

بررسی تأثیر مکانیسم گام متغیر در توسعه عملکرد ربات پرنده چهارپره با استفاده از واپایشگر خطی سازی بازخورد

یاسین سرافراز^۱، فرید شامیری^۲، سید حسین ساداتی^۳

۱ دانشجوی دکتری هوافضا، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، sarafraz@mut.ac.ir

۲ استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

۳ دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

تاریخ دریافت: ۹۶/۰۶/۱۵

تاریخ پذیرش: ۹۷/۱۲/۰۵

چکیده

هدف از این تحقیق، توسعه روش‌های واپایش^۱ ربات هوایی چهارپره-کوادر-تور- با استفاده از مکانیسم گام متغیر و مقایسه آن با روش غالب واپایش این‌گونه پرنده‌ها مبنی بر تغییر سرعت دوران روتورهای اصلی، است. مدل‌سازی دینامیکی در این بررسی اساساً شامل مدل آئرو-دینامیک روتورهای اصلی در رینولدز پایین، مدل‌سازی دینامیکی موتور و سیستم پیشران با تلفیق تئوری ممنتم المان پره است. با قید حداقل مصرف توان و بهره‌گیری مکان هندسی ریشه‌ها، بهینه‌سازی پرواز ایستا، پیاده‌سازی و با دو حلقه وضعیت و موقعیت از روش‌های خطی و همچنین خطی‌سازی بازخورد پرنده واپایش گردیده است. واپایش موقعیت پرنده در مکانیسم گام متغیر بهبود مانور پذیری پرنده را نمایش می‌دهد. مقایسه نتایج شبیه‌سازی، بهبود عملکرد را در مکانیسم گام متغیر با استفاده از خطی‌سازی بازخورد در مقابل روش واپایشگر^۲ خطی اثبات می‌نماید.

واژگان کلیدی

کوادر-تور، گام متغیر، تئوری المان پره، خطی‌سازی بازخورد، واپایشگر خطی.

۱. مقدمه

بیشتری خواهد شد. مکانیسم گام متغیر در واقع تمهیدی برای افزایش قابلیت پروازی و سرعت بخشی به عملیاتی است که در کوادر-تورهای گام ثابت به علت بالا بودن لختی روتورهای اصلی دسترسی به آن‌ها غیرممکن شده است.

مطالعات و بررسی‌ها نشان می‌دهد که تحقیقات گسترده‌ای در زمینه کوادر-تورهای گام ثابت صورت گرفته است. لی [۱] و طیبی [۲] واپایشگرهای تناسبی - مشتقی - انتگرالی را بر روی

کوادر-تور یک پهناد بالگرد است که از چهار روتور اصلی برای هدایت و واپایش پرنده استفاده می‌نماید. هدایت و واپایش این پرنده اغلب با تغییر سرعت دوران روتورهای اصلی و تغییر نیروها و گشتاورها صورت می‌گیرد. تجهیز کوادر-تور به مکانیسم تغییر زاویه گام پره روتور اصلی، راه‌حلی منطقی و مناسب برای افزایش مانور پذیری و تقویت چالاکی در مقایسه با کوادر-تورهای گام ثابت است که منجر به خلق و توسعه فرصت‌های عملیاتی

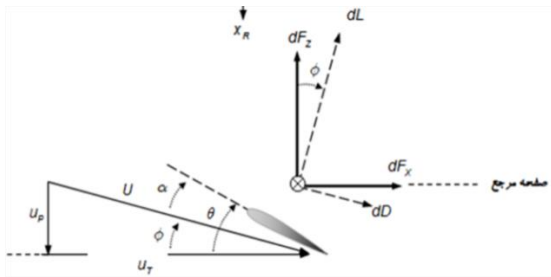
۲-۱. مدل آئرودینامیک روتور اصلی

از تلفیق تئوری ممتنم و المان پره، برای محاسبه نیروها و گشتاورهای آئرودینامیکی روتور اصلی در پرواز ایستا استفاده می‌شود [۱۶] بر اساس این تئوری و با فرض اینکه پره روتور اصلی ایرفویل استاندارد است مطابق شکل‌های ۱ و ۲ می‌توان نشان داد که نیروها و گشتاورهای آئرودینامیکی در یک المان دیفرانسیلی به ضخامت dy به فاصله y از مرکز دوران روتور اصلی برابر می‌گردد با:

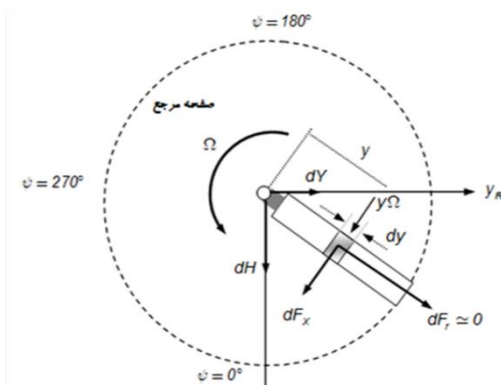
$$dL = \frac{1}{2} \rho c V^2 C_{l\alpha} \alpha dy \quad (1)$$

$$dD = \frac{1}{2} \rho c V^2 C_D dy \quad (2)$$

که در آن چگالی هوا، c وتر پره و V سرعت خطی المان است. همچنین $C_{l\alpha}$ شیب منحنی برآ و C_D ضریب نیروی پسای المان است.



شکل ۱. نمایش سرعت و نیروهای آئرودینامیکی المان دیفرانسیلی پره



شکل ۲. نمایش المان دیفرانسیلی پره در صفحه روتور اصلی

با توجه به شکل واضح است:

$$V = \sqrt{u_p^2 + u_T^2} \quad (3)$$

با توجه $u_T \gg u_p$ در شرایط پرواز ایستا می‌توان نتیجه گرفت:

کوادروتور گام ثابت پیاده‌سازی و شبیه‌سازی نموده‌اند. هم‌زمان با توجه به رژیم خاص پرنده‌های کوادروتور، مارتین [۳] و سمیر بوعبدالله [۴] تحلیل آئرودینامیکی پرواز کوادروتور در رینولدزهای پایین را طراحی واپایشگر خطی در حوزه کوادروتور گام ثابت انجام دادند. در ادامه احمد [۵]، مدانی [۶] و یو - یالی [۷] و دادگر [۸] با استفاده از واپایشگر گام به عقب، پایدار کوادروتور گام ثابت را توسعه دادند. خطی سازی بازخورد نیز به‌عنوان یک روش واپایش غیرخطی پرنده برای کوادروتورهای گام ثابت توسط مختاری [۹ و ۱۰] و فانگ زو [۱۱] و بنالگ [۱۲] مورد بررسی قرار گرفته است. همچنین خوشبوی [۱۳] با استفاده از روش کنترل گام به عقب مقاومت سیستم کنترلی را در مقابل عدم قطعیت جرم کوادروتور گام ثابت نشان داد. علیرغم گستره فعالیت‌های صورت گرفته در کوادروتور گام ثابت؛ استفاده از تغییر زاویه گام در واپایش پرنده برای بهبود عملکرد و توسعه پاکت پروازی کوادروتور کمتر مورد توجه قرار گرفته است. این روش اولین بار توسط آستین [۱۴] بررسی و وی موفق به ساخت یک کوادروتور با مکانیسم گام متغیر شد. البته در نتایج این تحقیق گزارشی از طراحی سامانه واپایش خودکار و یا طراحی کنترل‌کننده‌ها ارائه نشده است. در ادامه می‌چینی [۱۵] واپایشگر خطی را برای کوادروتور گام متغیر طراحی نمود و سپس بهینه‌سازی دوبعدی مسیر را در آن پیاده‌سازی کرد. در تحقیق حاضر به‌منظور پوشش نقاط ضعف مطرح‌شده نخست یک مدل دینامیکی جامع (به انضمام دینامیک موتور) مبتنی بر تئوری ممتنم و المان پره به‌طور جامع بررسی می‌شود. سپس با استفاده از مدل دینامیکی مجموعه پیشران مقایسه‌ای بین مکانیسم‌های گام ثابت و گام متغیر انجام‌شده و بعد از آن واپایش وضعیت و موقعیت پرنده با واپایشگرهای خطی طراحی شده است. طی پیاده‌سازی واپایشگرهای طراحی شده در شبیه‌ساز ۶ درجه آزادی و مقایسه توان مصرفی در هر روش، عملکرد دو مکانیسم مقایسه می‌گردد. در انتها با توجه به چالاکی و برتری مکانیسم گام متغیر، جهت توسعه سیستم واپایش از روش خطی سازی بازخورد در طراحی سیستم واپایش بهره‌برداری و نتایج شبیه‌سازی ۶ درجه آزادی ارائه خواهد شد.

۲. مدل‌سازی پرنده

در قدم اول با توجه به الزامات پرواز پرنده مدل دینامیکی پرنده کوادروتور گام متغیر توسعه داده می‌شود.

$$I\dot{\Omega} = Q_M - Q_L \quad (11)$$

در معادله بالا $\dot{\Omega}$ شتاب زاویه‌ای و Q_L گشتاور مورد نیاز برای چرخش موتور در معادله (۸) و Q_M گشتاور تولیدی موتور و I ممان اینرسی پره است. گشتاور موتور الکتریکی را می‌توان از اختلاف جریان i و جریان بدون بار i_0 تقسیم بر ثابت گشتاور بیان نمود:

$$Q_M = \frac{(i - i_0)}{K_q} \quad (12)$$

با جایگزینی معادلات (۱۲) و (۱۰) در رابطه (۱۱) مدل موتور الکتریکی به صورت ذیل خواهد شد:

$$I\dot{\Omega} = \left[\left(v - \frac{\Omega}{K_v} \right) \frac{1}{R} - i_0 \right] \frac{1}{K_q} - Q_L \quad (13)$$

با جایگزینی (۸)، در معادله موتور (۱۳) مدل دینامیکی موتور اصلی و موتور نتیجه خواهد شد:

$$I\dot{\Omega} = \left[\left(v - \frac{\Omega}{K_v} \right) \frac{1}{R} - i_0 \right] \frac{1}{K_q} - \rho c R_p^4 \Omega^2 \left(\frac{C_{D0} + C_{Di}\theta^2}{4} - \frac{C_{L\alpha}\theta}{3R_p\Omega} \right) \quad (14)$$

همان‌گونه که ملاحظه می‌شود تغییرات سرعت دورانی مجموعه پیشران به ولتاژ موتور و زاویه حمله (گام) پره همزمان وابسته است. با استفاده از بسط تیلور و صرف‌نظر نمودن از جملات دوم به بعد، در پرواز ایستا و با فرض سرعت ثابت دورانی روتور اصلی (Ω_0) و زاویه تعادل گام پره (θ_0)، معادله (۱۴) خطی سازی می‌شود:

$$\Delta\dot{\Omega} = -\frac{1}{I} \left[\frac{1}{RK_v K_q} + 2\rho c R_p^4 \frac{C_{D0}}{4} \Omega_0 \right. \\ \left. + 2\rho c R_p^4 \frac{C_{Di}}{4} \Omega_0 \alpha_0^2 - \rho c R_p^3 \frac{C_{L\alpha}}{3} \alpha_0 \Delta\Omega \right] \\ + \frac{1}{I} \left[\frac{1}{RK_q} - 2\rho c R_p^4 \frac{C_{Di}}{4} \Omega_0^2 \alpha_0 \right] \begin{bmatrix} \Delta v \\ \Delta\alpha \end{bmatrix} \quad (15)$$

در معادله (۱۵)، v و α ولتاژ و زاویه گام پره، ورودی سیستم و ترانس به‌عنوان خروجی تعریف شده‌اند. همچنین شعاع پره جهت تفکیک از مقاومت الکتریکی موتور با R_p نمایش داده شده است. معادله بالا رابطه تغییر سرعت دوران روتور اصلی را به تغییرات ولتاژ و زاویه گام پره ارائه داده و امکان مقایسه رفتار دینامیکی کوادروتورهای گام متغیر و گام ثابت با یکدیگر را ایجاد نموده است.

$$V = u_T = \Omega r \quad (4)$$

از طرفی مطابق شکل می‌توان نشان داد که تصویر نیروهای پسا و برآی المان در صفحه روتور اصلی به فرم ذیل خواهد شد:

$$dT = (dL \cos\phi - dD \sin\phi) \quad (5)$$

$$dQ = (dL \sin\phi + dD \cos\phi) y \quad (6)$$

در رابطه فوق ϕ زاویه حمله جریان داخلی، و dQ و dT به ترتیب گشتاور و ترانس آئرو دینامیکی المان حول مرکز دوران روتور اصلی است. با جایگذاری رابطه (۴) در (۱) و فرض R_p به‌عنوان شعاع پره و سرعت القایی یکنواخت در روتور اصلی، با انتگرال‌گیری روی معادله (۵) در فاصله ۰ تا R_p می‌توان نشان داد که ترانس روتور اصلی برابر می‌شود با:

$$T = \frac{1}{3} \rho c \Omega^2 R_p^3 C_{L\alpha} \alpha \quad (7)$$

همچنین مقدار گشتاور مورد نیاز برای دوران پره به صورت زیر به دست می‌آید:

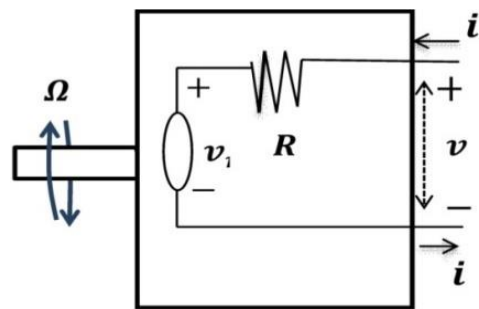
$$Q_L = \rho c R_p^4 \Omega^2 \left(\frac{C_{D0} + C_{Di}\theta^2}{4} - \frac{C_{L\alpha}\theta}{3R_p\Omega} \right) \quad (8)$$

۲-۲. مدل ریاضی موتور الکتریکی

برای تکمیل مدل ریاضی کوادروتور گام متغیر با توجه به شکل ۳ و با استفاده از قانون کیرشهف [۱۷] می‌توان نوشت:

$$v = Ri + \frac{\Omega}{K_v} \quad (9)$$

که در آن، K_v ثابت موتور برحسب $\frac{rad/s}{vol}$ ، R مقاومت داخلی موتور و Ω سرعت دورانی روتور اصلی می‌باشند.



شکل ۳. مدار معادل یک موتور الکتریکی

مقدار جریان مصرفی نیز در موتور برحسب مقدار سرعت دوران از رابطه (۱۰) محاسبه می‌شود:

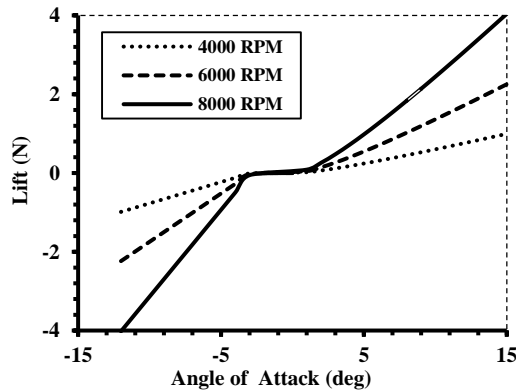
$$i = \frac{1}{R} \left(v - \frac{\omega}{K_v} \right) \quad (10)$$

بر اساس قانون بقای ممنتوم نتیجه می‌شود:

۲-۳. ضرایب آئرو دینامیکی پره در رینولدز پایین

لزوم محاسبه ضرایب آئرو دینامیکی روی المان دیفرانسیلی در اعداد رینولدز پایین (حدود 10^5 ماخ 0.1) از محدودیت‌های جدی در حوزه مدل‌سازی آئرو دینامیکی روتور اصلی در کوادروتورها محسوب می‌شود. اطلاعات بیشتر در مرجع [۱۸] آورده شده است. در این تحقیق به منظور رفع گلوگاه فوق با فرض آنکه مشخصات فنی کوادروتور مطابق جدول ۱ است. با استفاده از نرم‌افزار XFOIL ضرایب آئرو دینامیکی المان پره (ایرفویل NACA 0009) محاسبه و در جدول ۲ ارائه شده است. برای درک بهتر عملکرد کوادروتور گام متغیر با بارگذاری ضرایب آئرو دینامیک جدول ۲ در معادلات (۷) و (۸) جایگذاری و تغییرات نیروی تراست برحسب گام پره θ سرعت دورانی روتور اصلی Ω برای کوادروتور گام متغیر در شکل ۴ نشان داده شده است.

به تغییرات سرعت دوران روتور اصلی است که بدون تردید این نقطه قوت کوادروتور گام متغیر به گام ثابت است.



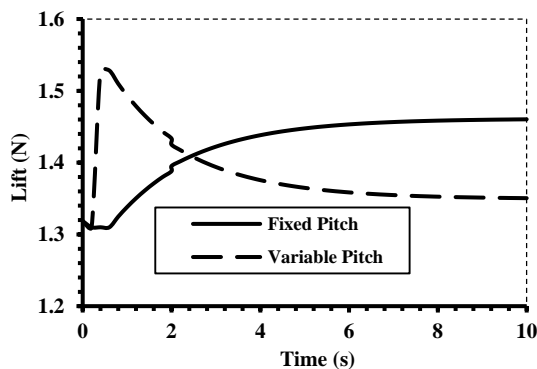
شکل ۴. تغییرات تراست برحسب زاویه گام و سرعت دوران روتور اصلی در کوادروتور گام متغیر

بر اساس معادله (۱۵) و در فضای لاپلاس برای یک مجموعه پیشران با دو مکانیسم مختلف، واضح است که:

$$\frac{\Delta T(s)}{\Delta v(s)} = \frac{0.2172}{s + 0.536} \quad (16)$$

$$\frac{\Delta L(s)}{\Delta \alpha(s)} = \frac{6.742s + 3.161}{s + 0.536} \quad (17)$$

برای ارزیابی مکانیسم‌های گام ثابت و گام متغیر؛ سرعت دورانی در پرنده روی مقدار ۸۰۰۰ دور بر دقیقه معادل حدود ۸۵۰ رادیان بر ثانیه در نظر گرفته شده است. همچنین زاویه گام روتور اصلی نیز مقدار $\theta = 7^\circ$ است. با این شرایط اولیه پاسخ سامانه پیشران به فرمان تراست پله واحد، در شکل‌های ۵ و ۶ نشان داده شده است. همان‌گونه که در شکل ۵ دیده می‌شود، سامانه گام متغیر از سرعت بالاتری برخوردار است.



شکل ۵. پاسخ سامانه پیشران به فرمان پله واحد افزایش تراست

جدول ۱: مشخصات کوادروتور گام متغیر

متغیر	آحاد	مقدار
حداکثر وزن برخاست (W)	kg	۰.۰۶
موتور الکتریکی		AXI - 2208
ممان اینرسی I_z	kg.m ²	۰.۰۰۱۳
ممان اینرسی I_x	kg.m ²	۰.۰۰۰۷۵
ممان اینرسی I_y	kg.m ²	۰.۰۰۰۷۵
طول بازوی پیشران (L)	cm	۱۷
ایرفویل پره		NACA 0009
وتر پره	cm	۲.۰۵
شعاع پره	cm	۱۱
ممان اینرسی موتور (I)	kg.m ²	۰.۰۰۰۰۷

جدول ۲: ضرایب آئرو دینامیکی ایرفویل ناکا ۰۰۰۹ در ماخ ۰/۱ و رینولدز 10^5

$C_{L\alpha}$	C_{L_0}	C_{D_0}	$C_{D_1} = C_{D_2}$
۲.۸۷	۰	۰.۰۱۲۳	۰.۰۲۱

جدول ۳: مشخصات موتور AXI-2208

K_v	K_q	R	i_0
۱۱۰۰	۱۰۰	۰.۲۶	۰.۳۵

تراست روتور اصلی برای پرواز ایستا، در ترکیبات مختلفی از سرعت دورانی روتور اصلی و زاویه گام قابل‌دستیابی است. همان‌گونه که ملاحظه می‌شود سرعت تغییرات نیروی تراست به ازای تغییرات زاویه گام پره بسیار بالاتر از سرعت تغییرات نسبت

$$u_4 = \sum_{i=1}^4 T_i$$

معادله مکان پرنده در مختصات اینرسی نیز با استفاده از زوایای اوایلر و سرعت خطی پرنده در مختصات بدنی به صورت زیر است:

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = R_{\phi\theta\psi}^{-1} \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} \quad (22)$$

با توجه به پرواز ایستای پرنده در حالت پایدار، زوایای اوایلر، سرعت‌های زوایه‌ای و خطی صفر بوده و می‌توان از ترم‌های تداخلی طولی و عرضی صرف‌نظر کرد. همچنین چون زوایای اوایلر صفر هستند معادلات شتاب زوایه‌ای $\ddot{p}, \ddot{q}, \ddot{r}$ در دستگاه مختصات بدنی برابر می‌شود با:

$$\begin{aligned} \ddot{\psi} &= u_3/I_z \\ \ddot{\phi} &= bu_1/I_z \\ \ddot{z} &= u_4/m \\ \ddot{\theta} &= bu_2/I_y \end{aligned} \quad (23)$$

تابع تبدیل $\frac{\theta(s)}{\Delta v(s)}$ نشان‌دهنده تغییر زاویه گام کوادروتور به تغییرات ولتاژ و یا تغییرات زاویه گام ملخ است. این تابع تبدیل از ترکیب معادلات شتاب زوایه‌ای پرنده، فرمان‌های واپایشی و تابع تبدیل تراست به زاویه گام ملخ و یا ولتاژ محاسبه می‌شود.

$$\frac{\theta(s)}{\Delta v(s)} = \frac{\theta(s) \Delta l(s)}{\Delta l(s) \Delta v(s)} = \frac{2b}{s^2 I_y} \left(\frac{0.2172}{s + 0.536} \right) \quad (24)$$

$$\frac{\theta(s)}{\Delta \alpha(s)} = \frac{\theta(s) \Delta l(s)}{\Delta l(s) \Delta \alpha(s)} = \frac{2b}{s^2 I_y} \left(\frac{6.7s + 3.1}{s + 0.536} \right) \quad (25)$$

بقیه درجات آزادی پرنده برحسب استفاده از روش‌های مختلف واپایش نیز به همین ترتیب به دست می‌آید. البته برای واپایش زاویه سمت پرنده از گشتاور تولیدی روتور استفاده می‌شود. با توجه رابطه خطی بین مقدار گشتاور و مقدار برآ، تابع تبدیل آن نیز به صورت زیر بیان می‌شود:

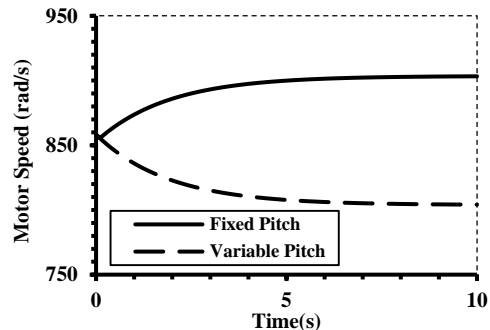
$$\frac{\psi(s)}{\Delta v(s)} = \frac{0.045}{s^2 I_z} \left(\frac{0.2172}{s + 0.536} \right) \quad (26)$$

$$\frac{\psi(s)}{\Delta \alpha(s)} = \frac{0.045}{s^2 I_z} \left(\frac{6.742s + 3.161}{s + 0.536} \right) \quad (27)$$

۳. حداقل توان مصرفی

حداقل کردن توان مصرفی در رژیم‌های مختلف پروازی کوادروتور یکسان نیست. با توجه به مانور ایستا که در این تحقیق بررسی

در شکل ۶ مقدار تغییرات سرعت دورانی روتور اصلی در زمان فرمان پله در هر دو مکانیسم نشان داده شده است. می‌توان نشان داد هنگامی که مقدار زاویه گام پره افزایش می‌یابد، اندازه سرعت دورانی روتور اصلی کاسته و بخشی از انرژی جنبشی ذخیره شده در پره باعث افزایش مقدار برآ می‌گردد.



شکل ۶. سرعت دورانی روتور اصلی در زمان فرمان افزایش تراست

۲-۴. مدل دینامیکی کوادروتور گام متغیر

در این قسمت معادلات دینامیکی ۶ درجه آزادی کوادروتور گام متغیر شامل بدنه، روتور اصلی، موتور الکتریکی استخراج می‌شود [۱۹] طبق تعریف معادلات حرکت دورانی عبارتند از:

$$\begin{bmatrix} \ddot{p} \\ \ddot{q} \\ \ddot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{bu_1}{I_x} + \frac{(I_z - I_y)qr}{I_x} + \frac{I_{zrot}\omega_{zrot}q}{I_x} \\ \frac{bu_2}{I_y} + \frac{(I_x - I_z)pr}{I_y} - \frac{I_{zrot}\omega_{zrot}p}{I_y} \\ \frac{u_3}{I_z} + \frac{(I_y - I_x)pq}{I_z} + \frac{I_{zrot}\omega_{zrot}}{I_z} \end{bmatrix} \quad (18)$$

معادلات حرکت خطی مرکز ثقل برابر است با:

$$\begin{aligned} \dot{u} &= (vr - qw - g\sin\theta) \\ \dot{v} &= (wp - ru - g\sin\phi\cos\theta) \\ \dot{w} &= (qu - pv - u_4/m + g\cos\phi\cos\theta) \end{aligned} \quad (19)$$

سرعت‌های دورانی، (u, v, w) سرعت‌های خطی در

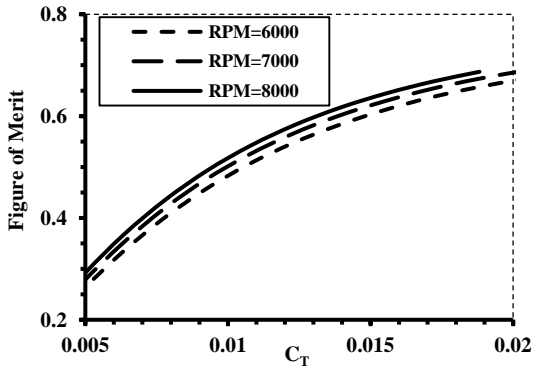
مختصات بدنی و ω_{zrot} برایند سرعت دورانی روتورهای پرنده است. در ضمن (ϕ, θ, ψ) زوایای اوایلر کوادروتور در مختصات مرجع است که از رابطه زیر در هر لحظه به روزرسانی می‌گردد:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi\tan\theta & \cos\phi\tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi/\cos\theta & \cos\phi/\cos\theta \end{bmatrix} \quad (20)$$

مقادیر (u_1, u_2, u_3, u_4) فرمان‌های کنترلی پرنده هستند که از

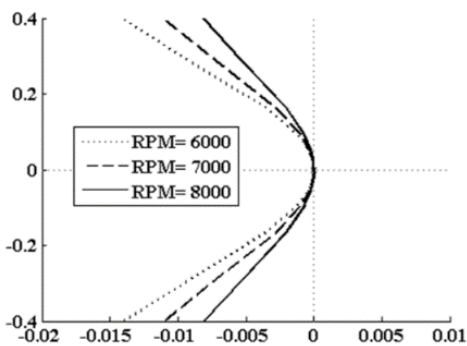
تغییرات مقدار تراست و گشتاور چهار مجموعه پیشران به دست می‌آیند:

$$\begin{aligned} u_1 &= T_4 - T_2 \\ u_2 &= T_1 - T_3 \\ u_3 &= M_2 + M_4 - M_1 - M_3 \cong C(-T_1 + T_2 - T_3 + T_4) \end{aligned} \quad (21)$$



شکل ۸ تغییرات ضریب شایستگی بر حسب ضریب تراست روتور اصلی

این به معنی بهینه‌ترین حالت پروازی از نظر مصرف است. در شکل ۹ برای مقایسه پایداری وسیله پرنده در شرایط پرواز ایستا، مکان هندسی ریشه‌های سیستم حلقه بسته طی شرایط مختلف سرعت دورانی رسم شده است.



شکل ۹ مکان هندسی ریشه‌های سیستم حلقه بسته برای RPM مختلف

در $RPM = 6000$ مکان هندسی به سمت چپ میل بیشتری دارد، که نشان از پایداری بیشتر در این شرایط است. نکته قابل توجه این است که در این مقدار نسبت بارتوان نیز بهینه‌ترین حالت را نشان می‌داد. لذا بهترین حالت مصرف انرژی و پایداری پرنده، در استفاده از مکانیسم گام متغیر و همچنین مقدار سرعت دورانی کمتر و زاویه گام بیشتر است.

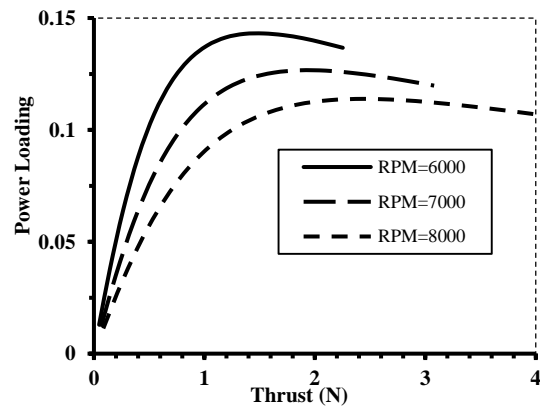
۴. طراحی واپایشگر خطی وضعیت کوادروتور

در بخش ۲-۴ مدل دینامیکی پرنده و توابع تبدیل زاویه گام کوادروتور در قالب معادلات ۲۴ و ۲۵ ارائه شد. با استفاده از این معادلات مکان هندسی مدل دینامیکی کوادروتور در شکل ۱۰ نشان داده شده است. مکانیسم واپایش با استفاده از تغییر ولتاژ ناپایداری ذاتی دارد. درحالی‌که در مکانیسم واپایش زاویه گام به دلیل وجود قطب‌ها در سمت چپ و همچنین سرعت بالاتر، سامانه

می‌گردد از نسبت بارتوان برای بهینه کردن پرواز ایستا استفاده شده است [۱۸].

$$\text{Power Loading} = \frac{T}{P} \quad (28)$$

بارتوان نسبت T تراست تولیدی توسط مجموعه روتور نسبت به P توان مصرفی است. هرچه این نسبت بالاتر باشد پرنده از عملکرد مناسب‌تری برخوردار است. در شکل ۷ مقدار بارتوان مجموعه پیشران شامل ملخ و موتور برحسب مقدار تراست در دوره‌های مختلف رسم شده است.



شکل ۷ نمودار بارتوان برحسب روتور اصلی

با توجه به شکل بالا بهترین راندمان در پرواز ایستا مربوط به $RPM = 6000$ است. در این شرایط مقدار تراست تولیدی نسبت به توان مصرفی بیشترین مقدار است. برای درک بهتر از مقدار T/P از ضریب شایستگی که در بالگردها مرسوم است استفاده می‌گردد.

$$FM = \frac{T}{P} \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} \quad (29)$$

فرمول بالا برای مقدار ایدئال ضریب شایستگی استفاده می‌گردد. ضریب شایستگی بی‌بعد است و می‌تواند در مقایسه بین انواع روتورها مورداستفاده قرار گیرد. این ضریب نسبت بین توان ایده‌آل برای پرواز در مقایسه با توان واقعی مصرفی است.

در شکل ۸ ضریب شایستگی برحسب ضریب تراست C_T رسم شده است. مقدار ضریب شایستگی مجموعه روتور و موتور الکتریکی حدود ۰.۳ تا ۰.۵۵ است. در پرنده‌های تفریحی و مدل، ضریب شایستگی نصف پرنده‌های واقعی است. با بررسی بارتوان بهترین عملکرد برای پرواز ایستا در سرعت دورانی ۶۰۰ دور بر دقیقه و زاویه گام حدود ۱۰ درجه به دست می‌آید.

برای واپایش ψ سمت پرنده از عکس‌العمل گشتاور اعمالی بر روی ملخ‌ها به‌صورت کوپل استفاده می‌گردد تا هم‌زمان که مقدار تراست کلی پرنده ثابت مانده و پرنده در راستای z حرکت نداشته باشد لیکن در مقابل با تغییر دور موتور و با توجه به قانون بقای ممتنم، کوادروتور در محور سمت ψ دوران نماید. بر اساس توابع تبدیل زاویه سمتی که در بخش مدل‌سازی به‌دست آمده است؛ با استفاده از نرم‌افزار متلب در حالت‌های مختلف گام متغیر و ثابت واپایشگر خطی طراحی می‌شود. البته در اغلب مانورهایی که برای پرنده در نظر گرفته می‌شود مقدار زاویه سمت پرنده را ثابت نگه‌داشته و از دیگر مودهای واپایشی برای انجام مأموریت استفاده می‌نمایند.

$$k_{\psi_{VP}} = \frac{2s + 0.1}{0.4s + 1} \quad (32)$$

$$k_{\psi_{FP}} = -\frac{3.3s + 1.32}{s + 33} \quad (33)$$

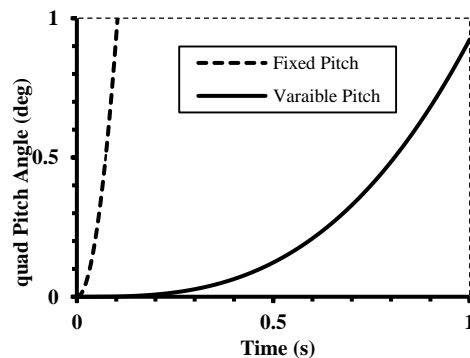
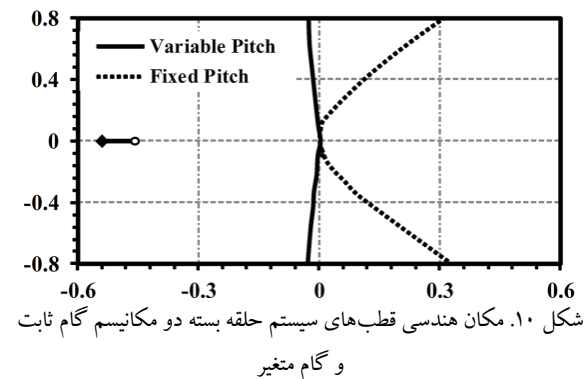
تفاوت علامت واپایشگرها را باید در تفاوت مکانیسم اعمال گشتاور در محور سمتی جستجو کرد. همان‌گونه که در بخش مربوط به شبیه‌سازی عملکرد یک مجموعه پیشران در مقابل فرمان ورودی پله ارائه‌شده با افزایش زاویه گام ملخ مقدار دور موتور افت پیدا می‌نماید و عملاً برای پیاده‌سازی فرمان گشتاور حول محور سمت علامت واپایشگرها در دو مکانیسم مخالف خواهد بود. همچنین جالب است که پرنده گام ثابت در این مانور از عملکرد بهتری نسبت به پرنده گام متغیر برخوردار است که علت آن در تفاوت مکانیسم اثر این دو پرنده است.

۴-۱. شبیه‌سازی واپایشگر خطی

در ادامه پیاده‌سازی واپایشگر طراحی‌شده در شبیه‌سازی شش درجه آزادی کامل پرنده با استفاده از شبیه‌ساز نرم‌افزار متلب در شکل ۱۲ و ۱۳ ارائه می‌گردد. مقایسه نتایج بهبود پاسخ در استفاده از مکانیسم گام متغیر را در مقایسه با مکانیسم گام ثابت نشان می‌دهد.

واپایشگرهای طراحی‌شده در مودهای ارتفاع و زوایای پیچ عملکرد مناسبی برخوردار هستند و در شبیه‌ساز شش درجه آزادی غیرخطی به‌خوبی فرمان دنبال می‌گردد. البته در شبیه‌ساز غیرخطی برای عدم ورود روتور پرنده به حالت واماندگی و یا اشباع الکتریکی موتور از محدودکننده‌هایی در عملگرها استفاده‌شده است

پایدارتر است و در دنبال کردن فرمان‌های ورودی از عملکرد بهتری برخوردار خواهد بود. هرچند مکان هندسی قطب‌های حلقه بسته مکانیسم گام متغیر سمت چپ محور است؛ لیکن به دلیل قطب در مبدأ از مرتبه دوم، حلقه باز سیستم ناپایدار است. با استفاده از شبیه‌ساز متلب پاسخ حلقه باز، زاویه پیچ کوادروتور به ورودی پله واحد نمایش داده‌شده است. همان‌گونه که شکل ۱۱ نشان می‌دهد سیستم با استفاده از هر دو مکانیسم گام متغیر و گام ثابت ناپایدار است.



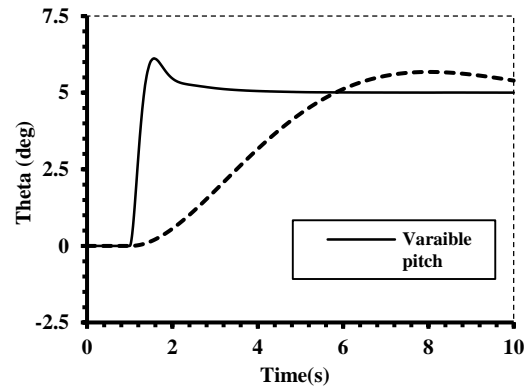
برای بهبود پاسخ سیستم واپایش از Lead-Lag ساده استفاده می‌گردد. توابع واپایشگر طراحی‌شده به شرح ذیل است:

$$k_{\theta_{VP}} = 0.3 \left(\frac{s + 1}{s + 10} \right) \quad (30)$$

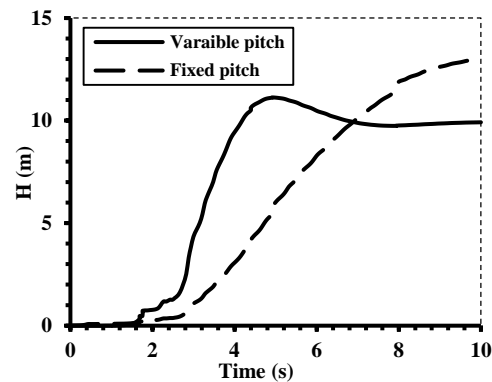
$$k_{\theta_{FP}} = 2.5 \left(\frac{s + 0.02}{s + 50} \right) \quad (31)$$

البته با توجه به تقارن ممان اینرسی در کوادروتور $I_z = I_x$ عملاً توابع تبدیل دو مود طولی (θ) و عرضی (φ) یکسان و در نتیجه واپایشگر موردنیاز برای پایدارسازی آنها نیز مشابه هستند.

که پیاده‌سازی آن‌ها، محدودیت و اشکالی در پاسخ‌های شبیه‌سازی برای دنبال کردن ورودی‌ها نشان نداده است.

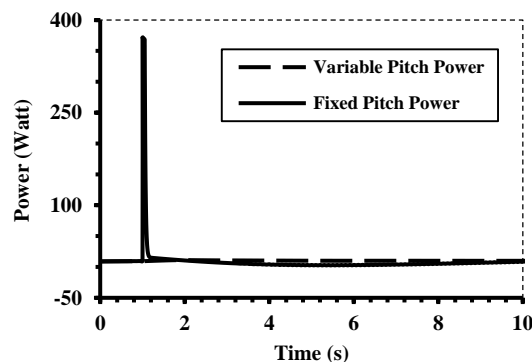


شکل ۱۲. شبیه‌سازی و مقایسه دنبال نمودن فرمان زاویه گام کوادروتور با دو مکانیسم گام متغیر و گام ثابت با استفاده از واپایشگر خطی



شکل ۱۳. شبیه‌سازی و مقایسه دنبال نمودن فرمان ارتفاع با دو مکانیسم گام متغیر و گام ثابت با استفاده از واپایشگر خطی

شکل ۱۴ توان مصرفی برای انجام مانور قبلی را نمایش می‌دهد. همان‌گونه که در مقایسه انواع روش‌های واپایشی گفته شد مکانیسم گام متغیر به دلیل استفاده از انرژی جنبشی موجود در پره رفتاری سریع‌تر و در مقابل با مصرف توان لحظه‌ای کمتری دارد.



شکل ۱۴. توان مصرفی در مانور واپایش وضعیت

۴-۲. واپایش موقعیت کوادروتور

علاوه بر واپایش ارتفاع برای واپایش موقعیت پرنده باید از وضعیت پرنده بازخورد گرفته و با اعمال دستور به زوایای φ, θ پرنده و در نتیجه جهت دادن به بردار تراس، کوادروتور را در راستای محورهای X و Y به حرکت درآورد. با توجه به مزیت واپایش پرنده با استفاده از مکانیسم گام متغیر؛ واپایش موقعیت روی این مکانیسم پیاده‌سازی و نمایش داده می‌شود.

همان‌گونه که گفته شد برای جابجایی در موقعیت طولی X از زاویه گام پرنده استفاده می‌گردد. لذا در یک حلقه خارجی از مکان در راستای محور بازخورد گرفته و با یک واپایشگر موقعیت طولی پرنده پایدار می‌شود. برای خطی‌سازی رابطه فرض می‌شود که زاویه سمت در طول مانور صفر بوده و زوایا کوچک هستند لذا:

$$\ddot{x} = \frac{(\cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi)u_4}{m} \quad (34)$$

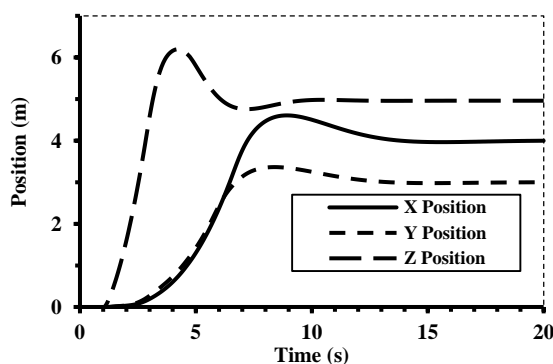
$$\ddot{y} = \frac{(\sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi)u_4}{m} \quad (35)$$

$$\ddot{y} = -(\sin \phi)u_4/m$$

همان‌گونه که از رابطه معلوم است برای واپایش مکان در راستای محور Y باید از ضریب منفی استفاده شود زیرا طبق تعریف با ایجاد زاویه رول در کوادروتور؛ تراس پرنده باعث جابجایی در معکوس محور Y می‌شود. همچنین زاویه‌دار شدن بردار تراس عملاً باعث کاهش بردار نیرو در راستای محور Z شده و باعث کاهش ارتفاع می‌شود. واپایشگرهای طراحی شده برای واپایش موقعیت پرنده در راستای محورهای X, Y به صورت ذیل است:

$$k_{Y,X} = \bar{F}(2 + 0.16s) \left(\frac{0.4s + 0.2}{s + 10} \right) \quad (36)$$

در شکل ۱۵ با استفاده از شبیه ساز تغییر موقعیت پرنده گام متغیر از مکان $(0,0,0)$ به مکان $(4,3,5)$ شبیه‌سازی شده است.



شکل ۱۵. تغییر موقعیت از مکان $(0,0,0)$ به مکان $(4,3,5)$ برحسب متر

که در آن، $I_1 = \frac{(I_z - I_y)}{I_x}$ و $I_2 = \frac{(I_x - I_z)}{I_y}$ و $I_3 = \frac{(I_y - I_x)}{I_z}$ است. برای خطی سازی بازخورد فرمان واپاشی به صورت زیر نوشته می شود:

$$\begin{aligned} u_1 &= f_1(x_4, x_5, x_6) + u_1^* \\ u_2 &= f_1(x_4, x_5, x_6) + u_2^* \\ u_3 &= f_1(x_4, x_5, x_6) + u_3^* \end{aligned} \quad (39)$$

مقدار تابع f به صورت زیر فرض می شود:

$$\begin{aligned} \frac{bf_1}{I_x} + I_1 x_5 x_6 &= k_1 x_4 \Rightarrow f_1 = \frac{I_x}{b} (k_1 x_4 - I_1 x_5 x_6) \\ \frac{bf_2}{I_y} + I_2 x_4 x_6 &= k_2 x_5 \Rightarrow f_2 = \frac{I_y}{b} (k_2 x_5 - I_2 x_4 x_6) \\ \frac{f_3}{I_z} + I_3 x_5 x_4 &= k_3 x_4 \Rightarrow f_3 = I_z (k_3 x_4 - I_3 x_5 x_4) \end{aligned} \quad (40)$$

در نتیجه:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_4 \\ \dot{x}_5 \\ \dot{x}_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{bu_1^*}{I_x} + k_1 x_4 \\ \frac{bu_3^*}{I_y} + k_2 x_5 \\ \frac{u_3^*}{I_z} + k_3 x_6 \end{bmatrix} \quad (41)$$

در عبارت بالا تغییرات متغیر حالت به صورت خطی با فرمان واپاشی و مقدار متغیر حالت متناسب شده است. برای ارضای شرایط پایداری در تمام حالات با استفاده از تابع لیپانوف؛ مقدار ضرایب k به دست می آید. مقدار u^* صفر و تابع لیپانوف به صورت زیر بازنویسی می گردد:

$$V = 0.5(x_4^2 + x_5^2 + x_6^2) \Rightarrow \dot{V} = (x_4 \dot{x}_4 + x_5 \dot{x}_5 + x_6 \dot{x}_6) = (k_1 x_4^2 + k_2 x_5^2 + k_3 x_6^2) \quad (42)$$

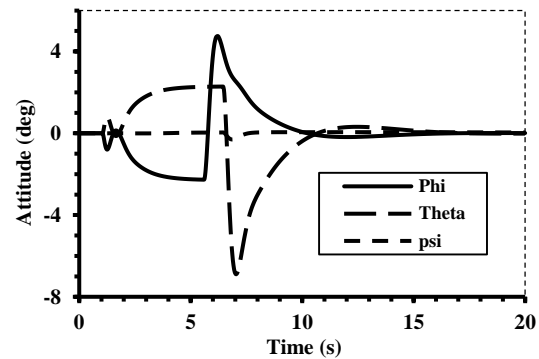
برای پایداری تابع لیپانوف مقدار مشتق تابع همیشه باید منفی باشد. لذا قید پایداری کوادروتور این است که مقدار k منفی باشد. با جایگذاری متغیرهای حالت مربوط به زوایای پرنده، معادله دیفرانسیلی مرتبه دوم به دست می آید:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_7 \\ \dot{x}_8 \\ \dot{x}_9 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{bu_1^*}{I_x} + k_1 x_7 \\ \frac{bu_2^*}{I_y} + k_2 x_8 \\ \frac{u_3^*}{I_z} + k_3 x_9 \end{bmatrix} \quad (43)$$

در نتیجه معادله واپاشیگر به صورت زیر در نظر گرفته می شود:

$$\begin{aligned} u_1^* &= \Gamma_1(x_7^d - x_7) \\ u_2^* &= \Gamma_2(x_8^d - x_8) \\ u_3^* &= \Gamma_3(x_9^d - x_9) \end{aligned} \quad (44)$$

در این شبیه سازی بر عملگرها محدودکننده قرار گرفته و مقدار زاویه سمت پرنده در زمان مانور موقعیت مقدار صفر ثابت نگه داشته شده است (شکل ۱۶).



شکل ۱۶. زوایای وضعیت پرنده (بر حسب درجه) در مانور تغییر موقعیت

۵. خطی سازی بازخورد

روش خطی سازی بازخورد یک روش طراحی واپاشیگر سامانه های غیرخطی است که با تقریب دینامیک سیستم و حذف پارامترهای غیرخطی با بازخورد گرفتن از متغیرهای حالت سیستم به پایداری وسیله می پردازد. لذا با توجه به دینامیک غیرخطی کوادروتور در این مرحله با استفاده از خطی سازی بازخورد واپاشیگر وضعیت برای کوادروتور طراحی می شود [۲۰]. اگر متغیرهای حالت را ترکیب موقعیت و وضعیت در نظر گرفته شود:

$$X^T = (\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}, \phi, \theta, \psi)$$

$$\dot{X} = \begin{bmatrix} (\cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi) u_4 / m \\ (\sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi) u_4 / m \\ ((\cos \phi \cos \theta) u_4 - mg) / m \\ \frac{bu_1}{I_x} + \frac{(I_z - I_y)x_5 x_6}{I_x} + \frac{I_{zrot} \omega_{zrot} x_5}{I_x} \\ \frac{bu_2}{I_y} + \frac{(I_x - I_z)x_4 x_6}{I_y} - \frac{I_{zrot} \omega_{zrot} x_4}{I_y} \\ \frac{u_3}{I_z} + \frac{(I_y - I_x)x_5 x_4}{I_z} + \frac{I_{zrot} \dot{\omega}_{zrot}}{I_z} \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \end{bmatrix} \quad (37)$$

با ناچیز در نظر گرفتن اثر ژيروسکوپی و با توجه به ابعاد

کوچک ملخ معادله ۳۷ به صورت زیر بازنویسی می شود:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_4 \\ \dot{x}_5 \\ \dot{x}_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{bu_1}{I_x} + I_1 x_5 x_6 \\ \frac{bu_2}{I_y} + I_2 x_4 x_6 \\ \frac{u_3}{I_z} + I_3 x_5 x_4 \end{bmatrix} \quad (38)$$

۵-۱ شبیه‌سازی خطی سازی بازخورد

برای پیاده‌سازی این واپایشگر از شبیه‌ساز نرم‌افزار متلب استفاده شده است (شکل ۱۷). با استفاده از شبیه‌سازی در پاسخ فرمان پله به مقدار ۳ درجه برای هر سه زاویه ϕ ، θ و ψ به صورت هم‌زمان در شکل ۱۸ رسم شده است.

خط ساده فرمان پله ۵ درجه است و خط نقطه‌چین زوایای گام و غلت پرنده هستند که به دلیل دینامیک متقارن پرنده دارای رفتار یکسانی بوده و بر یکدیگر منطبق شده‌اند. همان‌گونه که مشاهده می‌شود واپایش زوایای غلت و گام کوادروتور در استفاده از بازخورد خطی بسیار بهبود یافته است. هرچند واپایش پرنده در مود زاویه سمتی تضعیف شده است.

پس از طراحی حلقه داخلی که مقدار زوایای وضعیت پرنده را واپایش می‌نماید؛ موقعیت پرنده نیز در قالب حلقه خارجی با استفاده از واپایشگر PI واپایش می‌شود. مجموعه این واپایشگرها عملکرد بهتری نسبت به واپایشگر طراحی شده به روش خطی در بخش سوم را نشان می‌دهد. در شکل ۱۹ ورودی نوسانی در ۳ راستای X, Y, Z به‌عنوان ورودی به ترتیب با دامنه‌های حرکتی $4/1$ و 7 متر به پرنده داده شده است که پرنده به‌صورت هم‌زمان آن‌ها را دنبال نموده است.

با جایگذاری معادلات ۴۴، در مدل دینامیکی وضعیت کوادروتور، یک رابطه خطی برای مدل دینامیکی متغیرهای حالت به دست می‌آید که از آن برای واپایش وسیله پرنده استفاده می‌شود.

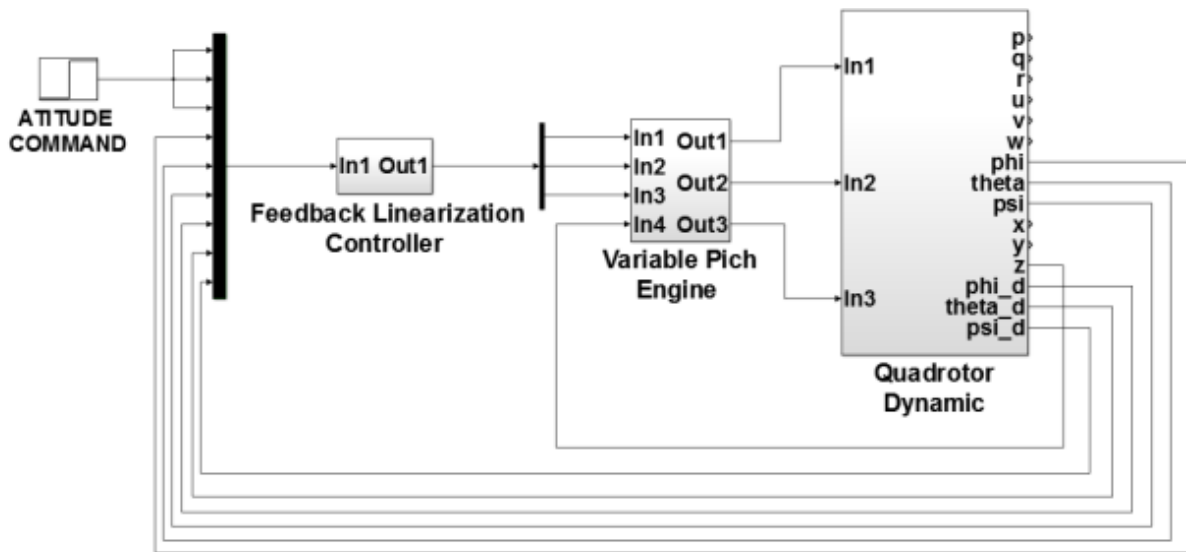
$$\begin{aligned} \ddot{\varphi} &= k_1 \dot{\varphi} + \frac{b}{I_x} \Gamma_1 (\varphi_d - \varphi) \\ \ddot{\psi} &= k_3 \dot{\psi} + \frac{1}{I_z} \Gamma_3 (\psi_d - \psi) \\ \ddot{\theta} &= k_2 \dot{\theta} + \frac{b}{I_y} \Gamma_2 (\theta_d - \theta) \end{aligned} \quad (45)$$

با حل معادله بالا، تابع تبدیل ورودی به خروجی $X_d(s)/X(s)$ به صورت ذیل خواهد بود که با استفاده از تنظیم k_i, Γ_i می‌توان رفتار تابع تبدیل را در پاسخ به ورودی‌ها تنظیم نمود:

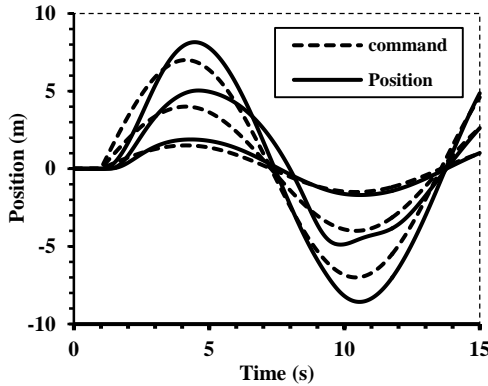
$$\frac{\varphi_d(s)}{\varphi(s)} = \frac{\frac{b}{I_x} \Gamma_1}{s^2 - k_1 s + \frac{b}{I_x} \Gamma_1} \quad (46)$$

برای رسین به ضریب میرایی 0.7 فرض کرده $\Gamma_i = 0.4$ ، $k_i = -4.2$ است، بنابراین:

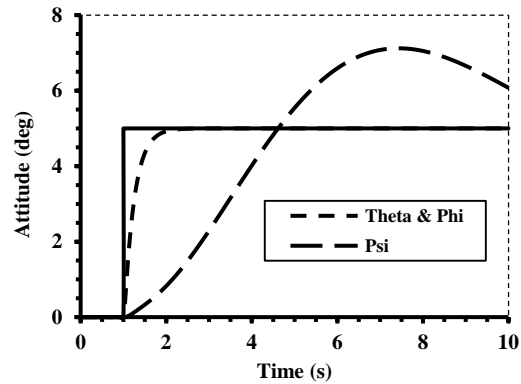
$$\begin{aligned} u_1 &= \frac{I_x}{b} (k_1 x_4 - I_1 x_5 x_6) + \Gamma_1 (x_7^d - x_7) \\ u_2 &= \frac{I_y}{b} (k_2 x_5 - I_2 x_4 x_6) + \Gamma_2 (x_8^d - x_8) \\ u_3 &= \frac{I_z}{b} (k_3 x_6 - I_3 x_4 x_5) + \Gamma_3 (x_9^d - x_9) \end{aligned} \quad (47)$$



شکل ۱۷. نمایی از شبیه‌سازی صورت گرفته برای واپایشگر خطی سازی بازخورد - واپایشگر خطی سازی بازخورد با استفاده از بازخورد زاویه و نرخ آن فرمان لازم برای واپایش وضعیت پرنده را بر اساس فرمول (۴۷) در قالب فایل متنی محاسبه و تولید می‌نماید.



شکل ۱۹. پاسخ فرمان ورودی سینوسی برای موقعیت پرنده گام متغیر با استفاده از واپایشگر خطی سازی بازخورد



شکل ۱۸. شبیه‌سازی غیرخطی به فرمان پله هم‌زمان زوایای وضعیت با استفاده از واپایشگر طراحی شده به روش خطی سازی بازخورد

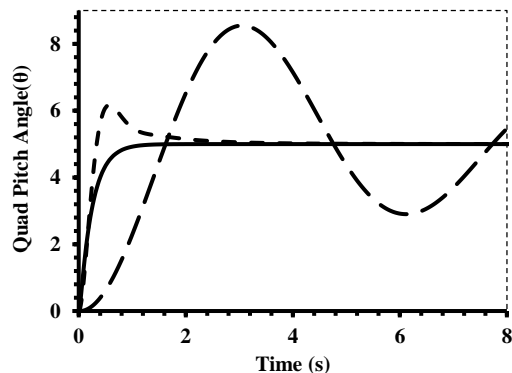
۷. نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

در این تحقیق واپایش زاویه گام پره روتور اصلی با بهره‌گیری از تحلیل جامع آئرو دینامیک مجموعه پیشران و استفاده از متدهای بالگردی، روش نوینی در ارتقا مانورپذیری، کاهش توان مصرفی و در نتیجه افزایش مداومت کوادروتور ارائه نمود. در بخش اول با مقایسه مکانیسم‌های مختلف واپایش کوادروتور شامل گام ثابت و گام متغیر، برتری مکانیسم گام متغیر در واپایش وضعیت و موقعیت پرنده نمایش و در بخش دوم روشی غیرخطی برای بهبود کارایی پرنده با استفاده از مکانیسم گام متغیر ارائه داده شده است. واپایشگر خطی‌سازی بازخورد توانمندی مناسبی در پایش بهره‌گیری از مکانیسم گام متغیر در واپایش کوادروتورها زمینه مانور معکوس را برای توسعه مانورپذیری و بهینه‌سازی پروازهای گروهی کوادروتورها را فراهم خواهد نمود.

۸. فهرست علائم

P	فشار ($\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-2}$)
c	وتر پره
v	سرعت خطی المان
Re	عدد رینولدز
$C_{l\alpha}$	شیب منحنی برآ
C_D	ضریب نیروی پسی
dQ	گشتاور آئرو دینامیکی المان
dT	تراست آئرو دینامیکی المان
R_p	شعاع پره
K_V	ثابت موتور ($\frac{\text{rad/s}}{\text{vol}}$)
K_Q	ثابت گشتاور موتور ($\frac{\text{Amp}}{\text{N.m}}$)

در انتها به‌عنوان ارزیابی روش‌های توسعه داده، شکل ۲۰ مقایسه‌ای بین دنبال نمودن فرمان زاویه گام پرنده با استفاده از مکانیسم‌های مختلف و همچنین واپایشگرهای مختلف نمایش می‌دهد. همان‌گونه که انتظار می‌رفت مکانیسم گام متغیر بسیار سریع‌تر از مکانیسم گام ثابت پرنده را واپایش می‌نماید و مضاف بر آن روش خطی سازی بازخورد پاسخ آرام‌تر و سریع‌تری را از خود نمایش می‌دهد.



شکل ۲۰. پاسخ به فرمان زاویه گام برای کل پرنده نمودار نقطه‌چین مربوط به پرنده گام ثابت است و نمودارهای خط‌چین و ساده به ترتیب مربوط به پرنده گام متغیر با واپایشگرهای خطی ساده و خطی سازی بازخورد است.

۶. قدردانی

اصول اخلاقی و حقوق علمی حکم می‌کند به این نکته اشاره شود که این مقاله در اولین کنفرانس بین‌المللی مکانیک و هوافضا که در دانشگاه تهران برگزار شد، ارائه و جزو مقالات برگزیده انتخاب شده است. لازم است در این بخش از تمام متصدیان آن رویداد علمی تشکر گردد.

	علائم یونانی		
زوایای اویلر کوادروتور در مختصات مرجع	ϕ, θ, ψ	مقاومت داخلی موتور	R
چگالی (kg.m^{-3})	ρ	سرعت‌های دورانی پرنده در مختصات بدنی	p, q, r
برآیند سرعت دورانی روتورهای پرنده	$\omega_{z_{rot}}$	سرعت‌های خطی پرنده در مختصات بدنی	u, v, w
سرعت دورانی روتور اصلی	Ω	فرمان‌های واپایشی پرنده	u_1, u_2, u_3, u_4
	زیرنویس‌ها	گشتاور موردنیاز برای چرخش موتور	Q_L
گشتاور	M	گشتاور تولیدی موتور	Q_M
برآ	L	ممان اینرسی	I

۹. مآخذ

- [1] Jun Li, Dynamic analysis and PID control for a quad rotor, International Conference on Mechatronics and Automation (ICMA), 2011.
- [2] A.Tayebi, S. McGilvray, Attitude stabilization of a four-rotor aerial robot, IEEE Conference on decision and Control, 2004.
- [3] Dario Martin Schafroth, Aerodynamics, Modeling and Control of an Autonomous Micro Helicopter, PhD Thesis, Zürich, Schweiz, 2010
- [4] S. Bouabdallah, Design and Control of Quad Rotors with Application to Autonomous Flying, PhD Thesis of Ecole Polytechnique Fédérale De Lausanne, 2007.
- [5] Ashfaq Ahmad Mian, Wang Daobo, Modeling and Back stepping-based Nonlinear Control Strategy for a 6 DOF Quadrotor Helicopter, Chinese Journal of Aeronautics, 2008.
- [6] T. Madani and A. Benallegue, Back stepping Control for a Quadrotor Helicopter, International Conference on Intelligent Robots and Systems, IEEE, 2006.
- [7] Yu yali, Jiang changhong; Back stepping Control of Each Channel for a Quadrotor Aerial Robot, International Conference on Computer, Mechatronics, Control and Electronic Engineering (CMCE); 2010.
- [8] Dadgarneqaz H., Kazemi M.H, Control design of quadrotor feed forward controller in the mass uncertainty, International conference on electrical Engineering, Tehran, (2016) [in Persian].
- [9] Abdellah Mokhtari and A. Benallegue, Dynamic Feedback Controller of Euler Angles and Wind parameters estimation for a Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle, International Conference on Control Applications, IEEE; USA, 2004.
- [10] A. Mokhtari, A.Benallegue, Robust feedback linearization and GH_∞ controller for a quadrotor unmanned aerial vehicle, International Conference on Intelligent Robots and Systems, IEEE, 2005.
- [11] Zhou Fang, Zhang Zhi, Liang Jun, Wang Jian, Feedback Linearization and Continuous Sliding Mode Control for a Quadrotor UAV, Proceedings of the 27th Chinese Control Conference, China, 2008.
- [12] A.Benallegue, A. Mokhtari, and L. Fridman, Feedback linearization and high order sliding mode observer for a quadrotor UAV, International Workshop on Variable Structure Systems, IEEE, 2006.
- [13] M. Khoshboy, H. Sadati, Quadrotor unmanned aerial vehicle controller design, International conference on electrical Engineering, Tehran, (2016) [in Persian].
- [14] J. Bornstein, The Hoverbot, An electrically powered flying robot, University of Michigan, unpublished.
- [15] B. Michini and et al, Design and flight testing of an autonomous variable-pitch quad rotor International Conference on Robotics and Automation, IEEE, May 2011.
- [16] p. J. Bristeau, The Role of Propeller Aerodynamics in the Model of a Quad Rotor Uav, the European Control Conference, Budapest, Hungary, 2009.
- [17] Mark Drela, First-Order DC Electric Motor Model, MIT Aero & Astro, February 2007.
- [18] J .Leishman, Principles Of Helicopter Aerodynamics, Cambridge Aerospace Series, j. Rycroft, first Edn, PP. 243-298, Cambridge University Press, 2000.
- [19] p. Castillo and R. Lozano, Modeling and Control of Mini-Flying Machines, Springer, Advanced Textbooks in Control and Signal Processing, 2009.
- [20] H. Voos, nonlinear control of a quad rotor micro-uav using feedback-linearization, international conference on mechatronic, IEEE, 2009.

پی‌نوشت

1. Control
2. Controller