

مدلسازی یک پرنده هیبریدی عمودبرخاست سیستم دوگان و کنترل زاویه فراز پرواز افقی

فاطمه بهرامی شاه بکندی^{۱*}، امیرعلی نیکخواه^۲

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد دینامیک پرواز و کنترل، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی،

Fatemeh.bahrami@email.kntu.ac.ir

۲- دانشیار، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، nikkhah@kntu.ac.ir

*فاطمه بهرامی شاه بکندی

چکیده

در این تحقیق، پهپادهای عمودبرخاست هیبریدی سیستم دوگان از جنبه آیرودینامیکی، دینامیک پروازی و کنترل زاویه فراز حالت پرواز افقی مورد بررسی قرار گرفته است که این دسته از پهپادها دارای دو نوع موتور بنزینی و الکتریکی هستند. بررسی آیرودینامیکی پهپاد Mugin-3 3600 توسط نرم افزار AVL انجام می شود که پیش از آن به مدلسازی آن پرداخته شد؛ سپس به بخش دینامیک پروازی در حالت های مختلف عمودبرخاستی، انتقال، بال ثابتی می پردازد. در ادامه به شماتیک کلی پیشران پهپادهای سیستم دوگان هیبریدی اشاره شده است که به کمک آگاهی به موتورهای این پهپاد، ضریب گشتاور و تراست محاسبه می شود. در نهایت کنترل LQR، PID و LQI برای کنترل زاویه فراز در حالت پرواز افقی اعمال گردید.

واژه های کلیدی: پهپاد عمودبرخاست هیبریدی - مشخصات آیرودینامیکی - دینامیک پرواز - AVL

۱- مقدمه

پهپادها از ابتدای پیدایش در دو نوع توسعه پیدا کردند: پهپاد بال ثابت، پهپاد روتور کرافت. برای پر کردن شکاف عملکردی بین روتور کرافت و بال ثابت راه حل این است که یک پهپاد هیبریدی عمودبرخاست داشته باشیم [1]. برخاستن و فرود آمدن پهپادهای هیبریدی، امروزه به دلیل برد بیشتر، توانایی برخاست و فرود در هر نقطه موردنظر و قابلیت کروز مورد بررسی و توجه قرار می گیرد [2]. پهپاد سیستم دوگان هیبریدی از دو مجموعه سیستم پیشران بهره می برد که شامل روتورها برای عملکردهای عمودی و موتور پیستونی (که در ابتدا با انتهای بدنه قرار می گیرد) برای عملکردهای افقی می شود.

پهپاد بال ثابت عمودبرخاست هیبریدی Mugin-3 3600 دارای طول دهانه بال ۳۵۳۰ میلی متر و طول ۲۴۲۰ میلی متر است. این پهپاد توانایی حمل ۵ تا ۸ کیلوگرم بار را دارد که در مجموع بیشترین وزن برخاست ۴۰ کیلوگرم است. در این مقاله ابتدا به مدلسازی پهپاد در نرم افزار سالیدورک و سپس مدل آیرودینامیکی در نرم افزار AVL توجه شده است. بخش بعدی مورد توجه دینامیک پهپادهای هیبریدی سیستم دوگان و پیشران پهپاد اشاره شده، می باشد. در حالت کلی، این دسته از پهپادها سه حالت پروازی را دارند که شامل حالت پرواز عمودبرخاستی، حالت انتقال و حالت بال ثابتی است [3]. نیرو های لیفت و تراست پهپادهای سیستم دوگان از سیستم پیشران های مختلف تولید می شود. به سادگی می توان گفت این دسته،

ترکیبی از سیستم کوادروتوری و پهپاد بال ثابت است. از آنجا که سیستم پیشران برای پرواز هاور و تراز مستقل از هم هستند؛ در نتیجه می توان برای هر حالت پرواز به طور جداگانه، بهینه سازی کنیم [3]. هم اکنون می توان اشاره داشت که یکی از مزایای این دسته پهپادها در هزینه های تعمیر و نگهداری آنها می باشد. دیگری نیز به دلیل عدم وجود مکانیزم چرخش، کنترل آسان تر آنها می باشد. به طور کلی پهپادها براساس ماموریت برعهده گرفته شده دارای پروفیل مشخصی هستند که پهپاد مورد بررسی برای انتقال دارو مورد استفاده قرار گرفته است. در زمان برخاست عمودی، موتور رانش افقی خاموش است و تنها از روتورهای کوادروتوری استفاده می شود اما در زمان انتقال روتورهای حالت عمودبرخاستی خاموش و همزمان موتور رانش افقی راه اندازی می شود. در اصل هنگامی که پهپاد به سرعت افقی مورد نیاز برای پرواز رو به جلو دست یافت و بال نیروی برآ را تولید کرد؛ کنترلر کوادروتور که سعی بر حفظ ارتفاع داشت، سرعت روتورها را کاهش می دهد. در زمان فرود نیز حالت انتقال زمان آغاز می شود که سرعت پهپاد به سرعت واماندگی نزدیک شده و روتورهای حالت عمودبرخاستی شروع به تولید نیروی تراست کنند. در این شرایط است که با فراهم شدن تراست عمودی کافی، موتور پیستونی متصل به انتهای بدنه خاموش می شود. این مقاله به این صورت سازماندهی شده است: ابتدا مدلسازی پهپاد در نرم افزار سالیدورک صورت می گیرد؛ سپس به کمک نتایج حاصله، به مدلسازی مدل آیرودینامیکی پهپاد Mugin-3 3600 در نرم افزار AVL برای به دست آوردن ضرایب آیرودینامیکی و مشتقات پایداری پرداخته شده است. در ادامه معادلات حرکت و مجموع نیروها و گشتاورها در سه حالت مختلف مورد توجه قرار می گیرد. در نهایت به محاسبه ضرایب گشتاور و تراست حالت عمودبرخاستی پرداخته شده است.

۲- مدل آیرودینامیکی

چندین روش برای استخراج مدل دینامیکی هواپیما قابل استفاده است. این روش ها شامل روش های نیمه تجربی، روش های تحلیلی مرتبه پایین، روش های محاسباتی مرتبه بالاتر و روش های تجربی است [4]. نرم افزار Digital Datcom یکی از نرم افزارهایی است که از روش نیمه تجربی استفاده می کند. این نرم افزار از داده های پیشینه براساس هندسه هواپیماهای مشابه استفاده می کند. نرم افزارهایی مانند AVL از روش تحلیلی مرتبه پایین برای استخراج آیرودینامیک های هواپیما استفاده می کند که از روش شبکه بندی گردابه برای تولید مدل آیرودینامیکی خطی هواپیما استفاده می کند. تونل باد و تست پروازی روش های تجربی هستند

جدول ۲- مشخصه های آیرودینامیکی پهپاد Mugin-3 3600

C_D	C_{D_0}	0.04
	$C_{D_{\alpha}}(^\circ)$	0.004
	$C_{D_{\delta e}}(^\circ)$	0.0000
C_Y	C_{Y_0}	0.000
	$C_{Y_{\beta}}(^\circ)$	-0.00210
	$C_{Y_p}(^\circ)$	0.0008
	$C_{Y_r}(^\circ)$	0.00176
	$C_{Y_{\delta a}}(^\circ)$	0.0018
C_L	C_{L_0}	0.3436
	$C_{L_{\alpha}}(^\circ)$	0.0949
	$C_{L_q}(^\circ)$	0.1796
	$C_{L_{\delta e}}(^\circ)$	0.0085
C_l	C_{l_0}	0.000
	$C_{l_{\beta}}(^\circ)$	-0.00005
	$C_{l_p}(^\circ)$	-0.0097
	$C_{l_r}(^\circ)$	0.001517
	$C_{l_{\delta r}}(^\circ)$	0.000094
C_m	C_{m_0}	-0.04261
	$C_{m_{\alpha}}(^\circ)$	-0.0292
	$C_{m_q}(^\circ)$	-0.3159
	$C_{m_{\delta e}}(^\circ)$	-0.02789
C_n	C_{n_0}	0.000
	$C_{n_{\beta}}(^\circ)$	0.00074
	$C_{n_r}(^\circ)$	-0.00067
	$C_{n_p}(^\circ)$	-0.00054
	$C_{n_{\delta r}}(^\circ)$	-0.000738
	$C_{n_{\delta a}}(^\circ)$	-0.0000

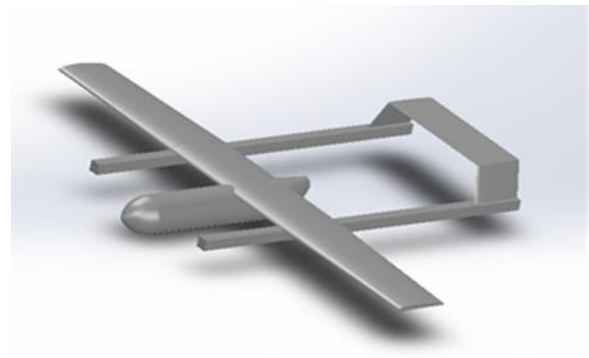
برای داشتن پایداری استاتیکی در پهپاد باید $C_{l_{\beta}} < 0$ (ضریب گشتاور غلت)، $C_{m_{\alpha}} < 0$ (ضریب گشتاور پیچشی) و $C_{n_{\beta}} > 0$ (ضریب گشتاور سمتی) باشد که نتایج فوق نشان دهنده پایداری استاتیکی پهپاد می باشد.

۳- مدل سازی دینامیک پرواز

برای توصیف پهپاد در حال حرکت، دو چیز لازم است. نیروها و گشتاورهایی که بر روی بدنه تاثیر می گذارند و باعث حرکت می شوند و یک دستگاه مرجع مشخص شده که حرکت از آن مشاهده می شود. نیروهای مختلف غالباً با سهولت بیشتری در دستگاه های مختصات مختلف تعریف می شوند؛ بنابراین لازم است که درک کاملی از دستگاه های مختصات مختلف و نحوه تبدیل بین آنها برای نمایش حرکات وجود داشته باشد [5]. زوایای اوپلر یکی از روش های مختلف برای توصیف جهت گیری یک دستگاه نسبت به دیگری است. جهت گیری یک مختصات دکارتی را با توجه به دیگری همیشه می توان با سه چرخش متوالی حول محورهای مختصات متعامد توصیف کرد و این زوایا را اوپلر می نامند.

به طور کلی در تجزیه و تحلیل حرکات پهپاد از سیستم های مختصات اینرسی، قائم همراه، بدنی و باد استفاده می شود. در این مقاله محور X, Y و Z دستگاه مختصات اینرسی با NED تعریف شده اند و همچنین با دستگاه مختصات بدنی که X در راستای بدنه و Y در راستای بال و Z در راستای پایین است، هم راستا هستند. دستگاه بدنی در مرکز جرم پهپاد و با جهت حرکت پهپاد همسو و بیشتر نیروها و حرکات در آن تعریف می شود و چرخش از دستگاه بدنی به دستگاه قائم همراه با ماتریس زیر (فرمول ۲)

که معمولاً در مدل سازی آیرودینامیکی استفاده می شود. دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) از روش محاسباتی مرتبه بالا براساس معادله ناویر-استوکس برای به دست آوردن ویژگی های آیرودینامیکی نیرو و گشتاور هواپیما استفاده می کند. هر روشی مزایا و معایب خود را دارد. از روش تحلیلی تجربی و روش تحلیلی مرتبه پایین می توان مدل آیرودینامیکی را سریع تر از روش های دیگر استخراج کرد. با این حال با دقت کمتری نسبت به روش محاسباتی مرتبه بالا و روش تجربی مواجه خواهد بود [4]. دلیل دارا بودن دقت بالا روش محاسباتی مرتبه بالا، تولید مدل دقیق تری است زیرا می تواند مدل غیرخطی تولید کند. در میان نرم افزارهای XFLR5، AVL و Digital Datcom برای کار مدل سازی آیرودینامیکی، دقت نرم افزار AVL بیشتر بوده است؛ در نتیجه با دسترسی به هندسه تقریبی هواپیما، می توان ضرایب آیرودینامیکی و مشتقات پایداری را به دست آورد. پیش از بررسی آیرودینامیکی پهپاد Mugin-3 3600، ابتدا مدل سازی سه بعدی در نرم افزار سالیدورک (شکل ۱) برای محاسبه مرکز جرم و ممان اینرسی ها (جدول ۱) صورت می گیرد.

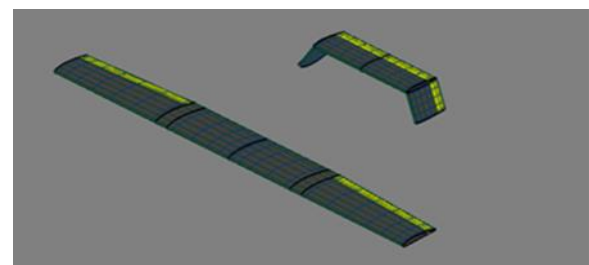


شکل ۱- مدل سازی سه بعدی Mugin-3 3600 در سالیدورک

جدول ۱- جرم و ممان اینرسی پهپاد Mugin-3 3600

$X_{CG}(m)$	۰٫۹۱۰
$Y_{CG}(m)$	۰
$Z_{CG}(m)$	۰٫۰۲
$I_{XX}(kg\ m^2)$	۱٫۸۵
$I_{YY}(kg\ m^2)$	۵٫۶۹
$I_{ZZ}(kg\ m^2)$	۶٫۹۷
$m(kg)$	۲۹٫۵

اکنون با وارد کردن ابعاد پهپاد مدنظر به هندسه ورودی نرم افزار AVL که در (شکل ۲) نشان داده شده است، دست می یابیم.



شکل ۲- هندسه ورودی نرم افزار AVL

در ادامه مشخصه های آیرودینامیکی حاصل از هندسه پهپاد در (جدول ۲) قابل مشاهده است.

فرمول (۵) تقارن هواپیما می باشد که باعث صفر شدن I_{xz} شد. در فرمول (۷) R_b^b ماتریس انتقال از دستگاه بدنی به قائم همراه می باشد که به صورت (فرمول ۱) براساس زوایای اوپلر می توان نوشت.

۳-۲- نیروها و گشتاورها اعمالی روی پرنده هیبریدی

مولفه های نیرو و گشتاوری که در مرکز ثقل هواپیما رخ می دهد شامل گرانش، اثرات آیرودینامیکی، تراست موتور پیستونی، تراست موتور می باشد [3]. تجزیه نیروهای آیرودینامیکی نیز به نیروهای آیرودینامیکی عرضی و طولی و گشتاورها متداول است.

۳-۲-۱- مجموع نیروها

تمامی نیروهای وارد شده بر روی پهنپد هیبریدی در قاب بدنی (F_{total}^b) از نیروی گرانش (F_g^b)، نیروی آیرودینامیکی (F_a^b)، تراست موتور پیستونی (F_{eng}^b) و تراست موتور (F_{mtr}^b) مطابق فرمول (۸) تشکیل می شود [3].

$$F_{total}^b = F_g^b + F_a^b + F_{eng}^b + F_{mtr}^b \quad (۸)$$

در صورت تجزیه نیروها در راستاهای وارد شده، می توان فرمول (۸) را به صورت زیر (فرمول ۹) بازنویسی کرد:

$$\begin{bmatrix} F_x^b \\ F_y^b \\ F_z^b \end{bmatrix} = -mg \begin{bmatrix} \sin \theta \\ \cos \theta \sin \phi \\ \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} + \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \begin{bmatrix} C_x \\ C_y \\ C_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} F_{eng_x} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (۹)$$

در فرمول (۹) g گرانش، ρ چگالی هوا، V_a سرعت هوا، S مساحت بال و C_x, C_y, C_z ضرایب نیرو بی بعد در محور x, y, z در دستگاه بدنی را نشان می دهند. موتور پیستونی پهنپد 3600 mugin-3 در انتهای بدنه و تراست آن در امتداد محور x دستگاه بدنی کار می کند، بنابراین گشتاوری در مرکز جرم پهنپد تولید نمی شود. موتور حالت کوادروتوری نیز در امتداد محور Z دستگاه بدنی، تراستی که مجموع تمام سرعت های زاویه ای ملخ است را تولید می کند. که باید توجه داشت تراست موتور رو به بالا در نظر گرفته شده است و خلاف جهت محور Z می باشد که به همین دلیل علامت منفی قرار داده شده است. b ضریب تراست و Ω سرعت زاویه ای ملخ نام دارد.

۳-۲-۲- مجموع گشتاورها

نیروی گرانش و نیروی موتور پیستونی در مرکز جرم عمل می کنند به طوری که هیچ گشتاوری تولید نمی شود. گشتاور موتور پیستونی به دلیل چرخش ملخ ایجاد شده و می توان از آن با فرض کوچک بودن آن صرف نظر کرد. در نتیجه کل گشتاور اعمال شده (M_{total}^b) بر روی پهنپد هیبریدی سیستم دوگان ناشی از نیروهای آیرودینامیکی (M_a^b) و تراست موتور (M_{mtr}^b) مطابق فرمول (۱۰) است.

$$M_{total}^b = M_a^b + M_{mtr}^b \quad (۱۰)$$

صورت می گیرد. دستگاه باد نیز با بردار باد همسو است و چرخش از دستگاه باد به دستگاه بدنی نیز با ماتریس زیر (فرمول ۳) امکان پذیر است.

$$R_b^b = \begin{bmatrix} c \theta c \psi & s \phi s \theta c \psi - c \phi s \psi & c \phi s \theta c \psi + s \phi s \psi \\ c \theta s \psi & s \phi s \theta s \psi + c \phi c \psi & c \phi s \theta s \psi - s \phi c \psi \\ -s \theta & s \phi c \theta & c \phi c \theta \end{bmatrix} \quad (۱)$$

$$R_b^b(\alpha, \beta) = \begin{bmatrix} c \beta c \alpha & -s \beta c \alpha & -s \alpha \\ s \beta & c \beta & 0 \\ c \beta s \alpha & -s \beta s \alpha & c \alpha \end{bmatrix} \quad (۲)$$

α و β به ترتیب زاویه حمله و زاویه سرش جانبی هستند. پهنپد هیبریدی به عنوان یک جسم صلب با شش درجه آزادی و ۱۲ متغیر حالت در نظر گرفته شد. مدلسازی دینامیکی دقیق حائز اهمیت است؛ منظور از مدل دینامیکی دقیق این است که شامل مهم ترین نیروها و گشتاورها باشد.

۳-۱- معادلات حرکت و متغیرهای حالت

همان طور که اشاره شد، پهنپد عمودبرخاست هیبریدی به عنوان یک جسم صلب با شش درجه آزادی در نظر گرفته شده است و همچنین ۱۲ متغیر حالت آن به صورت زیر (فرمول ۳) است:

$$\bar{X} = [u, v, w, p, q, r, \phi, \theta, \psi, p_n, p_e, p_d]^T \quad (۳)$$

u, v, w, p, q, r سرعت انتقالی و چرخشی در دستگاه بدنی است. ϕ, θ, ψ زاویه غلتش، چرخش و سمت هستند که موقعیت زاویه ای صفحه نسبت به دستگاه قائم همراه نشان می دهند. p_d و p_n, p_e موقعیت شمال، شرق و پایین در دستگاه اینرسی هستند. معادلات حرکت پهنپد هیبریدی به کمک قانون دوم نیوتن برای هر دو معادلات حرکت انتقالی و چرخشی بسط می یابد که به صورت زیر می باشد:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \frac{F^b}{m} - \left(\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \right) \quad (۴)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix}^{-1} \left(M^b - \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \right) \times \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (۵)$$

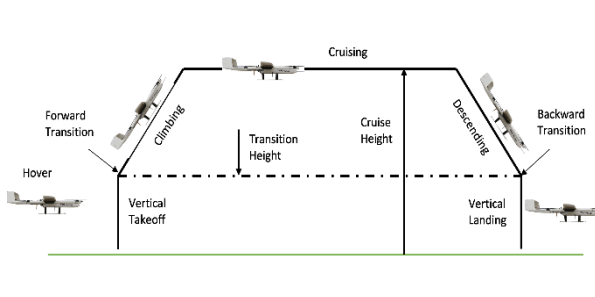
$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} q r + \frac{L^b}{I_{xx}} \\ \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} p r + \frac{M^b}{I_{yy}} \\ \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} p q + \frac{N^b}{I_{zz}} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p + (r \cos \phi + q \sin \phi) \tan \theta \\ q \cos \phi - r \sin \phi \\ (q \sin \phi + r \cos \phi) \sec \theta \end{bmatrix} \quad (۶)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p}_n \\ \dot{p}_e \\ \dot{p}_d \end{bmatrix} = R_b^b \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (۷)$$

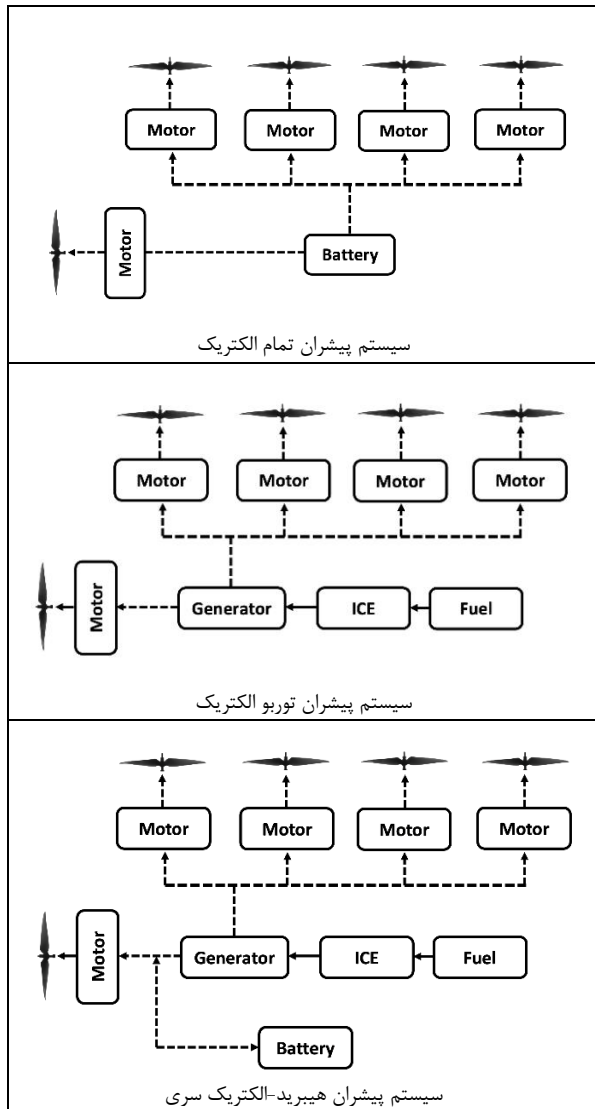
در فرمول (۴) و (۵) F^b, M^b و m, I به ترتیب گشتاور کل، نیروی کل وارده در دستگاه بدنی، جرم و ممان اینرسی می باشد. همچنین دلیل ساده سازی

موتور پیستونی و سطوح کنترلی حاصل می شود که پهپاد مورد بررسی دارای دو رادر و دو ایلرون و دو الویتور می باشد. اکنون مطابق توضیحات صورت گرفته می توان پروپیل کلی ماموریتی پهپادهای عمودبرخاست هیبریدی را این گونه نشان داد [6] (شکل ۳):



شکل ۳- پروپیل کلی ماموریتی پهپادهای عمودبرخاست هیبریدی [6]

چهار ساختار سیستم پیشران الکتریکی پهپادهای عمودبرخاست در شکل (۴) نشان داده شده است [7]:



می توان گشتاور آیرودینامیکی و گشتاور موتور را به صورت زیر (فرمول ۱۱) بازنویسی کرد [3]:

$$\begin{bmatrix} L^b \\ M^b \\ N^b \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \begin{bmatrix} wC_l \\ cC_m \\ wC_n \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_1(\Omega_1^2 + \Omega_4^2 - \Omega_2^2 - \Omega_3^2) \\ b_2(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \\ d(\Omega_1^2 + \Omega_3^2 - \Omega_2^2 - \Omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (11)$$

w دهانه بال، c وتر میانگین، C_l, C_m, C_n ضرایب آیرودینامیکی بی بعد، d ضریب درگ و l_1 فاصله مرکز موتور تا محور x دستگاه بدنی و l_2 فاصله مرکز موتور تا محور y دستگاه بدنی است. باید توجه داشت که دستگاه بدنی روی مرکز ثقل فرض شده است.

۳-۲-۳- حالت عمودبرخاستی

در حالت عمودبرخاستی، مجموع نیروهای وارده نیرو گرانش و تراست موتور و درگ در حالت پرواز عمودی است که به صورت فرمول (۱۲) می توان نوشت:

$$\bar{F}_{VTOL} = F_g^b + F_{mtr}^b + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{1}{2} \rho V_{VTOL}^2 S C_{DV} \end{bmatrix} \quad (12)$$

C_{DV} ضریب درگ صفحه مسطح و V_{VTOL} نرخ صعود عمودی است.

۴-۲-۳- حالت انتقال

معادلات حرکت در حالت انتقال، ترکیبی از تمامی نیروها و گشتاورها فرمول های (۴ تا ۱۱) است.

۵-۲-۳- حالت بال ثابت

در این حالت پروازی، نیروها و گشتاورها همانند هواپیماهای معمولی در پرواز کروز (فرمول ۱۳ و ۱۴) وارد می شوند [3].

$$F_{total}^b = F_g^b + F_a^b + F_{eng}^b \quad (13)$$

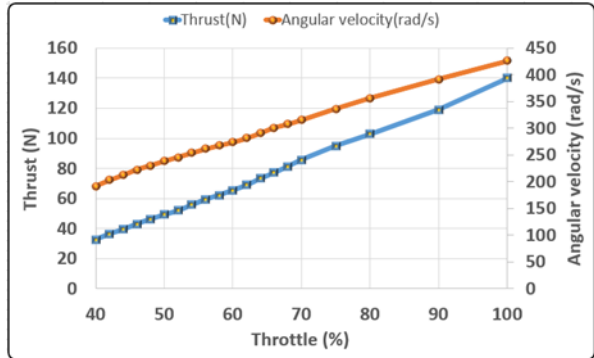
$$M_{total}^b = M_a^b + M_{mtr}^b \quad (14)$$

۶-۲-۳- ضرایب گشتاور و تراست

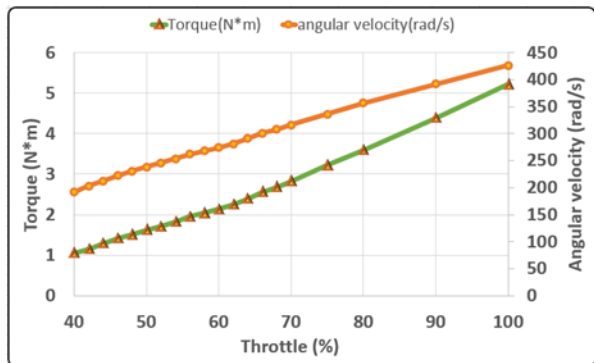
پهپادی هیبریدی در مقایسه با پهپادهای فقط باتری و یا مجهز به سوخت با اندازه مشابه، زمان پرواز بیشتری را ارائه می دهند. پهپاد عمودبرخاست هیبریدی سیستم دوگان، از دو پیشران مستقل برای پرواز تشکیل شده است که یکی از آنها در پرواز عمودی و دیگری در پرواز افقی نقش به سزایی دارد. پهپاد به صورت عمودی با استفاده از نیروی تراست تولید شد توسط چهار روتور بالابر برخاست می کند. در طول این مرحله موتور پیستونی خاموش خواهد شد و کل هواپیما مانند کوادروتور رفتار می کند؛ در واقع موقعیت و وضعیت آن توسط تراست دیفرانسیلی چهار روتور کنترل می شود. پس از رسیدن به ارتفاع مطلوب، پهپاد با روشن کردن موتور پیستونی برای دستیابی به سرعت رو به جلو شروع به انتقال به پرواز کروز می کند. پس از رسیدن به سرعت کروز، چهار روتور بالابر خاموش می شوند و کل هواپیما مانند یک هواپیمای بال ثابت رفتار می کند. کنترل موقعیت و وضعیت توسط

۷۷,۳۴۵	۳۰۰,۷۵۵	۱۰۴۴,۳۰	۶۶٪
۸۱,۳۴۶	۳۰۷,۹۸۱	۱۱۲۵,۴۹	۶۸٪
۸۵,۷۱۰	۳۱۵,۹۴۰	۱۲۰۹,۴۹	۷۰٪
۹۵,۰۵۵	۳۳۶,۱۵۱	۱۴۶۷,۹۰	۷۵٪
۱۰۲,۸۲۲	۳۵۶,۵۷۱	۱۷۴۰,۳۴	۸۰٪
۱۱۸,۹۴۴	۳۹۲,۰۷۱	۲۳۴۶,۵۸	۹۰٪
۱۴۰,۲۳۵	۴۲۶,۲۱۰	۳۰۹۷,۸۶	۱۰۰٪

با توجه به جدول (۳) می توان نمودار درصد تراثل نسبت به تراست، گشتاور و سرعت زاویه ای موتور را نشان داد (شکل ۵ و ۶):



شکل ۵- نمودار درصد تراثل نسبت به تراست و سرعت زاویه ای موتور



شکل ۶- نمودار درصد تراثل نسبت به گشتاور و سرعت زاویه ای موتور

شکل (۵) و (۶) نشان می دهد که موتور در ماکزیمم تراثل خود با سرعت زاویه ای ۴۲۶ رادیان بر ثانیه و با تراست ۱۴۰,۲۳۵ نیوتن و گشتاور ۵ نیوتن متر کار می کند.

برای محاسبه ضریب گشتاور (d) و ضریب تراست (b) برای حالت عمودبرخاستی می توان از فرمول (۱۶) و جدول (۳) استفاده کرد.

$$Thrust = b\Omega^2 \quad (16)$$

$$Torque = d\Omega^2$$

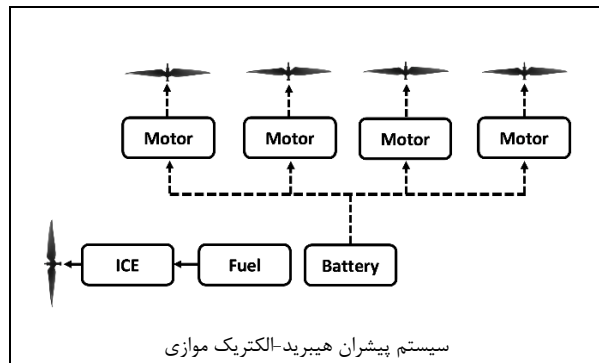
Thrust نیروی تراست و torque گشتاور است.

جدول ۴- ضریب تراست و گشتاور حالت عمودبرخاستی

ضریب تراست (b)	ضریب گشتاور (d)
7.7×10^{-4}	2.87×10^{-5}

۴- کنترل زاویه فراز در حالت پرواز افقی

در انتها برای کنترل زاویه فراز پرواز افقی، کنترلر PID، LQR و LQI طراحی شده است. ماتریس فضای حالت این پرنده به صورت (فرمول ۱۷)

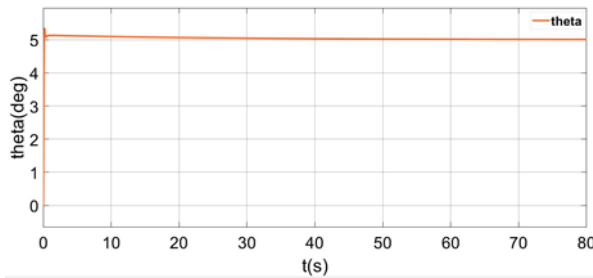


شکل ۴- دیاگرام شماتیک ۴ پیکر بندی پیشران الکتریک [7]

پهپاد mugin-3 3600 دارای دو نوع موتور می باشد که در موتور حالت عمودبرخاستی از نوع الکتریکی T-motor MN805-S KV120 همراه با T-motor G30*10.5CF استفاده شده است [8] و برای پیشران افقی از موتور DLE 120CC استفاده شده است. با توجه به نوع موتورهای مورد استفاده می توان نتیجه گرفت این پهپاد از سیستم پیشران نوع هیبرید- الکتریک موازی است چرا که نشان می دهد قدرت موتورهای عمودبرخاستی توسط باتری و قدرت موتور افقی توسط موتور احتراق داخلی فراهم می شود. در سیستم هیبرید-الکتریک موازی، فرآیند پرواز عمودی و افقی مستقل از هم هستند. یکی از دلایل انتخاب این نوع سیستم پیشران برای پهپاد Mugin-3 3600 دارا بودن مکانیزم ساده تر نسبت به مکانیزم سیستم پیشران سری است. محل قرار گیری موتور نیز در انتهای بدنه قرار دارد که دسترسی به سوخت را آسان تر می کند. مقدار سوخت قابل حمل این پهپاد ۸ لیتر و یا ۵,۸۴۰ کیلوگرم است که با این مقدار سوخت، توانایی پرواز به مدت ۳ ساعت را داراست. مجموع سروموتورهای مورد استفاده در این پهپاد نیز ۷ عدد می باشد که ۵ عدد آن savox SC-1256TG و دو عدد دیگری savox SC-1251MG هستند. موتور مورد استفاده برای پرواز افقی دارای تراست استاتیک ۲۶,۵ نیوتن در ارتفاع ۱۰۰ متر است [9] و چون پهپاد mugin-3 3600 در ارتفاع ۳۰۰ متری در حالت تریم قرار می گیرد؛ در نتیجه اگر فرض شود پهپاد ۸۵ درصد از تراست ۲۳,۶ خود را استفاده کند، برای حالت تریم ۲۰,۰۶ نیوتن تراست نیاز است. اطلاعات موجود از پیشران الکتریکی مطابق (جدول ۳) می باشد [10]:

جدول ۳- اطلاعات پیشران الکتریکی [10]

تراثل	توان ورودی (وات)	سرعت زاویه ای (رادیان بر ثانیه)	تراست (نیوتن)
۴۰٪	۳۰,۱۲۹	۱۹۱,۴۲۸	۳۲,۵۶۷
۴۲٪	۳۵,۴۵۷	۲۰۳,۳۶۶	۳۶,۵۴۹۳
۴۴٪	۳۹,۶۴۱	۲۱۲,۵۸۱	۳۹,۵۸۹
۴۶٪	۴۴,۷۷۶	۲۲۲,۳۲۰	۴۳,۱۳۹
۴۸٪	۴۹,۹۱۱	۲۳۰,۳۸۴	۴۶,۱۸۹
۵۰٪	۵۳,۹۵۷	۲۳۸,۶۵۶	۴۹,۲۹۸
۵۲٪	۵۸,۶۶۹	۲۴۵,۶۷۳	۵۲,۱۸۱
۵۴٪	۶۴,۵۹۸	۲۵۳,۷۳۶	۵۵,۸۲۹
۵۶٪	۷۰,۷۸۲	۲۶۱,۸	۵۹,۵۳۶
۵۸٪	۷۵,۵۶۲	۲۶۷,۹۷۸	۶۲,۱۸۳
۶۰٪	۸۱,۳۶۰	۲۷۴,۱۵۶	۶۵,۵۵۷
۶۲٪	۸۷,۸۳۰	۲۸۱,۴۸۷	۶۸,۸۹۱
۶۴٪	۹۶,۰۱۸	۲۹۱,۰۱۶	۷۳,۲۷۵



شکل ۸-کنترلر LQR برای کنترل زاویه فراز

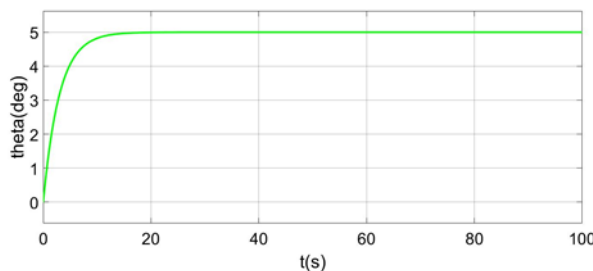
K (بهره) کنترلی حاصل از ماتریس های وزنی Q و R تعیین شده (فرمول ۱۸) و حل معادله ریکاتی که برای فیدبک به دست آمد مطابق زیر (فرمول ۱۹) است:

$$Q = 1 * 10^3 \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0003 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 9 \end{bmatrix} \quad (18)$$

$$R = 0.09$$

$$k = [-0.0117 \quad 1.60417 \quad -16.30 \quad -316.231] \quad (19)$$

کنترلر LQI با این تفاوت از LQR می باشد که انتگرال گیر موجود در بلوک دیاگرام آن باعث مقاوم سازی سیستم می شود بدین معنا که خطا را مشاهده و درصدد کاهش آن عمل می کند. که در ادامه به تحلیل نتایج کنترلر های پیاده سازی شده پرداخته می شود. اما ابتدا نتیجه کنترل LQI طراحی شده برای کنترل زاویه فراز قابل مشاهده است (شکل ۹). ناحیه اشباع عملگر نیز بین زاویه ۲۵- تا ۲۵ درجه در نظر گرفته شده است.



شکل ۹-کنترلر LQI برای کنترل زاویه فراز

ماتریس های وزنی تعیین شده برای کنترلر LQI و بهره کنترلی حاصل از محاسبات نیز مطابق (فرمول ۲۰) می باشد.

$$Q = 1 * 10^8 \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0003 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 9 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$R = 0.09$$

$$k = [-0.0 \quad 0 \quad -690 \quad -100230 \quad 33330]$$

می باشد که می توان با فرض ثابت بودن سرعت کروز در پرواز افقی از ورودی ترائل صرف نظر کرد.

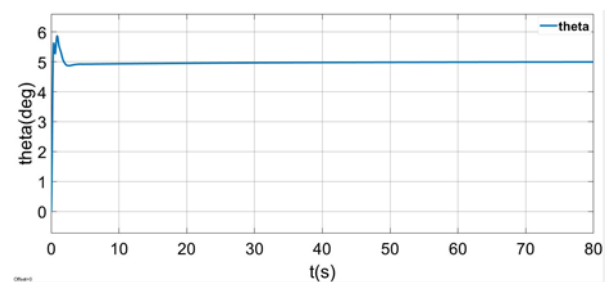
$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.0072 & 0.2088 & -0.0930 & -9.81 \\ -0.5741 & -4.6460 & 29.1166 & 0 \\ 0.0066 & -2.5873 & -5.6036 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.00091 \\ -0.2287 \\ -1.350 \\ 0 \end{bmatrix} [\delta_e] \quad (17)$$

پیش از طراحی کنترلر نیز می بایست به بررسی مشاهده پذیری و کنترل پذیری ماتریس های فضای حالت توجه داشت که سیستم فوق رنگ کامل می باشد. ابتدا کنترلر PID با در نظر داشتن اشباع عملگر پیاده سازی می شود که ضرایب کنترلی و مقدار فراجهش و زمان نشست به صورت جدول (۵) می باشد:

جدول ۵-ضرایب کنترلر PID

ضریب کنترلی تناسبی	-۵۳,۲۲۴۰۰
ضریب کنترلی انتگرالی	-۱۴۰,۹۰۵۹۸
ضریب کنترلی مشتقی	۱,۸۰۶۴۷
زمان نشست	۳,۳۲ ثانیه
فراجهش	۱۷,۴ درصد

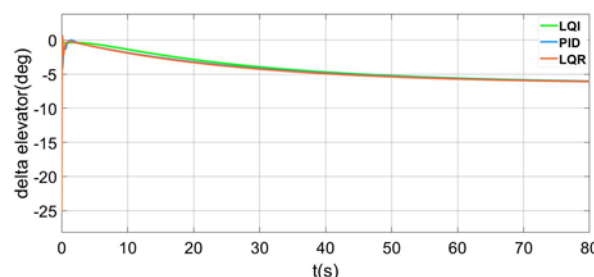
نتیجه حاصل از پیاده سازی کنترلر PID برای کنترل زاویه فراز در (شکل ۱۰) قابل مشاهده می باشد:



شکل ۱۰-کنترلر PID برای کنترل زاویه فراز

کنترلر LQR یا همان کنترلر رگولاتور درجه دوم خطی کنترلی بهینه ای است که سعی بر به حداقل رساندن تابع هزینه (معیار بهینگی) دارد. در کنترلر بهینه، زیر فضایی از روش ها وجود دارد که مربوط به یافتن قانون کنترل فیدبک بهینه حالت از فرم $u = -kx$ برای یک سیستم خطی با توجه به یک تابع هزینه درجه دو است. راه حل مسئله کنترلر رگولاتور درجه دو خطی توسط قانون کنترل فیدبک حالت خطی ارائه شده است. اکنون این کنترلر بهینه بر روی سیستم پیاده سازی می شود که نتیجه کنترلر LQR برای کنترل زاویه فراز در (شکل ۸) حاصل گردید:

تغییرات الویتور نسبت به زمان در حضور هر سه کنترلر مطابق (شکل ۱۰) می باشد.



شکل ۱۰- تغییرات الویتور نسبت به زمان در حضور کنترلرها

اکنون برای مقایسه هر سه کنترلر اعمالی روی سیستم برای کنترل زاویه فراز می توان گفت که کنترلر LQI نتیجه مطلوب تری را به همراه دارد. با اعمال کنترلر LQI نسبت به LQR، خطای حالت ماندگار کاهش یافته است.

۵- نتیجه گیری

در ابتدا پایداری استاتیکی سیستم به کمک محاسبه ضرایب آیرودینامیکی اثبات گردید سپس پایداری دینامیکی را نیز می توان با محاسبه مقادیر ویژه ماتریس A فضای حالت نیز اثبات کرد. در بخش مدلسازی دینامیک پرواز به مجموعه نیروها و گشتاورها وارده بر پهپاد هیبریدی سیستم دوگان در سه حالت عمودبرخاستی، انتقال و پرواز افقی اشاره شد.

پهپاد mugin-3 3600 که برای حمل تجهیزات پزشکی ساخته شده است و می بایست در مناطق دور از دسترس برخاست فرود انجام دهد؛ شامل دو پیشران الکتریکی و پیستونی می باشد که هر دو آنها به طور مجزا برای هر حالت پروازی مورد استفاده قرار می گیرند. در بررسی پیشران افقی می توان دریافت که ۲۰۰۶ نیوتن تراست برای حالت تریم پرواز افقی و همچنین با بررسی پیشران الکتریکی ۱۴۰،۲۳۵ نیوتن تراست مورد نیاز است که در ادامه به محاسبه ضرایب تراست و گشتاور پرواز عمودبرخاستی توسط کوادروتورها پرداخته شده است.

با تحقیق صورت گرفته، رنک کامل بودن سیستم مشخص گردید؛ در نتیجه سه نوع کنترل از نوع کلاسیک و مدرن تنها برای کنترل زاویه فراز حالت پرواز افقی طراحی گردید. با توجه به نتایج می توان اشاره داشت که عملکرد کنترلر LQI در مقایسه با کنترلر LQR و PID بهتر بوده است.

۶- مراجع

- [1] Mohammad. Taghi. Hajibeigy, Abdulkareem. Shafiq. Mahdi. Al.-Obaidi, Kean How. Cheah. Yasir Ashraf Abd Rahman, "Design and fabrication of small vertical-take-off-landing Unmanned aerial vehicle," in *MATEC web of conferences*, France, 2018.
- [2] Ahmad. Bani. Younes, Chenxiao. Cai, Guowei. Cai, Adnan S.Saeed, "A Survey of Hybrid Unmanned Aerial Vehicles," *progress in aerospace sciences*, p. 6, 2018.
- [3] Aryandi Marta, Abdul Muis, "Flight Dynamics Modeling of Dual Thrust system Hybrid UAV," *International Conference on Artificial Intelligence and Mechatronics systems*, 2021.
- [4] Imam Safi'I, Achmad C.Asyary, Ony Arifianto, "Mathematical Model Development and Transition Flight Simulation of a Hybrid VTOL Fixed-wing Drone," *WRFASE International conference*, *National conference on physics and chemistry of materials*, 2019.
- [5] Kringeland. Torbjorn, "Modelling and control of a vertical Take-off and Landing Fixed-wing Unmanned aerial vehicle," Master's Thesis, Department of Physics, University of Oslo, 2019.
- [6] Xinglu Xia, Dongli Ma, Liang Zhang, Xing'an Liu and keran cong, "Blade Shape Optimization and analysis of a propeller for VTOL Based on an Inverse Method," *Aerospace science and Engineering of MDPI journal*, 2022.
- [7] Jianan Zong, Bingjie Zhu, Zhongxi Hou, Xixiang Yang and Jiaqi Zhai, "Evaluation and Comparison of Hybrid wing VTOL UAV with Four Different Electric Propulsion systems," *Aerospace science and Engineering of MDPI journal*, 2021.
- [8] Mugin uav[online]. Available: <https://www.muginuav.com>
- [9] DLE engine[online]. Available: <https://www.dlengine.com>
- [10] T-motor[online]. Available: <https://store.tmotor.com>