

طراحی کنترلر LQR و MPC برای حرکت طولی پهپاد و مقایسه کنترلرها در حضور اغتشاشات محیطی

محمد حسن علیائی^۱، نجمه اقبال^۲

^۱ دانشجوی کارشناسی ارشد مهندسی برق کنترل، دانشگاه صنعتی سجاد

^۲ دکتری کنترل، استادیار عضو هیات علمی دانشگاه صنعتی سجاد

نام نویسنده مسئول:

محمد حسن علیائی طبقه

چکیده

در این مقاله دو نوع کنترلر بهینه پیش‌بین مدل (MPC) و تنظیم‌کننده خطی گسسته (LQR) برای معادلات خطی سیستم پهپاد، مدل X-RAE1 طراحی می‌شود. در ابتدا، پایداری طولی و عرضی پهپاد تعریف می‌شوند، سپس جهت حرکت طولی پهپاد، کنترلرهای MPC و LQR طراحی می‌گردد. پس از آن، سیستم حلقه بسته، در حضور اغتشاشات محیطی قرار داده می‌شود که این اغتشاشات بر زاویه تعریف شده برای پهپاد وارد می‌گردد. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که کنترلر MPC نسبت به LQR، در برابر اغتشاشات، مقاوم‌تر و بهینه‌تر عمل کرده و در نتیجه با عملکرد بهتری پهپاد را به نقطه تعادل خود هدایت می‌کند.

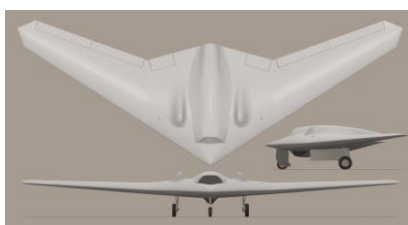
واژگان کلیدی: LQR - MPC - پهپاد - X-RAE1 - اغتشاش محیطی-پایداری طولی

¹ Model Predictive Control

² Linear Quadratic Regulator

مقدمه

با افزایش انواع وسایل بدون سرنشین^۳ در حوزه‌های مختلف، از جمله هوایی، زمینی، دریایی و زیردریایی، نیاز به الگوریتم‌ها و روش‌های کنترلی از مهم‌ترین نیازهای این صنعت می‌باشد. در حوزه هوایی، به این وسایل هوایی بدون سرنشین (UAV)، پهپاد^۵ گفته می‌شود. در حالت کلی هر وسیله پرنده‌ای که از راه دور کنترل می‌شود و بدون سرنشین باشد، در دسته پهپادها قرار می‌گیرد [۱]. امروزه کاربرد UAVها در حوزه‌های نظامی، سمپاشی زمین‌های کشاورزی، انتقال بسته‌های پستی و امداد رسانی بیشتر به چشم می‌خورد. در شکل‌های (۱)، (۲) و (۳) نمونه‌ای از پهپادهای ساخته شده در حوزه‌های نظامی، کشاورزی و امداد رسانی نشان داده شده‌است.



شکل ۱ - پهپاد RQ170 نظامی



شکل ۲ - پهپاد DJI MG-1 برای سمپاشی زمین کشاورزی



شکل ۳ - نمونه‌ای از پهپاد امداد رسانی

با افزایش استفاده از پهپادها، مهندسان کنترل نیز فرآیندهای کنترلی مختلفی را برای کنترل موقعیت پهپاد [۲] و ردیابی و جهت‌یابی پهپاد [۳] انجام داده‌اند. وسایل زمینی بدون سرنشین (UGV) نیز تعریفی مشابه با UAVها را دارند. به وسایلی که روی سطح زمین حرکت می‌کنند و توسط کاربر انسانی برای انجام یک فعالیت، از راه دور کنترل می‌شوند، UGV می‌گویند [۴]. از کاربرد UGVها می‌توان به استفاده در حوزه نظامی، استفاده در فعالیت‌های خانگی و صنعتی مثل هرس کردن گیاهان باغ، تمیز کردن سطح زمین، استفاده در عملیات نجات و امداد رسانی اشاره کرد [۵]. در شکل (۴) نیز تصویری از UGV نظامی را مشاهده می‌کنید. وسایل زیردریایی بدون سرنشین (UUV) نیز بیشتر کاربرد نظامی دارند [۶]. در این مقاله در بخش (۲) روش‌های کنترلی MPC و LQR بررسی می‌شوند. در

³ Unmanned Vehicles⁴ Unmanned aerial vehicle⁶ Location⁷ Tracking and Navigation⁸ Unmanned ground vehicles⁹ Unmanned underwater vehicles^۵ پرنده هدایت‌پذیر از دور

بخش (۳) معادلات مربوط به سیستم پهنپاد X-RAE1 بررسی می‌شود و پس از خطی‌سازی، درنهایت در بخش (۴) کنترلرها طراحی شده و نتایج شبیه‌سازی نشان داده می‌شود



شکل ۴ - نمونه‌ای UGV نظامی

۱- روش‌های کنترل بهینه برای کنترل یک فرآیند

الگوریتم‌ها و روش‌های مختلفی برای کنترل بهینه یک فرآیند وجود دارد. در حالت کلی در کنترل بهینه یک تابع هزینه برای فرآیند تعریف می‌شود و هدف کنترلر بهینه، به دست آوردن سیگنال کنترل و ورودی سیستم است به گونه‌ای که تابع هزینه بهینه‌سازی شود. برای نمونه از روش‌های کنترل بهینه می‌توان به کنترل پیش‌بین مدل و تنظیم‌کننده خطی گسسته اشاره کرد [۷].

۱-۱- کنترل پیش‌بین مدل

کنترل پیش‌بین مدل (MPC) یا کنترل پیش‌بین برپایه مدل (MBPC) از پرکاربردترین روش‌های کنترل بهینه در صنعت است. همانطور که از نام آن پیداست، یک استراتژی و روش کنترل است که بر پایه مدل سیستم بنا شده است [۱۱]. از ویژگی‌هایی که این کنترلر، نسبت به کنترلرهای دیگر دارد می‌توان به پیش‌بین بودن آن و لحاظ کردن محدودیت‌های ورودی، خروجی و حالت‌های سیستم اشاره کرد. یکی از قدرتمندترین نرم‌افزارهای طراحی کنترلر MPC، نرم‌افزار Matlab می‌باشد. برای اطلاعات بیشتر درباره طراحی کنترلر MPC به مرجع [۱۲] مراجعه شود. در این مقاله هیچ محدودیتی روی ورودی‌ها و حالت‌ها در نظر گرفته نشده است. در بخش (۴) نتایج شبیه‌سازی و اعمال این کنترلر به سیستم پهنپاد و همچنین تست آن در اغتشاشات محیطی، نمایش داده شده است.

۱-۲- تنظیم‌کننده خطی گسسته

در مسائل تنظیم‌کننده خطی گسسته، به دنبال ورودی بهینه سیستم هستیم که اگر این ورودی بهینه را به سیستم اعمال کنیم کمترین هزینه را خواهیم داشت و خروجی‌ها نیز به مقدار مطلوب نزدیک‌تر خواهند شد. معادلات سیستم را مطابق رابطه (۱) در نظر می‌گیریم.

$$x_{(n+1)} = A_{(n)}x_{(n)} + B_{(n)}u_{(n)} \quad (1)$$

معادلات سیستم را در حالت کلی، متغیر با زمان فرض کرده‌ایم. تابع هزینه مسئله را نیز مطابق رابطه (۲) در نظر می‌گیریم.

$$J = \frac{1}{2} x_{(N)}^T H x_{(N)} + \frac{1}{2} \sum_{j=0}^{N-1} \{ x_{(j)}^T Q_{(j)} x_{(j)} + u_{(j)}^T R_{(j)} u_{(j)} \} \quad (2)$$

در رابطه (۲)، N بیانگر لحظه نهایی، Q و H ماتریس وزن‌دهی برای حالت‌ها و R ماتریس وزن‌دهی برای ورودی‌ها می‌باشند. ماتریس‌های Q و H باید نیمه معین مثبت^۱ و ماتریس R باید معین مثبت^۲ انتخاب شوند. تابع هزینه شامل هزینه در لحظه نهایی و هزینه در هر لحظه می‌باشد [۷].

الگوریتم تنظیم کننده خطی گسسته به شرح زیر است [۸]:

- در نظر گرفتن مدل سیستم
- انتخاب ماتریس‌های وزن‌دهی R ، Q و H
- انتخاب مقدار لحظه نهایی N
- محاسبه ماتریس F از رابطه (۷) به ازای $k=1,2,\dots,N$
- محاسبه ماتریس P از رابطه (۸) به ازای $k=1,2,\dots,N$
- اندازه‌گیری حالت‌ها
- محاسبه ورودی بهینه u^* از رابطه (۵)
- محاسبه مقدار تابع هزینه از رابطه (۶)

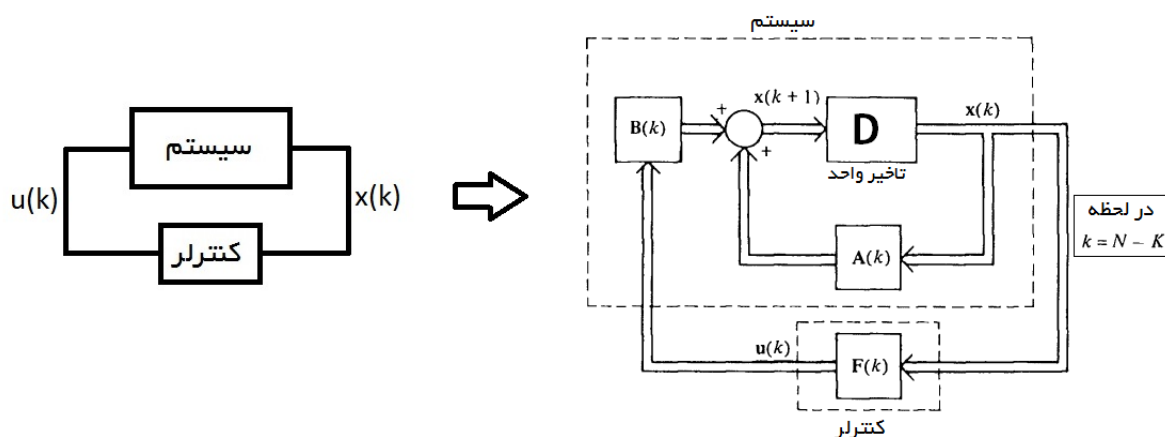
$$F_{(N-k)} = -[R_{(N-k)} + B_{(N-k)}^T P_{(k-1)} B_{(N-k)}]^{-1} \times B_{(N-k)}^T P_{(k-1)} A_{(N-k)} \quad (3)$$

$$P_{(k)} = [A_{(N-k)} + B_{(N-k)} F_{(N-k)}]^T P_{(k-1)} \times [A_{(N-k)} + B_{(N-k)} F_{(N-k)}] + F_{(N-k)}^T R_{(N-k)} F_{(N-k)} + Q_{(N-k)} \quad (4)$$

$$u_{(N-k)}^* = F_{(N-k)} x_{(N-k)} \quad (5)$$

$$J_{(N-k),N}^* = \frac{1}{2} x_{(N-k)}^T P_{(k)} x_{(N-k)} \quad (6)$$

در شکل (۵) بلوک‌دیگرام این الگوریتم را مشاهده می‌کنیم [۷].



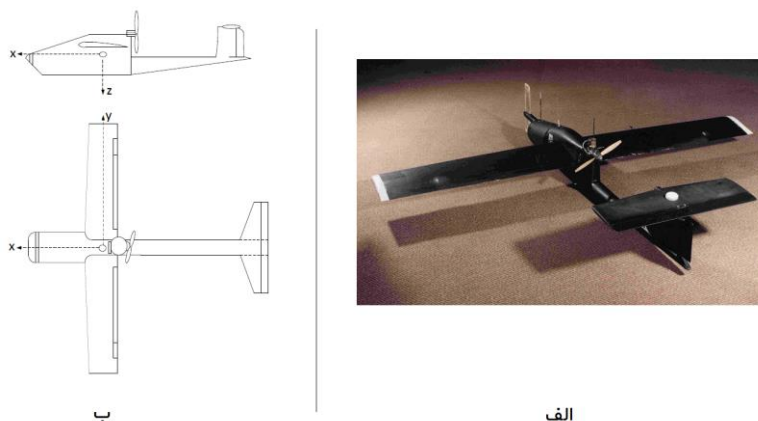
شکل ۵ - بلوک‌دیگرام الگوریتم تنظیم کننده خطی گسسته

¹ Positive semi-definite

² Positive Definite

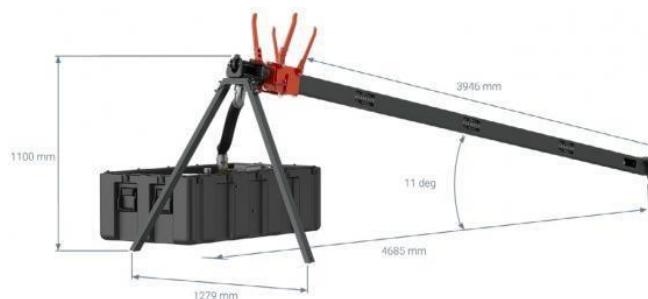
۲- مدل سازی سیستم پهپاد X-RAE1

پهپاد X-RAE1 در سال ۱۹۹۸ طراحی شده است. این پهپاد، ۶ درجه آزادی^۳ دارد و برای بلند شدن از زمین، از پرتاب کننده^۴ و برای پرواز نیز از موتورهای دو زمانه استفاده می کند [۹]. تعداد درجه آزادی به معنی تعداد پارامترهایی است که وضعیت پهپاد را در فضا بیان می کنند. در شکل (۶) نمونه پهپاد X-RAE1 و در شکل (۷) یک نمونه پرتاب کننده نمایش داده شده است.



شکل ۶- (الف) نمونه پهپاد X-RAE1، (ب) طرح پهپاد X-RAE1 از دو زاویه دید

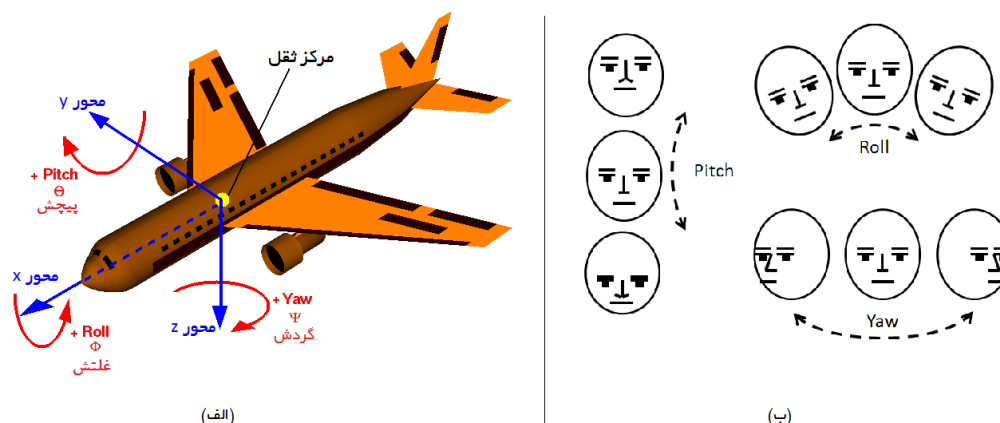
در شکل (۶-ب) طرح ساده پهپاد X-RAE1 و جهت محورهای مختصات مشاهده می شود. طول پهپاد ۲٫۱ متر و وزن آن ۱۸٫۵ کیلوگرم است [۹]. در شکل (۷) نیز یک پرتاب کننده ساده را مشاهده می کنید. پرتاب کننده ها انواع مختلفی دارند و برای شروع پرواز، به پهپاد کمک می کنند.



شکل ۷- نمونه یک پرتاب کننده

برای مدل سازی ابتدا مطابق شکل (۸)، یک جسم پرنده را در نظر می گیریم. زاویه های "غلش"^{۱۵}، "پیچش"^{۱۶} و "گردش"^{۱۷} را مولفه های چرخشی و مختصات محور X ، Y و Z را مولفه های انتقالی می نامیم. این شش متغیر که موقعیت پهپاد X-RAE1 را مشخص می کنند، بیانگر همان شش درجه آزادی پهپاد هستند. در بخش (۴-۱) معادلات دینامیکی سیستم پهپاد X-RAE1 را به دو قسمت معادلات چرخشی^{۱۸} و معادلات انتقالی^{۱۹} تقسیم می کنیم.

^۱ Degrees of freedom	3
^۱ Launcher	4
^۱ Roll - Φ	5
^۱ Pitch - Θ	6
^۱ Yaw - Ψ	7
^۱ Rotational equations	8
^۱ Translational equations	9



شکل ۸- (الف) مولفه‌های دینامیکی یک جسم پرنده، (ب) درک ساده‌تر زاویه‌های غلتش و پیچش و گردش

۲-۱- معادلات چرخشی

در معادلات چرخشی، متغیرهای حالت را زاویه‌های غلتش و پیچش و گردش در نظر می‌گیریم. رابطه‌های (۷)، (۸) و (۹) معادلات چرخشی پهپاد را توصیف می‌کنند [۱۰].

$$\dot{P}I_x - \dot{R}I_{xz} = QR(I_y - I_z) + PQI_{xz} + \bar{q}SbC_l \quad (7)$$

$$\dot{Q}I_y = PR(I_z - I_x) - (P^2 - R^2)I_{xz} + \bar{q}ScC_m + \bar{q}S(C_L \sin(\alpha) - C_D \cos(\alpha))h_0 + Te_T \quad (8)$$

$$\dot{R}I_z - \dot{P}I_{xz} = PQ(I_x - I_y) + QRI_{xz} + \bar{q}ScC_n \quad (9)$$

توضیحات هر مولفه در جدول (۱) آمده است.

۲-۲- معادلات انتقالی

رابطه‌های (۱۰)، (۱۱) و (۱۲) نشان‌دهنده معادلات انتقالی پهپاد هستند. در معادلات انتقالی متغیرهای حالت را سرعت در راستای جلو، پهلو و پایین‌آر نظر می‌گیریم [۱۰].

$$\dot{U} = RV - QW - g \sin(\Theta) + \frac{\bar{q}S(C_L \sin(\alpha) - C_D \cos(\alpha)) + T}{m} \quad (10)$$

$$\dot{V} = PW - RU + g \cos(\Theta) \sin(\Phi) + \frac{\bar{q}SC_y}{m} \quad (11)$$

$$\dot{W} = QU - PV + g \cos(\Theta) \cos(\Phi) + \frac{\bar{q}S(-C_L \cos(\alpha) - C_D \sin(\alpha))}{m} \quad (12)$$

توضیحات هر مولفه در جدول (۱) آمده است.

برای خطی‌سازی این معادلات و به دست آوردن معادلات فضای حالت، سه معادله (۱۳)، (۱۴) و (۱۵) نیز بیان می‌شود که رابطه بین متغیرهای سرعت در راستای جلو، پهلو و پایین‌آر با متغیرهای Φ و Θ و Ψ را نشان می‌دهند.

$$\dot{\Phi} = P + Q \tan(\Theta) \sin(\Phi) + R \tan(\Theta) \cos(\Phi) \quad (13)$$

$$\dot{\Theta} = Q \cos(\Phi) - R \sin(\Phi) \quad (14)$$

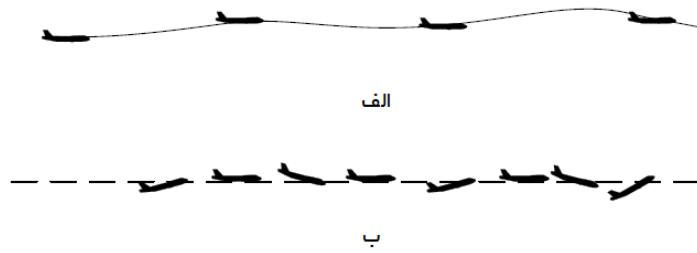
$$\dot{\Psi} = \frac{R \cos(\Phi) + Q \sin(\Phi)}{\cos(\Theta)} \quad (15)$$

جدول ۱- توضیح مولفه‌های روابط (۱۱) تا (۱۹)

مؤلفه	توضیح - مقدار	مؤلفه	توضیح - مقدار
U	سرعت رو به جلو در جهت محور X	C_L	ضریب نیروی برآر ^{۲۳}
V	سرعت رو به پهلو در جهت محور Y	C_D	ضریب نیروی پسا ^{۲۴}
W	سرعت رو به پایین در جهت محور Z	C_y	ضریب نیروی بدنه ^{۲۵}
P	سرعت زاویه‌ای غلتش در جهت محور X	C_l	ضریب حرکت غلتش لحظه‌ای
Q	سرعت زاویه‌ای پیچش در جهت محور Y	C_m	ضریب حرکت پیچش لحظه‌ای
R	سرعت زاویه‌ای گردش در جهت محور Z	C_n	ضریب حرکت گردش لحظه‌ای
Φ	زاویه غلتش	I_x	اینرسی لحظه‌ای مربوط به محور X
Θ	زاویه پیچش	I_y	اینرسی لحظه‌ای مربوط به محور Y
Ψ	زاویه گردش	I_z	اینرسی لحظه‌ای مربوط به محور Z
T	نیروی پرتاب و رانش	I_{xz}	اینرسی XZ
α	زاویه حمله	$\bar{q}$	فشار دینامیکی
m	وزن پهپاد - ۱۸,۵ کیلوگرم	g	شتاب گرانش - ۸.۹ متر بر مجذور ثانیه
S	مساحت بال پهپاد - ۹۳۰۷.۰ مترمربع	b	طول بال پهپاد - ۶۳۸.۲ مترمربع
c	اندازه وتر بال پهپاد - ۳۵۳.۰ متر	e_T	ضریب نیروی پرتاب و رانش

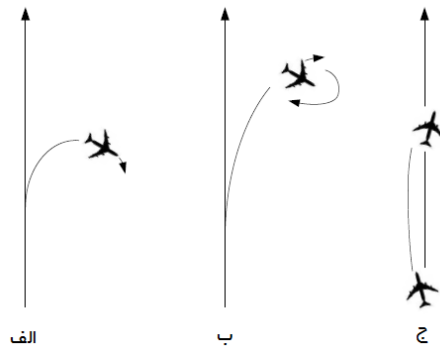
برای پیاده‌سازی الگوریتم تنظیم‌کننده خطی گسسته، باید ابتدا معادلات سیستم را خطی‌سازی کرده و سپس با نمونه‌برداری به حالت گسسته تبدیل کرد. در بخش (۳-۳) با خطی‌سازی معادلات سیستم، آشنا می‌شویم. قبل از شروع خطی‌سازی، عوامل ایجاد ناپایداری را بررسی می‌کنیم. برای هر وسیله پرنده مثل پهپاد، پایداری در دو وضعیت بررسی می‌شود. اول وضعیت پایداری طولی^{۲۶}، دوم وضعیت پایداری عرضی^{۲۷}. پایداری طولی یعنی پهپاد بتواند بعد از وارد شدن اغتشاشات محیطی که باعث تغییر زاویه حمله و سرعت آن می‌شود، وضعیت خود را به حالت قبلی برگرداند و به حرکت خود در مسیر مستقیم و سرعت ثابت ادامه دهد. اغتشاشات محیطی باعث دو نوع حرکت نوسانی می‌شوند. یکی نوسان با طول بلند^{۲۸} و دیگری نوسان با طول کوتاه^{۲۹}. طراحی کنترلر باید به گونه‌ای باشد که این نوسانات را تشخیص داده و وضعیت پهپاد را کنترل کند. شکل (۹) به خوبی این نوسانات را نشان می‌دهد [۹].

2 Lift Force 3
 2 Drag Force 4
 2 Side Force 5
 2 Longitudinal stability 6
 2 Lateral stability 7
 2 Long-period(phugoid mode) 8
 2 Short-period 9



شکل ۹- (الف) نوسانات با طول بلند، (ب) نوسانات با طول کوتاه

پایداری عرضی نیز به این معنی است که پهباد بعد از حرکت به سمت چپ یا راست، بلافاصله تعادل خود را حفظ کند و از مسیر مستقیم خود منحرف نشود. در حرکت‌های جانبی (به سمت چپ یا راست)، ممکن است سه حالت ناپایدار، واگرایی مارپیچی^۳، واگرایی جهت‌دار^۴ و حالت غلت هلندی^۳ رخ بدهد که وظیفه کنترلر، تشخیص و کنترل این وضعیت‌ها و بازگرداندن پهباد به نقطه تعادل است. شکل (۱۰) به خوبی این سه وضعیت ناپایدار را نشان می‌دهد [۹].



شکل ۱۰- (الف) واگرایی مارپیچی، (ب) واگرایی جهت‌دار، (ج) حالت غلت هلندی

۳-۲- خطی‌سازی معادلات پهباد X-RAE1

معادلات (۷) تا (۱۲) را برای پرواز پهباد در سرعت ثابت ۳۰ m/s در راستای محور X و طراحی کنترلر برای کنترل حرکت طولی، خطی‌سازی می‌کنیم [۹]. بعد از خطی‌سازی، معادلات حالت (۱۶) و (۱۷) به دست می‌آید [۱۰].

$$\begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{W} \\ \dot{Q} \\ \dot{\Theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.1420 & -0.2270 & 2.4928 & -9.7709 \\ -1.0331 & -4.4763 & 28.6389 & 0.8367 \\ -0.0419 & -2.7441 & -15.3512 & -0.1343 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U \\ W \\ Q \\ \Theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -1.1357 & 1.4441 \\ -13.0599 & 0 \\ -137.1565 & -2.0355 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \eta \\ \delta_T \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$y = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U \\ W \\ Q \\ \Theta \end{bmatrix} \quad (17)$$

³ Spiral divergence 0
³ Directional divergence 1
³ Dutch Roll Mode 2

که U بیانگر سرعت رو به جلو، W سرعت رو به پایین، Q سرعت زاویه‌ای پیچش در راستای محور Y ، Θ مقدار زاویه پیچش، η انحراف سکان بالابر^{۳۳} و δ_T تنظیم‌کننده جریان بنزین^۴ می‌باشد.

برای طراحی کنترلر برای کنترل حرکت عرضی، مجدد معادلات (۷) تا (۱۲) را خطی‌سازی می‌کنیم و معادلات فضای حالت (۱۸) به دست می‌آید [۹].

$$\begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{P} \\ \dot{R} \\ \dot{\Phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.282 & -2.479 & -29.707 & 9.770 \\ -0.188 & -5.726 & 1.532 & 0 \\ 0.357 & -0.177 & -0.933 & 0 \\ 0 & 1 & -0.087 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V \\ P \\ R \\ \Phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 3.863 \\ -61.436 & 0.808 \\ 4.670 & -13.487 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Psi \\ Z \end{bmatrix} \quad (18)$$

که V بیانگر سرعت رو به پهلو در جهت محور y ، P سرعت زاویه‌ای غلتش در جهت محور x ، R سرعت زاویه‌ای گردش در جهت محور z ، Φ زاویه غلتش، Ψ زاویه شهپرها^{۳۵} و Z زاویه سکان عمودی متحرک^۶ می‌باشد. در بخش (۵) الگوریتم تنظیم‌کننده خطی گسسته را به معادلات فضای حالت پهناد، برای کنترل طولی آن، اعمال می‌کنیم.

۳- نتایج شبیه‌سازی طراحی کنترلر و اعمال آن بر پهناد X-RAE1

۳-۱- طراحی و اعمال کنترلر LQR به سیستم:

برای طراحی کنترلر طولی، ابتدا طبق رابطه (۶) باید تابع هزینه را معرفی کنیم. در این مقاله ماتریس‌های وزن‌دهی R ، Q ، H و زمان شبیه‌سازی را مطابق رابطه (۱۹) در نظر می‌گیریم.

$$Q = \begin{bmatrix} 5 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.5 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 5 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.5 \end{bmatrix}, R = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, N = 100 \quad (19)$$

به دنبال طراحی کنترلی هستیم که بتواند وضعیت پهناد را در سرعت ثابت 30 m/s کنترل کند و در صورت وارد شدن اغتشاشات محیطی، آن‌ها را تشخیص داده و وضعیت پهناد را به حالت مطلوب هدایت کند.

ابتدا کنترلر طولی را بدون حضور اغتشاش، تست می‌کنیم. شکل (۱۱) اندازه حالت‌های سیستم و شکل (۱۲) مقدار ورودی بهینه اعمال شده را نشان می‌دهد.

³ Elevator deflection

3

³ Throttle setting

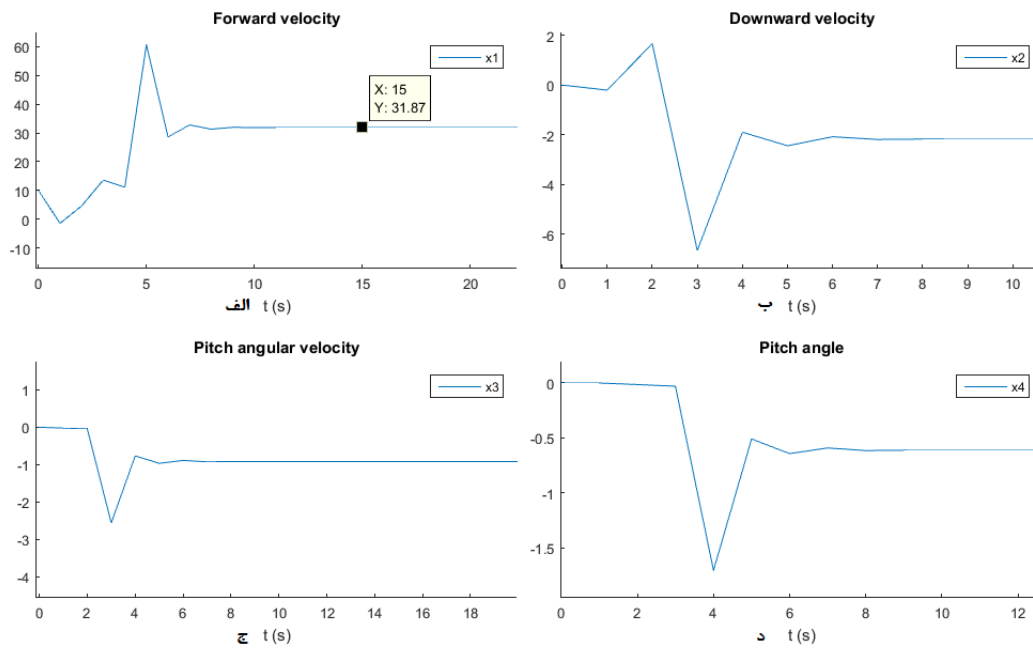
4

³ Aileron

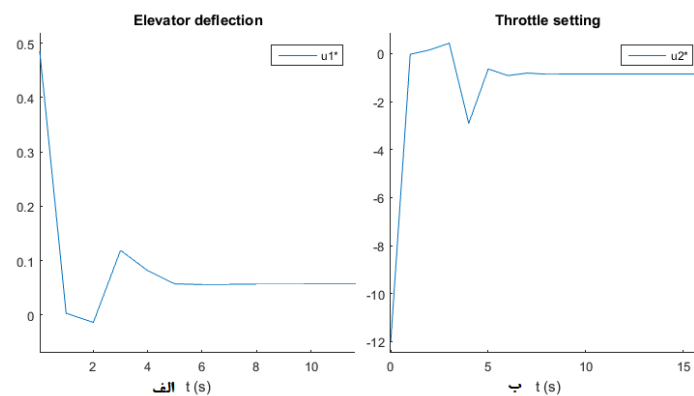
5

³ Rudder

6



شکل ۱۱- (الف) وضعیت سرعت رو به جلو، (ب) سرعت رو به پایین بدون حضور اغتشاش (ج) وضعیت سرعت زاویه‌ای پیچش و (د) زاویه‌ی پیچش در راستای محور Y بدون حضور اغتشاش

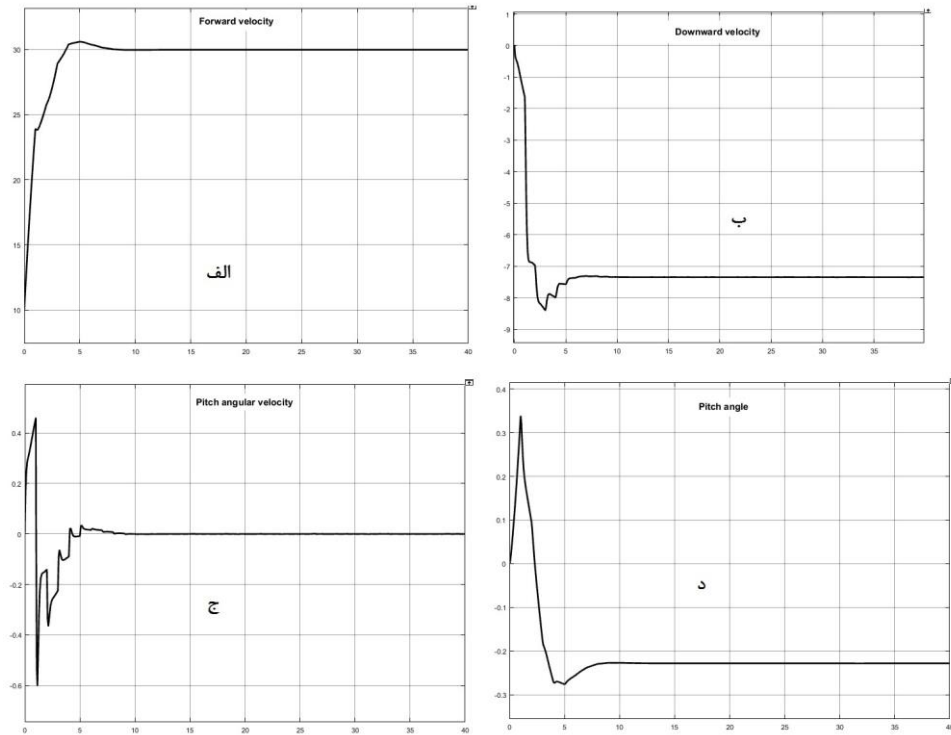


شکل ۱۲- (الف) مقدار بهینه انحراف سکان بالابر و (ب) تنظیم‌کننده جریان بنزین در هر لحظه بدون حضور اغتشاش

در شکل (۱۱) مشاهده می‌کنیم که کنترلر طولی به خوبی عمل کرده و با اعمال ورودی‌های بهینه، حالت‌ها را کنترل کرده است و سرعت رو به جلو پهناد در زمان ۱۰ ثانیه به مقدار ثابت 30 m/s رسیده است. در بخش (۳-۴) و (۴-۴) کنترلر طولی را در حضور اغتشاش تست می‌کنیم.

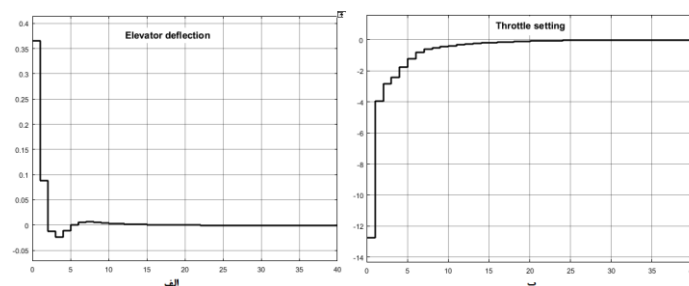
۳-۲- طراحی و اعمال کنترلر MPC به سیستم:

برای طراحی کنترلر MPC ماتریس‌های وزن‌دهی تابع هزینه را مطابق رابطه (۱۹) و زمان نمونه‌برداری را نیز، برابر یک ثانیه در نظر می‌گیریم تا شرایط کنترلر MPC با شرایط کنترلر LQR برای مقایسه برابر باشد. در شکل‌های (۱۳) و (۱۴) نتایج شبیه‌سازی را مشاهده می‌کنیم.



شکل ۱۳- (الف) وضعیت سرعت رو به جلو، (ب) سرعت رو به پایین بدون حضور اغتشاش (ج) وضعیت سرعت زاویه‌ای پیچش و (د) زاویه‌ی پیچش در راستای محور Y بدون حضور اغتشاش

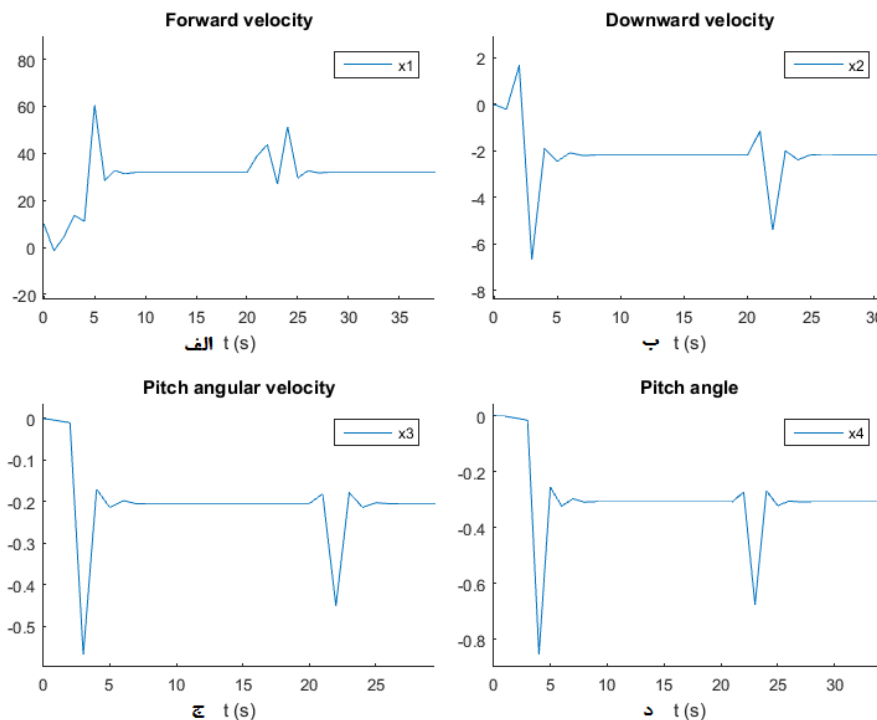
در شکل (۱۵) حالت‌های سیستم مشاهده می‌شوند و کنترلر MPC توانسته در مدت زمان ۸,۰۸ ثانیه، سرعت پهپاد را به ۳۰ m/s منتقل کند.



شکل ۱۴- (الف) مقدار بهینه انحراف سکان بالابر و (ب) تنظیم‌کننده جریان بنزین در هر لحظه بدون حضور اغتشاش

۳-۳- تست کنترلر LQR در حضور اغتشاشات محیطی

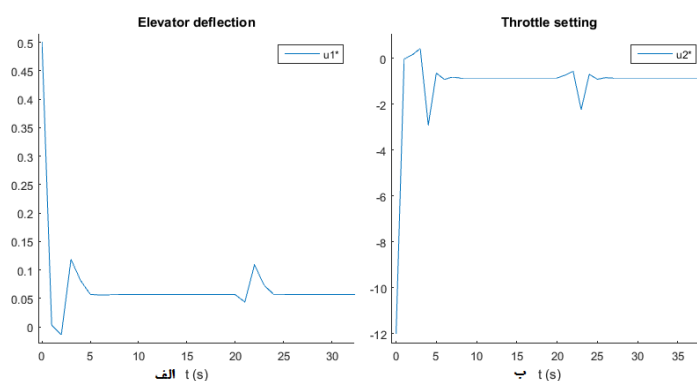
اغتشاش‌های محیطی در پرواز پهپادها، ممکن است ناشی از طوفان، وزش باد و تغییر آب‌وهوا باشد و این اغتشاش‌ها روی زاویه‌ها و سرعت پهپاد تاثیر می‌گذارند. برای تست کنترلر طولی، یک اغتشاش در لحظه ۲۰ ثانیه معادل با انحراف ۲۰ درجه‌ای زاویه پیکش، اعمال می‌شود. نتایج شبیه‌سازی در شکل‌های (۱۵) و (۱۶) مشاهده می‌شود.



شکل ۱۵- (الف) وضعیت سرعت رو به جلو و (ب) سرعت رو به پایین در حضور اغتشاش در ۲۰ ثانیه

(ج) وضعیت سرعت زاویه‌ای پیکش و (د) زاویه‌ی پیکش در راستای محور Y در حضور اغتشاش در ۲۰ ثانیه

در شکل (۱۵) مشاهده می‌کنیم با حضور اغتشاش در لحظه ۲۰ ثانیه، بعد از گذشت ۸ ثانیه یعنی در لحظه ۲۸ ثانیه، اغتشاش میرا شده و مجدد سرعت پهپاد به مقدار مطلوب رسیده است.

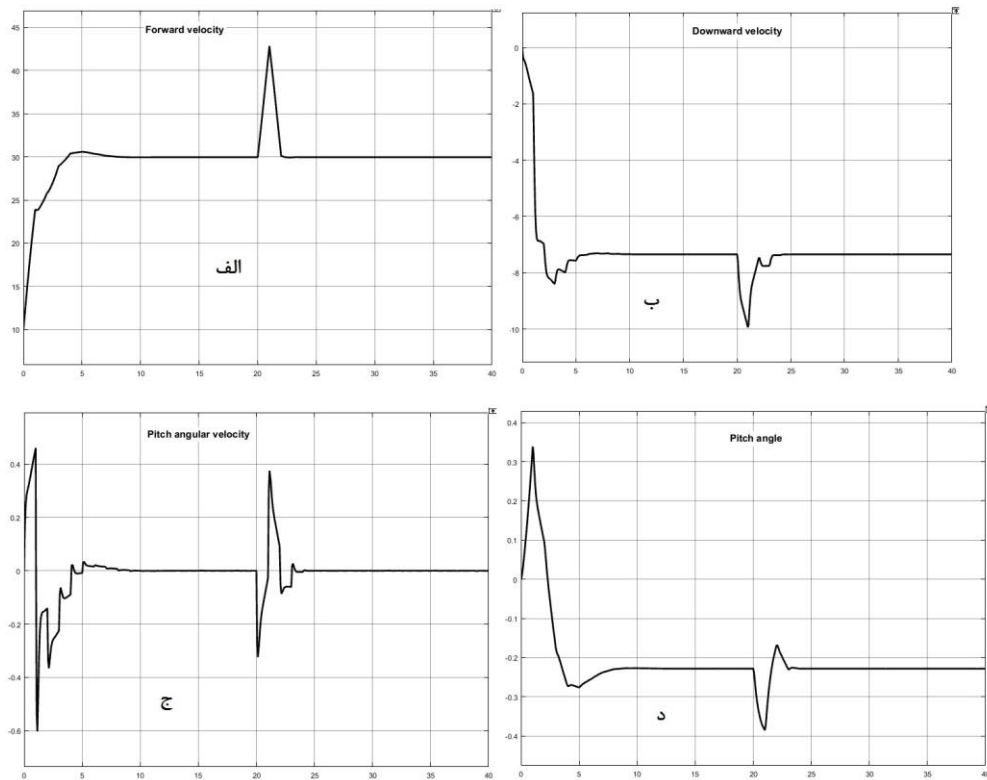


شکل ۱۶- (الف) مقدار بهینه انحراف سکان بالابر و (ب) تنظیم‌کننده جریان بنزین در حضور اغتشاش در ۲۰ ثانیه

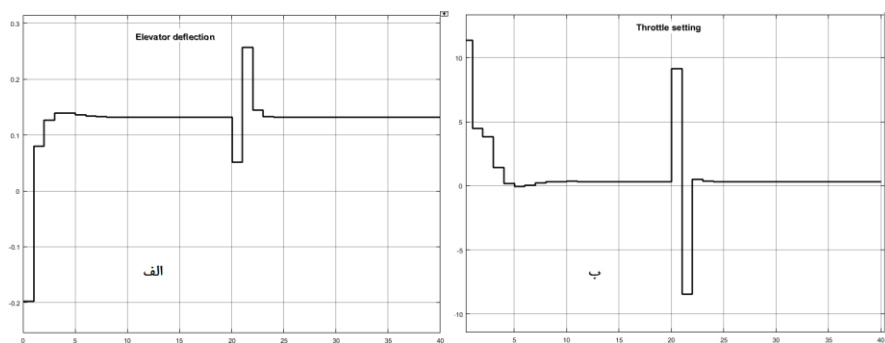
در شکل (۱۶) نیز مقدار تلاش کنترلی و ورودی‌های سیستم قابل مشاهده است.

۳-۴- تست کنترلر MPC در حضور اغتشاشات محیطی

در این بخش، اغتشاشاتی مشابه بخش (۳-۴) به سیستم وارد شده و عملکرد کنترلر MPC در شکل‌های (۱۷) و (۱۸) قابل مشاهده است.

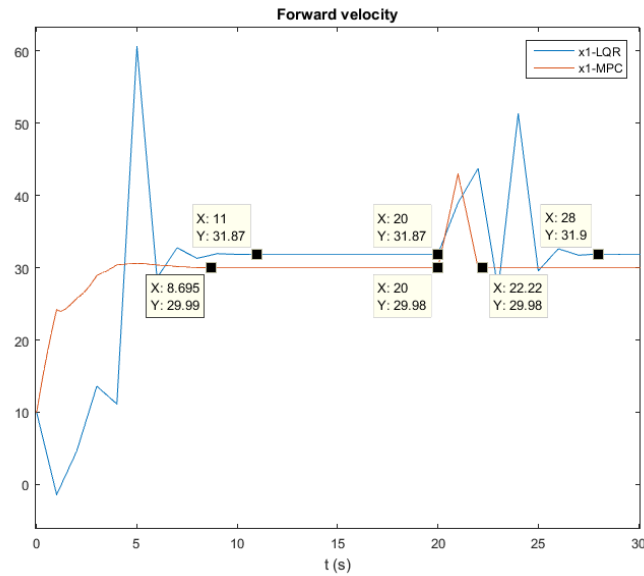


شکل ۱۷- وضعیت حالت‌های سیستم در حضور اغتشاش در ثانیه ۲۰



شکل ۱۸- (الف) مقدار بهینه انحراف سکان بالابر و (ب) تنظیم‌کننده جریان بنزین در حضور اغتشاش در ثانیه ۲۰

در شکل‌های (۱۷) و (۱۸) مشاهده می‌کنیم که بعد از اعمال اغتشاش، کنترلر پس از گذشت ۲،۳ ثانیه، اغتشاشات را میرا کرده و سرعت پهباد را به مقدار مطلوب کنترل کرده‌است.



شکل ۱۹- مقایسه عملکرد کنترلر LQR و MPC در حضور اغتشاش محیطی در لحظه ۲۰ ثانیه

برای مقایسه عملکرد دو کنترلر، وضعیت سرعت رو به جلو پهنپاد را در حضور دو کنترلر با هم مقایسه می‌کنیم. مقایسه فقط برای همین حالت سیستم، بررسی شده‌است زیرا این مقایسه برای حالت‌های دیگر سیستم، نتیجه مشابهی دارد. در شکل (۱۹) عملکرد دو کنترلر نشان داده شده و نتایج آن در جدول (۲) مقایسه شده‌است. با توجه به جدول (۲) می‌توان نتیجه گرفت که عملکرد کنترلر MPC خیلی بهتر از کنترلر LQR بوده‌است.

جدول ۲-مقایسه عملکرد کنترلر MPC و LQR

نوع کنترلر	خطای ردیابی	زمان نشست	Max OverShoot	کنترل و میرایی اغتشاش در
MPC	± 0.03	۸٫۶۹ ثانیه	۰٫۵۹	۲٫۲۲ ثانیه
LQR	± 1.87	۱۱ ثانیه	۲۸٫۷	۸ ثانیه

قابل به ذکر است که برای طراحی کنترلر عرضی و تست آن نیز می‌توان ماتریس‌های وزندهی و زمان شبیه‌سازی را مطابق رابطه (۲۰) در نظر گرفت. سپس به سیستم اغتشاش وارد کرده و عملکرد کنترلر را بررسی کرد.

$$Q = \begin{bmatrix} 5 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.5 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 3.5 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 5 \end{bmatrix}, R = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, N = 50 \quad (20)$$

نتیجه‌گیری

در این مقاله بعد از مدل‌سازی و خطی‌سازی پهپاد و طراحی کنترلرهای MPC و LQR، مشاهده کردیم که کنترلرها به خوبی پهپاد را کنترل کرده و باعث حرکت مستقیم پهپاد در سرعت ثابت 30 m/s شده‌اند. همچنین بعد از اعمال اغتشاشات محیطی به پهپاد، کنترلرها، خروجی‌های سیستم را به وضعیت تعادل هدایت کرده و حرکت طولی پهپاد را به خوبی کنترل کرده‌اند. به این ترتیب، پهپاد همواره پایداری طولی خود را حفظ کرده و از مشکلات احتمالی که در بخش (۲-۳) ذکر شده، دوری می‌کند. در نهایت مقایسه نحوه عملکرد و ویژگی کنترلرهای MPC و LQR در شکل (۱۹) و جدول (۲) نمایش داده شده‌است. در جدول (۲) مشاهده می‌شود که تمام ویژگی‌های پاسخ سیستم از جمله خطای ردیابی، زمان نشست و... با انتخاب کنترلر MPC، بهینه‌تر و مطلوب‌تر به دست آمده‌اند و همچنین رویارویی سیستم در مقابل اغتشاش با انتخاب کنترلر MPC، مقاوم‌تر نسبت به کنترلر LQR بوده است و زمان میرایی اغتشاش با LQR حدود چهار برابر زمان میرایی اغتشاش با MPC بوده‌است. این توانایی و قابلیت‌های MPC، باعث شده‌است که این کنترلر در طول ۲۰ سال اخیر، از بهترین کنترلرهای موجود در صنعت باشد.

منابع و مراجع

- [1] Dalamagkidis, K., Valavanis, K., and Piegl, L.A., "On integrating unmanned aircraft systems into the national airspace system: issues, challenges, operational restrictions, certification, and recommendations", Springer Science and Business Media, Vol. 54, 2011.
- [2] Nintanavongsa, P., Yaemvachi, W., and Pitimon, I., "A Self-Sustaining Unmanned Aerial Vehicle Routing Protocol for Smart Farming", Intelligent Signal Processing and Communication Systems (ISPACS) 2016 International Symposium on, 2016.
- [3] Shukla, A., Xiaoqian, H., and Karki, H., "Autonomous Tracking and Navigation Controller for an Unmanned Aerial Vehicle Based on Visual Data for Inspection of Oil and Gas Pipelines", 제어로봇시스템학회 국제학술대회 논문집, 2016.
- [4] Goge, D.W., "A Brief History of Unmanned Ground Vehicle (UGV) Development Efforts", Unmanned System Magazine United States of America, 1995.
- [5] Nguyen-Huu, P.N., Titus, J., Tilbury, D., and Ulsoy, A.G., "Reliability and failure in unmanned ground vehicle (UGV)", GRRC Technical Report, 2009.
- [6] Singer, P.W., "Military robots and the laws of war", The New Atlantis, 2009.
- [7] Kirk, D.E., "Optimal control theory: an introduction", Courier Corporation, 2012.
- [8] Tzortzis, I., Charalambous, C.D., Charalambous, T., Kourtellaris, C.K., and Hadjicostis, C.N., "Robust Linear Quadratic Regulator for uncertain systems". In Decision and Control (CDC), 2016 IEEE 55th Conference on, 2016.
- [9] Elgayar, I., "Mathematical modelling, flight control system design and air flow control investigation for low speed UAVs", Doctoral dissertation City University London, 2013.
- [10] Tomic, I., Milonidis, E., and Halikias, G.D., "LQR distributed cooperative control of a formation of low-speed experimental UAVs", In Control (CONTROL) 2016 UKACC 11th International Conference on, 2016.
- [11] Maciejowski, J.M., "Predictive control: with constraints", Pearson education, 2002.
- [12] Wang, L., "Model predictive control system design and implementation using MATLAB®", Springer Science & Business Media., 2009.