), x_{p_2}(t), x_{p_3}(t), x_{p_4}(t)]^\top = [z_p(t), \phi_p(t), \dot{z}_p(t), \dot{\phi}_p(t)]^\top$ و بردار عیب عملگر را نیز به صورت $\bar{\eta}_p(t) = [\eta_{p_1}(t), \eta_{p_2}(t)]^\top$ تعریف کنیم با در نظر گرفتن شرط اینکه عیب تمام حالت‌های دارای عیب هستند و باید قابل اندازه‌گیری باشند. دقت کنید که ما فرض می‌کنیم همه‌ی حالات دارای عیب هستند که بتوانیم بردار عیب را تخمین بزنیم چرا که هر کدام از حالات ممکن است عیب داشته باشند. حال، ابتدا دینامیک چرخشی $\phi_f(t)$ در ۲-۵ را به صورت زیر می‌نویسیم.

$$\dot{\phi}_f(t) = \alpha_1 + \beta_1 \eta_{p_1}(t) \quad (2-3)$$

که در آن،

$$\mathbf{x}_{\phi_f}(t) = [\mathbf{x}_{pf_1}(t), \mathbf{x}_{pf_2}(t)]^\top, \\ \alpha_1 = \begin{bmatrix} \mathbf{x}_{pf_1}(t) \\ lu_{p_1}(t)/J_x \end{bmatrix}, \quad \beta_1 = \begin{bmatrix} \cdot \\ l/J_x \end{bmatrix} \quad (3-3)$$

سپس دینامیک ارتفاع در ۶-۲ را به صورت زیر می‌نویسیم.

$$\dot{z}_f(t) = \alpha_2 + \beta_2 \eta_{p_1}(t) \quad (4-3)$$

که در آن،

$$\mathbf{x}_{zf}(t) = [\mathbf{x}_{pf_1}(t), \mathbf{x}_{pf_2}(t)]^\top, \\ \alpha_2 = \begin{bmatrix} \mathbf{x}_{pf_2}(t) \\ c(\mathbf{x}_{pf_1}(t)) u_{p_1}(t)/m - g \end{bmatrix}, \quad \beta_2 = \begin{bmatrix} \cdot \\ c(\mathbf{x}_{pf_2}(t))/m \end{bmatrix} \quad (5-3)$$

حال باید دو رویتگر برای سیستم‌های ۳-۲ و ۴-۳ طراحی کنیم که بردار عیب عملگر $\bar{\eta}_p(t)$ که برای ما ناشناخته است را بر اساس بردار اندازه‌گیری شده‌ی حالت‌ها یعنی $y_{pf}(t)$ و بردار ورودی یعنی

$\mathbf{u}_p(t)$ تخمین بزنیم. معادلات دینامیک رویتگرها به صورت روابط ۶-۳ و ۷-۳ هستند.

$$\begin{aligned}\dot{\hat{\mathbf{x}}}_{\phi f}(t) &= \alpha_1 + \beta_1 \hat{\eta}_{p\gamma}(t) - L_{y\gamma} \mathbf{e}_{\phi y}(t) \\ \dot{\hat{\eta}}_{p\gamma}(t) &= -L_{f\gamma} \beta_1^\top \mathbf{e}_{\phi y}(t)\end{aligned}\quad (6-3)$$

$$\begin{aligned}\dot{\hat{\mathbf{x}}}_{zf}(t) &= \alpha_2 + \beta_2 \hat{\eta}_{p\gamma}(t) - L_{y\gamma} \mathbf{e}_{zy}(t) \\ \dot{\hat{\eta}}_{p\gamma}(t) &= -L_{f\gamma} \beta_2^\top \mathbf{e}_{zy}(t)\end{aligned}\quad (7-3)$$

که در آن‌ها سیگنال‌های خطای خطا به صورت زیر حساب می‌شوند.

$$\mathbf{e}_{\phi y}(t) = [\mathbf{y}_{pf\gamma}(t) - \hat{\mathbf{y}}_{pf\gamma}(t), \mathbf{y}_{pf\gamma}(t) - \hat{\mathbf{y}}_{pf\gamma}(t)]^\top \quad (8-3)$$

$$\mathbf{e}_{zy}(t) = [\mathbf{y}_{pf\gamma}(t) - \hat{\mathbf{y}}_{pf\gamma}(t), \mathbf{y}_{pf\gamma}(t) - \hat{\mathbf{y}}_{pf\gamma}(t)]^\top \quad (9-3)$$

در روابط دو رویتگر $L_{f\gamma}$ ، $L_{y\gamma}$ و $L_{y\gamma}$ گین‌های رویتگرها هستند که باید حساب شوند. اگر بردار خطای تخمین کلی را $\mathbf{e}_{py}(t) = \mathbf{y}_{pf}(t) - \hat{\mathbf{y}}_{pf}(t)$ بگیریم، از [۳۲] قضیه‌ی زیر وجود دارد که نشان می‌دهد این رویتگرها تطبیقی با شروطی وجود دارند.

قضیه‌ی ۳-۱ سیستم‌های ۲-۳ و ۴-۳ را در حالت رویتگر تطبیقی با شرط وجود نداشتن هیچ‌حالت غیر قابل اندازه‌گیری فرض کنید. سپس به ازای هر شرایط اولیه‌ی (0) و (0) $\hat{\mathbf{x}}_{pf}$ و هر ورودی کراندار قابل اندازه‌گیری $\mathbf{u}_p(t)$ ، دو رویتگر به صورت‌های ۲-۳ و ۴-۳ وجود دارند با شرط اینکه نرم اقلیدسی خطای تخمین $\|\mathbf{e}_{py}(t) - \hat{\mathbf{y}}_{pf}(t)\|$ وقتی زمان به بی‌نهایت میل کند، به صورت مجانبی به سمت صفر همگرا شود در حالی که $\|\bar{\eta}_p(t) - \hat{\bar{\eta}}_p(t)\|$ کراندار باقی بماند. همین‌طور، اگر مشتق‌های زمانی β_1 و β_2 کراندار باشند، سپس $\mathbf{e}_{\bar{\eta}}(t) \xrightarrow[t \rightarrow \infty]{} 0$.

اثبات: اثبات قضیه در [۳۲] آمده است.

گین‌های رویتگرها در دو فصل بعد حساب می‌شوند.

۲-۳ تخمین عیب توسط روش رویتگر نسبی-انتگرالی خطی برای هواپیمای PVTOL

در این قسمت، یک رویتگر نسبی-انتگرالی خطی طراحی می‌شود و به هواپیمای PVTOL اعمال می‌شود تا تخمینی از بردار سیگنال عیب عملگر یعنی $(\bar{\eta}_p(t))$ داشته باشیم. شبیه قسمت قبل اینجا هم فقط سیستم‌های دینامیک ۲-۵ و ۶-۲ برایمان مهم است و این سیستم‌ها را توسط شرط در رابطه‌ی ۱-۳ و اضافه کردن یک سیگنال اغتشاش $(w_p(t))$ به صورت معادلات افزونه^۱ خطی، بازنویسی می‌کنیم که به صورت زیر حاصل می‌شود.

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}}_{\ddot{a}}(t) &= \bar{A}\mathbf{x}_{\ddot{a}}(t) + \bar{B}\mathbf{u}_p(t) + \bar{\Gamma}\mathbf{w}_p(t) + \bar{\mathbf{g}} \\ \mathbf{y}_{pf}(t) &= \bar{C}\mathbf{x}_{\ddot{a}}(t)\end{aligned}\quad (10-۳)$$

که در آن،

$$\begin{aligned}\mathbf{x}_{\ddot{a}}(t) &= \begin{bmatrix} \mathbf{x}_{pf}(t) \\ \bar{\eta}_p(t) \end{bmatrix}, \quad \bar{A} = \begin{bmatrix} \check{A} & \check{E} \\ \cdot_{2 \times 4} & \cdot_{2 \times 2} \end{bmatrix}, \quad \bar{B} = \begin{bmatrix} \check{B} \\ \cdot_{2 \times 2} \end{bmatrix} \\ \bar{\Gamma} &= \begin{bmatrix} \check{W} \\ \cdot_{2 \times 1} \end{bmatrix}, \quad \bar{\mathbf{g}} = \begin{bmatrix} \mathbf{g} \\ \cdot_{2 \times 1} \end{bmatrix}, \quad \bar{C} = \begin{bmatrix} \check{C} \\ \cdot_{2 \times 4} \end{bmatrix}^T \\ \check{A} &= \begin{bmatrix} \cdot_{2 \times 2} & I_2 \\ \cdot_{2 \times 2} & \cdot_{2 \times 2} \end{bmatrix}, \quad \check{B} = \begin{bmatrix} \cdot_{2 \times 2} \\ J_p \end{bmatrix}, \quad \check{C} = I_4,\end{aligned}\quad (11-۳)$$

در این روابط، $J_p = \text{diag}(1/m, l/J_x)$, $\mathbf{g} = [0, 0, -g, 0]^T$ در نظر گرفته شدند. \check{E} و \check{W} هم دو ماتریس معلوم هستند که باید طوری تعیین شود که هر سیگنال عیب در یکی از دینامیک‌های سیستم یعنی ارتفاع یا roll باشد که بهترین حالت بردار عمودی دو ماتریس همانی هست و \check{W} هم طوری باید تعیین شود که سیگنال اغتشاش در مشتقات دوم دینامیک سیستم باشد. برای این سیستم، یک PIO خطی در همان حالت افزونه می‌توانیم طراحی کنیم که به صورت رابطه‌ی ۱۲-۳ می‌باشد.

$$\begin{aligned}\dot{\hat{\mathbf{x}}}_{\ddot{a}}(t) &= \bar{A}\hat{\mathbf{x}}_{\ddot{a}}(t) + \bar{B}\mathbf{u}_p(t) + \bar{L}_{PI}\mathbf{e}_{py}(t) + \bar{\mathbf{g}} \\ \hat{\mathbf{y}}_{pf}(t) &= \bar{C}\hat{\mathbf{x}}_{\ddot{a}}(t)\end{aligned}\quad (12-۳)$$

^۱augmented

در این رابطه، $\bar{\bar{L}}_{PI} = [\bar{L}_P, \bar{L}_I]^\top$ گین رویتگر می باشد که برای تخمین $(\bar{\eta}_p(t)$ و (t) استفاده می شود. اگر سیگنال خطای تخمین را $e_{\ddot{a}}(t) = x_{\ddot{a}}(t) - \hat{x}_{\ddot{a}}(t)$ بگیریم، بر اساس معادلات ۱۰-۳ و ۱۲-۳، خطای تخمین به صورت رابطه ۱۳-۳ می شود.

$$\dot{e}_{\ddot{a}}(t) = (\bar{\bar{A}} - \bar{\bar{L}}_{PI}\bar{\bar{C}}) e_{\ddot{a}}(t) + \bar{\bar{\Gamma}}w_p(t) \quad (13-3)$$

حال با استفاده از یک قضیه همگرایی این سیگنال خطای صفر را حالت بدون اغتشاش و کران دار بودن آن در حالت با اغتشاش، اثبات می کنیم.

قضیه ۳-۲ خطای حالت و تخمین عیب یعنی $e_{\ddot{a}}(t)$ به صورت مجانی به صفر همگرا می شود اگر گین L انتقال از $w_q(t)$ به $e_{\ddot{a}}(t)$ توسط $\gamma > 0$ اگر $\exists P, M, \gamma$ کراندار باشد. M یک ماتریس و P یک ماتریس متقارن مثبت معین می باشد. γ هم یک جواب اسکالر به مسئله‌ی بهینه سازی زیر است.

$$\min_{P,M} \gamma,$$

$$\text{subject to} \quad (14-3)$$

$$\begin{bmatrix} \text{He}\{P\bar{\bar{A}} - M\bar{\bar{C}}\} + I & P\bar{\bar{\Gamma}} \\ \bar{\bar{\Gamma}}^\top P & -\gamma^2 I \end{bmatrix} < 0$$

که در آن، $\text{He}\{P\bar{\bar{A}} - M\bar{\bar{C}}\} = (P\bar{\bar{A}} - M\bar{\bar{C}})^\top + (P\bar{\bar{A}} - M\bar{\bar{C}})$ است و I هم یک ماتریس همانی است. بعد از حل مسئله‌ی بهینه سازی هم گین رویتگر از رابطه‌ی زیر بدست می آید.

$$\bar{\bar{L}}_{PI} = P^{-1}M \quad (15-3)$$

اثبات: اگر تابع $V(e_{\ddot{a}}(t)) = e_{\ddot{a}}^\top(t)Pe_{\ddot{a}}(t)$ را به عنوان کاندید تابع لیاپانوف با فرض ماتریس متقارن مثبت معین P انتخاب کنیم، آنگاه با انتخاب $M = P\bar{\bar{L}}_{PI}$ ، مشتق زمانی تابع لیاپانوف به صورت زیر بدست می آید.

$$\begin{aligned} \dot{V}(e_{\ddot{a}}(t)) &= e_{\ddot{a}}^\top(t) \left(P\bar{\bar{A}} + \bar{\bar{A}}^\top P - M\bar{\bar{C}} - M^\top\bar{\bar{C}}^\top \right) e_{\ddot{a}}(t) \\ &\quad + e_{\ddot{a}}^\top(t)(P\bar{\bar{\Gamma}})w_p(t) + w_p^\top(t)(\bar{\bar{\Gamma}}^\top P)e_{\ddot{a}}(t) \end{aligned} \quad (16-3)$$

هدف این است که گین L از اغتشاش تا خطای کمینه شود که به معنی $\|e_{\ddot{a}}(t)\|_2 < \gamma \|w_p(t)\|_2$ است. این نتیجه می دهد که باید $\bar{\bar{L}}_{PI}$ طوری محاسبه شود که سیستم خطای پایدار گردد و همگرایی

مجانبی حالت و تخمین عیب به صفر وقتی آشافتگی نداشته باشیم (اختشاش صفر باشد)، تضمین گردد.
حال اگر اختشاش داشته باشیم این مسئله به صورت زیر فرموله می شود.

$$\dot{V}(\mathbf{e}_{\ddot{a}}(t)) + \mathbf{e}_{\ddot{a}}(t)^T \mathbf{e}_{\ddot{a}}(t) - \gamma^2 \mathbf{w}_p(t)^T \mathbf{w}_p(t) < 0 \quad (17-3)$$

اگر رابطه $17-3$ را در رابطه $16-3$ بگذاریم، رابطه γ زیر بدست می آید.

$$\Upsilon^T \begin{bmatrix} H\{P\bar{A} - M\bar{C}\} + I & P\bar{\Gamma} \\ \bar{\Gamma}^T P & -\gamma^2 I \end{bmatrix} \Upsilon < 0 \quad (18-3)$$

در این رابطه، نامعادله منفی معین است اگر رابطه $14-3$ برقرار باشد که این قضیه را اثبات می کند.

۳-۳ تخمین عیب توسط روش رویتگر انترالی-نسبی پارامتر متغیر شبه خطی (qLPV PIO) برای هواپیمای quadcopter

در این قسمت می خواهیم با استفاده از روش سکتور 2 برای سیستم چرخشی quadcopter در رابطه $1-2$ ، چند رویتگر طراحی کنیم تا سیگنال های عیب را تخمین بزنند. برای این کار رابطه $1-2$ را به صورت فضای حالت غیر خطی زیر باز نویسی می کنیم.

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}_r(t) = & A \left(\dot{\phi}_q(t), \dot{\theta}_q(t) \right) \mathbf{x}_r(t) + B \mathbf{u}_r(t) \\ & + W \left(\dot{\phi}_q(t), \dot{\theta}_q(t) \right) \mathbf{w}_r(t) \end{aligned} \quad (19-3)$$

$$\mathbf{y}_r(t) = C \mathbf{x}_r(t)$$

که در آن،

$$\begin{aligned} A \left(\dot{\phi}_q(t), \dot{\theta}_q(t) \right) &= \begin{bmatrix} \cdot_{3 \times 3} & I_3 \\ \cdot_{3 \times 3} & A_r \end{bmatrix}, \quad C = I_6 \\ W \left(\dot{\phi}_q(t), \dot{\theta}_q(t) \right) &= \begin{bmatrix} \cdot_{3 \times 1}, b_1 \dot{\theta}_q(t), b_2 \dot{\phi}_q(t), \cdot \end{bmatrix}^T \\ A_r &= \begin{bmatrix} \cdot & \cdot & h_1 \dot{\theta}_q(t) \\ \cdot & \cdot & h_2 \dot{\phi}_q(t) \\ h_3 \dot{\theta}_q(t) & \cdot & \cdot \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} \cdot_{3 \times 3} \\ J_r \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (20-3)$$

sector^r

در این رابطه ها $h_2 = (J_z - J_x) / J_y$, $h_1 = (J_y - J_z) / J_x$, $J_r = \text{diag}(l/J_x, l/J_y, d/J_z)$ هستند. همین طور بردار حالت به صورت $b_2 = J_{rz}/J_y$ و $b_1 = -J_{rz}/J_x$, $h_4 = (J_x - J_y) / J_z$ تعریف شده است و $\mathbf{x}_r(t) = [\phi_q(t), \theta_q(t), \dot{\psi}_q(t), \dot{\phi}_q(t), \dot{\theta}_q(t), \dot{\psi}_q(t)]^\top$ بردار اغتشاش است که به جای سیگنال سرعت زاویه ای مانده‌ی کلی پره آمده است.

در این روش تعداد مدل‌های خطی محلی مستقیماً بستگی دارد به تعداد عبارت‌های غیر خطی. برای هر عبارت غیرخطی، دو مدل محلی تعریف می‌شود به طوری که برای \bar{p} عبارت غیر خطی، مدل کلی از $2^{\bar{p}} = k$ تعداد مدل‌های محلی تشکیل می‌شود.

از نظر کاربردی، بدست آوردن و اندازه‌گیری سرعت زاویه ای مانده‌ی کلی پره یا $\Omega_M(t)$ بسیار دشوار است و برای همین در اینجا به عنوان اغتشاش یا $\mathbf{w}_r(t)$ اعمال شده به سیستم quadcopter در نظر گرفته شده است.

برای اعمال روش سکتور متغیرهای زمان بندی را $\zeta_1(t) = \dot{\phi}_q(t)$ که $\in [\zeta_1(t), \zeta_2(t)]^\top$ و $\zeta_2(t) = \dot{\theta}_q(t)$ در نظر می‌گیریم که عنصرهای متغیر در رابطه ۱۹-۳ هستند. برای هر متغیر زمان بندی، دوتابع وزنی به زیر محاسبه می‌شود.

$$\begin{aligned} \mu_1^1 &= (\pi - 2\dot{\phi}_q(t)) / 2\pi, & \mu_1^2 &= 1 - \mu_1^1 \\ \mu_2^1 &= (\pi - 2\dot{\theta}_q(t)) / 2\pi, & \mu_2^2 &= 1 - \mu_2^1. \end{aligned} \quad (21-3)$$

بنابراین، برای $\bar{p} = 2$ المان غیرخطی متغیر زمان بندی، $k = 4$ تابع زمان بندی محاسبه می‌شوند که این محاسبه از طریق ضرب تابعهای وزنی ای که مربوط به محل هر یک از متغیرهای زمان بندی است، انجام می‌شود. تابعهای زمان بندی به صورت رابطه‌ی زیر می‌باشند.

$$\begin{aligned} \rho_1(\zeta(t)) &= \mu_1^1 \mu_2^1, & \rho_2(\zeta(t)) &= \mu_1^1 \mu_2^2 \\ \rho_3(\zeta(t)) &= \mu_1^2 \mu_2^1, & \rho_4(\zeta(t)) &= \mu_1^2 \mu_2^2 \end{aligned} \quad (22-3)$$

در ضمن، این توابع زمان بندی طوری تعیین شده اند که در مجموعه‌ی محدب زیر صدق می‌کنند.

$$\rho_i(\zeta(t)) \geq 0, \quad \sum_{i=1}^4 \rho_i(\zeta(t)) = 1, \quad \forall t, \forall i = 1, \dots, 4 \quad (23-3)$$

اگر در ماتریس‌های W در رابطه‌ی ۱۹-۳ به جای متغیرهای زمان بندی $(\zeta(t), \dot{\zeta}^{A_i})$ ، اسکالرها ζ_j به ازای $i = 1, \dots, 4$ و $j = 1, 2$ را بگذاریم، برای هر ماتریس،

ماتریس معلوم و ثابت بدست می آیند که به صورت رابطه‌ی زیر می باشند.

$$A_i = A \left(\zeta_1^{\Lambda_i^j}, \zeta_2^{\Lambda_i^j} \right), \quad W_i = W \left(\zeta_1^{\Lambda_i^j}, \zeta_2^{\Lambda_i^j} \right) \quad (24-3)$$

در این ماتریس‌ها، اسکالر‌های $\zeta_j^{\Lambda_i^j}$ چهار عدد هستند که ماکزیمم و مینیمم $(\zeta_1(t))$ و $(\zeta_2(t))$ را شامل می‌شوند و این نشان می‌دهد که در کدام ناحیه‌ی محلی قرار داریم. نتیجتاً، اگر از تابع‌های زمان بندی در رابطه‌ی ۲۲-۳ استفاده کنیم سیستم در ۱۹-۳ به صورت یک سیستم افزونه‌ی دارای عیب بازنویسی می‌شود.

$$\dot{\mathbf{x}}_a(t) = \sum_{i=1}^4 \rho_i(\zeta(t)) (\bar{A}_i \mathbf{x}_a(t) + \bar{B} \mathbf{u}_r(t) + \bar{\Gamma}_i \mathbf{w}_r(t)) \quad (25-3)$$

$$\mathbf{y}_{rf}(t) = \bar{C} \mathbf{x}_a(t)$$

که در آن،

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_a(t) &= \begin{bmatrix} \mathbf{x}_{rf}(t) \\ \bar{\eta}_r(t) \end{bmatrix}, \quad \bar{A}_i = \begin{bmatrix} A_i & E \\ \cdot_{3 \times 6} & \cdot_{3 \times 3} \end{bmatrix}, \quad \bar{B} = \begin{bmatrix} B \\ \cdot_{3 \times 3} \end{bmatrix} \\ \bar{\Gamma}_i &= \begin{bmatrix} W_i \\ \cdot_{3 \times 1} \end{bmatrix}, \quad \bar{C} = \begin{bmatrix} C \\ \cdot_{3 \times 6} \end{bmatrix}^\top, \quad \bar{\eta}_r(t) = \begin{bmatrix} \eta_{q_1}(t) \\ \eta_{q_2}(t) \\ \eta_{q_3}(t) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (26-3)$$

حال اگر سیستم رویتگر کلاسیک PI (انتگرالی-تناسبی) را بخواهیم برای سیستم qLPV در رابطه‌ی ۲۵-۳ تعیین بدهیم، رابطه‌ی رویتگر سیستم در حالت افزونه به صورت زیر بدست می‌آید.

$$\dot{\hat{\mathbf{x}}}_a(t) = \sum_{i=1}^4 \rho_i(\zeta(t)) (\bar{A}_i \hat{\mathbf{x}}_a(t) + \bar{B} \mathbf{u}_r(t) + \bar{L}_{PIi} \mathbf{e}_{ry}(t)) \quad (27-3)$$

$$\hat{\mathbf{y}}_{rf}(t) = \bar{C} \hat{\mathbf{x}}_a(t)$$

که در این رابطه بردار سیگنال خطای تخمین به صورت $\mathbf{e}_{ry}(t) = \mathbf{y}_{rf}(t) - \hat{\mathbf{y}}_{rf}(t)$ تعریف می‌شود و \bar{L}_{PIi} گین‌های رویتگر می‌باشد. اگر برای کل سیستم افزونه سیگنال خطای تخمین را به صورت $\mathbf{e}_a(t) = \mathbf{x}_a(t) - \hat{\mathbf{x}}_a(t)$ تعریف کنیم و از رابطه‌های ۲۵-۳ و ۲۷-۳ در مشتق آن جای گذاری کنیم، رابطه‌ی دینامیک خطای تخمین زیر بدست می‌آید.

$$\dot{\mathbf{e}}_a(t) = \sum_{i=1}^4 \rho_i(\zeta(t)) ((\bar{A}_i - \bar{L}_{PIi} \bar{C}) \mathbf{e}_a(t) + \bar{\Gamma}_i \mathbf{w}_r(t)) \quad (28-3)$$

حال با تعیین درست ماتریس های \bar{L}_{Pli} می توانیم مقاوم بودن خطای حالت ها و خطای تخمین عیب را تضمین کنیم. تا اینجا مسئله را به ۴ مسئله ی PIO خطی تبدیل کردیم و این کار مشابه قضیه ۱-۳ در قسمت قبلی انجام می شود فقط به جای یک مسئله ی بهینه سازی، ۴ مسئله ی بهینه سازی داریم که این بار توسط رابطه ی ۲۸-۳ با در نظر گرفتنتابع های زمان بندی و ماتریس های A_i و W_i بدست می آید.

۴-۳ سیستم تشخیص عیب

در این قسمت، سیستم تشخیص عیب یا FDI طراحی می شود. در این سیستم، عیب عملگر تشخیص داده می شود اگر هر سیگنال عیب عملگر جمعی تخمین زده شده مقداری بیشتر از یک آستانه ی از پیش تعیین شده داشته باشد. در هنگام وقوع عیب، علامت این سیگنال های عیب عملگر تخمین زده شده نشان می دهد که در کدام عملگر عیب رخ داده است.

همان طور که گفته شد بردار عیب های عملگر جمعی تخمین زده شده برای تشخیص هر عیب عملگری به صورت زیر استفاده می شوند.

$$\begin{aligned} |\bar{\eta}_{\vartheta_j(t)}| &\geq T_{\vartheta_j} \Rightarrow \text{in faulty case (Alarm = 1)} \\ |\bar{\eta}_{\vartheta_j(t)}| &< T_{\vartheta_j} \Rightarrow \text{in fault-free case (Alarm = 0)} \end{aligned} \quad (۲۹-۳)$$

که در این رابطه T_{ϑ_j} سطح آستانه های ثابتی هستند که برای PVTOL و quadcopter بر اساس نتایج آزمایشی پیدا می شوند. در حالت بدون عیب مقدار $|\bar{\eta}_{\vartheta_j(t)}|$ نزدیک به صفر است، دی حالی که در حالت با عیب این مقدار نسبت به حد آستانه بیشتر است که نشان می دهد یک عیب رخ داده است. در نتیجه اگر هر کدام از مولفه های این بردار از آستانه بزرگتر باشد به معنای یک حالت با عیب می باشد و متغیر هشدار عیب فعال می شود. حال با توجه به اینکه کدام عملگر یا عملگر ها دچار عیب بشوند سیگنال های $\eta_{\vartheta_j(t)}$ می توانند مثبت یا منفی باشند و همین طور عیب تولید شده در عملگر ۱ در quadcopter همیشه منفی است که مربوط به نیروی پرتتاب اصلی که نیروی خطی هست. بر اساس این اطلاعات و روابط در این فصل و فصل قبل جدول ۱-۳ بدست می آید.

در این جدول علامت های + و - به معنی مثبت و منفی بودن سیگنال تخمین زده شده ی عیب عملگر متناظر است و NC هم به معنای این است که علامت آن سیگنال تأثیری در تشخیص عیب ندارد

			PVTOL
$\hat{\eta}_{p\text{v}}(t)$	$\hat{\eta}_{p\text{v}}(t)$	عیب ها	
–	–	$\{M_1, M_4\}$	
+	–	$\{M_2, M_3\}$	
NC	+	$\{M_1, M_2, M_3, M_4\}$	

Quadcopter			
$\hat{\eta}_{q\text{v}}(t)$	$\hat{\eta}_{q\text{v}}(t)$	$\hat{\eta}_{q\text{v}}(t)$	عیب ها
+	–	–	M_1
–	–	+	M_2
+	+	+	M_3
–	+	–	M_4

جدول ۳-۱: منطق تشخیص عیب در سیستم PVTOL و Quadcopter

و در واقع فرقی بین مثبت و منفی اش نیست. سیگنال تخمین زده شده ی عیب عملگر quadcopter هم به صورت زیر تعریف شده است چرا که رویتگر مربوطه فقط دینامیک چرخشی را تخمین می‌زند.

$$\hat{\eta}_q(t) = [-|\hat{\eta}_{q\text{v}}(t)|, \hat{\eta}_r(t)]^\top \quad (30-3)$$

حال اگر این رابطه را برای مثلاً عیب در موتور ۲ در quadcopter باز کنیم و می‌دانیم که $\lambda_i(t)$ های مربوط به بقیه ی موتورها صفر می‌شود پس رابطه $30-3$ با استفاده از رابطه $12-2$ به صورت زیر محاسبه می‌شود.

$$\begin{aligned} \bar{\eta}_q(t) &= [\eta_{q_1}(t), \eta_{q_2}(t), \eta_{q_3}(t), \eta_{q_4}(t)]^\top \\ &= [-\lambda_{q_1}(t)f_{q_1}(t), \lambda_{q_2}(t)f_{q_2}(t) \\ &\quad -\lambda_{q_3}(t)f_{q_3}(t), -\lambda_{q_4}(t)f_{q_4}(t)]^\top \end{aligned} \quad (31-3)$$

همان گونه که در این رابطه دیده می‌شود قسمت مربوط به quadcopter و عیب در موتور ۲ بدست آمد و معلوم شد که چرا باید علامت‌های بردار عیب تخمین زده شده به این صورت باشد. در نتیجه، اگر همین کار را برای بقیه ی حالت‌ها هم انجام دهیم بقیه ی جدول بدست می‌آید.

فصل ۴

سیستم کنترل تحمل پذیر عیب

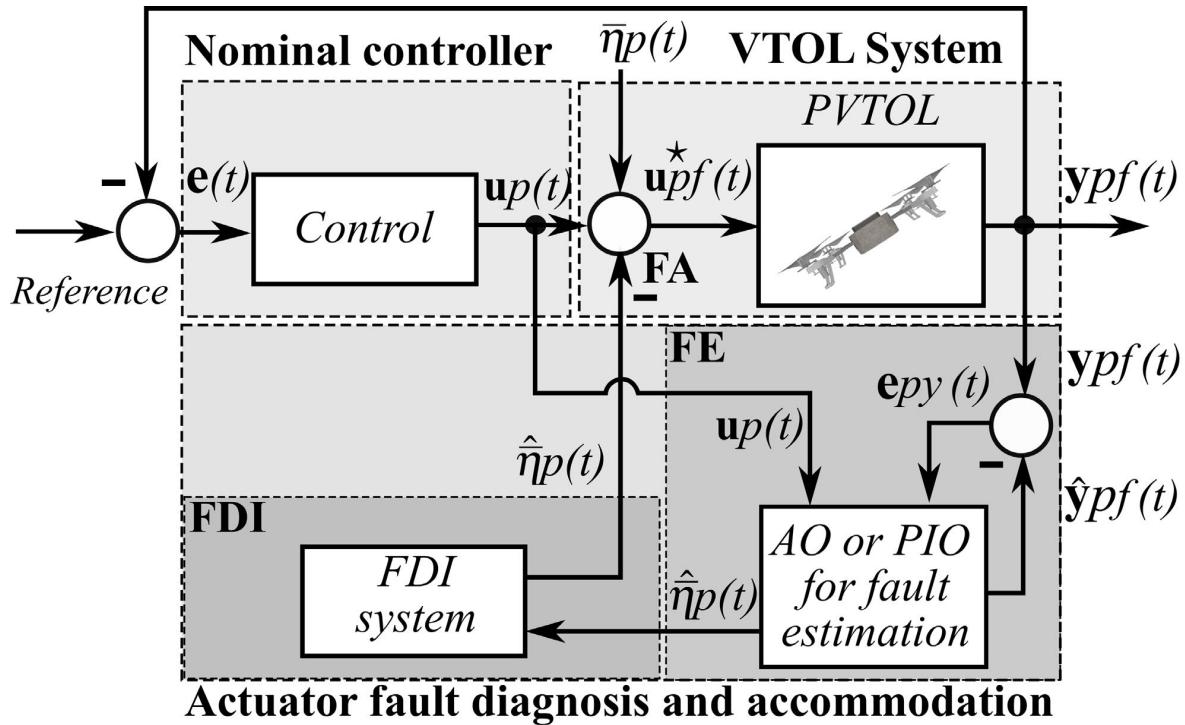
در این فصل به ساختار کلی کنترل تحمل پذیر عیب در این سیستم پرداخته می شود. ابتدا برای سیستم حلقه بسته، یک کنترل کننده‌ی نامی طراحی می شود که سیستم خطأ پایدار گردد. سپس برای هر کدام از عیب‌های نرم و شدید یک سیستم کنترلی مجزا تعیین می شود که سیستم کنترلی عیب شدید فقط برای quadcopter هست. ساختار کلی سیستم کنترل تحمل پذیر عیب در PVTOL و quadcopter به صورت شکل‌های ۱-۴ و ۲-۴ می باشد.

۱-۴ کنترل کننده‌ی نامی

برای اینکه کنترل سیستم VTOL که یک سیستم under-actuated هست، راحت‌تر شود و بتوان به عنوان یک سیستم fully-actuated با آن رفتار کرد، از یک کنترل کننده‌ی PD با استفاده از روش کواترنیون یکایی^۱ استفاده شده است که قانون کنترل آن بر اساس رابطه‌ی زیر می باشد.

$$\mathbf{u}_\vartheta(t) = \begin{bmatrix} \| -K_{P\xi}(\xi(t) - \xi_d(t)) - K_{D\xi}(\bar{v}(t) - \bar{v}_d(t)) \| \\ -2K_{P\Omega} \ln(q_e(t)) - K_{D\Omega}(\Omega(t) - \Omega_d(t)) \end{bmatrix} \quad (1-4)$$

در این رابطه، $K_{D\Omega} = \text{diag}(k_{P\bar{\Omega}})$ ، $K_{D\xi} = \text{diag}(k_{D\xi})$ ، $K_{P\xi} = \text{diag}(k_{P\xi})$ است که هر کدام ماتریس‌های 3×3 می باشند. سیگنال‌های این رابطه هم به ترتیب $\text{diag}(k_{D\bar{\Omega}})$ unit quaternions^۱

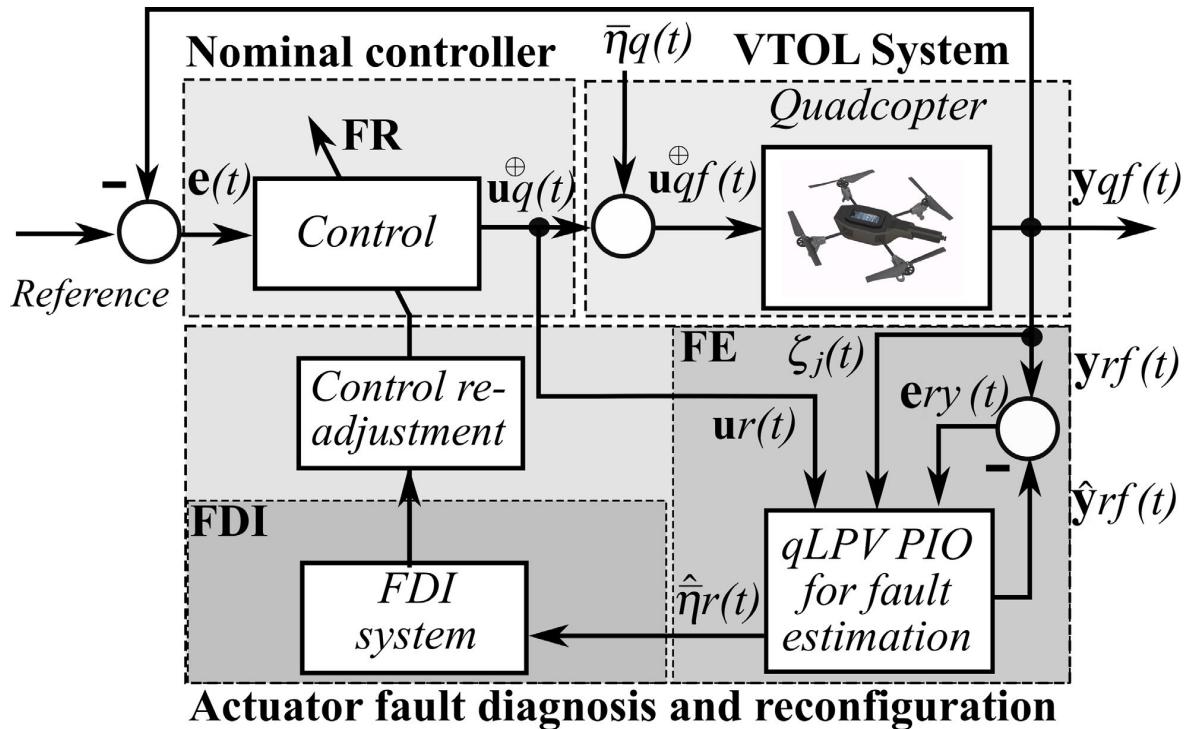


شکل ۴-۱: ساختار کنترل تطبیق با عیب در PVTOL

$\bar{v}(t) = [\dot{x}_q(t), \dot{y}_q(t), \dot{z}_q(t)]^\top$, $\Omega(t) = [\dot{\phi}_q(t), \dot{\theta}_q(t), \dot{\psi}_q(t)]^\top$, $\xi(t) = [x_q(t), y_q(t), z_q(t)]^\top$ می باشد و آن سیگنال هایی که زیر نویس d دارند مقادیر مطلوب ردیابی برای سیگنال های متناظر $q_e(t)$ هستند. سیگنال $q_e(t)$ خطای کواترنیون بین موقعیت زاویه ای واقعی $O(t) = [\phi_q(t), \theta_q(t), \psi_q(t)]^\top$ و مطلوب می باشد و در ادامه نحوه محاسبه آن هست.

این کنترل کننده برای quadcopter طراحی شده است ولی برای PVTOL هم کار می کند و کافی است فقط سیگنال هایی که در دینامیک PVTOL نیستند ولی در ورودی کنترل کننده هستند را مساوی صفر قرار دهیم یعنی $\dot{\psi}_q(t), \theta_q(t), x_q(t) = 0, \forall t$ و $\dot{\psi}_q(t), \theta_q(t), \dot{x}_q(t) = 0, \forall t$ البته به شرط اینکه این دینامیک ها از قبل پایدار شده باشند.

در اینجا به علت گستردگی مبحث کواترنیون فقط قسمت های مربوط به بحث به صورت خلاصه آمده است. نحوه تبدیل به کواترنیون از طریق رابطه θ بردار موقعیت زاویه ای یا زوایای اویلر است و \bar{e} بردار چرخش آن است با اندازه ۱ که در نتیجه یک بردار مقدار حقیقی و ۳ مولفه



شکل ۴-۲: ساختار کنترل پیکربندی دوباره با عیب در Quadcopter

ی موهومی می دهد.

$$q = \cos(\theta/2) + \bar{e} \sin(\theta/2) \quad (2-4)$$

$$\mathbf{q} = q_+ + \bar{q} = q_+ + \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix}, \quad q_+ \in \mathbb{R}, \bar{q} \in \mathbb{R}^3 \quad (3-4)$$

تبدیل از فضای کواترنیون به فضای زاویه هم با یک تابع لگاریتمی مثل رابطه زیر قابل انجام است.

$$\bar{\theta} = 2 \ln q \quad (4-4)$$

ضرب دو کواترنیون به صورت زیر انجام می گیرد.

$$\mathbf{q} \otimes \mathbf{r} = (q_+ \mathbf{r}_+ - \bar{q} \cdot \bar{\mathbf{r}}) + (\mathbf{r}_+ \bar{q} + q_+ \bar{\mathbf{r}} + \bar{q} \times \bar{\mathbf{r}}) \quad (5-4)$$

نرم یک کواترنیون به صورت زیر محاسبه می شود.

$$\|\mathbf{q}\| = \sqrt{\mathbf{q} \otimes \mathbf{q}^*} = \sqrt{q_+^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2} \quad (6-4)$$

لگاریتم طبیعی یک کواترنیون به صورت زیر محاسبه می شود.

$$\ln \mathbf{q} = \begin{cases} \ln \|\mathbf{q}\| + \frac{\bar{q}}{\|\bar{q}\|} \arccos \frac{\mathbf{q} \cdot \bar{\mathbf{q}}}{\|\mathbf{q}\| \|\bar{\mathbf{q}}\|}, & \|\bar{\mathbf{q}}\| \neq 0 \\ \ln \|\mathbf{q}\|, & \|\bar{\mathbf{q}}\| = 0 \end{cases} \quad (7-4)$$

مزدوج یک کواترنیون به صورت زیر محاسبه می شود.

$$\mathbf{q}^* = q_0 - \bar{q} \quad (8-4)$$

حال با در نظر گرفتن قوانین بالا، سیگنال $q_e(t)$ به صورت زیر محاسبه می شود.

$$\mathbf{q}_e = \mathbf{q} \otimes \mathbf{q}_d^* \quad (9-4)$$

۲-۴ قانون کنترل تطبیق با عیب

این قانون کنترلی تطبیقی که برای هم PVTOL و هم quadcopter می باشد برای وقتی است که عیب عملگر از نوع نرم باشد و عیب شدید نداشته باشیم. وقتی که عیب مربوطه تشخیص داده شود یک قانون جدیدی به قانون کنترل نامی اضافه می شود تا اثر عیب بر روی سیستم را جبران سازی کند. این قانون به صورت رابطه‌ی زیر می باشد.

$$\mathbf{u}_{\vartheta f}^*(t) = \mathbf{u}_{\vartheta f} - \hat{\eta}_{\vartheta}(t) \quad (10-4)$$

در این رابطه $\mathbf{u}_{\vartheta f}$ بردار خروجی کنترل کننده‌ی نامی و ورودی سیستم دینامیک هواپیما است و $\hat{\eta}_{\vartheta}(t)$ همان بردار عیب عملگر تخمین زده شده است.

۳-۴ قانون کنترل پیکربندی دوباره با عیب

در حالتی که عیب شدید رخ دهد، دیگر از قانون‌های کنترلی قبلی نمی توان استفاده کرد و هر دو سیستم هواپیما PVTOL و quadcopter کنترل ناپذیر می شوند. ولی در سیستم quadcopter می توان با تغییر دادن ساختار حلقه‌ی کنترلی سیستم را کنترل پذیر کرد و تحمل نسبت به عیب را بالا برد و به نحوی دیگر هواپیما را کنترل کرد که به حالت مطلوب برسد. با استفاده از اطلاعات جدول ۲-۲ یک روشی برای کنترل سیستم در این حالت پیشنهاد می گردد که در ادامه توضیح آن وجود دارد.

وقتی که عیب درست تشخیص داده شده باشد، سیستم پیکربندی دوباره از این اطلاعات استفاده می‌کند که پارامترهای کنترل کننده را تغییر دهد ولی زاویه ψ yaw را دیگر کنترل نمی‌کند و فقط سرعت $\dot{\psi}$ به صورتی که در ادامه هست کنترل می‌شود. این به معنی آن است که quadcopter yaw محور z شروع به چرخش کند ولی با سرعت ثابت. جهت این چرخش یا \bar{h} نیز توسط محل عیب در موتورها تعیین می‌شود در حالی که سرعت این چرخش یا $\dot{\psi}$ به ضریب تعديل yaw در quadcopter بستگی دارد. در کل، این استراتژی کنترلی دو مرحله‌ی زیر را دارد:

۱. وقتی عیب تشخیص داده شد، پارامترهای کنترل کننده‌ی مربوط به زاویه تغییر می‌کنند و $k_{P\psi}$ مساوی صفر قرار داده می‌شود. و زاویه ψ yaw هم اصلاً کنترل نمی‌شود.

۲. وقتی محل عیب درست تشخیص داده شد سیگنال مطلوب سرعت yaw به $\dot{\psi}_d(t) = \bar{h}\dot{\psi}$ تغییر می‌کند که $\bar{h} = 1$ برای عیب در موتورهای M_1 یا M_3 و $\bar{h} = -1$ برای عیب در موتورهای M_2 یا M_4 می‌باشد.

فصل ۵

شبیه سازی

در این فصل شبیه سازی طراحی های پیشنهادی در فصل های قبل، در فضای MATLAB و SIMULINK انجام شده است و نحوه ای انجام آنها آمده است. در انتها نیز نتایج این شبیه سازی آمده است.

۱-۵ آماده کردن پارامتر های شبیه سازی در فایل MATLAB برای استفاده در SIMULINK

در این قسمت پارامتر های مورد نیاز سیستم های طراحی شده در فصل های قبل که در فایل -MATLAB محاسبه می شوند، بدست می آیند. پارامتر های کنترل کننده می نامی و رویتگر تطبیقی غیر خطی برای PVTOL که از قبل تعیین شده اند، در جدول ۱-۵ می باشند.

$L_{f_1} = 50$	$L_{y_1} = 0/009$
$L_{f_2} = 50$	$L_{y_2} = 5$
$K_{D\xi} = \text{diag}(0/08, 0/08, 0/22)$	$K_{P\xi} = \text{diag}(0/18, 0/18, 0/52)$
$K_{D\Omega} = \text{diag}(0/2, 0/2, 0/5)$	$K_{P\Omega} = \text{diag}(1/5, 1/5, 2)$

جدول ۱-۵: پارامتر های طراحی از قبل تعیین شده

ابتدا پارامتر های سیستم دینامیک اصلی را به صورت زیر تعریف می کنیم.

```

1      %%% Parameters Of The Quadcopter Vehicle:
2
3      m = 0.4080;                      % Kg
4      g = 9.8066;                      % m/s^2
5      d = 0.0301;                      % N.m/N
6      l = 0.1785;                      % m
7      Jx = 0.0022;                      % Kg.m^2
8      Jy = 0.0029;                      % Kg.m^2
9      Jz = 0.0048;                      % Kg.m^2
10     fvmax = 1.93;                     % N
11     Jrz = 2.029 * 10^(-5);           % Kg.m^2
12     Delta_q = [1 1 1 1;1 -1 -1 1;1 1 1 -1;-1 1 1 -1];
13     Omega_M = 475;                   % rad/s      %% The overall
14                               residual angular speed
15
16
17      %%% Parameters Of The PVTOL Vehicle:
18
19      Delta_p = [1 1;1 -1];
20
21
22      %%% Linear Dynamic model of the Quadcopter Around Hover
23      Condition for ACAI:
24
25
26
27      %%% VTOL Controllability Analysis:
28
29      LoE = [0.1 0.2 0.3 0.4 0.5 0.6 0.7 0.8 0.9]';
30      ACAI_quad = [1.47 1.08 0.70 0.31 1.99 1.26 0.72 0.44 0.17]';
31      ACAI_PVTOL = [1.47 1.08 0.70 0.31 -0.06 -0.45 -0.84 -1.22

```

```

        -1.61] ';

32    LoE_ACAIq = [LoE,ACAI_quad];
33    LoE_ACAIp = [LoE,ACAI_PVTOL];
34    LoE_ACAIq_soft = LoE_ACAIq(1:4,:);
35    LoE_ACAIp_soft = LoE_ACAIp(1:4,:);
36    LoE_ACAIq_aggr = LoE_ACAIq(5:end,:);
37    LoE_ACAIp_aggr = LoE_ACAIp(5:end,:);

```

سپس پارامتر های مورد نیاز برای رویتگر تطبیقی غیرخطی را به صورت زیر تعیین می کنیم.

```

1    %% FE using Nonlinear AO for PVTOL:
2
3    Ly1 = 0.009;
4    Ly2 = 5;
5    Lf1 = 50;
6    Lf2 = 50;

```

سپس پارامتر های مورد نیاز برای رویتگر انتگرالی-نسبی خطی را به صورت زیر تعیین می کنیم.
همان گونه که دیده می شود، برای حل مسئله بهینه سازی از جعبه ابزار CVX استفاده شده است و فرم
مسئله طوری تغییر کرده است که مطابق استاندارد های CVX باشد ولی در عین حال معادل مسئله می
مورد نظر هم باشد.

```

1    %% FE using linear PIO for PVTOL:
2
3    Jp = diag([1/m,1/Jx]);
4    g_bold = [0,0,-g,0]';
5
6    A_breve = [zeros(2) eye(2);zeros(2) zeros(2)];
7    B_breve = [zeros(2);Jp];
8    C_breve = eye(4);
9    E_breve = [1 0;0 1;1 0;0 1];           % E has to be chosen
10   W_breve = [0 0 1 1]';                  % W has to be chosen
11

```

```

12      A_brevebar = [A_breve E_breve;zeros(2,4) zeros(2,2)];
13      B_brevebar = [B_breve;zeros(2,2)];
14      Gamma_brevebar = [W_breve;zeros(2,1)];
15      g_bar = [g_bold;zeros(2,1)];
16      C_brevebar = [C_breve;zeros(2,4)]';
17
18      % Finding the observer gain:
19
20      gamma = 0.064;
21
22      cvx_begin sdp
23
24
25      variable P(6,6) symmetric
26      variable M(6,4)
27      subject to
28
29      [P*A_brevebar-M*C_brevebar+(P*A_brevebar-M*C_brevebar) '+eye(6)
30          P*Gamma_brevebar;Gamma_brevebar'*P (-gamma^2)*eye(1)] <=
31          0;
32
33      P >= 0;
34
35      cvx_end
36
37      LPI_brevebar = (P^-1)*M;

```

سپس پارامتر های مورد نیاز برای qLPV PIO را به صورت زیر تعیین می کنیم. در اینجا مسئله‌ی بهینه سازی LMI چهار بار به ازای هر سکتور تکرار شده است و در نتیجه چهار گین رویتگر بدست می آید.

```

1      %% FE using qLPV PIO for Quadcopter:
2
3      Jr = diag([1/Jx,1/Jy,d/Jz]);
4      h1 = (Jy-Jz)/Jx;
5      h2 = (Jz-Jx)/Jy;
6      h3 = (Jx-Jy)/Jz;
7      b1 = -Jrz/Jx;
8      b2 = Jrz/Jy;
9      B = [zeros(3,3);Jr];
10     C = eye(6);
11     E = [1 0 0;0 1 0;0 0 1;1 0 0;0 1 0;0 0 1];           % E has to
12          be chosen
13
14     kesi1 = -pi/2; kesi2 = -pi/2;
15     Ar = [0 0 h1*(kesi2);0 0 h2*(kesi1);h3*(-kesi2) 0 0];
16     A1 = [zeros(3) eye(3);zeros(3) Ar];
17     W1 = [zeros(1,3) b1*kesi2 b2*kesi1 0]';
18     A1_bar = [A1 E;zeros(3,6) zeros(3,3)];
19     Gamma1_bar = [W1;zeros(3,1)];
20
21     kesi1 = -pi/2; kesi2 = pi/2;
22     Ar = [0 0 h1*(kesi2);0 0 h2*(kesi1);h3*(-kesi2) 0 0];
23     A2 = [zeros(3) eye(3);zeros(3) Ar];
24     W2 = [zeros(1,3) b1*kesi2 b2*kesi1 0]';
25     A2_bar = [A2 E;zeros(3,6) zeros(3,3)];
26     Gamma2_bar = [W2;zeros(3,1)];
27
28     kesi1 = pi/2; kesi2 = -pi/2;
29     Ar = [0 0 h1*(kesi2);0 0 h2*(kesi1);h3*(-kesi2) 0 0];
30     A3 = [zeros(3) eye(3);zeros(3) Ar];
31     W3 = [zeros(1,3) b1*kesi2 b2*kesi1 0]';
32     A3_bar = [A3 E;zeros(3,6) zeros(3,3)];
33     Gamma3_bar = [W3;zeros(3,1)];

```

```

33
34     kesi1 = pi/2; kesi2 = pi/2;
35     Ar = [0 0 h1*(kesi2);0 0 h2*(kesi1);h3*(-kesi2) 0 0];
36     A4 = [zeros(3) eye(3);zeros(3) Ar];
37     W4 = [zeros(1,3) b1*kesi2 b2*kesi1 0]';
38     A4_bar = [A4 E;zeros(3,6) zeros(3,3)];
39     Gamma4_bar = [W4;zeros(3,1)];
40
41     B_bar = [B;zeros(3,3)];
42     C_bar = [C;zeros(3,6)]';
43
44     % Finding the observer gains:
45
46     gamma = 0.064;
47
48     % index 1
49
50     cvx_begin sdp
51
52     variable P(9,9) symmetric
53     variable M(9,6)
54
55     [P*A1_bar-M*C_bar+(P*A1_bar-M*C_bar)' +eye(9) P*Gamma1_bar;
56      Gamma1_bar'*P (-gamma^2)*eye(1)] <= 0;
57
58     P >= 0;
59
60     cvx_end
61
62     cvx_status
63     LPI1_bar = (P^-1)*M;
64

```

```

65      % index 2
66
67      cvx_begin sdp
68
69      variable P(9,9) symmetric
70      variable M(9,6)
71
72      [P*A2_bar-M*C_bar+(P*A2_bar-M*C_bar)' +eye(9) P*Gamma2_bar;
73          Gamma2_bar'*P (-gamma^2)*eye(1)] <= 0;
74
75      P >= 0;
76
77      cvx_end
78
79      cvx_status
80
81      LPI2_bar = (P^-1)*M;
82
83      % index 3
84
85      cvx_begin sdp
86
87      variable P(9,9) symmetric
88
89      variable M(9,6)
90
91      [P*A3_bar-M*C_bar+(P*A3_bar-M*C_bar)' +eye(9) P*Gamma3_bar;
92          Gamma3_bar'*P (-gamma^2)*eye(1)] <= 0;
93
94      P >= 0;
95
96      cvx_end
97
98      cvx_status

```

```

96
97     LPI3_bar = (P^-1)*M;
98
99     % index 4
100
101    cvx_begin sdp
102
103    variable P(9,9) symmetric
104    variable M(9,6)
105
106    [P*A4_bar-M*C_bar+(P*A4_bar-M*C_bar)' +eye(9) P*Gamma4_bar;
107        Gamma4_bar'*P (-gamma^2)*eye(1)] <= 0;
108
109    P >= 0;
110
111    cvx_end
112
113    cvx_status
114
115    LPI4_bar = (P^-1)*M;

```

در آخر هم پارامتر های کنترل کننده‌ی نامی، حالت های مطلوب و شرایط اولیه‌ی حالت‌ها به صورت زیر تعیین می‌شوند.

```

1     %% Nominal Controller:
2
3     K_P_kesi = diag([0.18,0.18,052]);
4     K_P_omega = diag([1.5,1.5,2]);
5     K_D_kesi = diag([0.08,0.08,0.22]);
6     K_D_omega = diag([0.2,0.2,0.5]);
7
8     Omega_d = [0 0 0]';
9     kesi_d = [0 0 0]';

```

```

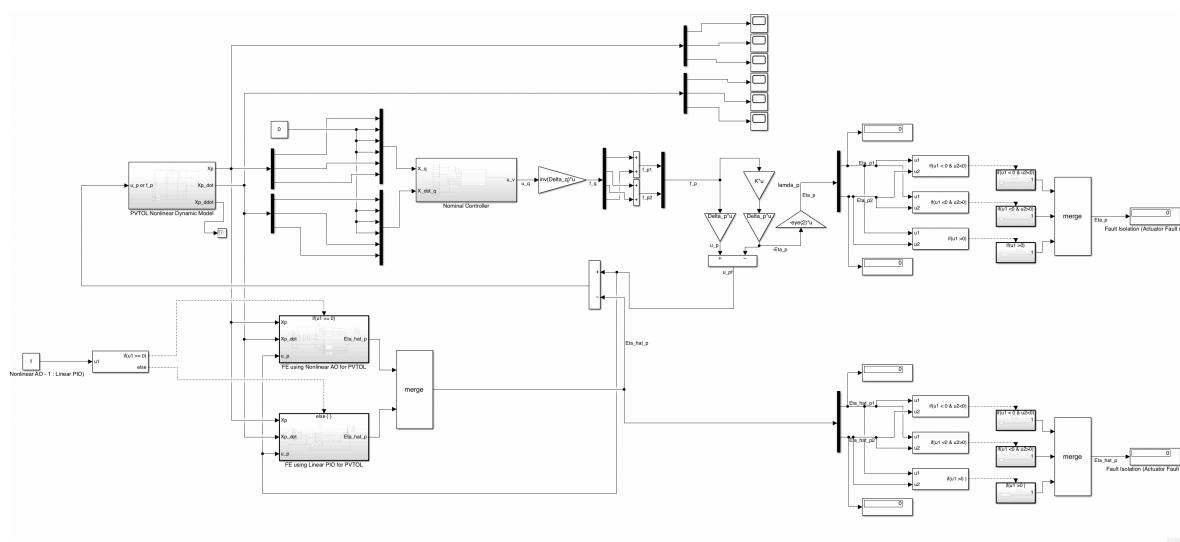
10      O_d = [0 0 0]';
11      kesi_dot_d = [0 0 0]';
12
13      q_d = quaternion(Omega_d', 'rotvec');
14      q_d_conj = conj(q_d);
15
16
17      %%% Initial Conditions:
18
19      Phi_dot_init = 0;
20      Theta_dot_init = 0;
21      Psi_dot_init = 0;
22      x_dot_init = 0;
23      y_dot_init = 0;
24      z_dot_init = 0;
25
26      Phi_init = 0;
27      Theta_init = 0;
28      Psi_init = 0;
29      x_init = 0;
30      y_init = 0;
31      z_init = 0;

```

۲-۵ نحوه‌ی شبیه سازی طراحی سیستم مورد نظر در SIMULINK

در این قسمت، شماتیک‌های شبیه سازی طراحی فصل‌های قبل در SIMULINK نشان داده خواهد شد. شماتیک کلی فرآیند کنترلی سیستم PVTOL برای حالت‌های عیب نرم به صورت شکل ۱-۵ می‌باشد.

حال، قسمت FDI همین سیستم به صورت شکل ۲-۵ می‌باشد. در این سیستم، از ساختار‌های شرطی برای تشخیص عیب مطابق جدول ۱-۳ استفاده شده است و در هر عملگری عیب رخ دهد،



شکل ۵-۱: شماتیک کلی سیستم FTC برای PVTOL و رخداد عیب نرم

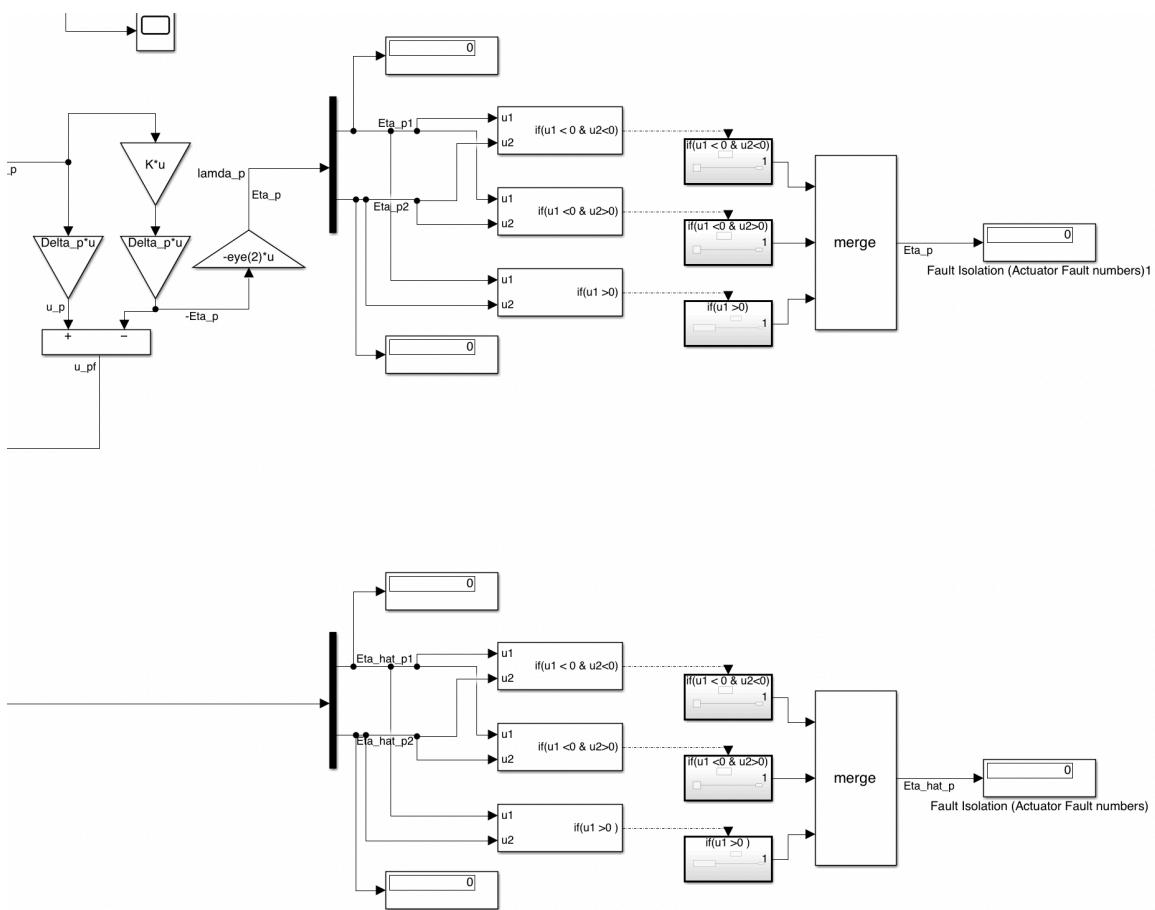
شماره‌ی عملگر به صورت رقم در خروجی ظاهر می‌شود. در ضمن چون در این سیستم ایده آن نویز و اغتشاش وجود ندارد، سطح آستانه‌ی عیب صفر در نظر گرفته شده که هر مقداری غیر صفر را عیب تشخیص دهد. در اینجا توسط بلوک lamda-p مقدار LoE برای هر عملگر تعیین می‌شود و به عبارت دیگر با این بلوک عیب واقعی ساخته می‌شود. در ضمن سیستم تشخیص بالا، عیب واقعی را گزارش می‌دهد و سیستم تشخیص پایین عیب تخمین زده شده را گزارش می‌دهد.

شماتیک کلی سیستم دینامیک PVTOL نیز به صورت شکل ۳-۵ می‌باشد. در این شکل سه زیر سیستم وجود دارد که در هر کدام دارای یک تابع MATLAB وجود دارد که معادله‌ی دینامیک غیرخطی آن متغیر مورد نظر را پیاده سازی می‌کند.

در شکل ۴-۵ شماتیک کلی زیر-سیستم تخمین عیب توسط رویتگر تطبیقی غیر خطی می‌باشد.

در شکل ۵-۵ شماتیک کلی زیر سیستم تخمین عیب توسط رویتگر انگرالی-نسبی خطی می‌باشد.

در شکل ۶-۵ شماتیک کلی زیر سیستم کنترل کننده‌ی نامی آمده است. در ضمن این زیر سیستم برای PVTOL و Quadcopter یکی می‌باشد و فقط ورودی‌های زیر سیستم طبق گفته‌های قبلی در دو مدل فرق می‌کنند.



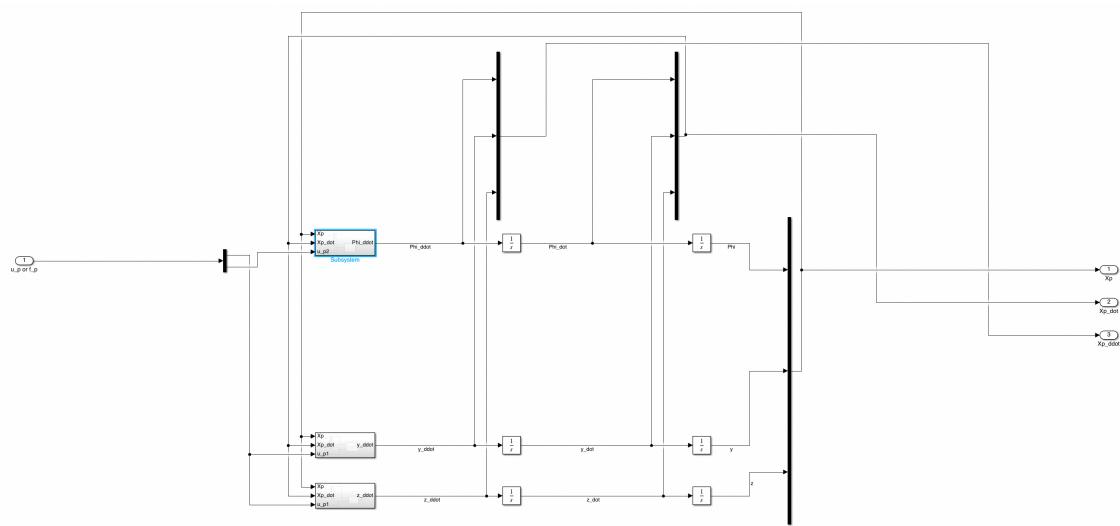
شکل ۵-۲: شماتیک سیستم FDI برای PVTOL

در این زیرسیستم یک تابع MATLAB وجود دارد که کدهای آن به صورت زیر می باشد. در اینجا چون با استفاده از تابع های MATLAB مرتبآً ارور دیمانسیون می داد، به جای استفاده از تابع لگاریتم برای بازگشت به فضای زاویه از تابع euler استفاده شده است.

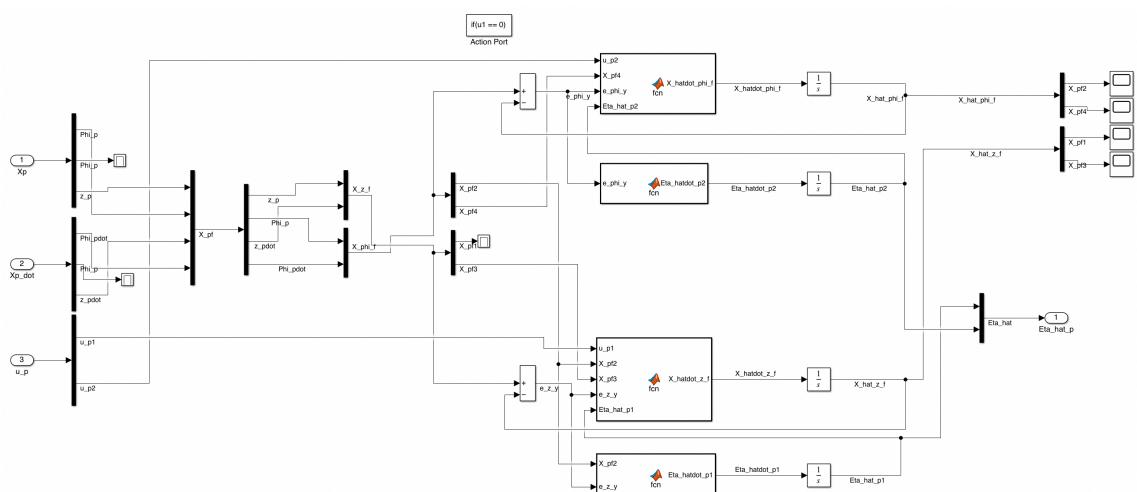
```

1 function u_v = fcn(01, 02, 03, Omega, Kesi, Kesi_dot, K_P_kesi
, kesi_d, K_D_kesi, kesi_dot_d, K_P_omega, K_D_omega,
Omega_d, 0_d)
2 0 = [01,02,03]';
3 q = quaternion(0', 'euler', 'xyz', 'frame');
4 q_d = quaternion(0_d', 'euler', 'xyz', 'frame');
5 q_d_conj = conj(q_d);

```



شکل ۵-۳: شماتیک سیستم دینامیک PVTOL

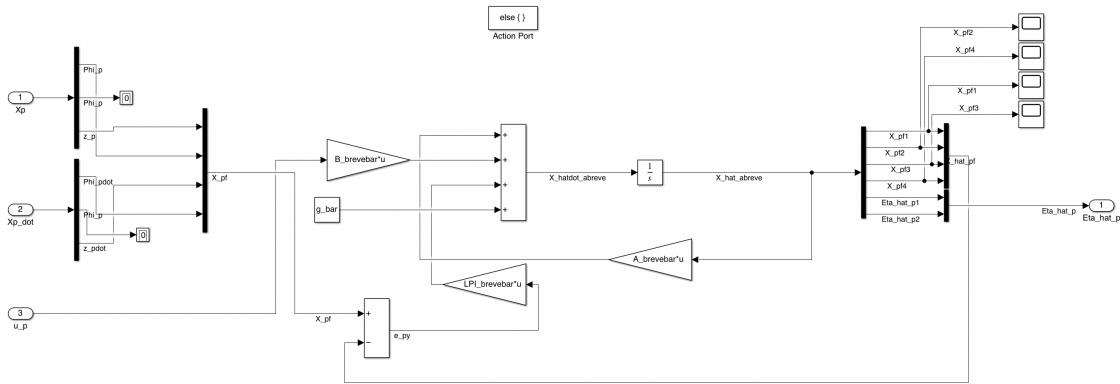


شکل ۵-۴: شماتیک کلی زیر سیستم تخمین عیب توسط رویتگر تطبیقی غیر خطی برای PVTOL

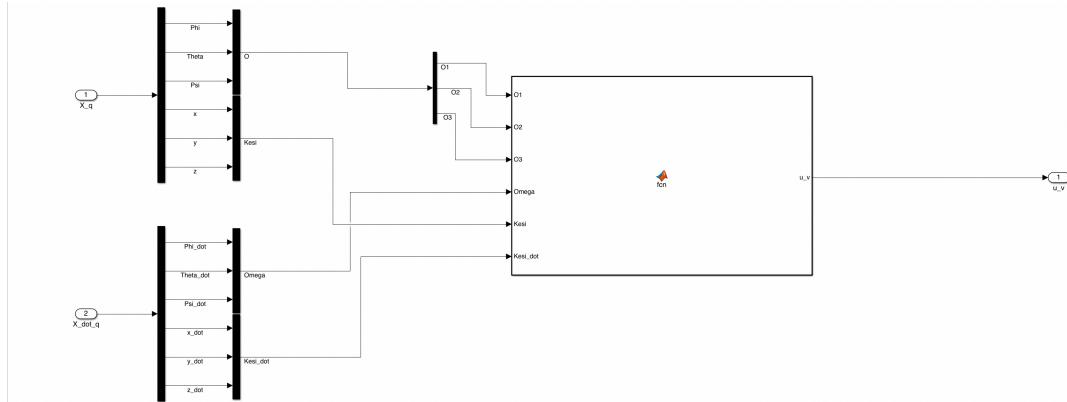
```

6      q_e = q * q_d_conj;
7      %q_e_ln = 2*log(q_e);
8      q_e_eu = euler(q_e, 'xyz', 'frame');
9      u_v = [norm(-K_P_kesi*(Kesi - kesi_d) - K_D_kesi*(Kesi_dot -
kesi_dot_d)); -K_P_omega*q_e_eu - K_D_omega*(Omega - Omega_d)];

```



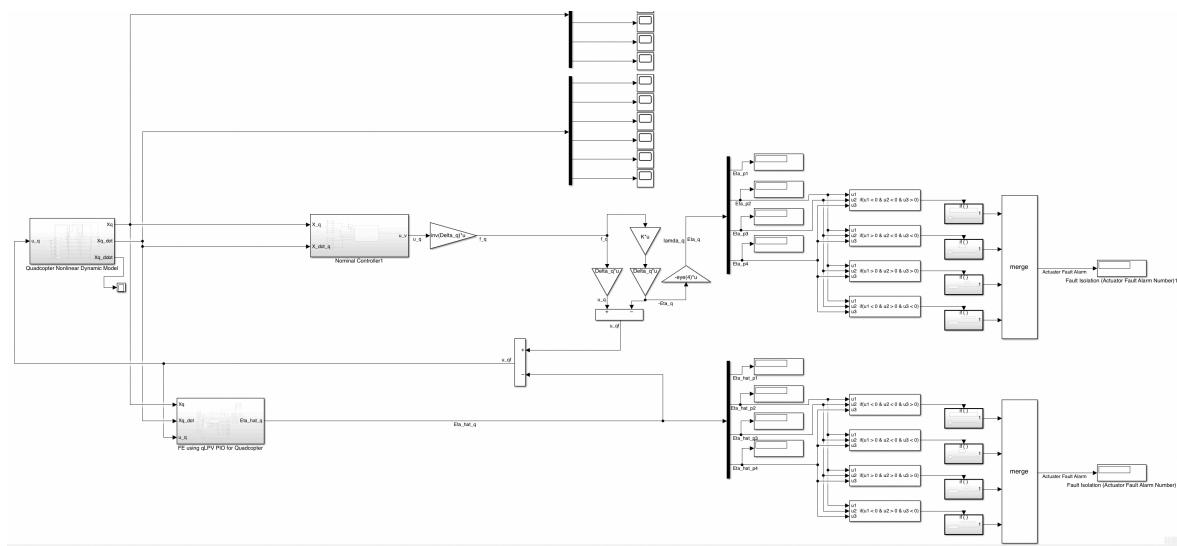
شکل ۵-۵: شماتیک کلی زیرسیستم تخمین عیب توسط رویتگر انتگرالی-نسبی خطی برای PVTOL



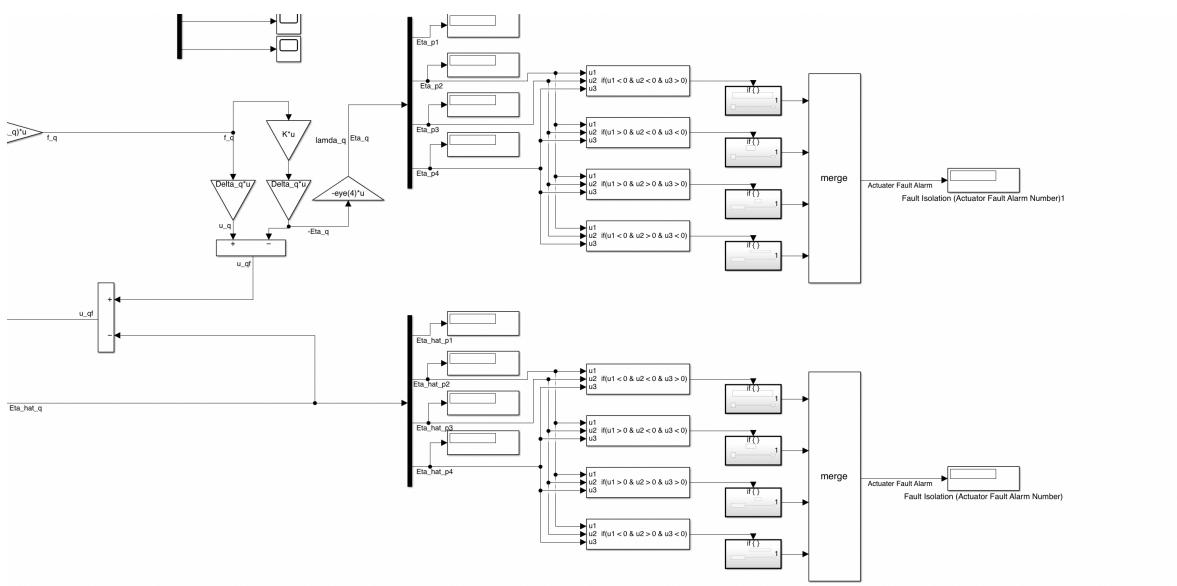
شکل ۵-۶: شماتیک کلی زیرسیستم کنترل کنندهٔ نامی

در شکل ۵-۷ شماتیک کلی فرآیند کنترلی سیستم Quadcopter برای حالت‌های عیب نرم آمده است.

حال سیستم FDI این مدل به صورت شکل ۸-۵ است که ساختار شرطی دارد و شبیه به حالت PVTOL مانند جدول عمل می‌کند. در ضمن چون در این سیستم ایده آل نویز و اغتشاش وجود ندارد، سطح آستانه‌ی عیب صفر در نظر گرفته شده که هر مقداری غیر صفر را عیب تشخیص دهد. در اینجا توسط بلوک lambda-q مقدار LoE برای هر عملگر تعیین می‌شود و به عبارت دیگر با این بلوک عیب واقعی ساخته می‌شود. در ضمن سیستم تشخیص بالا، عیب واقعی را گزارش می‌دهد و سیستم تشخیص پایین عیب تخمین زده شده را گزارش می‌دهد.



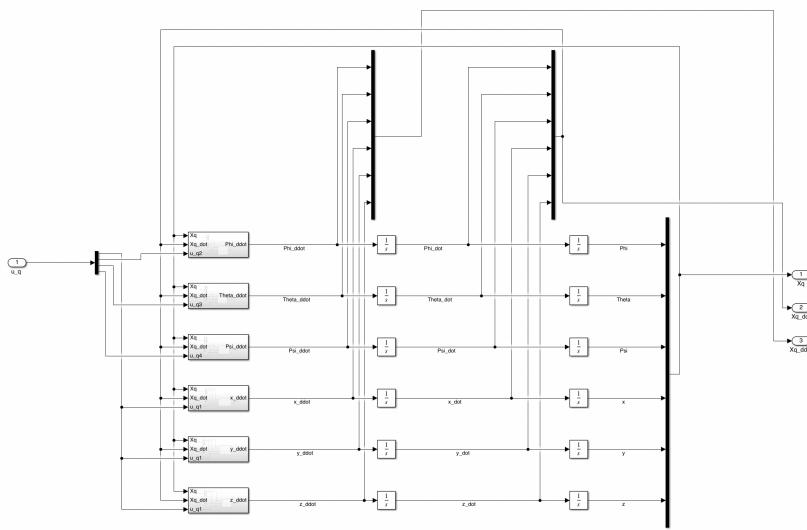
شکل ۷-۵: شماتیک کلی سیستم FTC برای Quadcopter در حالت رخداد عیب نرم



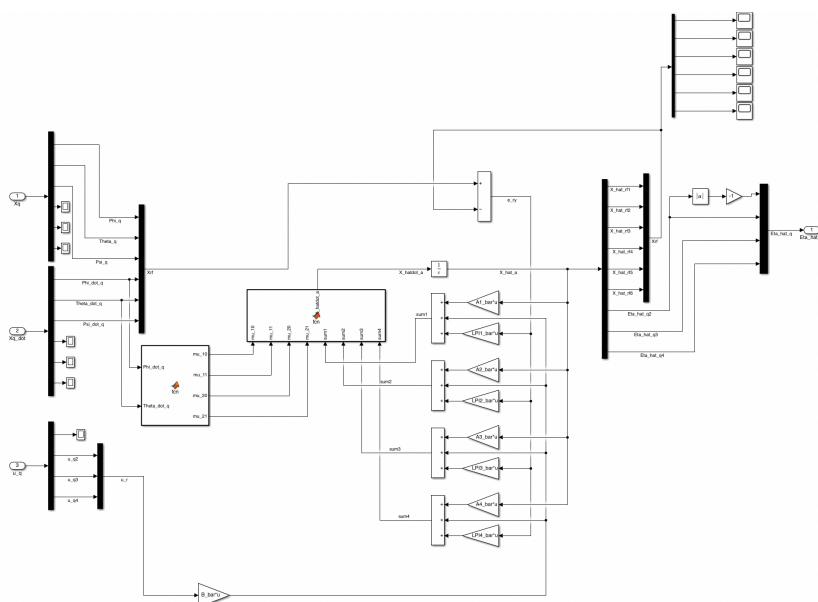
شکل ۸-۵: شماتیک سیستم FDI برای Quadcopter

شماتیک کلی سیستم دینامیک غیر خطی quadcopter در شکل ۹-۵ آمده است.

شماتیک کلی زیر سیستم تخمین عیب توسط روش qLPV PIO به صورت شکل ۱۰-۵ می باشد.



شکل ۵-۹: شماتیک کلی سیستم دینامیک Quadcopter



شکل ۵-۱۰: شماتیک کلی زیر سیستم تخمین عیب توسط روش qLPV PIO برای Quadcopter

۳-۵ نتایج شبیه سازی

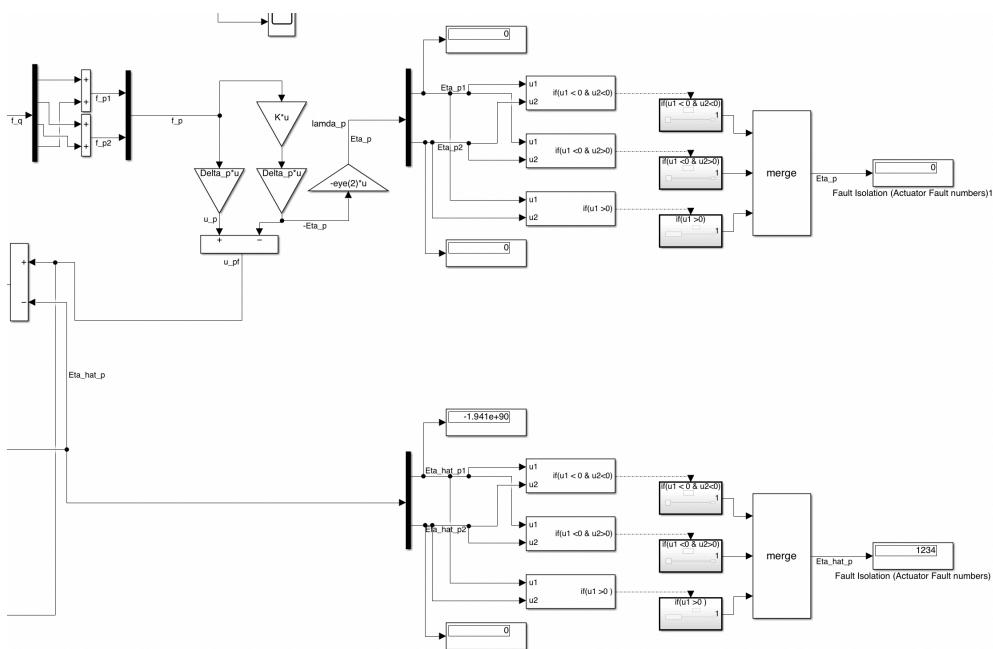
در این قسمت نتایج شبیه سازی و درستی آنها بررسی می شود. متأسفانه مقاله ای اصلی در خیلی از جاهای از جمله ارائه ای مدل دینامیک سیستم های VTOL و پارامتر های آزمایشی رویتگرها و روش کامل محاسبه ای کواترنیون کنترل کننده ای نامی نقص داشته و برای همین ناپایداری و کراندار نبودن سیگنال ها به ازای عیب در سیستم های شبیه سازی شده دید می شود و نتایج شبیه سازی خیلی مورد قبول نیست. در صورتی که اگر مقاله ای اصلی پارامترها و بعضی سیگنال ها را دقیق تر تعریف می کرد، نتایج مطلوب هم داشتیم چرا که شماتیک کلی سیستم شبیه سازی شده درست و دقیقاً مطابق مقاله است. به علاوه چون نتایج آزمایش های مقاله شبیه سازی نبوده و نتایج آزمایش های واقعی بلاذرنگ از دستگاه quadcopter با مدل Parrot AR ۲.۰ می باشد، بیشتر آزمایش هاییش در شبیه سازی قابل انجام نیست و نیاز به اطلاعات سنسورها و انکوادرها است و همین طور مدل حالت بلاذرنگ دقیق می باشد در صورتی که مدل استفاده شده در این شبیه سازی غیردقیق و حتی در قسمت هایی ناقص و اشتباه است مثلاً مقاله نحوه ای محاسبه ای سیگنال مانده ای کلی سرعت زاویه ای برای این پهباد را نگفته و اصلاً حساب نکرده است چرا که با توجه به داشتن سیستم واقعی نیازی به مدل سازی آن ندارد و در طراحی ها هم به عنوان اختشاش به آن نگاه کرده است.

در سیستم PVTOL به ازای روش رویتگر غیر خطی تطبیقی اگر عیبی وجود نداشته باشد، سیستم ناپایدار است و یکی از مولفه های سیگنال عیب عملگر خیلی بزرگ است و در نتیجه طبق شکل ۱۱-۵ تشخیص عیب اشتباه انجام شده است. در شکل های ۱۲-۵ و ۱۳-۵ هم نمودار سیگنال z و zdot نشان داده شده است که خود نشان دهنده ای ناپایداری و سقوط پهباد می باشد. بقیه ای حالت ها پایدار می باشند. دلیلی که می توان برای این ناپایداری حدس زد هم به احتمال زیاد طراحی ناقص کنترل کننده ای نامی و پارامتر های اشتباه رویتگر می باشد.

چون سیستم ناپایدار است بررسی حالت های با عیب هم بدون معنی است چرا که تخمین ها با مقدار های بزرگ و اشتباه خواهد بود و MATLAB هم در این حالت ها معمولاً ارور می دهد.

اگر روش تخمین عیب را به PIO خطی تغییر بدھیم، در حالت بدون عیب سیستم طبق شکل های ۱۴-۵ و ۱۵-۵ پایدار است و در این حالت عیبی گزارش نشده که درست هم هست.

اگر هر گونه عیب نرمی در سیستم وارد شود، متناسب با اندازه ای عیب سیستم بعد از مدتی ناپایدار می شود و سقوط می کند. در مورد تشخیص عیب هم می توان گفت که فقط در حالت عیب در عملگر

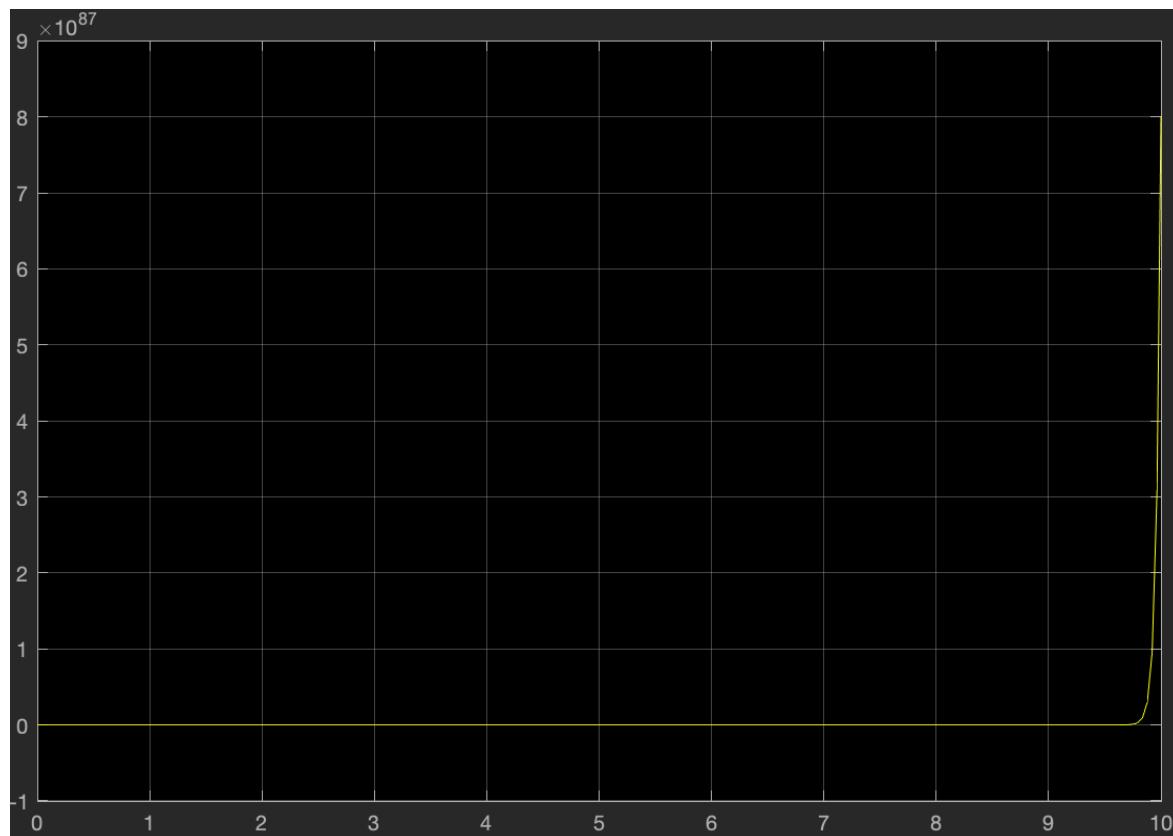


شکل ۵-۱۱: روش رویتگر غیر خطی تطبیقی در PVTOL اگر عیبی وجود نداشته باشد

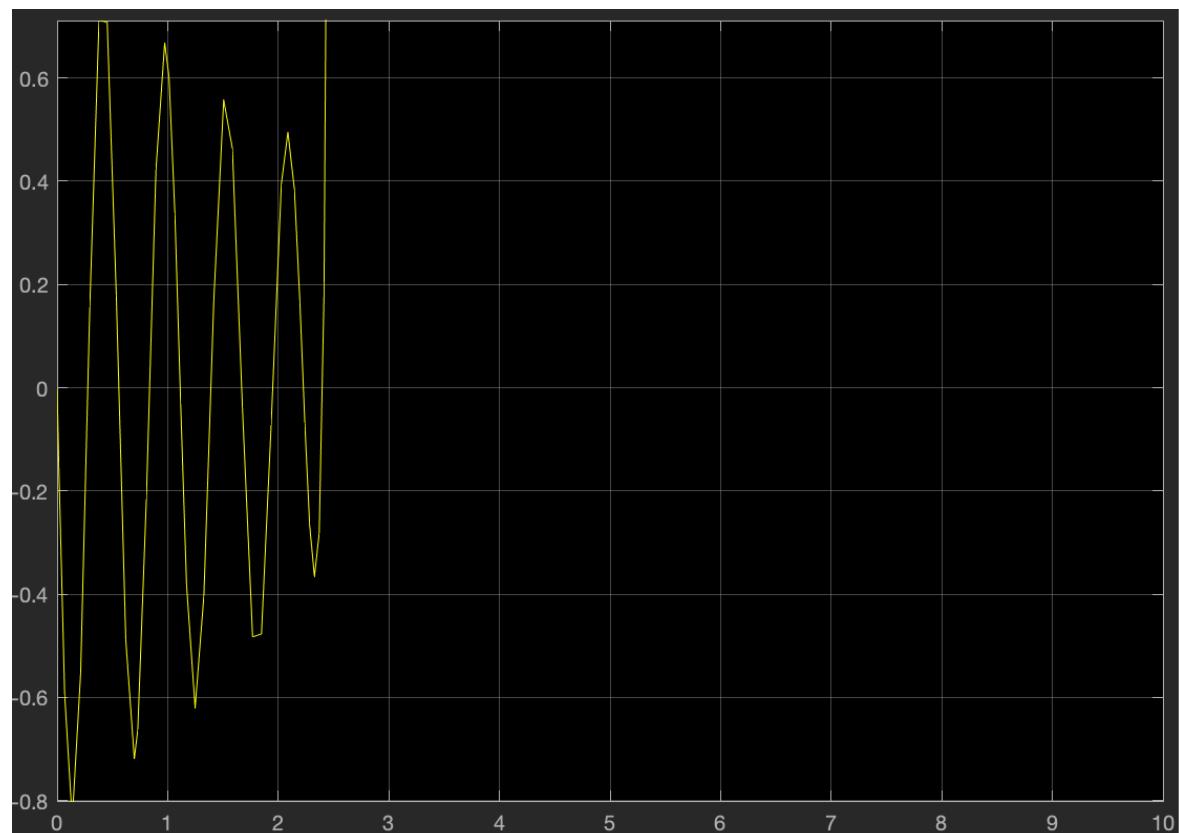
۲ یا موتور های ۲ و ۳ سیستم درست تشخیص می دهد ولی سیگنال تخمین زده شده باز هم از نظر اندازه به سیگنال واقعی نزدیک نیست که این در شکل ۵-۱۷ و ۵-۱۸ و ۵-۱۹ دیده می شود.

اگر سیستم quadcopter را در حالت بدون عیب شبیه سازی کنیم، سیستم مانند حالت PIO خطی در PVTOL پایدار خواهد بود و سیستم تشخیص عیب هم عیبی نشان نمی دهد و اندازه ی سیگنال تخمین صفر است که درست می باشد. اما به محض اینکه یک عیب نرم وارد سیستم می شود مجزا از اینکه این عیب در کدام عملگر رخ داده، سیستم ناپایدار بعد از مدتی ناپایدار می شود و سیگنال های تخمین زده شده بسیار بزرگ می شوند و MATLAB ارور کراندار نبودن را می دهد. در این حالت ها سیستم تشخیص عیب محل وقوع عیب را هم تشخیص می دهد ولی در هر ۴ حالت اشتباه است که دلیل آن باز هم ناپایداری سیستم حلقه بسته می باشد.

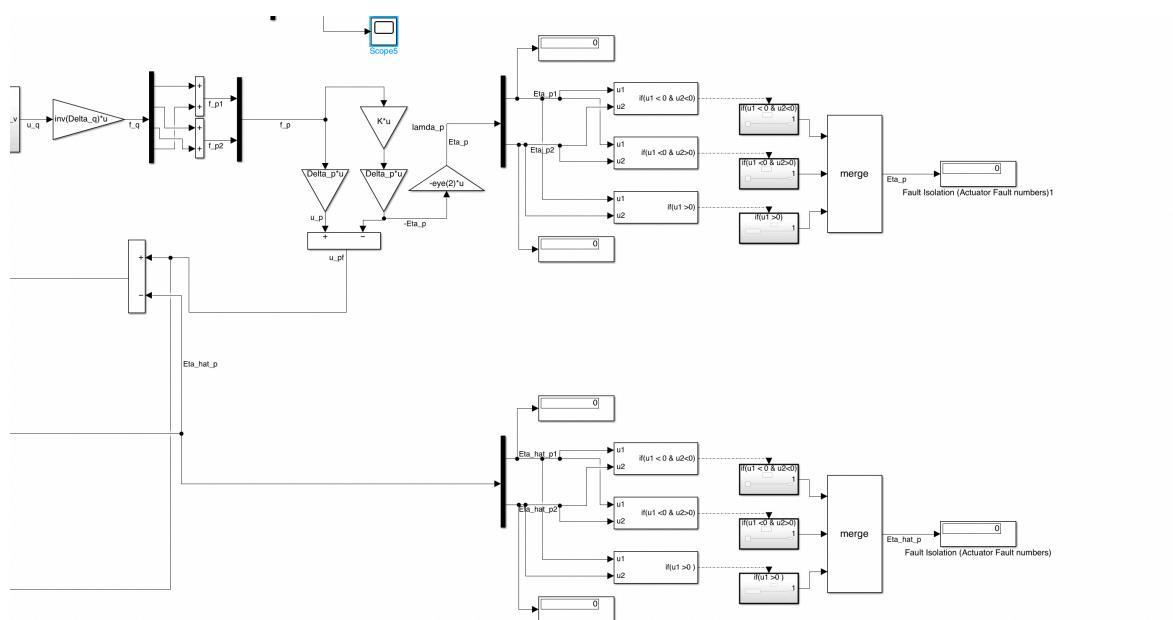
شبیه سازی quadcopter در حالت وقوع عیب شدید در اینجا بررسی نشده چرا که سیستم ناپایدار است و ارور می دهد و نتیجه ی قابل بررسی ای نمی دهد.



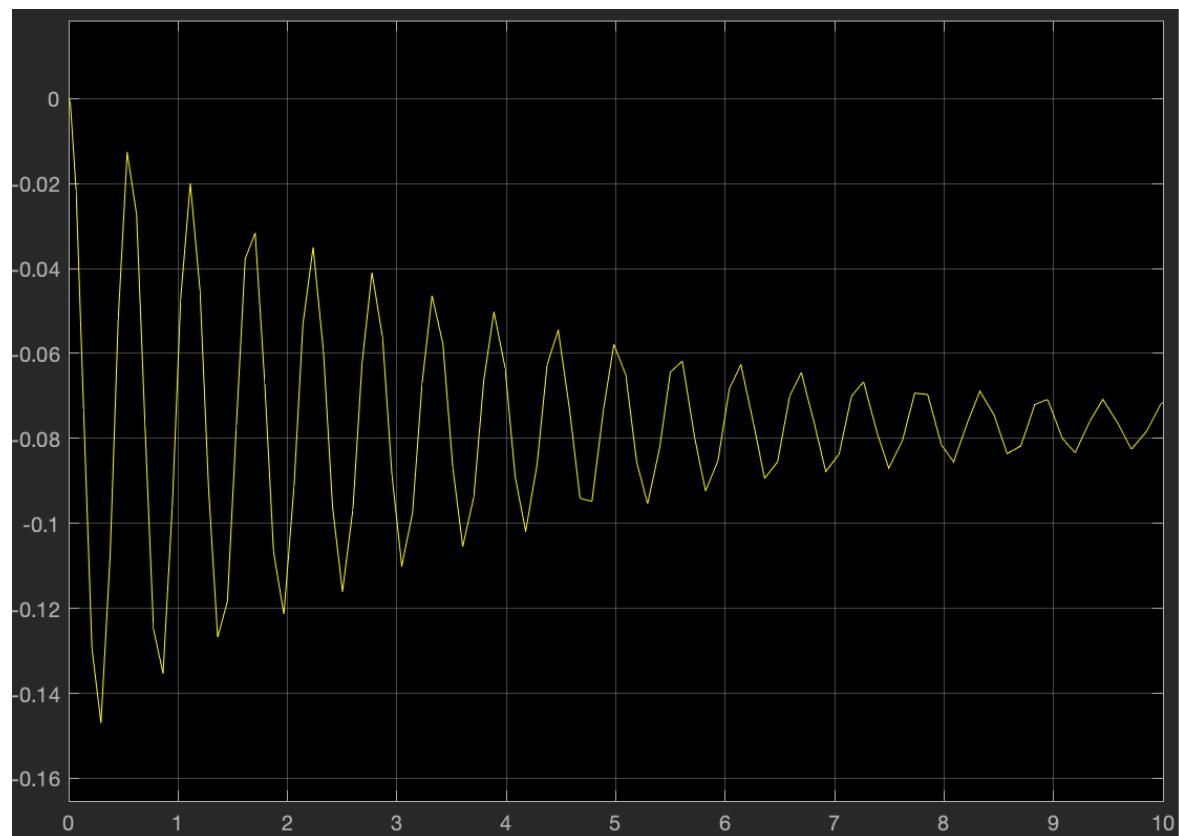
شکل ۱۲-۵: نمودار z برای رویتگر غیر خطی تطبیقی در حالت بدون عیب برای PVTOL



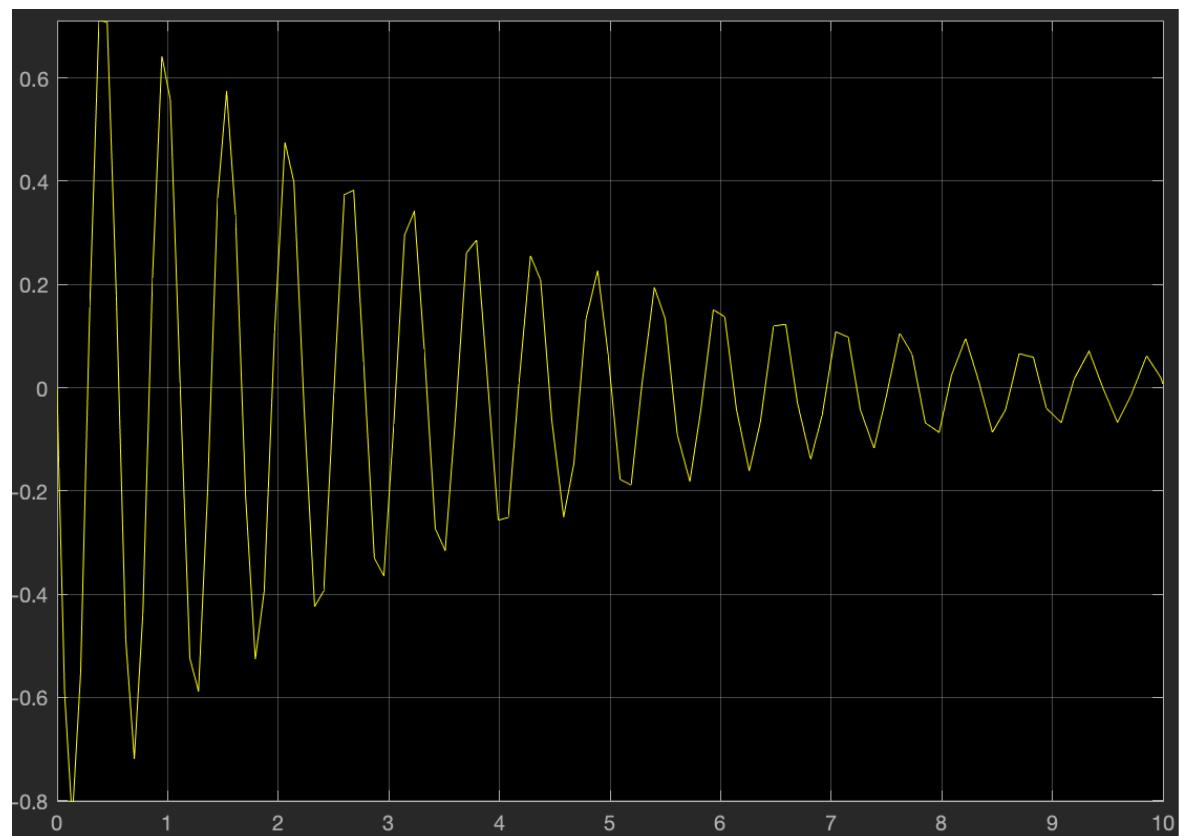
شکل ۵-۱۳: نمودار $zdot$ برای رویتگر غیر خطی تطبیقی در حالت بدون عیب برای PVTOL



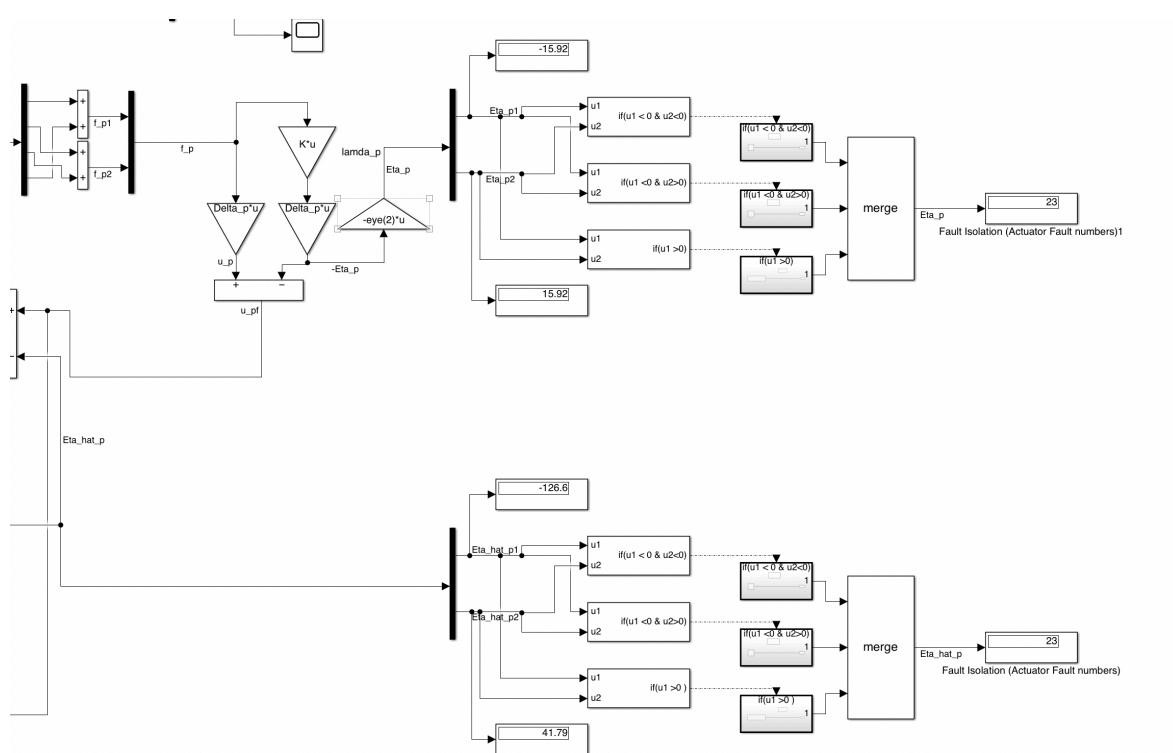
شکل ۱۴-۵: روش رویتگر PVTOL خطی در اگر عیبی وجود نداشته باشد



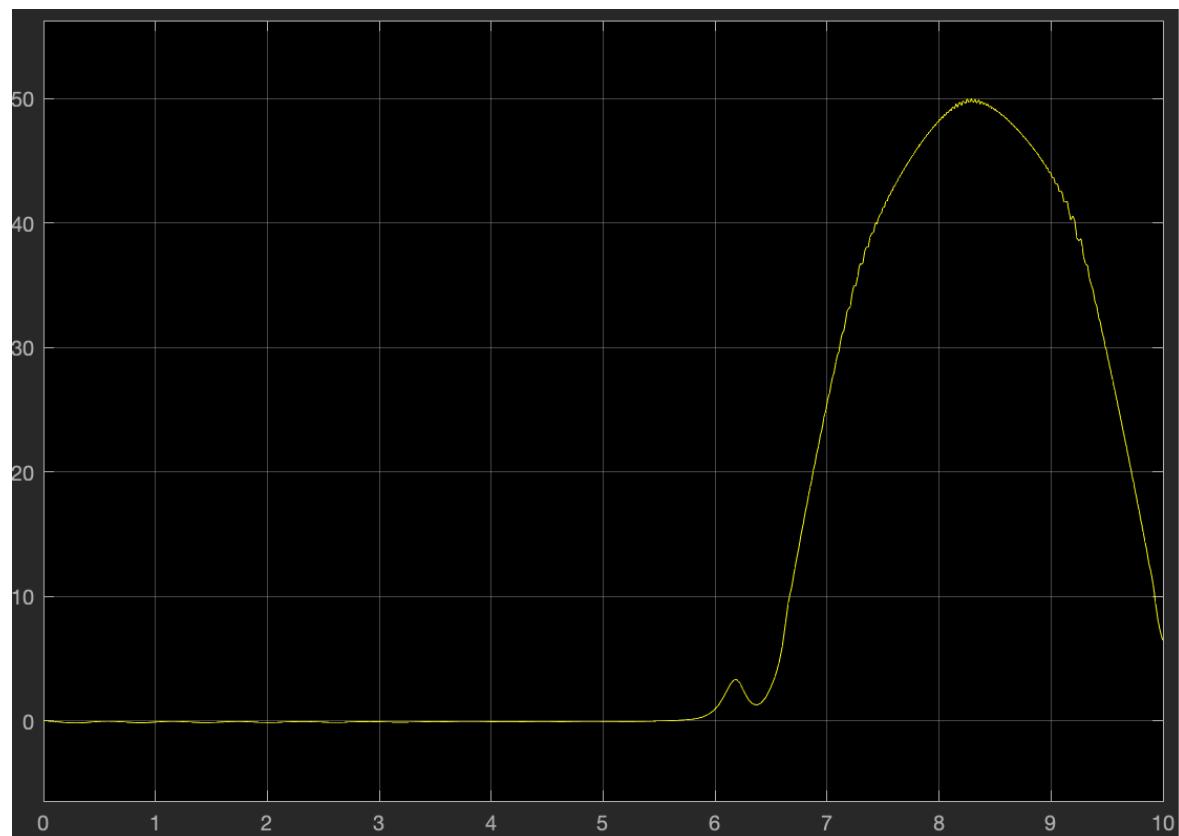
شکل ۵-۱۵: نمودار z برای رویتگر PIO خطی در حالت بدون عیب برای PVTOL



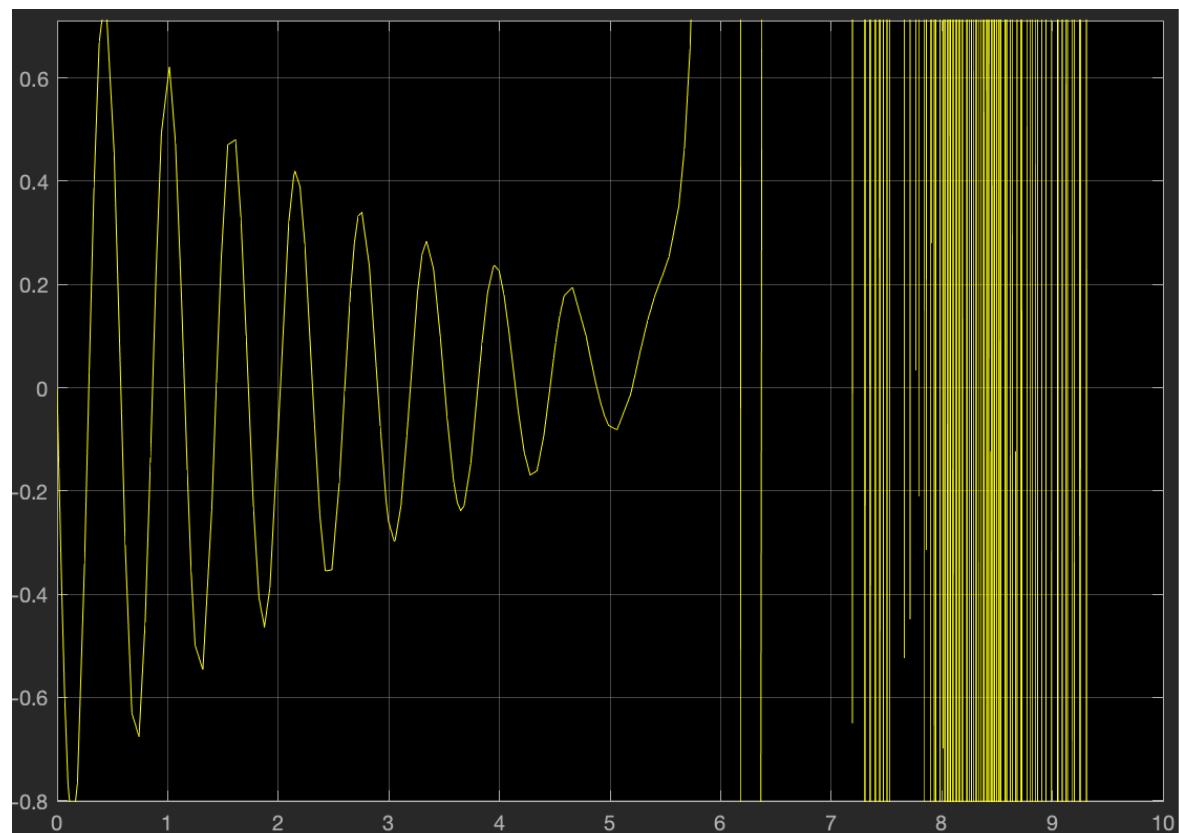
شکل ۵-۱۶: نمودار $zdot$ برای رویتگر PIO خطی در حالت بدون عیب برای PVTOL



شکل ۱۷-۵: روش رویتگر PIO خطی در PVTOL با عیب عملگر ۲



شکل ۱۸-۵: نمودار z برای رویتگر PIO خطی در حالت با عیب عملگر ۲ برای PVTOL



شکل ۱۹-۵: نمودار $zdot$ برای رویتگر PIO خطی در حالت با عیب عملگر ۲ برای PVTOL

فصل ۶

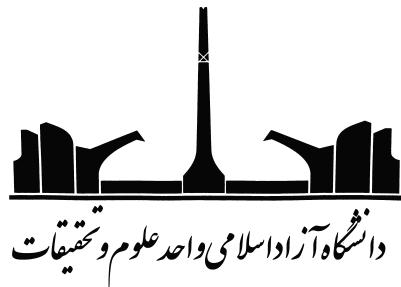
نتیجه‌گیری

در این گزارش، ابتدا دینامیک سیستم های PVTOL و quadcopter به دست آمد و سپس مسئله‌ی عیب عملگر فرموله شد و در مورد کنترل پذیری آن بحث شد. سپس روش‌هایی برای تشخیص و تخمین عیب بررسی شد مانند روش رویتگر تطبیقی غیرخطی برای PVTOL، روش رویتگر خطی انتگرالی- نسبی برای PVTOL و روش qLPV PIO برای quadcopter. بعد از آن الگوریتمی برای تشخیص و ایزوله کردن عیب عملگر داده شد. سپس به روش کلی کنترل در این سیستم تحمل پذیر عیب پرداخته شد که ابتدا کنترل کننده‌ی نامی آن با استفاده از روش کواترنیون یکایی بدست آمد. سپس یک روش جبران سازی در حالت وقوع عیب نرم پیشنهاد شد و یک روش پیکربندی دوباره هم برای quadcopter در حالت وقوع عیب شدید پیشنهاد شد. در نهایت هم این طراحی‌ها شبیه سازی شدند ولی با توجه به نقص اطلاعات مقاله‌ی مرجع و ناپایداری سیستم حلقه بسته، نتایج شبیه سازی مورد قبول نیستند هر چند بهترین طراحی در این سه روش، رویتگر خطی انتگرالی نسبی می باشد که بهتر عیب را تخمین زده و تشخیص داده و ناپایداری کمتری داشته است.

Abstract

Actuator Fault Estimation (FE) and Fault Tolerant Control (FTC) strategies designed with model-based observers for Vertical Take-Off and Landing (VTOL) aerial vehicles are proposed and validated experimentally in this paper. Three observers are considered for FE: a nonlinear adaptive observer and a linear Proportional-Integral Observer (PIO) applied to a Planar VTOL and a quasi-Linear Parameter Varying (qLPV) PIO applied to a quadcopter vehicle. The fault detection is done by comparing the fault estimation signal with a predefined threshold. Fault isolation is achieved by analyzing the sign of the fault estimation signal. The Available Control Authority Index (ACAI) method is used to analyze the controllability properties of the vehicles under actuator faults. The main contribution of this work is the design and the experimental validation of complete active FTC schemes by using the proposed FE systems in order to accommodate a soft actuator fault and reconfigure an aggressive fault, even when the vehicle is flying in a non-hover position. Finally, the proposed FTC schemes are validated in different cases of flight tests for illustrating the effectiveness of the strategies.

Keywords: Fault tolerant control, fault diagnosis, actuators, safety, aircraft, controllability, propellers.



Islamic Azad University - Science And Research Branch
Department of Control Engineering

Fault Detection And Isolation Course Final Project Report

**Fault Estimation and Fault Tolerant Control
Strategies Applied to VTOL Aerial Vehicles With
Soft and Aggressive Actuator Faults**

By:

Kian Khaneghahi

Supervisor:

Dr. Mehdi Siahi

July 2021