



طراحی کنترل کننده مقاوم مد لغزشی برای مدل کامل یک هواپیما در حضور انواع عدم قطعیت‌ها

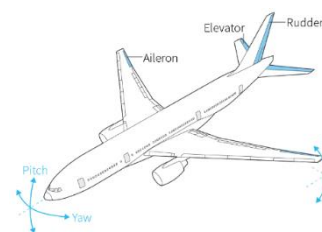
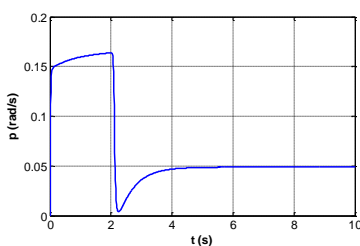
سید علی ظهیری پور^۱

^۱استادیار، دانشکده دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه کاشان، کاشان، ایران

برجسته‌ها

- پایداری مقاوم هواپیما در رژیم‌های مختلف قابل دستیابی است.
- این روش دفع اثر اغتشاشات خارجی را تضمین می‌کند.
- این روش برای هر هواپیمای نمونه دیگر، پس از مدل‌سازی، قابل استفاده است.

چکیده گرافیکی



مشخصات مقاله

تاریخچه مقاله:

نوع مقاله: علمی پژوهشی

دریافت: ۱۴۰۰/۱۲/۰۴

بازنگری: ۱۴۰۱/۰۱/۲۸

پذیرش: ۱۴۰۱/۰۲/۱۸

ارائه آنلاین: ۱۴۰۱/۰۴/۰۷

*نویسنده مسئول:

zahiripour@kashanu.ac.ir

کلیدواژه‌ها:

کنترل مقاوم

مد لغزشی

هواپیما

ضرایب آیرودینامیک

تئوری لیاپانوف

چکیده

در این مقاله، طراحی یک سیستم کنترل پرواز مقاوم برای مدل کامل و غیرخطی یک هواپیمای شش درجه آزادی، بدون آن‌که احتیاجی به باز تنظیم پارامترهای کنترل‌کننده و پیکربندی دوباره آن باشد، انجام شده است. برای انجام این کار از کنترل‌کننده مد لغزشی به‌عنوان یکی از روش‌های مدرن در کنترل مقاوم استفاده شده است. تضمین پایداری مجانبی جامع و مقاوم حرکت هواپیما با استفاده از تئوری لیاپانوف، در حضور عدم قطعیت‌های پارامتری ناشی از تغییر سرعت پرواز، تغییر ارتفاع هواپیما و همین‌طور عدم قطعیت ناشی از اثر اغتشاشات خارجی مانند نیروی باد و همچنین نامعینی‌های مربوط به مدل‌سازی نادقیق ضرایب آیرودینامیک صورت گرفته است. موضوع اشباع و همین‌طور حداکثر نرخ تغییرات خروجی عملگرها نیز لحاظ شده است تا اطمینان دهد که این روش می‌تواند به‌صورت عملی، پیاده‌سازی شود. در انتها شبیه‌سازی‌های متعددی با در نظر گرفتن ملاحظات عملی مختلف انجام شده است تا کارایی روش پیشنهادی را در شرایط پروازی متفاوت نشان دهد.

۱- مقدمه

کاری است [۴-۸]. در [۴]، کنترل کننده مقاوم مد لغزشی برای یک هواپیمای مدل F-18 طراحی شده است. در [۵]، با استفاده از تئوری نامساوی‌های ماتریسی خطی، کنترل کننده مد لغزشی فیدبک خروجی به صورت کاربردی در مورد سیستم‌های پروازی طراحی شده است. مرجع [۶]، در فرایند طراحی کنترل کننده لغزشی در مورد یک هواپیمای جنگنده، برای مشخص کردن سطح لغزش و مقادیر ویژه رؤیت‌گر از یک روش حوزه فرکانس بهره می‌گیرد. در مرجع [۷]، کنترل لغزشی-تطبیقی دارای چند مقیاس زمانی به منظور کنترل یک هواپیمای بی‌دم مورد استفاده قرار گرفته است و مرجع [۸]، کنترل لغزشی-تطبیقی را در مورد یک وسیله پروازی فراصوت به کار برده است. در تمامی این موارد، چنانچه روش پیشنهادی نسبت به ترم‌های غیرخطی حذف شده مقاوم باشد، محافظه‌کاری سیستم کنترلی بسیار بالا خواهد بود و در صورتی که مسئله مقاوم بودن لحاظ نشده باشد، تضمین پایداری جامع در شرایط عملی، میسر نخواهد بود که در هر دو حالت، نتیجه حاصل شده، از هدف مورد نظر این مقاله به دور خواهد بود.

در دسته‌ای از پژوهش‌ها در یک سطح بالاتر از موارد قبلی، کنترل کننده، بر مبنای مدل خطی شده حول چند نقطه مختلف کاری طراحی گردیده و سپس به مدل غیرخطی اعمال شده است [۹ و ۱۰]. در مرجع [۹]، کنترل مد لغزشی در مورد دینامیک‌های مرتبط با حرکت طولی یک هواپیمای مدل F-16 استفاده شده است. مرجع [۱۰]، کنترل ساختار متغیر در مورد زاویه اوج یک موشک را مورد بررسی قرار داده است. در این موارد، چنانچه روش پیشنهادی نسبت به ترم‌های غیرخطی حذف شده مقاوم باشد، علاوه بر نیاز به پیکربندی دوباره پارامترهای کنترلی در مدهای کاری مختلف، افزایش محافظه‌کاری سیستم کنترل را در پی خواهد داشت و در صورتی که مسئله مقاوم بودن لحاظ نشده باشد، تضمین پایداری جامع، میسر نخواهد بود. همان‌طور که مشاهده می‌شود، هر دو حالت ذکر شده فوق نیز، از هدف مقاله حاضر به دور هستند.

در موارد محدودی از تحقیقات نیز در سطحی بالاتر از دو مورد قبل، اگرچه مدل غیرخطی مبنای طراحی کنترل کننده قرار گرفته است، اما حرکات هواپیما صرفاً به موارد مشخصی

مهم‌ترین روش‌های کنترل مقاوم شامل کنترل H_∞ ، کنترل H_2 ، کنترل مبتنی بر تئوری فیدبک کمی کنترل مبتنی بر سنتز μ و کنترل مد لغزشی هستند. اگرچه چهار روش اول، روش‌های مفیدی هستند و مطالعات زیادی در مورد آن‌ها انجام شده است، همگی یک ویژگی مشترک دارند و آن استفاده از تابع تبدیل به عنوان مدل سیستم است. از آنجاکه هدف این مقاله، دستیابی به پایداری جامع برای حرکت یک هواپیما است، در صورت استفاده از هر یک از این روش‌ها، لازم است بخش بزرگی از اطلاعات مرتبط با ترم‌های غیرخطی دینامیک هواپیما حذف شده و در واقع به صورت عدم قطعیت، مدل شوند. با این کار، بخشی از دانش و آگاهی طراح، در مورد دینامیک سیستم نادیده گرفته می‌شود که پیامد آن می‌تواند استخراج کنترل کننده‌ای با محافظه‌کاری بالا و کارایی پایین باشد. در مقابل، کنترل مد لغزشی یک روش مدرن در حوزه کنترل مقاوم است که طراحی را مستقیماً بر مبنای مدل غیرخطی سیستم انجام می‌دهد و به همین دلیل ضمن تضمین پایداری مقاوم و جامع، محافظه‌کاری کمتری نسبت به روش‌های فوق‌الذکر خواهد داشت.

کنترل مد لغزشی، به عنوان یک ابزار مناسب برای طراحی سیستم‌های کنترل مقاوم همچنان مورد توجه پژوهشگران بوده [۱-۳] و علاوه بر مزیت ذکر شده در بالا، ویژگی‌های مهم و بعضاً منحصر به فرد دیگری نیز دارد که عبارت‌اند از:

- پاسخ سریع با عملکرد گذرای مناسب
- عدم حساسیت به اغتشاشات و تغییر پارامتر در مد لغزشی (منحصر به فرد)
- توانایی پایداری سیستم‌های پیچیده غیرخطی که امکان پایداری آن‌ها با فیدبک حالت خطی وجود ندارد.
- تبدیل مسئله طراحی برای یک سیستم مرتبه n به یک مسئله طراحی دیگر برای سیستم مرتبه m به گونه‌ای که $m < n$ (منحصر به فرد).

تمرکز تحقیقات گذشته در حوزه مدل‌سازی هواپیما، بر اساس دینامیک‌های پروازی خطی شده برای تنها یک نقطه

$$\Lambda_B = [v_B \quad \omega_B]^T \quad (1)$$

$$= [u_B \quad v_B \quad w_B \quad p_B \quad q_B \quad r_B]^T$$

$$Y_B = [\chi_B \quad \phi_B]^T \quad (2)$$

$$= [x_B \quad y_B \quad z_B \quad \phi_B \quad \theta_B \quad \psi_B]^T$$

در روابط (۱) و (۲)، Λ_B بخش سرعت مربوط به متغیرهای حالت، v_B بردار سرعت خطی شامل مؤلفه‌های u_B, v_B و ω_B, w_B بردار سرعت زاویه‌ای شامل مؤلفه‌های p_B, q_B و r_B ، بخش موقعیت و وضعیت مربوط به متغیرهای حالت، χ_B بردار موقعیت شامل مؤلفه‌های x_B, y_B و z_B و ϕ_B بردار زوایای اوپلر شامل مؤلفه‌های θ_B, ψ_B است. مدل کامل، غیرخطی و شش درجه آزادی حرکت هواپیما به صورت زیر نمایش داده می‌شود:

$$\dot{\Lambda}_B = \begin{bmatrix} \Omega & 0 \\ 0 & J^{-1}\Omega J \end{bmatrix} \Lambda_B + \begin{bmatrix} 1/m & 0 \\ 0 & J^{-1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F \\ M \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$+ g \begin{bmatrix} C_v \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} I & 0 \\ 0 & J^{-1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} d_1(t) \\ d_2(t) \end{bmatrix}$$

$$= B_1 \Lambda_B + B_2 (f_0 + f_c \delta) + B_3 + B_4 d$$

$$\dot{Y}_B = \begin{bmatrix} I & 0 \\ 0 & \eta_2 \end{bmatrix} \Lambda_B = \eta \Lambda_B \quad (4)$$

در روابط (۳) و (۴)، Ω ماتریس پادمتقارن متشکل از عناصر بردار سرعت زاویه‌ای خطی، J ماتریس اینرسی، m جرم هواپیما، F و M به ترتیب برآیند نیروها و گشتاورهای کنترلی، g شتاب جاذبه و C_v برداری وابسته به زوایای اوپلر است.

$d_1(t)$ و $d_2(t)$ به ترتیب بردار شتاب خطی و گشتاور ناشی از اغتشاشات خارجی است. ماتریس‌های مهم f_0 و f_c نیز وابسته به هندسه هواپیما، پارامتر فشار دینامیکی (وابسته به ارتفاع هواپیما) و ضرایب آیرودینامیکی بوده و δ ورودی کنترل است. برای پی بردن به جزئیات بیش‌تر این معادلات به [۱۷] مراجعه شود.

در معادلات (۳) و (۴)، $f_0 \in \mathbb{R}^{6 \times 1}$ ، $B_2 \in \mathbb{R}^{6 \times 6}$ ، $B_1 \in \mathbb{R}^{6 \times 6}$ ، $f_c \in \mathbb{R}^{6 \times 4}$ ، $B_4 \in \mathbb{R}^{6 \times 6}$ و $B_3 \in \mathbb{R}^{6 \times 1}$. در این سیستم، تعداد حالت‌های سیستم یا مجموع ابعاد Λ_B و Y_B برابر ۱۲، تعداد ورودی‌های کنترلی یا ابعاد δ برابر ۴ و تعداد

مانند طولی یا عرضی محدود شده است که بازهم باهدف این مقاله در تضاد است. به‌عنوان نمونه در مرجع [۱۱]، روش کنترل ساختار متغیر، صرفاً در مورد حرکت طولی یک هواپیمای نمونه مورد استفاده قرار گرفته است. در همین راستا در مرجع [۱۲] از یک رویکرد برنامه‌ریزی شده بهره تطبیقی به‌منظور کنترل مانور طولی هواپیما کمک گرفته شده است و در [۱۳] از روش لغزشی مبتنی بر PSO برای کنترل بهینه زاویه اوج هواپیما استفاده شده است. با توجه به آنچه گفته شد، نقاط قوت پژوهش جاری در قیاس با گذشته به صورت خلاصه زیر بیان می‌شوند:

(۱) پایداری مجانبی جامع و مقاوم هواپیما در رژیم‌های پروازی مختلف و بدون تغییر بهره‌های سیستم کنترلی قابل دستیابی است.

(۲) روش پیشنهادی به‌گونه‌ای است که دفع اثر اغتشاشات خارجی را تضمین کرده و حتی در شرایطی که در محاسبه ضرایب آیرودینامیک، خطای محاسباتی وجود داشته باشد، عملکرد مطلوب را تضمین می‌کند.

(۳) روش جاری برای هر هواپیمای نمونه دیگر با معادلات دینامیکی هم‌رده با مراجع [۱۶-۱۴]، پس از مدل‌سازی، قابل استفاده است.

۲- توصیف دینامیک سیستم مورد مطالعه

در این مقاله، با استفاده از [۱۶-۱۴]، یک مدل دینامیکی کامل برای هواپیما با در نظر گرفتن همه حرکات طولی و عرضی و همین‌طور کوپلینگ بین آن‌ها، در نظر گرفته شده است که به جهت گسترده و طولانی بودن روابط مدل کامل حرکت هواپیما، برای اجتناب از زیاده‌نویسی، صرفاً کلیات مربوط به مدل توضیح داده می‌شود و برای پی بردن به جزئیات کامل مدل، به مراجع اشاره شده فوق، رجوع شود.

۲-۱- کلیات مربوط به مدل

متغیرهای حالت مربوط به حرکت هواپیما، به صورت زیر انتخاب می‌شوند:

یعنی به صفر رسیدن متغیرهای خطا در حضور نامعینی به ازای هر شرط اولیه است.

با توجه به آن که سیستم، دارای ۴ ورودی کنترلی است، بردار متغیر لغزشی نیز دارای ۴ عنصر انتخاب می‌شود. برای اجتناب از هرگونه پیچیدگی در ساختار کنترل کننده، متغیر لغزشی به صورت خطی زیر تعریف می‌شود:

$$s = K_1 \Lambda_e + K_2 Y_e \quad (7)$$

که در آن $K_1 \in \mathbb{R}^{4 \times 6}$ و $K_2 \in \mathbb{R}^{4 \times 6}$ ماتریس‌هایی هستند که با توجه به اهداف و الزامات فرایند طراحی، انتخاب می‌شوند. برای محاسبه سیگنال کنترل معادل یعنی δ_{eq} ، از متغیر لغزشی به صورت زیر مشتق گرفته می‌شود:

$$\begin{aligned} \dot{s} &= K_1 \dot{\Lambda}_e + K_2 \dot{Y}_e \\ &= K_1 (B_1 \Lambda_B + B_2 (f_0 + f_c \delta) + B_3 + B_4 d - \dot{\Lambda}_{ref}) \\ &\quad + K_2 (\eta \Lambda_B - \dot{Y}_{ref}) \end{aligned} \quad (8)$$

اگر مقدار نامی نامعینی d را d_n بنامیم، ورودی کنترلی که مشتق متغیر لغزشی را در شرایط نامی صفر می‌کند به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\begin{aligned} \delta_{eq} &= (K_1 B_2 f_c)^{-1} (-K_1 B_1 \Lambda_B - K_1 B_2 f_0 - K_1 B_3 \\ &\quad - K_1 B_4 d_n + K_1 \dot{\Lambda}_{ref} - K_2 \eta \Lambda_B + K_2 \dot{Y}_{ref}) \end{aligned} \quad (9)$$

تذکره ۱: در تمام مقاله، اندیس n به معنای مقدار نامی عدم قطعیت است.

در این شرایط، کنترل کننده مد لغزشی به صورت زیر طراحی می‌شود:

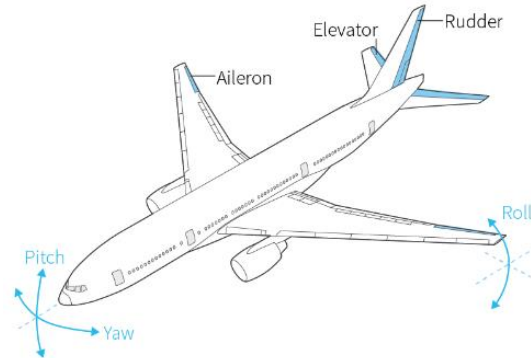
$$\delta = \delta_{eq} - \rho \text{sign}(s) \quad (10)$$

که در آن δ_{eq} از رابطه (۹) و s از رابطه (۷) محاسبه شده و بهره سویچینگ عبارت است از:

$$\rho = \left\| (K_1 B_2 f_c)^{-1} K_1 B_4 \right\| \varepsilon \quad (11)$$

قضیه ۱. دسته معادلات (۳) و (۴) مربوط به حرکت هواپیما، در حضور اغتشاش خارجی کران دار مشخص شده در رابطه (۵) را در نظر بگیرید. کنترل کننده مد لغزشی به صورت (۱۰) طراحی می‌شود. در این صورت، سیستم حلقه بسته، علیرغم وجود اغتشاش خارجی d پایدار مجانبی جامع و مقاوم است.

ورودی‌های اغتشاشی یا ابعاد d ، برابر ۶ است. لازم به ذکر است که ورودی‌های کنترل این سیستم عبارت‌اند از تغییر زاویه بال‌ها، زاویه سکان، زاویه بالابر و نیروی موتور تراست. شکل ۱، نمایی از یک هواپیما به همراه اجزای سیستم کنترل وضعیت آن را نمایش می‌دهد.



شکل (۱): شماتیک یک هواپیما نمونه به همراه اجزای سیستم کنترل وضعیت

۳- طراحی کنترل کننده

در این بخش، برای دو حالت مختلف، چگونگی فرایند طراحی کنترل کننده مد لغزشی، تشریح می‌شود و سپس روی دسته معادلات حرکت هواپیما مورد ارزیابی قرار می‌گیرد.

۳-۱- حالت وجود اغتشاش خارجی بدون در نظر گرفتن عدم قطعیت پارامتری

در این حالت، فرض می‌کنیم نامعینی مدل (۳) و (۴)، سیگنال d باشد که نماینده هرگونه اغتشاشات خارجی یا دینامیک مدل نشده سیستم است و فرض می‌شود که:

$$\|d - d_n\| \leq \varepsilon \quad (5)$$

متغیرهای خطا به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\Lambda_e = \Lambda_B - \Lambda_{ref}, \quad Y_e = Y_B - Y_{ref} \quad (6)$$

در رابطه فوق، Λ_{ref} و Y_{ref} بردار حالت‌های مطلوب بوده و Λ_e و Y_e بردار خطای ردیابی است. هدف طراحی سیستم کنترل، پایداری مجانبی جامع و مقاوم سیستم حلقه بسته،

$$\begin{aligned} \|\Omega_c - \Omega_{cn}\| &\leq \vartheta \\ \|\Sigma - \Sigma_n\| &\leq \mu \end{aligned} \quad (17)$$

در این صورت سیگنال کنترل معادل به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\delta_{eq} = (K_1 B_2 f_{cn})^{-1} (-K_1 B_1 \Lambda_B - K_1 B_2 f_{0n} - K_1 B_3 - K_1 B_4 d_n + K_1 \dot{\Lambda}_{ref} - K_2 \eta \Lambda_B + K_2 \dot{\Lambda}_{ref}) \quad (18)$$

در این شرایط، کنترل کننده مد لغزشی به صورت زیر طراحی می‌شود:

$$\delta = \delta_{eq} - \rho \text{sign}(s) \quad (19)$$

که در آن δ_{eq} از رابطه (18) و s از رابطه (7) محاسبه شده و بهره سویچینگ عبارت است از:

$$\rho = \left\| \begin{matrix} K_1 B_1 \Lambda_B + K_1 B_3 + K_2 \eta \Lambda_B \\ + K_1 \dot{\Lambda}_{ref} + K_2 \dot{Y}_{ref} \end{matrix} \right\| \vartheta + \delta + \mu \quad (20)$$

قضیه ۲. دسته معادلات (۳) و (۴) مربوط به حرکت هواپیما، در حضور انواع عدم قطعیت‌های پارامتری و اغتشاش خارجی کران دار مشخص شده در رابطه (۱۷) را در نظر بگیرید. کنترل کننده مد لغزشی به صورت (۱۹) طراحی می‌شود. در این صورت، سیستم حلقه بسته، علیرغم وجود عدم قطعیت‌های اشاره شده، پایدار مجانبی جامع و مقاوم است.

اثبات. برای یافتن شرایط پایداری سیستم حلقه بسته، تابع لیاپانوف به صورت زیر انتخاب می‌شود:

$$V = 0.5s^T (K_1 B_2 f_c)^{-1} s \quad (21)$$

تذکر ۴. همان طور که از رابطه (۲۱) پیداست، یکی از شروطی که باید در انتخاب K_1 در نظر گرفت، آن است که ماتریس $K_1 B_2 f_c$ به ازای جمیع حالات ممکن برای ماتریس f_c مثبت معین باشد.

مشتق تابع لیاپانوف به صورت رابطه (۲۲) است. با استفاده از (۱۶)، رابطه (۲۲) به صورت رابطه (۲۳) قابل بازنویسی است و با چند عملیات ساده ریاضی رابطه (۲۴) را خواهیم داشت. اگر بهره سویچینگ به صورت رابطه (۲۵) انتخاب شود رابطه (۲۶) را خواهیم داشت که به معنای پایداری مجانبی جامع سیستم حلقه بسته و دسترس پذیر بودن تمام سطوح لغزش علیرغم وجود اغتشاشات خارجی و عدم قطعیت‌های پارامتری است.

اثبات. برای یافتن شرایط پایداری سیستم حلقه بسته، تابع لیاپانوف به صورت زیر انتخاب می‌شود:

$$V = 0.5s^T (K_1 B_2 f_c)^{-1} s \quad (12)$$

تذکر ۲. همان طور که از رابطه (۱۲) پیداست، یکی از شروطی که باید در انتخاب K_1 در نظر گرفت، آن است که ماتریس $K_1 B_2 f_c$ مثبت معین باشد.

تذکر ۳. لازم به ذکر است که انتخاب مناسب و هوشمندانه تابع لیاپانوف نکته مهمی است و ممکن است طراحی کنترل کننده‌ای که تضمین پایداری می‌دهد با یک انتخاب نامناسب برای تابع لیاپانوف، پیچیده شود. مشتق تابع لیاپانوف به صورت زیر است:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= s^T (K_1 B_2 f_c)^{-1} (-\rho K_1 B_2 f_c \text{sign}(s) \\ &+ K_1 B_4 (d - d_n)) = -\rho \|s\|_1 \\ &+ s^T (K_1 B_2 f_c)^{-1} K_1 B_4 (d - d_n) \leq -\rho \|s\|_2 \\ &+ \|(K_1 B_2 f_c)^{-1} K_1 B_4\| \|d - d_n\| \|s\|_2 \end{aligned} \quad (13)$$

اگر بهره سویچینگ به صورت زیر انتخاب شود:

$$\rho \geq \|(K_1 B_2 f_c)^{-1} K_1 B_4\| \varepsilon \quad (14)$$

خواهیم داشت:

$$\dot{V} < 0 \quad (15)$$

که رابطه فوق به معنای پایداری مجانبی جامع و مقاوم سیستم حلقه بسته است.

۲-۳- حالت وجود اغتشاش خارجی با در نظر گرفتن عدم قطعیت‌های پارامتری

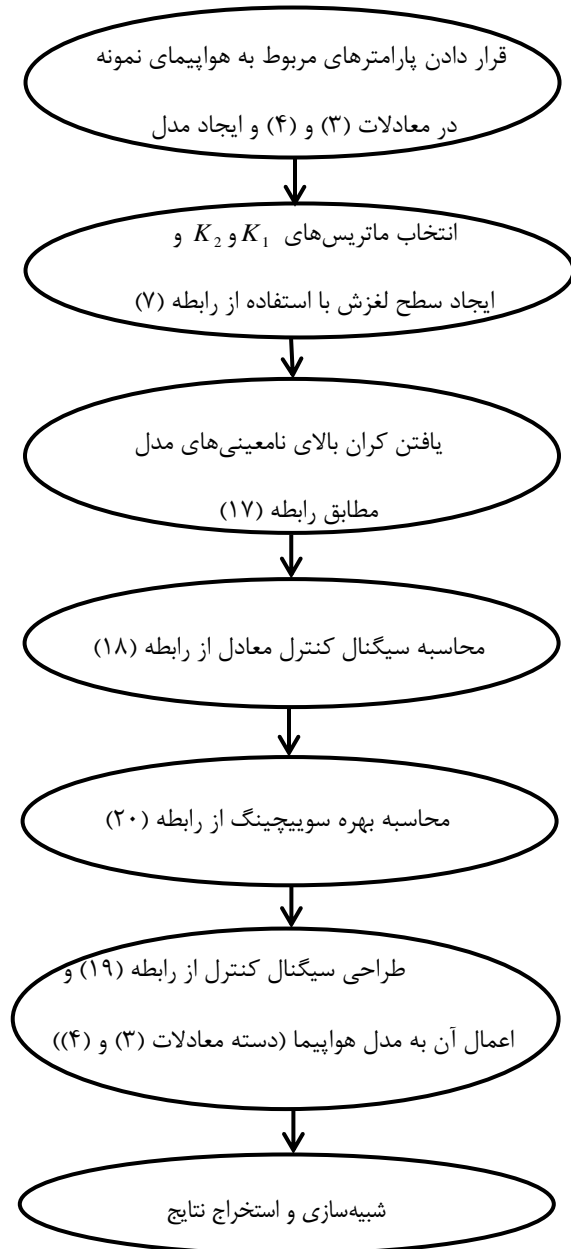
در این حالت، علاوه بر d ، فرض می‌شود که f_0 و f_c نیز نامعین باشند که با توجه به دربرداشتن پارامترهای سرعت، ارتفاع و ضرایب آیرودینامیکی، حالتی نزدیک تر به واقعیت است.

برای ساده سازی بیان معادلات بعدی، سه متغیر جدید به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\begin{aligned} \Omega_c &= (K_1 B_2 f_c)^{-1} \\ \Sigma &= \Omega_c K_1 B_2 f_0 \\ \Gamma &= \Omega_c K_1 B_4 d \end{aligned} \quad (16)$$

فرض می‌شود، نامعینی‌های سیستم کران دار بوده و دارای کران‌های مشخصی مطابق زیر باشند:

سیستم کنترل، روابط مربوط به سیگنال کنترل، یعنی معادلات (۱۸)، (۱۹) و (۲۰) قرار گرفته است.



شکل (۲): فلوجارت مراحل ایجاد مدل تا پیاده‌سازی سیستم کنترل و استخراج نتایج

ابتدا لازم است ماتریس‌های مهم K_1 و K_2 در مورد هواپیما به‌گونه‌ای انتخاب شوند که هم تابع لیاپانوف انتخابی مثبت معین باشد و هم اهداف طراحی محقق شود. بعد از چند

$$\dot{V} = s^T (K_1 B_2 f_c)^{-1} \left\{ \begin{array}{l} K_1 B_1 \Lambda_B + K_1 B_2 f_0 \\ + (K_1 B_2 f_c) [(K_1 B_2 f_{cn})^{-1} \\ (-K_1 B_1 \Lambda_B - K_1 B_2 f_{0n} \\ - K_1 B_3 - K_1 B_4 d_n + \\ K_1 \dot{\Lambda}_{ref} - K_2 \eta \Lambda_B \\ + K_2 \dot{Y}_{ref}) - \rho \text{sign}(s)] + \\ K_1 B_4 d - K_1 \dot{\Lambda}_{ref} \\ + K_2 \eta \Lambda_B - K_2 \dot{Y}_{ref} + K_1 B_3 \end{array} \right\} \quad (22)$$

$$\dot{V} = s^T \left\{ \begin{array}{l} (\Omega_c - \Omega_{cn})(K_1 B_1 \Lambda_B \\ + K_1 B_3 + K_2 \eta \Lambda_B + K_1 \dot{\Lambda}_{ref}) \\ + K_2 \dot{Y}_{ref} + (\Gamma - \Gamma_n) + \\ (\Sigma - \Sigma_n) - s^T \rho \text{sign}(s) \end{array} \right\} \quad (23)$$

$$\dot{V} \leq \left\{ \begin{array}{l} \left\| \begin{array}{l} K_1 B_1 \Lambda_B + K_1 B_3 + \\ K_2 \eta \Lambda_B + K_1 \dot{\Lambda}_{ref} \\ + K_2 \dot{Y}_{ref} \end{array} \right\| \|\Omega_c - \Omega_{cn}\| \\ + \|\Gamma - \Gamma_n\| + \|\Sigma - \Sigma_n\| \end{array} \right\} \|s\| - \rho \|s\| \quad (24)$$

$$\leq \left\{ \begin{array}{l} \left\| \begin{array}{l} K_1 B_1 \Lambda_B + K_1 B_3 + \\ K_2 \eta \Lambda_B + K_1 \dot{\Lambda}_{ref} \\ + K_2 \dot{Y}_{ref} \end{array} \right\| \|\Omega_c - \Omega_{cn}\| \\ + \|\Gamma - \Gamma_n\| + \|\Sigma - \Sigma_n\| - \rho \end{array} \right\} \|s\| \quad (25)$$

$$\rho \geq \left\| \begin{array}{l} K_1 B_1 \Lambda_B + K_1 B_3 + K_2 \eta \Lambda_B \\ + K_1 \dot{\Lambda}_{ref} + K_2 \dot{Y}_{ref} \end{array} \right\| g + \delta + \mu \quad (25)$$

در شکل ۲ مراحل پیاده‌سازی سیستم کنترل پیشنهادی برای هواپیما به صورت یک فلوجارت آورده شده است.

۴- شبیه‌سازی عددی و تشریح نتایج

در این بخش، با در نظر گرفتن مقادیر مشخص برای پارامترهای یک هواپیمای نمونه که از مرجع [۱۱] برگرفته شده است، رفتار سیستم کنترل شبیه‌سازی می‌شود. شبیه‌سازی سیستم حلقه بسته در نرم‌افزار متلب و محیط سیمولینک و ایجاد بلوک‌های M-Function مربوط به مدل و کنترل کننده به صورت شکل ۳ انجام شده است. در بلوک دینامیک هواپیما، دسته معادلات (۳) و (۴) و در بلوک

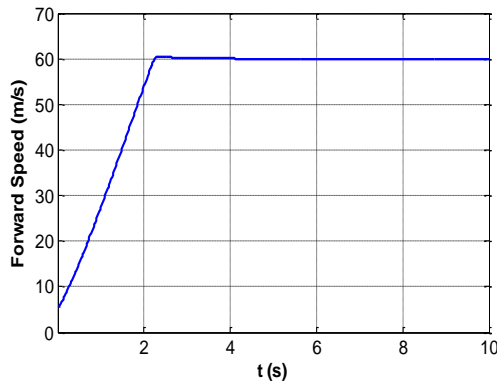
ارتفاع‌های متفاوت مقاوم بوده و عملکردی مطلوب داشته باشد.

۴-۱- بررسی عملکرد هواپیما در شرایط پروازی متفاوت

حالت اول. پرواز با سرعت طولی ۶۰ متر بر ثانیه در ارتفاع ۲۵۰۰ متری از سطح دریا

در این شرایط پارامتر فشار دینامیکی هواپیما عبارت است از: $d_0 = 1530$

در شکل ۴، نمودار سرعت طولی هواپیما استخراج شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود در کمتر از ۲/۵ ثانیه، هواپیما با کمترین فراجهش، به سرعت موردنظر رسیده است.



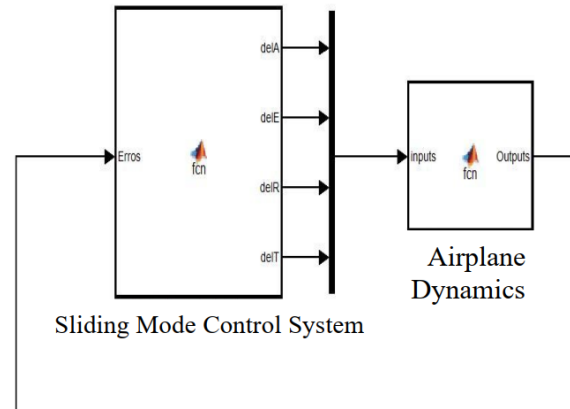
شکل (۴): سرعت طولی هواپیما

در شکل‌های ۵ تا ۷، به ترتیب مؤلفه‌های سرعت زاویه‌ای هواپیما در سه راستا رسم شده‌اند که همان‌طور که مشاهده می‌شود بعد از گذشت حدود ۵ ثانیه، مقادیر آن‌ها به مقادیر مرجع یعنی ۰/۰۵ رادیان بر ثانیه رسیده است که حاکی از عملکرد مناسب در ردیابی سرعت‌های زاویه‌ای مطلوب است. در رابطه با نوساناتی که در پاسخ‌های مربوط به سرعت زاویه‌ای شکل‌های ۵ تا ۷ تا پیش از رسیدن به مقدار مطلوب مشاهده می‌شود می‌توان گفت فرایند طراحی سیستم کنترل در این مقاله صرفاً باهدف پایداری مجانبی انجام شده است. به این معنا که سیگنال‌های خطا سرانجام به مقدار صفر برسند. برای کاهش میران نوسانات و همین‌طور افزایش سرعت پاسخ‌ها می‌توان طراحی را به نحوی انجام داد که پایداری نمایی به اثبات برسد. به این معنا که سیگنال‌های خطا سریع‌تر از یک تابع نمایی مشخص به صفر

تلاش، این ماتریس‌ها برای برآورده‌سازی هر دو شرط فوق، به صورت زیر انتخاب شده‌اند:

$$K_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$K_2 = O^{4 \times 6}$$



شکل (۳): بلوک دیاگرام کلی سیستم حلقه بسته

ابتدا لازم است ماتریس‌های مهم K_1 و K_2 در مورد هواپیما به گونه‌ای انتخاب شوند که هم تابع لیاپانوف انتخابی مثبت معین باشد و هم اهداف طراحی محقق شود. بعد از چند تلاش، این ماتریس‌ها برای برآورده‌سازی هر دو شرط فوق، به صورت زیر انتخاب شده‌اند:

$$K_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$K_2 = O^{4 \times 6}$$

برای آن‌که مشخص شود هواپیمای موردنظر در سرعت‌ها و ارتفاع‌های پروازی مختلف دارای چه عملکردی است، در دو مورد مختلف از نظر سرعت و ارتفاع پروازی، رفتار سیستم را مورد ارزیابی قرار می‌دهیم. این دو مورد با استفاده از مرجع [۱۷] انتخاب شده‌اند. در مورد سرعت‌های زاویه‌ای مطلوب نیز برای هر راستا عدد ۰/۰۵ رادیان بر ثانیه انتخاب شده است. با توجه به قضایای اثبات شده، انتظار می‌رود هواپیمای موردنظر به رژیم‌های پروازی مختلف مربوط به سرعت‌ها و

در شکل ۸، نمودار سرعت طولی هواپیما استخراج شده است. همان طور که مشاهده می شود در حدود ۲ ثانیه، هواپیما با کمترین فراجهش، به سرعت مورد نظر رسیده است.

در شکل های ۹ تا ۱۱، به ترتیب مؤلفه های سرعت زاویه ای هواپیما در سه راستا رسم شده اند که همان طور که مشاهده می شود بعد از گذشت حدود ۴ ثانیه، مقادیر آنها به مقادیر مرجع یعنی 0.05 رادیان بر ثانیه رسیده است که حاکی از عملکرد مناسب در ردیابی سرعت های زاویه ای مطلوب است. نوسانات موجود در پاسخ های مربوط به سرعت زاویه ای نیز، مشابه حالت قبل، قابل توجیه است.

لازم به ذکر است که خروجی های نشان داده شده فوق، زمانی ارزش دارند که توسط عملگرهای واقعی قابل تولید باشند. طبیعی است که عملگرها در عمل، سطحی از اشباع را از خود نشان می دهند. ضمن آن که موضوع حداکثر میزان تغییرات خروجی آنها در بازه ای از زمان نیز مطرح است و به عبارت دیگر، شیب خروجی عملگرها نیز نمی تواند از حدی تجاوز کند. برای عملگرهای مورد استفاده در این هواپیما با استفاده از [۱۷] اعدادی منطقی در مورد اشباع و شیب خروجی آنها استخراج شده است که عبارت اند از:

$$-0.3 \leq \delta_A, \delta_E, \delta_R \leq 0.3$$

$$\delta_T \leq 1$$

$$-1 \leq \dot{\delta}_A, \dot{\delta}_E, \dot{\delta}_R \leq 1$$

$$\dot{\delta}_T \leq 5$$

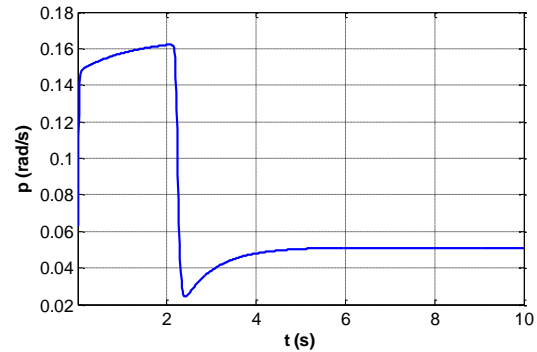
همان طور که شکل های ۱۲ تا ۱۵، نشان می دهند خروجی عملگرها به گونه ای است که روابط فوق را نقض نمی کند و به عبارت دیگر کنترل کننده طراحی شده به گونه ای است که سیگنال خروجی آن توسط عملگرها قابل تولید بوده و عملگرها را به اشباع نمی برد.

۲-۴- بررسی عملکرد هواپیما در شرایط

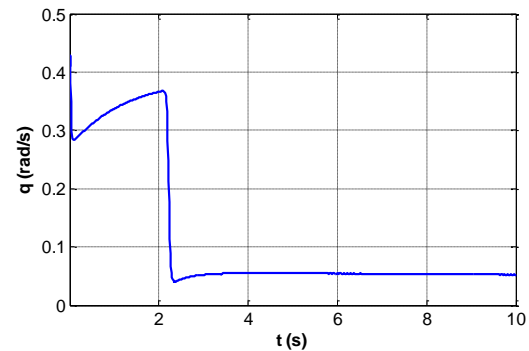
اغتشاشات ناشی از نیروها و گشتاورهای خارجی

در اینجا فرض شده است که نیروی باد، باعث اضافه شدن شتابی معادل ۲ متر بر مجذور ثانیه به هواپیما در هر سه راستا شده است. عملکرد ردیابی سیستم حلقه بسته در این حالت، از طریق شبیه سازی مورد بررسی قرار می گیرد.

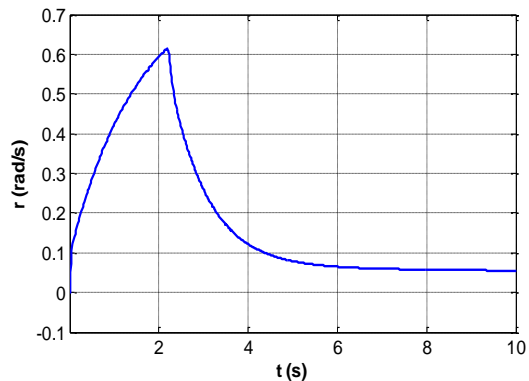
برسند. البته طراحی باهدف پایداری نمایی نسبت به پایداری مجانبی پیچیده تر بوده و می تواند به عنوان پیشنهادی برای کارهای آتی مورد توجه قرار گیرد.



شکل (۵): سرعت زاویه ای حول محور x



شکل (۶): سرعت زاویه ای حول محور y

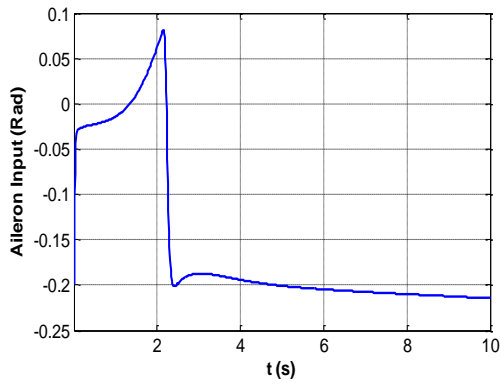


شکل (۷): سرعت زاویه ای حول محور z

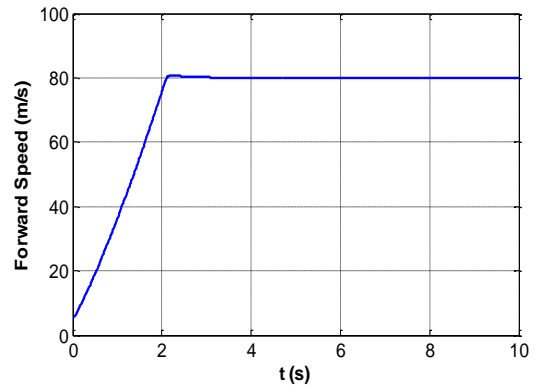
حالت دوم. پرواز با سرعت طولی ۸۰ متر بر ثانیه در ارتفاع ۵۰۰۰ متری از سطح دریا

در این شرایط پارامتر فشار دینامیکی هواپیما عبارت است از:

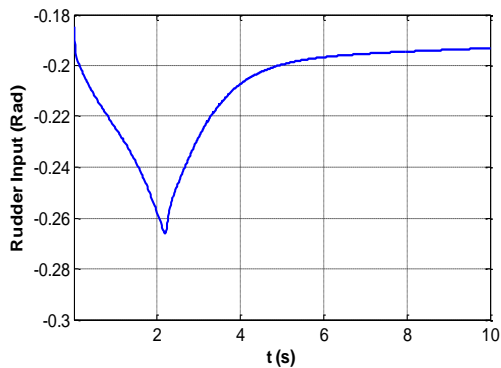
$$d_0 = 2080$$



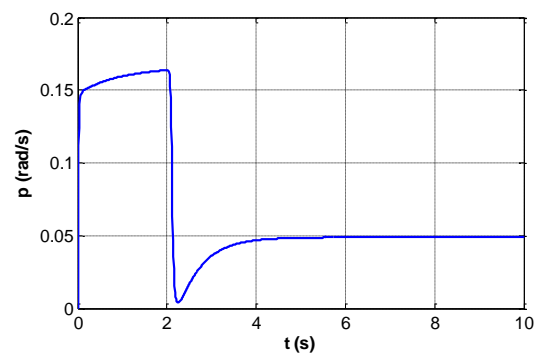
شکل (۱۲): ورودی بال هواپیما



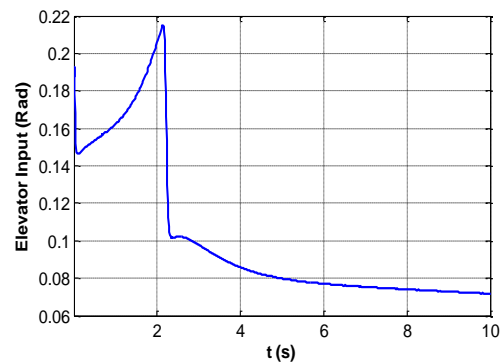
شکل (۸): سرعت طولی هواپیما



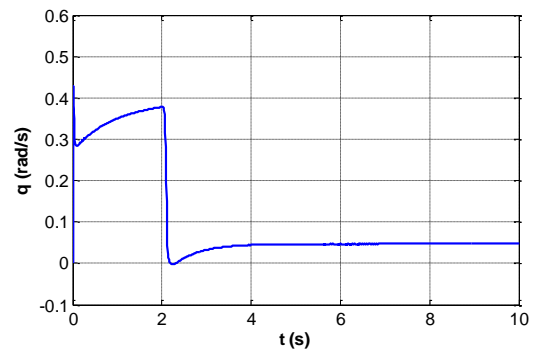
شکل (۱۳): ورودی سکان هواپیما



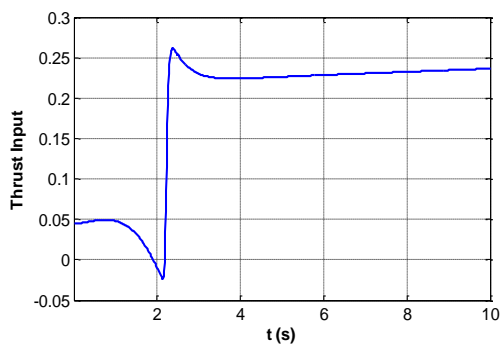
شکل (۹): سرعت زاویه‌ای حول محور x



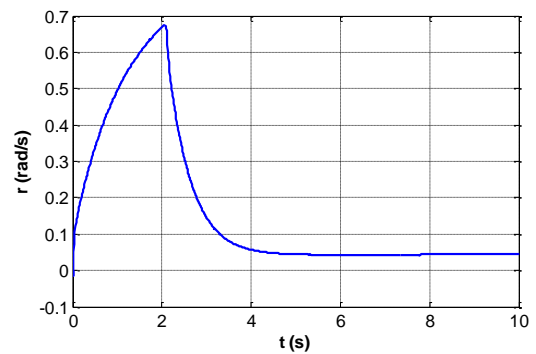
شکل (۱۴): ورودی بالابر هواپیما



شکل (۱۰): سرعت زاویه‌ای حول محور y

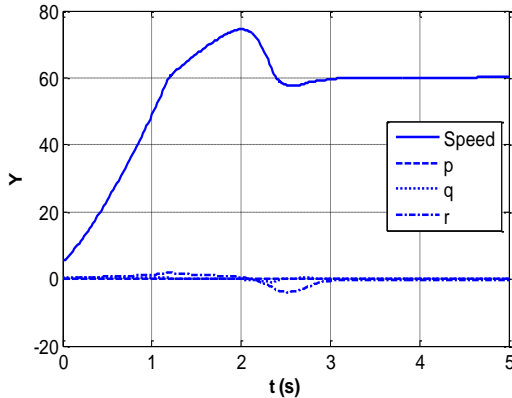


شکل (۱۵): ورودی موتور تراست هواپیما



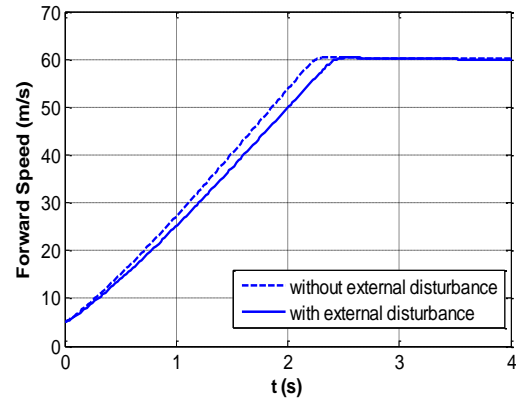
شکل (۱۱): سرعت زاویه‌ای حول محور z

گذشت حدود ۳ ثانیه، هواپیما سرعت موردنظر را ردیابی کرده است. البته این خطای زیاد در محاسبه ضرایب آیرودینامیک، اثر خود را در میزان فراجاهش پاسخ نشان داده است. فراجاهش در حدود ۲۵ درصدی پاسخ، به دلیل همین خطای زیاد محاسباتی است.



شکل (۱۷): خروجی‌ها در حالت عدم دقت در محاسبه ضرایب آیرودینامیکی

با توجه به اثبات قضیه ارائه شده در بخش طراحی، انتظار می‌رود که هواپیما در مقابله با اغتشاشات محدود با کران مشخص، پایداری خود را حفظ کند. همان‌طور که در شکل ۱۶ مشاهده می‌شود، در حضور نیروی باد، هواپیما با اندکی انحراف نسبت به قبل و کمی کندتر، سرعت موردنظر را ردیابی کرده و اثر اغتشاش را دفع کرده است.



شکل (۱۶): سرعت طولی هواپیما

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله، کنترل کننده مد لغزشی به‌عنوان روشی که دارای قابلیت پایداری جامع و مقاوم مدل کامل و غیرخطی یک هواپیماست، انتخاب شد. سپس، یک مدل کامل شش درجه آزادی غیرخطی با در نظر گرفتن همه حرکات طولی و عرضی هواپیما و همین‌طور کوپلینگ بین آن‌ها استخراج شد؛ مدل کاملی که اکثر مراجع، به دلیل پیچیدگی طراحی سیستم کنترل برای آن، کمتر از آن استفاده کرده بودند. در بخش بعد، مسئله طراحی کنترل کننده مد لغزشی و اثبات پایداری مجانبی در مورد حرکت هواپیما در حالت وجود اغتشاشات خارجی و همچنین عدم قطعیت پارامتری، انجام شد. در بخش پایانی، نتایج شبیه‌سازی الگوریتم کنترل پیشنهادی در رژیم‌های پروازی مختلف اعم از سرعت‌ها و ارتفاع‌های متفاوت، در شرایط وجود نیروی باد و همین‌طور با فرض عدم دقت در محاسبه ضرایب آیرودینامیکی استخراج شد و نشان داده شد که کنترل کننده مد لغزشی طراحی شده، در مواجهه با انواع نامعینی‌های اشاره شده فوق مقاوم بوده و ردیابی سرعت خطی در زمانی حدود ۲ الی ۳ ثانیه و ردیابی سرعت‌های

۳-۴- بررسی اثر عدم دقت در ضرایب مدل آیرودینامیک

بدیهی است که هرچقدر در استخراج مدل آیرودینامیک دقت صورت گیرد، بازهم نمی‌توان گفت مدل استخراج شده، کاملاً دقیق است. در این بخش، اثر وجود خطا در محاسبه ضرایب مدل آیرودینامیکی نیز در نظر گرفته شده و نشان داده می‌شود که کنترل کننده طراحی شده قادر است در این شرایط نیز عملکرد موردنظر را البته با اندکی تفاوت، فراهم کند. در این حالت، یک فرض بدبینانه در نظر گرفته شده است تا ویژگی مقاوم بودن کنترل کننده به‌خوبی نشان داده شود. فرض شده است که در محاسبه ضرایب مدل آیرودینامیک، خطایی در حدود ۷۰ درصد وجود دارد. این ضرایب معمولاً اعدادی بین صفر و یک هستند و در نظر گرفتن ۷۰ درصد خطا در محاسبه این ضرایب، شاید در عمل اتفاق نیفتد؛ اما شرایطی در نظر گرفته می‌شود که این اتفاق رخ داده است تا مقاوم بودن کنترل کننده در این شرایط نامساعد نیز به اثبات برسد.

شکل ۱۷، سرعت‌های خطی و زاویه‌ای هواپیما را در این شرایط نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود پس از

[10] Thukral A, Innocenti M. A sliding mode missile pitch autopilot synthesis for high angle of attack maneuvering. *IEEE transactions on control systems technology*. 1998;6(3):359-71.

[11] Abdulhamitbilal E, Jafarov EM, editors. Robust sliding mode speed hold control system design for full nonlinear aircraft model with parameter uncertainties: A step beyond. 2012 12th International Workshop on Variable Structure Systems; 2012: IEEE.

[12] Razavi S. Adaptive Gain Scheduling Strategies for Aircraft Longitudinal Maneuvers Control. *Journal of Aerospace Mechanics*. 2019; 15(4):30-48.

[13] Barbastegan M, Bagheri A, Yazdan E, Chegini S.N. Optimal Control of an Aircraft Pitch Angle using PID and Sliding Mode Control Based on PSO Algorithm. *Journal of Aerospace Mechanics*. 2019;15(4):49-66.

[14] McLean D. Automatic flight control systems(Book). Englewood Cliffs, NJ, Prentice Hall, 1990, 606. 1990.

[15] Yechout TR. Introduction to aircraft flight mechanics: Aiaa; 2003.

[16] Anderson J. EBOOK: Fundamentals of Aerodynamics (SI units): McGraw Hill; 2011.

[17] Abdulhamitbilal E, editor Robust flight sliding modes control system design for nonlinear aircraft with parameter uncertainties. 2014 13th International Workshop on Variable Structure Systems (VSS); 2014: IEEE.

زاویه‌ای در زمانی حدود ۴ الی ۵ ثانیه اتفاق می‌افتد. در ضمن، تمام خروجی‌ها در شرایطی به دست آمدند که مسئله اشباع عملگرها و همین‌طور حداکثر نرخ تغییرات خروجی آن‌ها در نظر گرفته شد تا اطمینان دهد که امکان پیاده‌سازی عملی روش پیشنهادی وجود دارد.

۶- مراجع

[1] Soltanian F, Shasadeghi M, Mobayen S, Fekih A. Adaptive Optimal Multi-Surface Back-Stepping Sliding Mode Control Design for the Takagi-Sugeno Fuzzy Model of Uncertain Nonlinear System with External Disturbance. *IEEE Access*. 2022;10:14680-90.

[2] Fuhui G, Pingli L. Fast self-adapting high-order sliding mode control for a class of uncertain nonlinear systems. *Journal of Systems Engineering and Electronics*. 2021;32(3):690-9.

[3] Junejo AK, Xu W, Mu C, Ismail MM, Liu Y. Adaptive speed control of PMSM drive system based a new sliding-mode reaching law. *IEEE Transactions on Power Electronics*. 2020;35(11):12110-21.

[4] Jafarov EM, Tasaltin R. Robust sliding-mode control for the uncertain MIMO aircraft model F-18. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*. 2000;36(4):1127-41.

[5] Edwards C, Akoachere A, Spurgeon SK. Sliding-mode output feedback controller design using linear matrix inequalities. *IEEE Transactions on Automatic Control*. 2001;46(1):115-9.

[6] Wells S, Hess R, editors. MIMO sliding mode control for a tailless fighter aircraft, an alternative to reconfigurable architectures. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*; 2002.

[7] Shtessel Y, Buffington J, Banda S. Tailless aircraft flight control using multiple time scale reconfigurable sliding modes. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*. 2002;10(2):288-96.

[8] Xu H, Mirmirani MD, Ioannou PA. Adaptive sliding mode control design for a hypersonic flight vehicle. *Journal of guidance, control, and dynamics*. 2004;27(5):829-38.

[9] Seshagiri S, Promtun E, editors. Sliding mode control of F-16 longitudinal dynamics. 2008 American control conference; 2008: IEEE.



Robust Sliding Mode Controller Design for the Complete Model of an Aircraft in the Presence of a Variety of Uncertainties

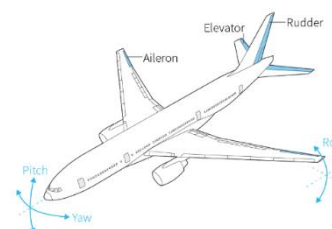
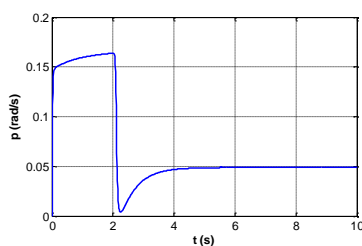
Seyed Ali Zahiripour¹

¹ Assistant Professor, Faculty of Electrical and Computer Engineering, University of Kashan, Kashan, Iran

HIGHLIGHTS

- The robust stability of the aircraft can be achieved in different regimes.
- This method guarantees the rejection of the effect of external disturbances.
- This method can be used for any other airplane after modeling.

GRAPHICAL ABSTRACT



ARTICLE INFO

Article history:

Article Type: Research paper

Received: 23 February 2022

Received in revised form: 17 April 2022

Accepted: 8 May 2022

Available online: 15 August 2022

*Correspondence:

zahiripour@kashanu.ac.ir

How to cite this article:

S.A. Zahiripour. Robust Sliding mode controller design for the complete model of an aircraft in the presence of a variety of uncertainties. Journal of Aerospace Mechanics. 2022; 18(3): 169-180.

Keywords:

Robust Control

Sliding Mode

Airplane

Aerodynamic Coefficients

Lyapunov Theory

ABSTRACT

In this paper a robust flight control system is designed for the complete model of a six-degree-of-freedom nonlinear aircraft, without the need to reset the controller parameters and reconfigure it. To do this, a sliding mode controller has been used as one of the modern methods in robust control. Ensuring global asymptotic and robust aircraft stability using Lyapunov theory, in the presence of parametric uncertainties due to changes in flight speed, changes in aircraft altitude, as well as uncertainties due to external disturbances such as wind force, as well as uncertainties related to Inaccurate modeling of aerodynamic coefficients has been performed. The issue of saturation as well as the maximum rate of change of the output of the actuators is also taken into account to ensure that this method can be implemented practically. Finally, several simulations have been performed with different practical considerations to show the efficiency of the proposed method in different flight conditions.

