

شبیه‌سازی پرواز در صفحه‌ی روبات پرنده با بازوهای انعطاف‌پذیر

روح‌الله دهقانی فیروزآبادی* (دانشیار)

احسان بدری‌کوهی (دانشجوی دکتری)

دانشکده‌ی همدسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

مهندسی مکانیک شریف، (پاییز ۱۳۹۳)
دربی ۳ - شماره ۲/۲، ص. ۱۱۳-۱۱۸، (پادداشت شریف)

مدل دینامیکی ارائه شده در این پژوهش اثر انعطاف‌پذیری بازوهای یک روبات پرنده را بر پرواز آن شبیه‌سازی می‌کند. این روبات متشکل از یک جسم مرکزی و دو روتور است که هرکدام از روتورها توسط یک بازوی انعطاف‌پذیر به آن متصل‌اند. برای ساده‌سازی مسئله پرواز روبات در صفحه در نظر گرفته شده است. هر بازو و روتور متصل به آن به صورت مجموعه‌ی مجزا با دو درجه آزادی کشسان مدل شده و اثر آن به جسم مرکزی انتقال می‌یابد. با ترکیب روابط حاکم بر پرواز جسم صلب و انعطاف‌پذیری بازوها، دستگاهی از معادلات غیرخطی مرتبه دو به دست آمده که با حل عددی آن رفتار پرنده‌ی انعطاف‌پذیر در اثر اعمال نیروی پیشران^۱ تعیین می‌شود. بخشی از نتایج ارائه شده در این مقاله تفاوت پرنده‌ی واقعی انعطاف‌پذیر را با مدل ایده‌آل صلب در نحوه‌ی اوج‌گیری و مسیر پروازی نشان می‌دهد، و بخشی دیگر در بررسی تأثیر برخی پارامترهای سازه‌ی بر ارتعاشات روبات کاربرد دارد.

frouzabadi@sharif.edu
Badrikouhi_Ehsan@ae.sharif.ir

واژگان کلیدی: روبات پرنده، شبیه‌سازی پرواز، بازوهای انعطاف‌پذیر، ارتعاشات.

۱. مقدمه

مدل ارائه شده، از آن برای کنترل یک کوادروتور بهره برده و نتایج عملی به دست آمده را با نتایج نظری مقایسه کردند. در تحقیقات بعدی^[۲] نتایج جدیدی برای محاسبه‌ی حاشیه‌ی قدرت الگوریتم‌های کنترل زاویه‌ی نگرش^۵ کوادروتور X4-Flyer ارائه شد. اهمیت کنترل دقیق روباتی مانند کوادروتور هنگامی بروز می‌یابد که پرواز در فضای محدود -- مثلاً در اتاقی با حضور موانع مختلف -- یا فرود در مکانی دقیق مد نظر باشد.^[۱۶،۱۵]

بر اساس جست‌وجوهای به عمل آمده، مدل مورد استفاده در این مطالعات برای تحلیل چنین روبات‌هایی، مدل ایده‌آل شده‌ی است که در آن پرنده و بازوهایش به صورت یک جسم صلب در نظر گرفته می‌شود؛ اگرچه در واقعیت ارتعاش بازوهای روبات می‌تواند بسیار حائز اهمیت باشد. از یک سو دامنه‌ی ارتعاشات بزرگ به تفاوت رفتار پرنده با مدل کنترلی در نظر گرفته شده برای آن منجر می‌شود، و از سوی دیگر پیشران نوسانی روتورها مانند اعمال تحریک فرکانسی به بازوهاست و چنانچه این تحریک در محدوده‌ی فرکانس طبیعی بازوها قرار گیرد، به وقوع پدیده‌ی تشدید^۶ می‌انجامد.

در این پژوهش مدلی برای پرواز یک روبات در صفحه ارائه می‌شود که در آن انعطاف‌پذیری بازوها نیز لحاظ شده است. برای این کار معادلات دینامیکی برای پرواز جسم صلب در صفحه نوشته می‌شود. هر یک از بازوها و روتور متصل به آن مانند یک تیر یک‌سر درگیر مجزا در نظر گرفته شده و نیرو و گشتاور حاصل از اینرسی و پیشران هر یک از آنها به جسم مرکزی انتقال می‌یابد. حال جسم مرکزی یک جسم صلب است و می‌توان از روابط دینامیکی به دست آمده برای شبیه‌سازی پرواز آن

توسعه‌ی علم الکترونیک ساخت وسایل پرنده در ابعاد بسیار کوچک را امکان‌پذیر ساخته است. ساخت پرنده‌های هدایت‌پذیر از دور، و پرنده‌های خودکنترل^۲ از نتایج کاربرد مدارهای الکترونیکی در وسایل پرنده است. نمونه‌ی بارز این تأثیر را می‌توان در برخی روبات‌های پرنده، نظیر روبات کوادروتور^۳ (روبات پرنده‌ی چهار روتوره) -- که ابعادشان بر اثر پیشرفت تکنولوژی از چند متر به چند سانتی‌متر کاهش یافته -- مشاهده کرد.

روبات‌هایی مانند کوادروتور از ساده‌ترین پرنده‌های عمودپروازند که به دلیل قابلیت مانوردهی بسیار بالا در عملیات امداد و نجات و بسیاری از موارد نظامی کاربرد دارند. ذات ناپایدار این روبات‌ها باعث قابلیت مانوردهی بالای آنهاست؛ این امر سبب شده تا بخش وسیعی از مطالعات انجام شده روی این پرنده‌ها به ارائه‌ی الگوریتم‌های خطی و غیرخطی برای هدایت و کنترل آنها اختصاص یابد.^[۱-۱۴] گونزالز و همکارانش^[۱] کنترل‌کننده‌ی برای سیستم‌های با تأخیر زمانی متغیر ارائه کرده‌اند که بر مبنای پیش‌بینی آینده عمل می‌کند. آنان با بررسی قدرت^۴ این کنترل‌کننده در مواجهه با عوامل اغتشاشی گوناگون، از آن در کنترل زاویه‌ی رول یک کوادروتور بهره جستند تا نشان دهند که کنترل‌کننده‌ی معرفی شده برای سیستم‌های حلقه باز ناپایدار نیز قابل استفاده است.

محققین مدلی جدید برای نوعی جبران‌کننده ارائه کردند که فرایند طراحی و تنظیم پارامترهای مختلف مؤثر در کنترل یک پرنده را بسیار آسان‌تر می‌کند.^[۱] آنان برای تأیید

* نویسنده مسئول

تاریخ دریافت: ۱۳۹۱/۱۰/۵، اصلاحیه ۱۳۹۲/۳/۱۱، پذیرش ۱۳۹۲/۴/۴.

استفاده کرد. در انتها، برای نشان دادن میزان تغییر شکل‌های کشسان^۷، تفاوت مدل واقعی یک روبات پرنده با مدل ایده‌آل صلب آن و بررسی اثر پارامترهای سازه‌یی بر ارتعاش بازوها چند مثال عددی نیز ارائه خواهد شد.

۲. معادلات حاکم بر پرواز جسم صلب

در شکل ۱ نمایی شماتیک از یک روبات پرنده و دستگاه‌های مختصات به‌کاررفته در شبیه‌سازی آن نشان داده شده است. دستگاه اینرسی XYZ مرجع اندازه‌گیری مسیر پرواز از دید ناظر زمینی است و دستگاه بدنی ZZ به پرنده متصل است و با آن دوران می‌کند. معادلات حاکم بر پرواز جسم صلب با سه درجه آزادی در دستگاه بدنی عبارت‌اند از:^[۱۷]

$$m(\dot{u} + wq) = F_x \quad (۱)$$

$$m(\dot{v} - uq) = F_z \quad (۲)$$

$$I\dot{q} = M \quad (۳)$$

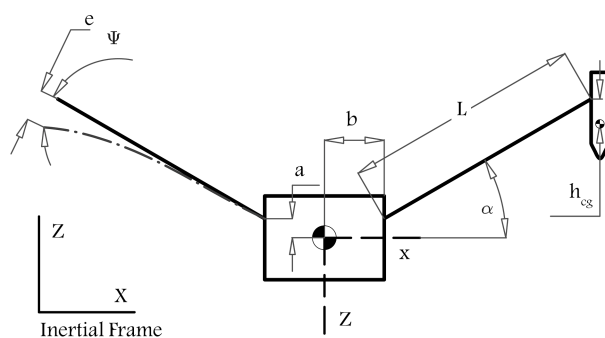
که در آن‌ها m جرم جسم، I گشتاور اینرسی حول مرکز ثقل، u و w مؤلفه‌های سرعت انتقالی در امتداد محورهای x و z و q سرعت زاویه‌یی در دستگاه بدنی است. همچنین F_i مؤلفه‌ی نیروی خارجی در امتداد محور i ، M نشان‌دهنده‌ی گشتاور خارجی است. در این حالت می‌توان نشان داد که زاویه‌ی چرخش^۸ پرنده با معادله‌ی ۴ از سرعت زاویه‌یی به دست می‌آید.^[۱۷]

$$\dot{\theta} - q = 0 \quad (۴)$$

برای این که بتوانیم از معادلات ارائه‌شده در شبیه‌سازی پرواز جسم صلب استفاده کنیم و در عین حال اثر انعطاف‌پذیری بازوهای روبات پرنده را نیز لحاظ کنیم هر بازو و روتور متصل به آن را از جسم مرکزی جدا کرده، و اثر آن‌ها را به صورت بردارهای نیرو و گشتاور خارجی روی آن در نظر می‌گیریم.

۳. تحلیل رفتار کشسان

در شکل ۱ هندسه‌ی روبات پرنده‌ی مورد نظر نشان داده شده است. بردار مکان مرکز ثقل روتور سمت راست نسبت به مرکز ثقل جسم مرکزی است و چنین تعریف



شکل ۱. نمای شماتیک روبات پرنده.

$$\mathbf{r}_R = \begin{bmatrix} b + L \cos \alpha + e_R \sin \alpha \\ 0 \\ -a - L \sin \alpha + h_{cg} + e_R \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (۵)$$

که در آن \mathbf{r} بردار مکان نسبی مرکز ثقل روتور در دستگاه بدنی، a و b به ترتیب فاصله‌ی عمودی و افقی محل نصب بازو از مرکز ثقل جسم مرکزی، L طول بازو، α زاویه‌ی نصب و h_{cg} فاصله‌ی مرکز ثقل روتور تا محل اتصال آن به بازو است. همچنین e نشان‌گر میزان جابه‌جایی کشسان بازو، عمود بر محور طولی آن است (شکل ۱). اندیس R بیان می‌کند که این رابطه برای روتور سمت راست نوشته شده و مشابه همین رابطه را می‌توان برای روتور سمت چپ نیز به دست آورد.

بردار چرخش کشسان روتور سمت راست (Ψ_R) به صورت رابطه‌ی ۶ بیان

می‌شود:

$$\Psi_R = \begin{bmatrix} 0 & -\psi_R & 0 \end{bmatrix}^T \quad (۶)$$

که در آن ψ تغییرات شیب بازو بر اثر انعطاف‌پذیری آن در محل اتصال به روتور است (شکل ۱). تا زمانی که تغییر شکل کشسان رخ ندهد بردار پیشران روتور در راستای محور z بدنی در نظر گرفته می‌شود، اما بر اثر انعطاف‌پذیری زاویه‌یی، بردار پیشران نیز تغییر می‌کند. رابطه‌ی ۷ نشان‌گر بردار پیشران تغییر یافته‌ی روتور سمت راست (\mathbf{T}_R) در دستگاه بدنی است.

$$\mathbf{T}_R = \begin{bmatrix} -T_R \psi_R & 0 & T_R \end{bmatrix}^T \quad (۷)$$

در این مدل‌سازی، تغییر شکل‌های کشسان کوچک فرض شده و می‌توان از روابط خطی بهره‌گرفت. همچنین جرم بازوها به جرم جسم مرکزی و روتورها اضافه می‌شود. لازم به ذکر است که چون پرواز در صفحه در نظر گرفته شده است، تغییر تکانه‌ی زاویه‌یی بر معادلات اثری ندارد.

چنان که پیش‌تر نیز اشاره شد، از آنجا که روابط ۱ تا ۳ پرواز جسم صلب را شبیه‌سازی می‌کند، برای اضافه کردن اثرات کشسانی لازم است بازوها را از جسم اصلی جدا کرده و اثر آن‌ها را به صورت نیرو و گشتاور خارجی به معادلات وارد کنیم. نیرو و گشتاور حاصل از بازوی راست را می‌توان به این صورت بیان کرد:

$$\mathbf{F}_R^{\text{rot}} = \mathbf{T}_R + \mathbf{W}_R^{\text{rot}} - m^{\text{rot}} \mathbf{a}_R^{\text{rot}} \quad (۸)$$

$$\mathbf{M}_R^{\text{rot}} = \mathbf{r}_R^{\text{rot}} \times \mathbf{F}_R^{\text{rot}} - I^{\text{rot}} \bar{\alpha}_R^{\text{rot}} \quad (۹)$$

در این روابط $\mathbf{W}_R^{\text{rot}}$ بردار وزن روتور، $\mathbf{a}_R^{\text{rot}}$ بردار شتاب انتقالی، و $\bar{\alpha}_R^{\text{rot}}$ شتاب دورانی روتور در دستگاه بدنی است. بردار وزن در دستگاه بدنی مطابق رابطه‌ی ۱۰ نمایش داده می‌شود.

$$\mathbf{W}^{\text{rot}} = m^{\text{rot}} g \begin{bmatrix} -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix}^T \quad (۱۰)$$

برای محاسبه‌ی بردار شتاب خطی حاصل از جابه‌جایی نسبی روتور $\mathbf{a}_R^{\text{rot}}$ (شتاب کشسان) در دستگاه بدنی که بردار سرعت زاویه‌یی آن Ω است با استفاده از قانون کوریولیز^۹ می‌توان نوشت:

$$\mathbf{a}_{R_E}^{\text{rot}} = \ddot{\mathbf{r}}_R^{\text{rot}} + \dot{\Omega} \times \mathbf{r}_R^{\text{rot}} + \Omega \times \Omega \times \mathbf{r}_R^{\text{rot}} + 2\Omega \times \dot{\mathbf{r}}_R^{\text{rot}} \quad (۱۱)$$

حرکت کشسان هر بازو و روتور متصل به آن را می توان با استفاده از یک سیستم دو درجه آزادی مدل کرد.

$$\begin{bmatrix} m^{\text{rot}} & 0 \\ 0 & I^{\text{rot}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{e}_R \\ \ddot{\psi}_R \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} d & 0 \\ 0 & d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{e}_R \\ \dot{\psi}_R \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} \\ k_{21} & k_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_R \\ \psi_R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{NR} \\ M_{NR} \end{bmatrix} \quad (16)$$

در این رابطه F_{NR} نیروی برشی وارد به نوک بازو و M_{NR} گشتاور خمشی وارد در آن نقطه است که با استفاده از روابط ۱۷ محاسبه می شود:

$$\begin{aligned} F_{NR} = & F_{2R}c + F_{xR}s = Tc - T\psi_Rs + m^{\text{rot}}gc \cos \theta - mgs \sin \theta \\ & + mq^{\vee}h_{cg}c - m\dot{q}h_{cg}s + m\dot{q}(bc + as) - m^{\text{rot}}c(\dot{w} - uq) \\ & + m\dot{q}L + mq^{\vee}e_R + mq^{\vee}(bs - ac) - m^{\text{rot}}s(\dot{u} + wq) \end{aligned} \quad (17)$$

$$M_{NR} = I^{\text{rot}}\dot{q} \quad (18)$$

همچنین در رابطه ی ۱۶ پارامتر d نشان دهنده ی میزان میرایی لزوج 1° است. ضرایب k_{ij} درایه های ماتریس سختی هستند که در محدوده ی خطی چنین تعیین می شوند:

$$k_{11} = \frac{12EIA}{L^3} \quad (19)$$

$$k_{12} = -\frac{6EIA}{L^2} \quad (20)$$

$$k_{21} = -\frac{6EIA}{L^2} \quad (21)$$

$$k_{22} = \frac{4EIA}{L} \quad (22)$$

در این روابط E مدول یانگ 11 ، I_A ممان سطحی مقطع بازو حول تار خنثی، و L طول بازو است. برای مدل کردن ارتعاشات بازوی سمت چپ نیز از رابطه ی مشابه رابطه ی ۱۶ استفاده می شود. با افزودن معادلات کشسانی بازوها به معادلات دینامیک پروازی، دستگاهی از معادلات دیفرانسیل غیرخطی مرتبه دو به دست می آید که با حل آن به ازای ورودی معلوم (پیشران روتورها)، می توان پرواز روبات در صفحه را با در نظر گرفتن ارتعاش بازوها شبیه سازی کرد.

۴. نتایج شبیه سازی

در این قسمت به منظور نشان دادن تفاوت های پرنده ی صلب و انعطاف پذیر و بررسی اثر پارامترهای سازی بر ارتعاشات روبات، برای چند حالت پروازی، نتایج شبیه سازی ارائه و با رفتار مدل صلب مقایسه می شود. مشخصات روبات پرنده ی تحت آزمون در جدول ۱ آمده است.

۱.۴. مقایسه ی پرنده ی صلب و انعطاف پذیر

در شکل های ۲ و ۳ جابه جایی خطی نوک 12 بازوی راست و جابه جایی زاویه یی نوک بازوی چپ برای مقادیر مختلف ضریب میرایی (ζ) برحسب زمان نشان داده شده است. در این حالت چون پیشران اعمال شده به هر دو روتور ثابت است، تغییر شکل های هر دو بازو نیز یکسان است.

از جایگذاری رابطه ی ۵ در رابطه ی ۱۱ شتاب خطی کشسان روتور راست نسبت به جسم مرکزی پرنده محاسبه می شود.

$$\begin{aligned} \mathbf{a}_{RE}^{\text{rot}} = & (\ddot{e}_R s - \dot{q}a - \dot{q}Ls + \dot{q}h_{cg} + \dot{q}e_R c \\ & + 2q\dot{e}_R c - q^{\vee}b - q^{\vee}Lc - q^{\vee}e_R s)\mathbf{i} \\ & + (\ddot{e}_R c - \dot{q}b - \dot{q}Lc - \dot{q}e_R s - q^{\vee}h_{cg} \\ & - 2q\dot{e}_R s + q^{\vee}a + q^{\vee}Ls - q^{\vee}e_R c)\mathbf{k} \end{aligned} \quad (12)$$

در این رابطه $c = \cos \alpha$ و $s = \sin \alpha$ است. به همین طریق می توان شتاب دورانی کشسان روتور $\bar{\alpha}_{RE}^{\text{rot}}$ را نیز در دستگاه بدنی محاسبه کرد.

$$\bar{\alpha}_{RE}^{\text{rot}} = \begin{bmatrix} 0 & -\ddot{\psi}_R & 0 \end{bmatrix}^T \quad (13)$$

یادآور می شود مقادیر محاسبه شده از این روابط شتاب های صلب وارد به کل پرنده را شامل نمی شود. برای انتقال اثر روتور به جسم مرکزی لازم است شتاب های صلب آن را نیز در نظر بگیریم. با به کارگیری روابط ۷، ۱۰ و ۱۲ در رابطه ی ۸ و اضافه کردن شتاب های صلب وارد به روتور خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} \mathbf{F}_R^{\text{rot}} = & -[T_R\psi_R + m^{\text{rot}}(g \sin \theta + \dot{u} + wq \\ & + \ddot{e}_R s - \dot{q}a - \dot{q}Ls + \dot{q}h_{cg} + \dot{q}e_R c \\ & + 2q\dot{e}_R c - q^{\vee}b - q^{\vee}Lc - q^{\vee}e_R s)]\mathbf{i} \\ & + [T_R - m^{\text{rot}}(-g \cos \theta + \dot{w} - uq \\ & + \ddot{e}_R c - \dot{q}b - \dot{q}Lc - \dot{q}e_R s - 2q\dot{e}_R s \\ & + q^{\vee}a + q^{\vee}Ls - q^{\vee}h_{cg} - q^{\vee}e_R c)]\mathbf{k} \end{aligned} \quad (14)$$

حال با استفاده از رابطه ی ۹ می توان گشتاور منتقل شده به جسم اصلی، حاصل از روتور سمت راست را نیز محاسبه کرد.

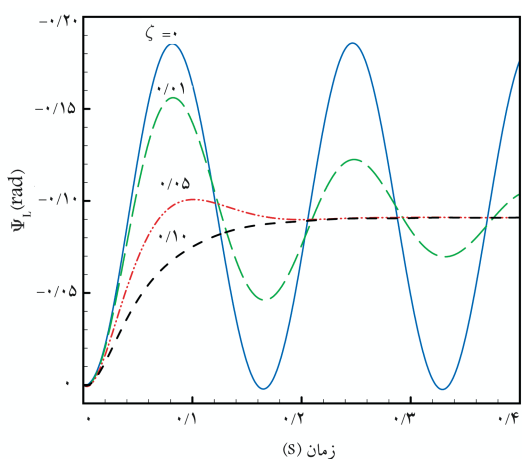
$$\begin{aligned} M_R^{\text{rot}} = & I(\ddot{\psi}_R - \dot{q}) + m(b + Lc)(-T_R/m + \dot{w} \\ & - uq - g \cos \theta + \ddot{e}_R c - \dot{q}b - \dot{q}Lc - \dot{q}e_R s \\ & - 2q\dot{e}_R s + q^{\vee}a + q^{\vee}Ls - q^{\vee}h_{cg} - q^{\vee}e_R c) \\ & + m(a + Ls - h_{cg})(T_R\psi_R/m + \dot{u} + wq \\ & + g \sin \theta + \ddot{e}_R s - \dot{q}a - \dot{q}Ls + \dot{q}h_{cg} + \dot{q}e_R c \\ & + 2q\dot{e}_R c - q^{\vee}b - q^{\vee}Lc - q^{\vee}e_R s) - T_R e_R s \\ & - mge_R s \cos \theta - mge_R c \sin \theta + mq^{\vee}L e_R \\ & - mq^{\vee}h_{cg} e_R s - m\dot{q}h_{cg} e_R c + mq^{\vee}b e_R c \\ & - m\dot{q}b e_R s + mq^{\vee}a e_R s + m\dot{q}a e_R c \\ & + e_R s(\dot{w} - uq) - e_R c(\dot{u} + wq) \end{aligned} \quad (15)$$

با تکرار همین روند برای روتور سمت چپ می توان نیرو و گشتاور حاصل از این روتور روی جسم مرکزی را نیز محاسبه کرد؛ و به این ترتیب سمت راست معادلات ۱ تا ۳ تعیین می شود. با افزودن رابطه ی ۴ به معادلات، ۸ مجهول و ۴ معادله داریم که مجهولات اضافی مربوط به تغییر شکل های کشسانی است که برای بازوها در نظر گرفته ایم.

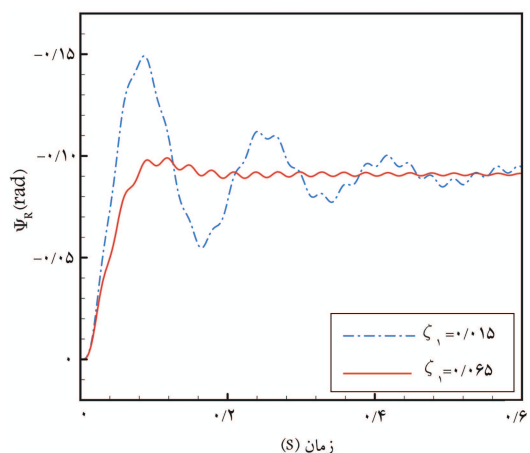
جدول ۱. مشخصات روبات پرنده‌ی تحت آزمون.

کمیت	مقدار	بعد	کمیت	مقدار	بعد
h_{cg}	°	m	g	۱°	m/s^2
a	۱	cm	I^{main}	۰٫۰۵	$kg \cdot m^2$
b	۱°	cm	I^{rot}	۰٫۰۸	$kg \cdot m^2$
c	°	deg	L	۵°	cm
m^{main}	۵	kg	r^{rod}	۵	mm
m^{rot}	۱	kg	E	۱۰°	GPa
T_R	-۵°	N	T_L	-۵°	N

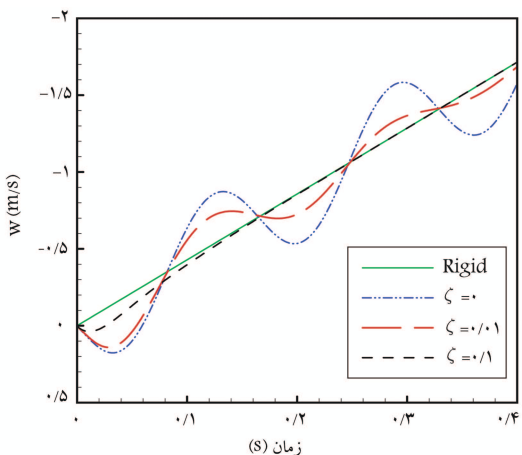
کمیت r^{rod} شعاع سطح مقطع هریک از بازوهاست.



شکل ۳. جابه‌جایی زاویه‌ی نوک بازوی روبات پرنده.

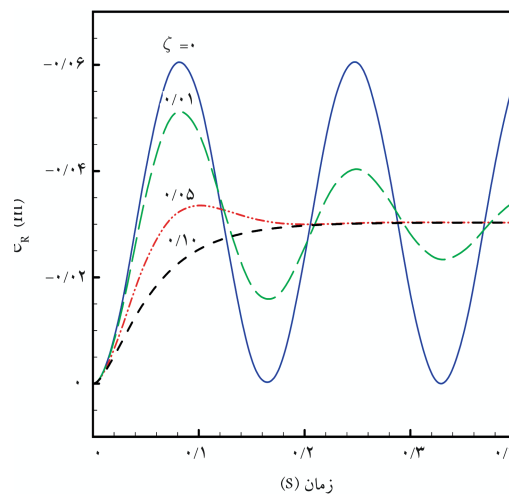


شکل ۴. اثر تفاوت ضریب میرایی حالت‌های اول و دوم بر تغییر شکل کشسان.



شکل ۵. مقایسه نحوه‌ی اوج‌گیری پرنده واقعی کشسان و ایده‌آل صلب.

مثال در لحظه‌ی آغاز حرکت، ابتدا بر اثر نیروی پیشران بازوها تغییر شکل می‌دهند و سپس جسم مرکزی را بالا می‌کشند. این تأخیر زمانی پاسخ نسبت به فرمان ورودی، با کاهش ضریب میرایی بیش‌تر مشهود است. در ادامه، اثر انعطاف‌پذیری بر مسیر پرواز نشان داده می‌شود. شرایط اولیه در این حالت چنان است که در لحظه‌ی صفر بازوی سمت راست و چپ کوادروتور



شکل ۲. تغییر شکل خطی نوک بازو روبات پرنده.

براساس رابطه‌ی ۱۶، به دلیل وجود عناصر غیرقطری در ماتریس سختی هر بازو، درجات آزادی نوک آن به یکدیگر وابسته‌اند. فرکانس حالت دوم ارتعاشی بسیار بالاتر از حالت اول است. از آنجا که در این مثال ضریب میرایی هر دو حالت را یکسان در نظر گرفته‌ایم، حالت دوم به‌سرعت میرا شده است؛ از طرفی دامنه‌ی ارتعاشی شکل حالت دوم نیز بسیار کم‌تر است.

برای واضح‌تر شدن این موضوع، ضرایب میرایی را به گونه‌ی تغییر می‌دهیم که شکل هر دو حالت قابل مشاهده باشد (شکل ۳). برای این کار ضریب میرایی حالت دوم (ζ_2) را برابر صفر قرار داده و میرایی حالت اول را تغییر می‌دهیم. در شکل ۴ می‌بینیم که درگیر بودن درجات آزادی سیستم سبب شده تا بر اثر میرا شدن حالت اول، حالت دوم نیز میرا شود اگرچه ضریب میرایی این حالت صفر است.

براساس نتایج به دست آمده، حالت دوم به دلیل دامنه‌ی کم نسبت به حالت اول تأثیری در پاسخ‌های کلی پرنده نداشته و در ادامه ضریب میرایی هر دو حالت یکسان فرض شده است.

در شکل ۵ نحوه‌ی اوج‌گیری روبات به‌ازای پیشران ثابت نشان داده شده است. چنانچه بازوها انعطاف‌پذیر در نظر گرفته شود اوج‌گیری به‌صورت نوسانی اتفاق می‌افتد. با مقایسه‌ی شکل‌های ۲، ۳ و ۵ مشاهده می‌شود که مطابق انتظار فیزیکی در نوسان نرخ اوج‌گیری و جابه‌جایی کشسان بازوها ۱۸° درجه اختلاف فاز وجود دارد. به‌طور

محور x ایجاد می‌کند که در نتیجه پرنده از مسیر پیش‌فرض فاصله گرفته و به یک سو متمایل می‌شود. شکل ۶ این اثر را برای مقادیر مختلف ضریب میرایی نشان می‌دهد. هرچه میزان میرایی بیشتر کاهش یابد دامنه‌ی نوسانات بزرگ‌تر می‌شود.

۲.۴. بررسی اثر پارامترهای روبات پرنده بر ارتعاشات

در این بخش نقش دو پارامتر سازه‌یی بر ارتعاش بازوها بررسی می‌شود؛ این دو پارامتر عبارت‌اند از: نسبت طول به قطر سطح مقطع بازو، و اثر زاویه‌ی نصب. در هر حالت به‌جز پارامتر مورد بررسی، سایر پارامترهای روبات برابر مقادیر داده شده در جدول ۱ فرض شده‌است.

سازه روبات پرنده باید تا حد امکان سبک باشد تا بتواند بیشترین بار مفید را جابه‌جا کند. یکی از راه‌های سبک‌سازی استفاده از بازوهای نازک‌تر است. این موضوع به‌ویژه در روبات‌هایی با ابعاد بزرگ حائز اهمیت خواهد بود. در شکل ۷ اثر تغییر نسبت طول بازو به قطر سطح مقطع آن بر نرخ اوج‌گیری پرنده نشان داده می‌شود. در این حالت طول بازو ثابت و قطر سطح مقطع متغیر است.

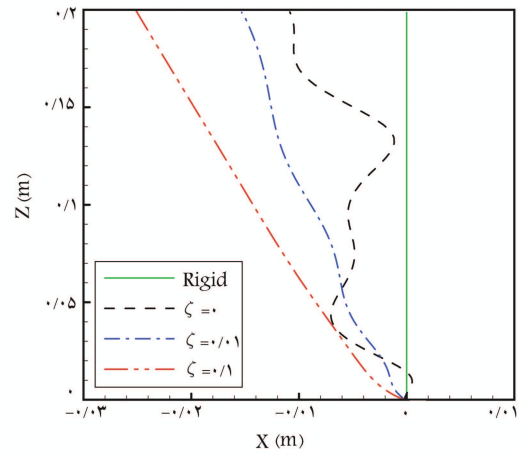
در روبات پرنده‌ی تحت آزمونی که تا اینجا مورد بررسی قرار گرفت، زاویه‌ی نصب بازوها صفر درجه در نظر گرفته شد، اما گاهی بازوها برای فرود راحت‌تر پرنده، با زاویه نسبت به خط افق نصب می‌شوند. در شکل ۸ تأثیر این زاویه بر ارتعاش بازوی راست روبات نشان داده شده‌است.

بر اثر افزایش زاویه‌ی نصب، فاصله‌ی محور پیشران روتور با مرکز ثقل پرنده (طول مؤثر بازو) کاهش می‌یابد. همچنین بر اثر زاویه‌ی به وجود آمده بین بازو و محور پیشران، مؤلفه‌ی از آن سبب خمش می‌شود که کم‌تر از مقدار اولیه خواهد بود. این موضوع دامنه‌ی ارتعاشات را کاهش می‌دهد و پرنده در وضعیت پایدارتری قرار می‌گیرد، اما باید توجه داشت که افزایش زاویه‌ی نصب قابلیت مانوری پرنده را کاهش می‌دهد.

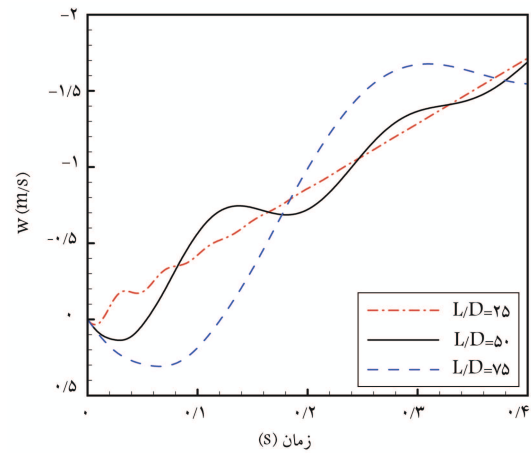
۵. نتیجه‌گیری

در این نوشتار مدل ریاضی برای شبیه‌سازی پرواز روبات پرنده با در نظر گرفتن جابه‌جایی کشسان بازوها در صفحه ارائه شد که در آن، مجموعه‌ی هریک از بازوها و روتور متصل به آن به‌صورت یک سیستم دو درجه آزادی در نظر گرفته شده‌است. براساس نتایج به دست آمده، انعطاف‌پذیری بازوها سبب ایجاد اختلاف زمانی میان اعمال فرمان کنترلی و پاسخ پرنده می‌شود. همچنین ارتعاش بازوها سبب منحرف شدن پرنده از مسیر پروازی ایده‌آل آن خواهد شد. اگرچه افزایش میرایی اختلاف زمانی پاسخ را کاهش می‌دهد اما این کار می‌تواند منجر به افزایش انحراف از مسیر پرنده شود. لذا مدل کنترلی که برای روبات‌های پرنده توسعه داده می‌شود برای کارایی بهتر، باید بر مبنای مدل ریاضی انعطاف‌پذیر آن ارائه شود. در بخش دیگری از نتایج نیز، اثر نسبت طول به قطر سطح مقطع و زاویه‌ی نصب بازو بر ارتعاشات کوادروتور مورد بررسی قرار گرفت.

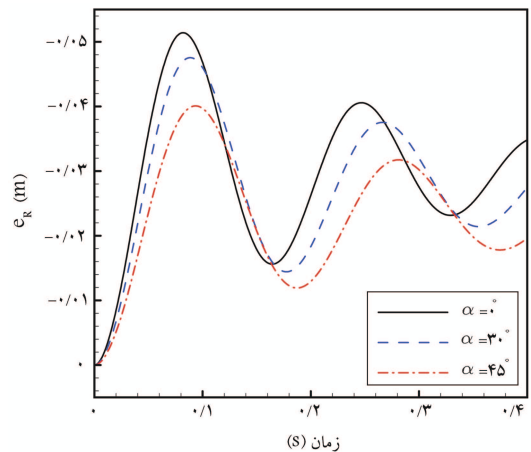
علاوه بر تفاوت عملکردی پرنده‌ی انعطاف‌پذیر و صلب، از دیدگاه سازه‌یی نیز باید توجه داشت که تنش‌های دینامیکی حاصل از ارتعاش بازوها به‌مراتب بیشتر از تنش‌های استاتیکی است. این موضوع به‌ویژه در روبات‌هایی که برای کاربردهای نظامی و امدادی طراحی شده و وزن بالایی دارند حائز اهمیت خواهد بود.



شکل ۶. تأثیر انعطاف‌پذیری بر مسیر پرواز روبات.



شکل ۷. تأثیر نسبت طول به قطر بازوی روبات پرنده در نرخ اوج‌گیری.



شکل ۸. تأثیر زاویه‌ی نصب بازوی کوادروتور بر جابه‌جایی خطی نوک بازو.

درخلاف جهت یکدیگر تغییر شکل داده‌اند. پیشران هر دو روتور یکسان بوده و برای درک راحت‌تر پاسخ از اثر جاذبه صرف نظر شده‌است. همچنین برای واضح‌تر شدن اختلاف، نسبت طول به قطر بازوها را افزایش داده‌ایم. بر اثر تغییر شکل کشسان نامتقارن برآیند نیروهای پیشران مؤلفه‌یی در امتداد

پانوشتها

1. Thrust
2. auto pilot
3. quad-rotor
4. robustness
5. attitude angle
6. resonance
7. Elastic
8. pitch angle
9. Coriolise law
10. viscous damping
11. Young's module
12. tip deflection

منابع (References)

1. Gonzalez, A., Garcia, P., Albertos, P., Castillo, P. and Lozano, R. "Robustness of a discrete-time predictor-based controller for time-varying measurement delay", *Control Engineering Practice*, **20**(2), pp. 102-110 (February 2012).
2. Garcia, P. and Albertos, P. "A new dead-time compensator to control stable and integrating processes with long dead-time", *Automatica*, **44**(4), pp. 1062-1071 (April 2008).
3. Lara, D., Romero, G., Sanchez, A., Lozano, R. and Guerrero, A. "Robustness margin for attitude control of a four rotor mini-rotorcraft", *Mechatronics*, **20**(1), pp. 143-152 (February 2010).
4. Nicol, C., Macnab, C.J.B. and Ramirez-Serrano, A. "Robust adaptive control of a quadrotor helicopter", *Mechatronics*, **21**(6), pp. 927-938 (September 2011).
5. Derafa, L., Benallegue, A. and Fridman, L. "Super twisting control algorithm for the attitude tracking of a four rotors UAV", *Journal of the Franklin Institute*, **349**(2), pp. 685-699 (March 2012).
6. Hoffmann, G.M., Huang, H., Waslander, S.L. and Tomlin, C.J. "Precision flight control for a multi-vehicle quadrotor helicopter testbed", *Control Engineering Practice*, **19**(9), pp. 1023-1036 (September 2011).
7. Hossain, M.R., Rideout, D.G. and Krouglicof, D.N. "Bond graph dynamic modeling and stabilization of a quad-rotor helicopter", *SpringSim '10 Proceedings of the 2010 Spring Simulation Multiconference Article No. 215*, Society for Computer Simulation International, San Diego, CA, USA (2010).
8. Weng, K.W. and Zainal Abidin, M.S.B. "Design and control of a quad-rotor flying robot for aerial surveillance", SCORed 2006, *Proceedings of 2006 4th Student Conference on Research and Development*, art. no. 4339333, pp. 173-177 (2006).
9. Kottenstette, N. and Digital, P.J. "Passive attitude and altitude control schemes for quadrotor aircraft", *IEEE International Conference on Control and Automation*, ICCA 2009, art. no. 5410483, pp. 1761-1768 (2009).
10. Nathan, P.T. and Almurib, H.A.F. "Optimization of nonlinearities through control techniques of the quadrotor aerial vehicle", *4th International Conference on Modeling, Simulation and Applied Optimization*, ICMSAO 2011, art. no. 5775511 (2011).
11. Castillo, P., Lozano, R. and Dzul, A. "Stabilization of a mini rotorcraft with four rotors: Experimental implementation of linear and nonlinear control laws", *IEEE Control Systems Magazine*, **25**(6), pp. 45-55 (2005).
12. Neff, A.E., Lee, D., Chitrakaran, V.K., Dawson, D.M. and Burg, T.C. "Velocity control for a quad-rotor UAV fly-by-camera interface", *Conference Proceedings - IEEE Southeastcon*, art. no. 4147431, pp. 273-278 (2007).
13. Bestaoui, Y. and Slim, R. "Maneuvers for a quad-rotor autonomous helicopter", *Collection of Technical Papers - 2007 AIAA InfoTech at Aerospace Conference*, **1**, pp. 183-200 (2007).
14. Min, B.C., Lee, E.J., Kang, S.H. and Kim, D.H. "Limit-cycle navigation method for a quad-rotor type UAV", *IEEE International Symposium on Industrial Electronics*, art. no. 5221316, pp. 1352-1357 (2009).
15. Fowers, S.G., Tippetts, B.J., Lee, D.J. and Archibald, J.K. "Vision-guided autonomous quad-rotor helicopter flight stabilization and control", *AUVSI Unmanned Systems North America Conference*, **2**, pp. 815-829 (2008).
16. Min, B.C., Cho, C.H., Choi, K.M. and Kim, D.H. "Development of a micro quad-rotor UAV for monitoring an indoor environment", *Lecture Notes in Computer Science*, 5744 LNCS, pp. 262-271 (2009).
17. Roskam, J., *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls*, Part I, 1st Ed, Design Analysis & Research, ISBN-10: 9990747784 (1982).