

مقاله علمی - پژوهشی

مدل سازی ۹ درجه آزادی پارافویل با جابجایی
عرضی وزن محمولهمقداد ترابی نژاد^۱، فریبرز ثقفی^{۲*}

۱ و ۲- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

* خیابان آزادی، تهران، ایران

saghafi@sharif.edu

سامانه پارافویل-محموله، به عنوان یک سامانه پیچیده، امروزه بسیار مورد استفاده بوده و کاربردهای گسترده‌ای دارد. این سامانه یک مجموعه چندجسمی بوده که اجزای آن بر یکدیگر بر هم کنش دینامیکی داشته و نسبت به هم دارای حرکت‌های نسبی می‌باشند. مقاله‌ی حاضر به مدلسازی چندجسمی و شبیه‌سازی دینامیک پرواز مدل دینامیکی ۹ درجه‌آزادی سامانه پارافویل-محموله که شامل سه درجه‌آزادی انتقالی و سه درجه‌آزادی دورانی مجموعه پارافویل (بخش بال‌چتری و طناب‌های متصل به آن) و سه درجه‌آزادی دورانی نسبی محموله می‌باشد، می‌پردازد. با تحلیل سینماتیک و دینامیک اجزای سامانه، مدلی غیرخطی با ۱۸ متغیر حالت بدست می‌آید. این مدل دارای سه ورودی کنترلی است؛ علاوه بر ترمزهای آیرودینامیکی متقارن و نامتقارن، جابجایی عرضی وزن محموله نسبت به پارافویل، که منجر به دوران و تغییر زاویه نصب عرضی قاب بال‌چتری نسبت به مجموعه پارافویل می‌گردد، در نظر گرفته می‌شود. همچنین اثر جرم و ممان اینرسی ظاهری چتر پارافویل به همراه محل‌های اعمال آن، نیروهای مقید و یالتبع حرکت‌های نسبی میان اجسام، زوایای نصب طولی و عرضی و نیز اثر جریان باد مورد بررسی قرار می‌گیرند. به منظور ارزیابی رفتار دینامیک پرواز سامانه و بررسی عوامل تأثیرگذار بر آن، معادلات دینامیک غیرخطی مدل توسعه یافته و پس از بررسی پایداری آن با استفاده از روش لیاپانوف، مدل برای چندین شرایط پروازی و تحت ورودی‌های متفاوت بوسیله‌ی کد و برنامه‌ای که در محیط نرم‌افزار متلب توسعه پیدا نموده‌است، بصورت عددی انتگرال‌گیری و شبیه‌سازی می‌شود. نتایج شبیه‌سازی نشان‌دهنده‌ی پرواز پایداری است که پس از پرتاب از ارتفاع بالا حاصل گردیده و بوسیله‌ی آن مدلسازی دینامیک پرواز سامانه اعتبارسنجی می‌گردد.

واژه‌های کلیدی: مدلسازی چند جسمی، تحلیل دینامیکی سامانه پارافویل - محموله، شبیه‌سازی پرواز

مقدمه

دینامیک پرواز سامانه پارافویل-محموله با یک هواپیمای معمول متفاوت است. به بیان دیگر، فاصله‌ی زیاد میان مرکز آیرودینامیک

چتر و مرکز جرم کل سامانه، حرکت‌های نسبی میان اجزای سامانه و وجود جرم ظاهری منجر به این تفاوت خواهند شد [۱]. بدلیل وجود مفصل اتصال میان پارافویل و محموله، این دو جسم با حرکت‌های نسبی مستقل از هم روبه‌رو می‌شوند. بنابراین سامانه پارافویل-محموله بایستی بصورت یک مجموعه چندجسمی بررسی گردد.

از مدل‌های ۲، ۳ یا ۴ درجه‌آزادی تا مدل‌های دینامیکی ۶ تا ۱۲

۱. کارشناس ارشد

۲. دانشیار (نویسنده مخاطب)

گرفته‌اند، سعی در توسعه معادلات دقیق‌تری از دینامیک مدل شده‌است. این مقاله با استفاده از مدل دینامیکی ۹ درجه‌آزادی به مدلسازی چندجسمی سامانه (شکل ۱) پرداخته که پس از خطی‌سازی و بررسی پایداری مدل، با ارائه چند نمونه از پاسخ‌های دینامیکی به تحلیل رفتار دینامیک پرواز سامانه پارافویل-محموله می‌پردازد. همچنین لازم به ذکر است که نحوه نوشتن معادلات و نمادهای استفاده‌شده بر طبق استانداردهای ذکر شده در مرجع [۹] انجام شده‌است.

با توجه به شکل‌های ۱ و ۲، سامانه پارافویل-محموله بصورت یک بال‌چتری با شکل ثابت (صلب) که دارای دو صفحه تقارن xz و yz بوده و بوسیله طناب‌های متصل به آن، از طریق مفصل C ، به محموله متصل شده‌است، مدلسازی می‌شود. این مدل شامل سه درجه‌آزادی دورانی و سه درجه‌آزادی انتقالی پارافویل و دورانی محموله نسبت به پارافویل می‌باشد. پارافویل (بال‌چتری و طناب‌های متصل به آن) و محموله آزادانه حول مفصل (نوع گیمبال) نسبت به یکدیگر دوران دارند. در این مدل، مفصل با استفاده از یک مکانیزم کنترلی نسبت به پارافویل جابجایی عرضی دارد که منجر به جابجا شدن وزن محموله نسبت به مجموعه پارافویل می‌گردد. این سامانه از دو قاب اصلی پارافویل و محموله تشکیل شده که سه‌پایه‌های مرتبط با آنها در مراکز جرم پارافویل و محموله، به ترتیب نقاط B و S ، قرار دارند. قاب بال‌چتری و سه‌پایه مرتبط با آن نیز در محل مرکز آیرودینامیک بال‌چتری نقطه A می‌باشد. در اینجا شش دستگاه مختصات مورد استفاده قرار می‌گیرد. دستگاه مختصات بال‌چتری (J^P) برای بیان جهت‌گیری قاب بال‌چتری نسبت به پارافویل، بر حسب زوایای نصب طولی Γ و عرضی Λ ، دستگاه مختصات بدنی پارافویل (J^B) برای بیان جهت‌گیری قاب پارافویل نسبت به قاب مرجع اینرسی (J^I)، بر حسب زوایای اوایلر رول ϕ_B ، پیچ θ_B و یاو ψ_B ، دستگاه مختصات اینرسی به عنوان یک دستگاه مختصات رابط و ثابت در محل مفصل اتصال C قرار دارد. دستگاه مختصات محموله (J^S) برای بیان جهت‌گیری قاب محموله نسبت به اینرسی، بر حسب زوایای اوایلر نسبی رول ϕ_S ، پیچ θ_S و یاو ψ_S ، دستگاه مختصات آیرودینامیک (J^A) که ناشی از باد نسبی اطراف پارافویل بوده و با زوایای حمله α_B و لغزش جانبی β_B با دستگاه مختصات بال‌چتری مرتبط می‌شود. دستگاه مختصات باد (J^W) که بوسیله زوایای فراز η و آزیموت μ به دستگاه مختصات اینرسی مرتبط می‌شود. ماتریس‌های تبدیل میان دستگاه‌های مختصات چتر نسبت به بدنی پارافویل $[T]^{PB}$ ، میان دستگاه آیرودینامیک نسبت به چتر $[T]^{AP}$ و میان دستگاه باد نسبت به اینرسی $[T]^{AW}$ در روابط ۱، ۲ و ۳ آمده‌است. برای اختصار به جای توابع \sin و \cos ، به ترتیب از نمادهای S و C با پایین‌وند مربوطه استفاده شده‌است.

درجه‌آزادی، با در نظر گرفتن حرکت‌های نسبی میان اجزای سامانه، هر کدام هدفی خاص و سطحی از دقت را دارا می‌باشند. در بیشتر مراجع، مدل ۶ درجه‌آزادی، به عنوان یک جسم صلب، که شامل سه درجه‌آزادی انتقالی و سه درجه‌آزادی دورانی است برای طراحی الگوریتم‌های هدایت و کنترل استفاده شده‌است [۳ و ۲]. مقاله [۴]، مدل دینامیکی ۸ درجه‌آزادی (شامل شش درجه‌آزادی حرکت پارافویل و دو درجه‌آزادی حرکت نسبی محموله) را، به منظور توسعه‌ی نرم‌افزاری برای مدلسازی و شبیه‌سازی که بیش‌ترین انطباق را با واقعیت داشته‌باشد، مورد استفاده قرار داده‌است. در مرجع [۵] مدل دینامیکی ۹ درجه‌آزادی، شش درجه‌آزادی دورانی و انتقالی پارافویل و سه درجه‌آزادی دورانی محموله، بررسی شده‌است. این مقاله با در نظر گرفتن شکل چتر بصورت مجموعه‌ای از پنل‌های متصل به هم و نیز با استفاده از ضرایب آیرودینامیک تعریف‌شده، پاسخ‌های کنترلی معقولی را به جابجایی ترمزهای راست و چپ و زاویه‌ی نصب طولی ارائه نموده‌است. در مرجع [۶]، با استفاده از مدل دینامیکی نه درجه‌آزادی و تحلیل پایداری آن برای زوایای نصب طولی متفاوت، با استفاده از نظریه انشعاب (bifurcation theory)، قابلیت سرش و مانور سامانه برای جابجایی‌های ترمزهای راست و چپ مورد بررسی قرار گرفته شده‌است. تحقیق [۷] صرفاً با معرفی جابجایی وزن محموله در کنترل پارافویل یک مدل ۶ درجه‌آزادی، به بررسی عوامل مختلف تأثیرگذار از جمله فاصله محموله تا بال‌چتری مبادرت نموده‌است. مقاله [۸] نیز استفاده از زاویه نصب عرضی در هدایت و کنترل یک مدل ۶ درجه‌آزادی سامانه پارافویل-محموله را مورد بررسی قرار داده‌است.

در مقالات اشاره‌شده، زوایای نصب طولی و عرضی، جرم ظاهری و محل‌های اعمال آن، جابجایی عرضی وزن محموله نسبت به قاب پارافویل و جریان باد در استخراج معادلات مستقیماً بکار نرفته‌اند. در مقاله حاضر با فرض ثابت بودن زاویه نصب طولی بال‌چتری، یک مکانیزم کنترلی در محل اتصال میان پارافویل و محموله در نظر گرفته می‌شود بطوری که محموله نسبت به مرکز جرم پارافویل جابجایی عرضی خواهد داشت. این جابجایی که با تغییر طول طناب‌های متصل به بال‌چتری همراه است باعث تغییر توزیع یکنواخت جرم محموله در طناب‌ها از حالت اولیه می‌گردد. در نتیجه بال‌چتری در جهت بازگشت به وضعیت اولیه، نسبت به قاب مجموعه پارافویل دوران عرضی می‌نماید. این مکانیزم کنترلی در واقع به عنوان جایگزین جابجایی نامتقارن ترمزها، در هدایت و کنترل عرضی سامانه نقش ایفا می‌کند [۷]. در کار حاضر با توسعه روابط مربوط به اثر جرم ظاهری و تعیین محل‌های اعمال آن، بر خلاف کارهای قبلی که برای ساده‌سازی مراکز جرم ظاهری را بصورت یک تک‌نقطه و بر روی مرکز آیرودینامیک و یا بر روی مرکز جرم پارافویل در نظر

در این رابطه U_L ورودی بوده و K_L مقدار ثابتی است که به نوع عملگر مورد استفاده بستگی دارد. تغییرات زاویه نصب عرضی $\dot{\Lambda}$ نیز با \dot{L} متناسب بوده و از رابطه ۶ بدست می آید.

$$\dot{\Lambda} = \frac{\dot{L}}{(s_{CT})_3} \times \cos^2 \Lambda, (s_{CT})_3 = 6.481 \quad (۶)$$

در این مدل زاویه نصب طولی $\Gamma = -9 \text{ deg}$ در نظر گرفته می شود.

مشخصات آیرودینامیکی مدل

ضرایب آیرودینامیک نیروی پسا C_{D_p} ، نیروی جانبی C_{Y_p} و نیروی برآ C_{L_p} مطابق مرجع [۶ ص. ۲۵ و ۲۶] و برای یک پارافویل مشابه بصورت جداول جست و جو (Lookup Tables) در نظر گرفته می شوند؛ همچنین ضرایب آیرودینامیک ممان رول C_{l_p} ، پیچ C_{m_p} و یاب C_{n_p} که بصورت روابط معمول یک وسیله پرنده لحاظ شده اند، مطابق مرجع [۱۰] در نظر گرفته می شوند؛ در اینجا بدلیل اختصار از ذکر آنها صرف نظر شده است.

مدل سازی چندجسمی سامانه پارافویل-محموله

به منظور مدل سازی سامانه، از روش نیوتن-اولیبر استفاده شده که با توسعه معادلات سینماتیک و دینامیک انتقالی و وضعی برای پارافویل و محموله و همچنین معادلات قید میان آنها انجام می گردد. مجموعه معادلات غیرخطی بدست آمده شامل ۱۸ متغیر حالت بوده که به فرم کلی رابطه ۷ است. این معادلات بیانگر سیستمی کاملاً کوپل و پیچیده می باشند. در این رابطه X متغیرهای حالت و U ورودی های کنترلی هستند.

$$\begin{aligned} \dot{X} &= f(X, U) \\ X &= \left\{ [s_{BT}]^T, [v_B^T]^T, [\omega^{BT}]^B, [\omega^{ST}]^S, \frac{d}{dt} \Theta_B, \frac{d}{dt} \Theta_S \right\} \\ U &= \{\delta_s, \delta_a, U_L\} \end{aligned} \quad (۷)$$

در رابطه ۷، $[s_{BT}]^T$ و $[v_B^T]^T$ به ترتیب بردار جابجایی و سرعت اینرسی پارافویل در دستگاه مختصات اینرسی می باشند. $[\omega^{BT}]^B$ و $[\omega^{ST}]^S$ به ترتیب بردار سرعت زاویه ای پارافویل و محموله نسبت به قاب اینرسی در دستگاه های مختصات ارجح خود هستند. همچنین Θ_B و Θ_S به ترتیب بردار زوایای اوایلر پارافویل و محموله می باشند. δ_s و δ_a به ترتیب جابجایی متقارن و نامتقارن ترمزهای آیرودینامیک و U_L نیز ورودی مربوط جابجایی عرضی وزن محموله نسبت به پارافویل است.

سینماتیک سامانه پارافویل-محموله

معادلات سینماتیک انتقالی و وضعی سامانه بصورت زیر می باشند.

$$[T]^{PB} = \begin{bmatrix} C_\Gamma & 0 & -S_\Gamma \\ S_\Lambda S_\Gamma & C_\Lambda & S_\Lambda C_\Lambda \\ C_\Lambda S_\Gamma & -S_\Lambda & C_\Lambda C_\Gamma \end{bmatrix} \quad (۱)$$

$$[T]^{AP} = \begin{bmatrix} C_{\alpha_B} C_{\beta_B} & S_{\beta_B} & S_{\alpha_B} C_{\beta_B} \\ -C_{\alpha_B} S_{\beta_B} & C_{\beta_B} & -S_{\alpha_B} S_{\beta_B} \\ -S_{\alpha_B} & 0 & C_{\alpha_B} \end{bmatrix} \quad (۲)$$

$$[T]^{WT} = \begin{bmatrix} C_\eta C_\mu & C_\eta S_\mu & -S_\eta \\ -S_\mu & C_\mu & 0 \\ S_\eta C_\mu & S_\eta S_\mu & C_\eta \end{bmatrix} \quad (۳)$$

ماتریس های تبدیل میان هر کدام از دستگاه های مختصات بدنی پارافویل و محموله نسبت به اینرسی، به ترتیب $[T]^{BI}$ و $[T]^{SI}$ ، بصورت کلی ماتریس رابطه ۴ بیان می شوند با این تفاوت که زوایای اوایلر پارافویل و محموله مربوطه بایستی در این ماتریس جایگزین شوند.

$$\begin{bmatrix} C_\phi C_\psi & C_\phi S_\psi & -S_\phi \\ S_\phi S_\theta C_\psi - C_\phi S_\psi & S_\phi S_\theta S_\psi + C_\phi C_\psi & S_\phi C_\theta \\ C_\phi S_\theta C_\psi + S_\phi S_\psi & C_\phi S_\theta S_\psi - S_\phi C_\psi & -C_\phi C_\theta \end{bmatrix} \quad (۴)$$

مشخصات هندسی و جرمی مدل

مشخصات هندسی و جرمی مدل شامل مشخصات پارافویل: طول اسپن b ، طول وتر c ، انحنای بال چتری a ، ضخامت بال چتری t ، مساحت مرجع بال چتری S_p ، طول طناب R ، جرم بال چتری m_c و مشخصات محموله: جرم محموله m_s ، مساحت مرجع محموله S_s ، طول x_s ، عرض y_s و ارتفاع z_s محموله در جدول ۱ آمده است.

جدول ۱- مشخصات هندسی و جرمی سامانه پارافویل-محموله

m_c (Kg)	R (m)	S_p (m ²)	t (m)	a (m)	c (m)	b (m)	
۵	۶/۶	۲۸/۴۹	۰/۶۷	۱/۱۶	۳/۷	۷/۷	پارافویل
-	-	z_s (m)	y_s (m)	x_s (m)	S_s (m ²)	m_s (Kg)	
-	-	۰/۷	۰/۵	۰/۷	۰/۵	۱۴۰	محموله

بردار موقعیت مرکز جرم محموله نسبت به مفصل C در دستگاه محموله بصورت $[s_{SC}]^S = [0 \ 0 \ 0.5]^T$ ، بردار موقعیت مرکز دوران بال چتری T نسبت به مرکز جرم پارافویل B در دستگاه بدنی پارافویل بصورت $[s_{TB}]^B = [0 \ 0 \ -0.58]^T$ ، بردار موقعیت مرکز آیرودینامیک A نسبت به مرکز دوران چتر در دستگاه بال چتری بصورت $[s_{AT}]^P = [0.925 \ 0 \ 0]^T$ و بردار موقعیت مفصل C نسبت به مرکز دوران چتر نیز در دستگاه بدنی پارافویل بصورت $[s_{CT}]^B = [0.6 \ L \ 6.481]^T$ می باشد. L جابجایی عرضی مفصل C است که بوسیله مکانیزم کنترلی مربوطه انجام می شود. تغییرات این جابجایی بصورت رابطه ۵ می باشد.

$$\dot{L} = K_L(U_L - L), \text{ at } t=0 \rightarrow L=0 \quad (۵)$$

اینرسی و سرعت مرکز آیرودینامیک نسبت به باد نسبی در دستگاه بال‌چتری هستند و $[v_{wind}^I]^W$ نیز سرعت جریان باد نسبت به اینرسی در دستگاه مختصات باد می‌باشد.

نیروی ظاهری $[F_{app}]^B$ اعمالی به بال‌چتری که در واقع از جرم ظاهری نشأت می‌گیرد با مشتق دورانی مومنتوم خطی ظاهری $[p_{app}]^B$ نسبت به قاب اینرسی (D^I)، در دستگاه بدنی پارافویل، بصورت زیر بدست می‌آید:

$$\begin{aligned}
 [F_{app}]^B &= -[D^I p_{app}]^B \\
 [p_{app}]^B &= [M_F][v_{M_i}^{wind}]^B = [M_F]([v_B^I]^B - [v_{wind}^I]^B) \dots \\
 &\quad - [M_F][S_{M_i,B}]^B [\omega^{BI}]^B \quad \text{for } i=1,2 \\
 \Rightarrow [F_{app}]^B &= -[M_F] \left(\left[\frac{d}{dt} v_B^I \right]^B + [\Omega^{BI}]^B [v_{wind}^I]^B \right) \dots \\
 &\quad - [M_{a\Omega}] \left[\frac{d}{dt} \omega^{BI} \right]^B - [\Omega^{BI}]^B [p_{app}]^B \quad (14) \\
 [M_{a\Omega}] &= -[M_F][S_{M_i,B}]^B = \begin{bmatrix} 0 & m_x z_{M_1} & 0 \\ -m_y z_{M_2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \\
 [M_F] &= \begin{bmatrix} m_x & 0 & 0 \\ 0 & m_y & 0 \\ 0 & 0 & m_z \end{bmatrix}, \quad [S_{M_i,B}]^B = \begin{bmatrix} 0 & -z_{M_1} & 0 \\ z_{M_2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}
 \end{aligned}$$

در رابطه ۱۴ و با توجه به شکل ۲، m_x جرم ظاهری در راستای اول دستگاه بدنی پارافویل، واقع در مرکز جرم ظاهری M_1 ، m_y و m_z نیز به ترتیب جرم‌های ظاهری در راستای دوم و سوم دستگاه پارافویل، واقع در مرکز جرم ظاهری M_2 ، هستند. z_{M_2} و z_{M_1} نیز فاصله عمودی مرکزهای جرم ظاهری نسبت به مرکز جرم پارافویل می‌باشند. $[S_{M_i,B}]^B$ نیز ماتریس پادمقتارن بردار موقعیت مرکزهای جرم ظاهری نسبت به مرکز جرم پارافویل، در دستگاه بدنی پارافویل، است. به منظور اختصار، از ذکر روابط m_x ، m_y ، m_z ، z_{M_2} ، z_{M_1} و m_z صرف نظر شده‌است. نحوه بدست‌آوردن این کمیت‌ها در مرجع [۱] آمده‌است.

با در نظر گرفتن ممان‌های اعمالی به پارافویل و بوسیله‌ی رابطه‌ی اوایلر، معادله‌ی دینامیک وضعی پارافویل بصورت زیر است:

$$\begin{aligned}
 [I_B^B]^B \left[\frac{d}{dt} \omega^{BI} \right]^B + [\Omega^{BI}]^B [I_B^B]^B [\omega^{BI}]^B &= \\
 [\bar{T}]^{PB} [M_{p-aero}]^P + [M_{app}]^B + [S_{C_B,B}]^B [T]^{BI} [F_B]^I \dots &\quad (15) \\
 + [\bar{T}]^{PB} [S_{AB}]^P [F_{p-aero}]^P + [T]^{BI} [M_B]^I &
 \end{aligned}$$

در این رابطه، $[I_B^B]^B$ ماتریس ممان اینرسی پارافویل در دستگاه بدنی پارافویل است. $[S_{AB}]^P$ و $[S_{C_B,B}]^B$ به ترتیب ماتریس پادمقتارن بردار موقعیت مفصل نسبت به مرکز جرم پارافویل در دستگاه پارافویل و ماتریس پادمقتارن بردار موقعیت مرکز آیرودینامیک نسبت به مرکز جرم پارافویل در دستگاه بال‌چتری می‌باشند. $[M_B]^I$ ممان مقید داخلی

$$\begin{aligned}
 \left[\frac{d}{dt} s_{BI} \right]^I &= [v_B^I]^I \\
 \frac{d}{dt} \Theta_B &= \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi_B \tan \theta_B & \cos \phi_B \tan \theta_B \\ 0 & \cos \phi_B & -\sin \phi_B \\ 0 & \sin \phi_B / \cos \theta_B & \cos \phi_B / \cos \theta_B \end{bmatrix} [\omega^{BI}]^B \quad (8) \\
 \frac{d}{dt} \Theta_S &= \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi_S \tan \theta_S & \cos \phi_S \tan \theta_S \\ 0 & \cos \phi_S & -\sin \phi_S \\ 0 & \sin \phi_S / \cos \theta_S & \cos \phi_S / \cos \theta_S \end{bmatrix} [\omega^{SI}]^S
 \end{aligned}$$

معادلات پارافویل

معادلات پارافویل شامل معادلات سینماتیک و دینامیک انتقالی و وضعی می‌باشد. با توسعه روابط سینماتیک، رابطه شتاب انتقالی پارافویل در دستگاه مختصات بدنی بصورت زیر بدست می‌آید.

$$\begin{aligned}
 [a_B^I]^B &= [a_{C_B}^I]^B - 2[\Omega^{BI}]^B \left[\frac{d}{dt} s_{C_B,B} \right]^B \dots \quad (9) \\
 + [S_{C_B,B}]^B \left[\frac{d}{dt} \omega^{BI} \right]^B - [\Omega^{BI}]^B [\Omega^{BI}]^B [S_{C_B,B}]^B \\
 \text{در رابطه ۹، } [a_{C_B}^I]^B &\text{ شتاب انتقالی اینرسی مفصل } C, [\Omega^{BI}]^B \\
 \text{ماتریس پادمقتارن بردار سرعت زاویه‌ای پارافویل و } [S_{C_B,B}]^B &\text{ نیز فرم} \\
 \text{پادمقتارن بردار موقعیت مفصل نسبت به مرکز جرم پارافویل در} & \\
 \text{دستگاه مختصات پارافویل می‌باشند. بدلیل } \left[\frac{d}{dt} s_{TB} \right]^B = 0 &\text{، خواهیم} \\
 \text{داشت:} &
 \end{aligned}$$

$$\left[\frac{d}{dt} s_{C_B,B} \right]^B = \left[\frac{d}{dt} s_{C_B,T} \right]^B + \left[\frac{d}{dt} s_{TB} \right]^B = \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{L} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

با توجه به نیروهای اعمالی به پارافویل، رابطه نیوتن و نیز رابطه ۹، معادله‌ی دینامیک انتقالی پارافویل بصورت زیر خواهد بود:

$$\begin{aligned}
 m^B [a_B^I]^B &= m^B [T]^{BI} [g]^I + [\bar{T}]^{PB} [F_{p-aero}]^P \dots \quad (11) \\
 + [F_{app}]^B + [T]^{BI} [F_B]^I
 \end{aligned}$$

در رابطه ۱۱، m^B جرم پارافویل و $[g]^I$ شتاب جاذبه در دستگاه اینرسی است. همچنین $[F_B]^I$ نیروی مقید داخلی مفصل اتصال در دستگاه مختصات اینرسی است که از طرف محموله به پارافویل اعمال می‌شود. نیروهای آیرودینامیک در دستگاه بال‌چتری نیز بصورت زیر بیان می‌شوند:

$$[F_{p-aero}]^P = \bar{q}_P S_p [\bar{T}]^{AP} \begin{bmatrix} -C_{D_p} \\ C_{Y_p} \\ -C_{L_p} \end{bmatrix} \quad (12)$$

در این رابطه فشار دینامیکی \bar{q}_P بصورت زیر خواهد بود:

$$\begin{aligned}
 \bar{q}_P &= \frac{1}{2} \rho |v_A^{wind}|^2 \quad (13) \\
 [v_A^{wind}]^P &= [v_A^I]^P - [T]^{PW} [v_{wind}^I]^W, [T]^{PW} = [T]^{PI} [\bar{T}]^{WI}
 \end{aligned}$$

به ترتیب سرعت مرکز آیرودینامیک نسبت به قاب

$$[F_{s-aero}]^S = \bar{q}_S S_S \begin{bmatrix} -C_{D_s} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \bar{q}_S = \rho/2 |v_S^{wind}|^2 \quad (20)$$

که سرعت محموله نسبت به باد $[v_S^{wind}]^S$ بصورت زیر بدست می آید:

$$[v_S^{wind}]^S = [v_S^I]^S - [T]^{SI} [v_{wind}^I]^I \quad (21)$$

با استفاده از رابطه‌ی اوپلر، معادله‌ی دینامیک وضعی محموله در دستگاه

محموله نیز با استفاده از ممان‌های اعمالی به آن بصورت زیر خواهد بود:

$$[I_S^S]^S \left[\frac{d}{dt} \omega^{SI} \right]^S + [\Omega^{SI}]^S [I_S^S]^S [\omega^{SI}]^S = \quad (22)$$

$$[S_{C_S S}]^S [T]^{SI} [F_S]^I + [T]^{SI} [M_S]^I$$

که $[I_S^S]^S$ و $[S_{C_S S}]^S$ به ترتیب ممان اینرسی محموله و ماتریس پادمتقارن بردار موقعیت مفصل C نسبت به مرکز جرم محموله در دستگاه مختصات محموله هستند. همچنین $[M_S]^I$ ممان مقید داخلی است که از طرف مفصل به محموله اعمال می‌شود.

معادلات قید

با توجه به شکل ۱، دو جسم بوسیله یک لینک مجازی به یکدیگر متصل شده‌اند؛ در محل اتصال این لینک به دو جسم (نقاط C_S و C_B) نیروهای مقید F_S, F_B و ممان‌های مقید M_S, M_B به هر یک از این دو جسم اعمال می‌شوند. در مجموع شش معادله قید در نظر گرفته می‌شود. این معادلات که به نوع مفصل و درجات آزادی سامانه بستگی دارند، به قرار زیراند:

$$\begin{aligned} [F_B]^I &= -[F_S]^I = [F_I]^I, [F_I]^I \neq [0] \\ [M_S]^I &= -[M_B]^I = [0], [S_{C_B C_S}]^I [F_I]^I = [0] \\ \left[\frac{d}{dt} v_{C_B}^I \right]^I - \left[\frac{d}{dt} v_{C_S}^I \right]^I &= [0] \\ \left[\frac{d}{dt} \omega^{BI} \right]^I - \left[\frac{d}{dt} \omega^{SI} \right]^I &\neq [0] \end{aligned} \quad (23)$$

بررسی پایداری مدل دینامیکی

برای بررسی پایداری مدل از روش خطی‌سازی لیاپانوف استفاده می‌شود. این روش به پایداری موضعی یک سیستم غیرخطی ارتباط دارد [۱۱]. با توجه به رابطه ۷، با برابر صفر قرار دادن مشتق متغیرهای حالت و حل معادلات به شکل $f(X, U) = 0$ نقطه تعادل (x_*, u_*) بدست می‌آید. با بسط تیلور رابطه ۷ خواهیم داشت:

$$\dot{x} = \left(\frac{\partial f}{\partial x} \right)_{(x_*, u_*)} x + \left(\frac{\partial f}{\partial u} \right)_{(x_*, u_*)} u + f_{h.o.t}(x, u) \quad (24)$$

نهایتاً با حذف جملات مرتبه بالاتر $f_{h.o.t}(x, u)$ و تعریف ماتریس‌های ژاکوبی داریم:

$$A = \left(\frac{\partial f}{\partial x} \right)_{(x_*, u_*)} \quad B = \left(\frac{\partial f}{\partial u} \right)_{(x_*, u_*)} \quad (25)$$

$$\Rightarrow \dot{x} = Ax + Bu$$

است که از طریق مفصل به پارافویل اعمال می‌شود. ممان آیرودینامیک در دستگاه بال‌چتری $[M_{p-aero}]^P$ بر حسب ضرایب ممان رول، پیچ و یاو، بصورت رابطه ۱۶ بدست می‌آید.

$$[M_{p-aero}]^P = \bar{q}_P S_P \begin{bmatrix} bC_{l_p} \\ cC_{m_p} \\ bC_{n_p} \end{bmatrix} \quad (16)$$

ممان ظاهری $[M_{app}]^B$ نیز با مشتق دورانی مومنتوم زاویه‌ای ظاهری $[h_{app}]^B$ نسبت به قاب اینرسی، در دستگاه بدنی پارافویل، بصورت زیر بدست می‌آید:

$$\begin{aligned} [M_{app}]^B &= -[D^I h_{app}]^B \\ [h_{app}]^B &= [I_F] [\omega^{BI}]^B + [S_{M_i B}]^B [p_{app}]^B = [I_{a\Omega}] [\omega^{BI}]^B \dots \\ &+ [I_{av}] \left([v_B^I]^B - [v_{wind}^I]^B \right) \quad \text{for } i=1,2 \\ \Rightarrow [M_{app}]^B &= -[I_{a\Omega}] \left[\frac{d}{dt} \omega^{BI} \right]^B \dots \\ &- [I_{av}] \left(\left[\frac{d}{dt} v_B^I \right]^B + [\Omega^{BI}]^B [v_{wind}^I]^B \right) - [\Omega^{BI}]^B [h_{app}]^B \\ [I_{a\Omega}] &= [S_{M_i B}]^B [M_{a\Omega}] + [I_F], \quad [I_{av}] = [S_{M_i B}]^B [M_F] \\ [I_F] &= \begin{bmatrix} I_{app-x} & 0 & 0 \\ 0 & I_{app-y} & 0 \\ 0 & 0 & I_{app-z} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (17)$$

در رابطه ۱۷، I_{app-x} ، I_{app-y} و I_{app-z} به ترتیب ممان‌های اینرسی ظاهری در جهت محورهای اول، دوم و سوم دستگاه مختصات بدنی پارافویل هستند که نحوه بدست آوردن آنها در مرجع [۱] آمده‌است.

معادلات محموله

معادلات محموله نیز شامل روابط سینماتیک و دینامیک می‌باشد. شتاب انتقالی مرکز جرم محموله در دستگاه مختصات محموله $[a_S^I]^S$ بصورت زیر بدست می‌آید:

$$[a_S^I]^S = -[S_{C_S S}]^S \left[\frac{d}{dt} \omega^{SI} \right]^S + [\Omega^{SI}]^S [\Omega^{SI}]^S [S_{C_S S}]^S + [a_{C_S}^I]^S \quad (18)$$

که $[S_{C_S S}]^S$ و $[\Omega^{SI}]^S$ به ترتیب ماتریس‌های پادمتقارن بردار موقعیت مرکز جرم محموله نسبت به مفصل C و بردار سرعت زاویه‌ای قاب محموله نسبت به اینرسی در دستگاه محموله هستند. $[a_{C_S}^I]^S$ نیز شتاب انتقالی اینرسی مفصل در دستگاه مختصات محموله است.

معادله‌ی دینامیک انتقالی محموله بصورت زیر خواهد بود:

$$m^S [a_S^I]^S = m^S [T]^{SI} [g]^I + [F_{s-aero}]^S + [T]^{SI} [F_S]^I \quad (19)$$

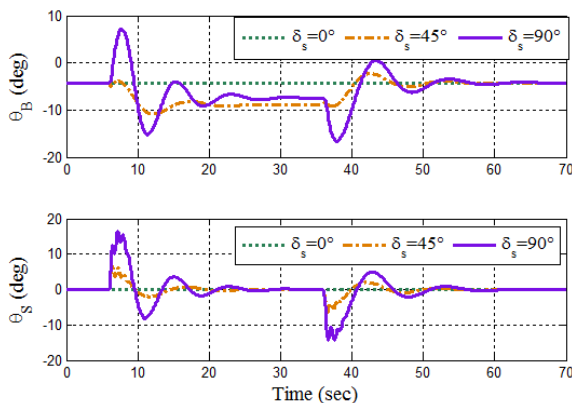
m^S و $[F_S]^I$ به ترتیب جرم محموله و نیروی مقید داخلی در دستگاه اینرسی است که از طرف مفصل به محموله اعمال می‌شود. نیروی آیرودینامیک اعمالی به محموله بصورت زیر، بر حسب ضریب پسای محموله، محاسبه می‌شود:

شایان ذکر است که سایر متغیرهای حالت، در لحظه ابتدایی، صفر در نظر گرفته می‌شوند.

پاسخ مدل به جابجایی متقارن ترمزهای آیرودینامیکی

در این حالت پس از ۵ ثانیه پرواز تریب، ورودی δ_s با تأخیر ۱ ثانیه و برای مدت ۳۰ ثانیه، در دو وضعیت متفاوت، جابجا شده و سپس با تأخیر ۱ ثانیه به وضعیت اولیه ($\delta_s = 0$) باز می‌گردد. با توجه به شکل ۳، برای $\delta_s = 45^\circ$ زاویه پیچ پارافویل پس از حدود دو نوسان از مقدار اولیه $-4/29$ درجه به مقدار $-8/92$ درجه رسیده و با بازگشت ورودی به مقدار صفر، به مقدار تعادل اولیه خود باز می‌گردد؛ برای $\delta_s = 90^\circ$ نیز θ_B با دو نوسان و تغییرات شدیدتر بین $-15/2$ درجه تا $7/2$ درجه به مقدار $-7/54$ رسیده که نهایتاً با صفر شدن ورودی به مقدار تعادل اولیه باز می‌گردد. محموله نیز دچار نوسانات زاویه پیچ می‌شود. با دادن ورودی، θ_s نیز دچار نوسانی بین $-14/4$ درجه تا $16/2$ درجه شده که با صفر شدن ورودی، به مقدار اولیه خود باز می‌گردد. همانگونه که ملاحظه گردید، با افزایش جابجایی ورودی δ_s نوسانات زاویه پیچ هر دوی پارافویل و محموله بیشتر می‌شود. شکل ۴ تغییرات ارتفاع بر حسب برد سامانه را نمایش می‌دهد. با افزایش δ_s ، بدلیل کاهش نسبت L/D (بازده آیرودینامیکی)، زاویه سرش افزایش یافته که این باعث کاهش مسافت روبه جلو شده و همچنین بدلیل کاهش مؤلفه عمودی سرعت پارافویل، نرخ نزول کاهش می‌یابد؛ شکل ۵ نیز تغییرات زاویه حمله پارافویل را نمایش می‌دهد.

با جابجایی نیمه δ_s ، زاویه حمله α_B از مقدار اولیه $10/39$ درجه و با انجام نوساناتی به مقدار حدود $8/2$ درجه رسیده که در نهایت با صفر شدن ورودی به مقدار تعادل اولیه باز می‌گردد. با افزایش ورودی به $\delta_s = 90^\circ$ نوسانات زاویه حمله نیز بیشتر شده و در نهایت پس از رسیدن به مقدار $11/32$ درجه به مقدار اولیه باز می‌گردد. از این ورودی در هنگام فرود و کاهش سرعت (فاز پروازی Flare) استفاده می‌شود.

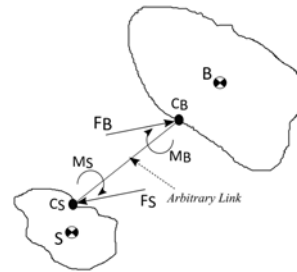


شکل ۳- تغییرات زوایای اوایلر پیچ پارافویل و محموله در پاسخ به δ_s

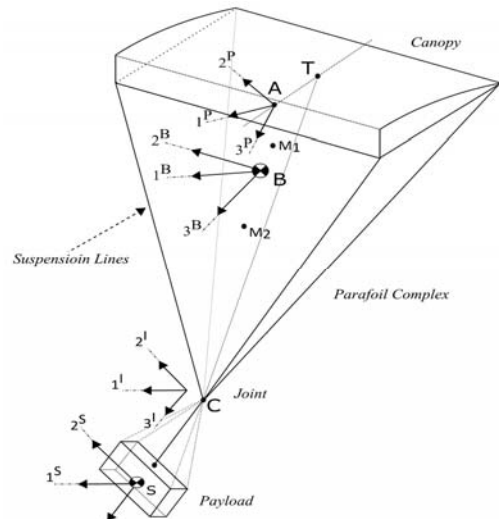
مقدارهای ویژه ماتریس A بصورت زیر خواهند بود:

$$\begin{Bmatrix} 0, 0, 0, -12.9430, -0.3560, -0.0006, \\ -0.1508 \pm 8.1176i, -0.1013 \pm 2.4331i, \\ -0.7902 \pm 7.3144i, -4.2142 \pm 4.1779i, \\ -0.1706 \pm 0.6058i, 0, 0 \end{Bmatrix} \quad (26)$$

همانگونه که مشاهده می‌شود تعداد ۵ مقدار ویژه صفر وجود دارد. این مقادیر ویژه مربوط به جابجایی‌های اینرسی و دو زاویه اوایلر یا پارافویل و محموله می‌باشند. در واقع، این مقادیر ویژه مربوط به متغیرهای حالتی هستند که می‌توانند هر مقداری را بدون اینکه بر دینامیک سامانه تأثیر بگذارند، بپذیرند. با صرف نظر از این مقادیر ویژه، سایر مقادیر ویژه در نیم صفحه چپ مختلطاند؛ بنابراین این سیستم غیرخطی در نقطه تعادل پایدار است.



شکل ۱- سامانه پارافویل-محموله به عنوان یک مجموعه دوجسمی



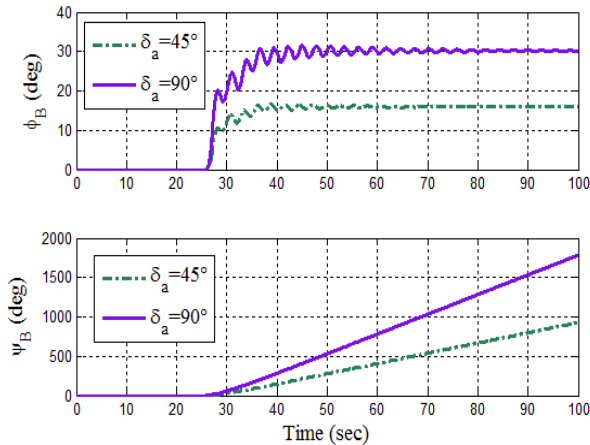
شکل ۲- طرح شماتیک سامانه پارافویل-محموله

شبیه‌سازی مدل

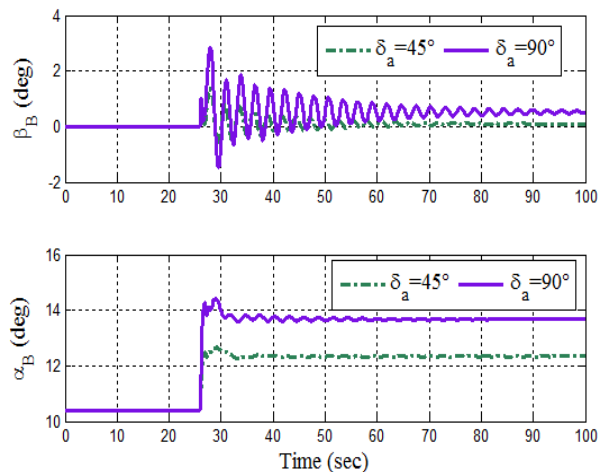
به منظور اعتبارسنجی مدل‌سازی دینامیک پرواز، مدل با روش انتگرال گیری رانگ کوتا، مرتبه پنجم، با ثابت زمانی $0/01$ ثانیه حل و شبیه‌سازی می‌گردد. شرایط ابتدایی مدل به قرار زیر است.

$$\begin{aligned} u_0 &= 13.71 \text{ m/s}, \quad w_0 = 2.51 \text{ m/s}, \quad z_0 = 1000 \text{ m} \\ \theta_{B_0} &= -4.294 \text{ deg}, \quad \theta_{s_0} = -0.0174 \text{ deg} \end{aligned} \quad (28)$$

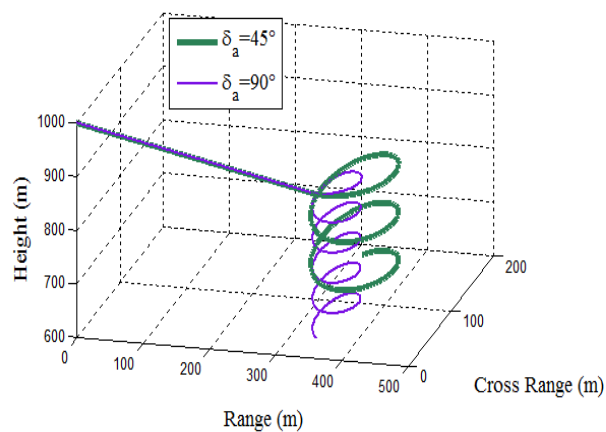
تغییرات مسافت جانبی بر حسب برد را نشان می‌دهند. همانگونه که مشاهده می‌شود با افزایش جابجایی δ_a شعاع گردش در حین مانور کاهش یافته و بالتبع نرخ گردش افزایش پیدا کرده و سامانه با نرخ بیشتری کاهش ارتفاع می‌دهد.



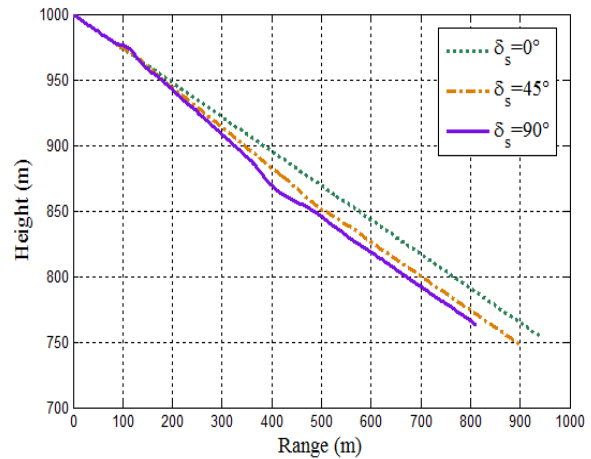
شکل ۴- تغییرات زوایای اوایلر رول و یاو پارافویل در پاسخ به δ_a



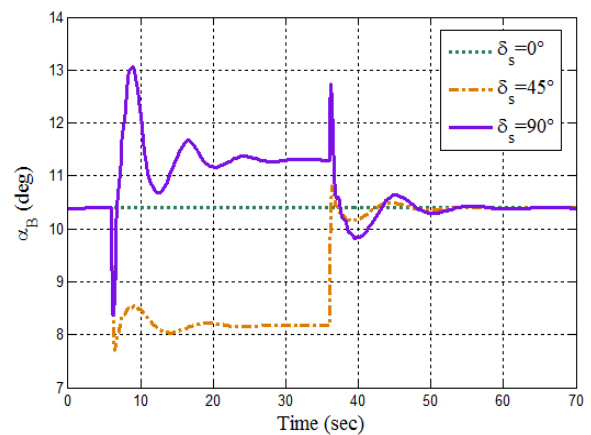
شکل ۶- تغییرات زوایای لغزش جانبی و حمله پارافویل در پاسخ به δ_a



شکل ۸- مسیر سه بعدی سامانه در پاسخ به δ_a



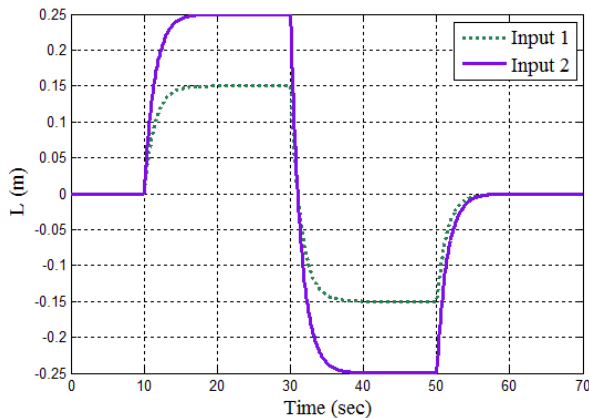
شکل ۵- تغییرات ارتفاع بر حسب برد در پاسخ به δ_s



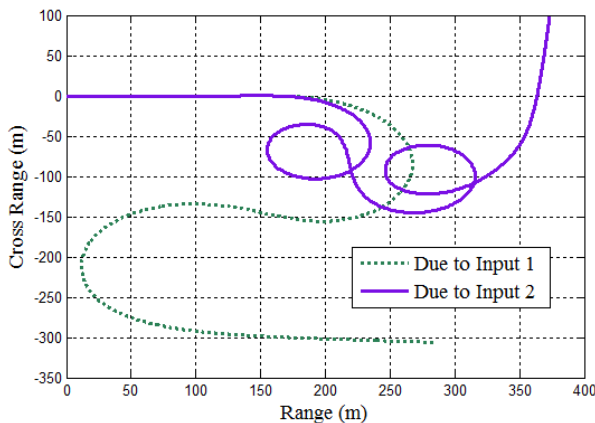
شکل ۷- تغییرات زاویه حمله پارافویل در پاسخ به δ_s

پاسخ مدل به جابجایی نامتقارن ترمزهای آیرودینامیکی

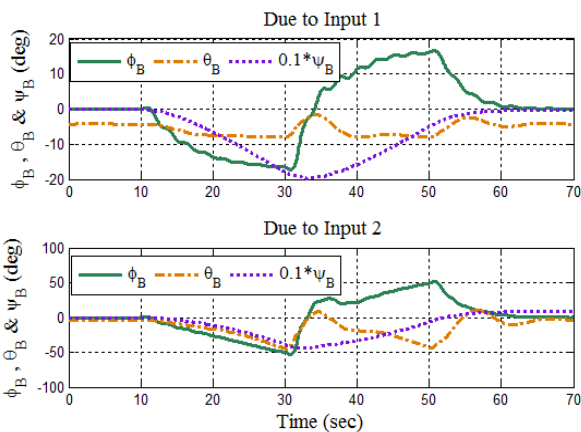
در این حالت پس از ۲۵ ثانیه پرواز تریم، ورودی δ_a با تأخیر ۱ ثانیه، برای دو وضعیت جابجا می‌شود. شکل ۶ تغییرات زوایای اوایلر رول و یاو پارافویل را نشان می‌دهد. در وضعیت $\delta_a = 45^\circ$ زاویه رول ϕ_B از مقدار اولیه صفر به مقدار نهایی ۱۶ درجه می‌رسد. با افزایش δ_a به مقدار ۹۰ درجه نیز نوسان غلتشی پارافویل افزایش یافته و به مقدار $30/2$ درجه می‌رسد؛ همچنین زاویه پارافویل زاویه سمت بیشتری گرفته و بیشتر به سمت راست تغییر جهت می‌دهد. به بیان دیگر، در وضعیت $\delta_a = 90^\circ$ پارافویل در حین مانور دور زدن دچار انحراف Skidding بیشتری می‌گردد. بدلیل کوپل بودن دینامیک عرضی با طولی، زوایای لغزش جانبی و حمله پارافویل دچار تغییر شده و از مقدار اولیه خود خارج می‌شوند. شکل ۷ این تغییرات را نشان می‌دهد. همانطور که مشهود است با افزایش δ_a نوسانات زوایای نصب α_B و β_B بیشتر شده و در وضعیت جابجایی ۹۰ درجه، به ترتیب به مقدار نهایی $0/5$ درجه و $13/6$ درجه می‌رسند. شکل ۸ و ۹ به ترتیب مسیر سه بعدی و



شکل ۱۰- تغییرات میزان جابجایی عرضی مفصل C نسبت به پارافویل



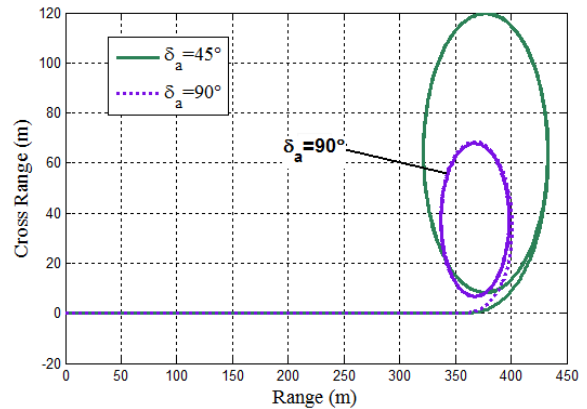
شکل ۱۱- تغییرات مسافت جانبی بر حسب برد در پاسخ به دو ورودی U_L



شکل ۱۲- تغییرات زوایای اوایلر پارافویل در پاسخ به دو ورودی U_L

بررسی اثر جرم و ممان اینرسی ظاهری

در این بخش، با اعمال ورودی مشابه با بخش ۵-۲ به مدل، چهار حالت زیر در نظر گرفته می‌شوند. حالت اول: مدل واقعی شامل نیرو و ممان ظاهری و دو مرکز جرم ظاهری. حالت دوم: مدل بدون در نظر گرفتن نیرو و ممان ظاهری. حالت سوم: مدل شامل نیرو و ممان



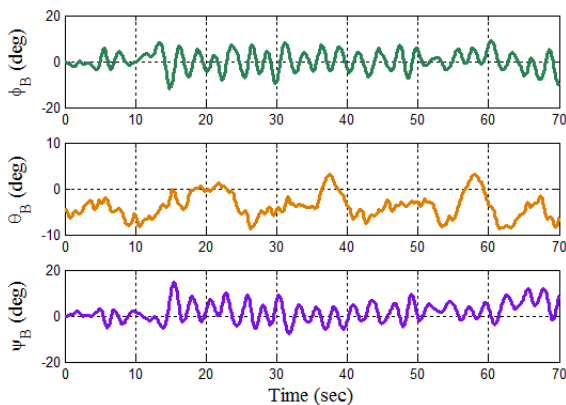
شکل ۹- تغییرات مسافت جانبی بر حسب برد در پاسخ به δ_a

پاسخ مدل به جابجایی عرضی وزن محموله نسبت به پارافویل

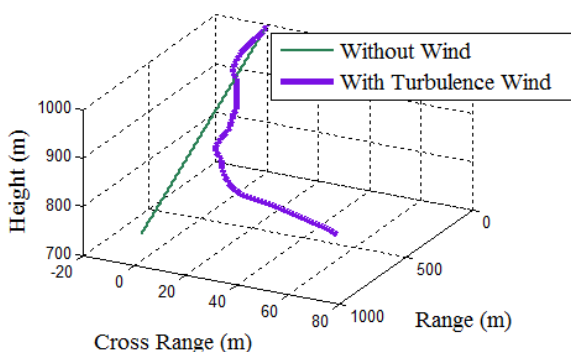
همانگونه که در بخش مقدمه ذکر شد، جابجایی عرضی وزن محموله نسبت به پارافویل می‌تواند به عنوان جایگزین جابجایی نامتقارن ترمزها استفاده شود. شکل ۱۰ تغییرات زمانی جابجایی عرضی مفصل C، ناشی از دو ورودی متفاوت U_L ، را نشان می‌دهد. لازم به توضیح است که در رابطه ۵ مقدار K_L برابر ۰/۷ در نظر گرفته می‌شود. شکل ۱۱ تغییرات مسافت جانبی بر حسب برد را، در پاسخ به این دو ورودی ذکر شده، نشان می‌دهد. همانگونه که مشاهده می‌گردد، سامانه در پاسخ به ورودی‌ها مانور S یا 8 (عدد هشت لاتین) را انجام داده‌است. ورودی دوم که در آن تغییرات جابجایی عرضی در محدوده ۰/۲۵- تا ۰/۲۵ متر انجام شده منجر به انجام مانوری با شعاع گردش کمتر و نرخ بیشتری گردیده‌است. شکل ۱۲ نیز تغییرات زوایای اوایلر رول، پیچ و یاو پارافویل را در پاسخ به این دو ورودی نشان می‌دهد. با جابجایی مفصل به سمت راست و بر هم خوردن تعادل عرضی اولیه و همچنین بازیابی این تعادل توسط بال‌چتری، در پارافویل گشتاور رول منفی ایجاد شده که این منجر به ایجاد زاویه اوایلر رول منفی ϕ_B می‌گردد. با تغییر جهت جابجایی مفصل به سمت چپ، گشتاور رول مثبت و زاویه بنک مثبت ایجاد می‌شود. با غلتش پارافویل و انحراف نیروهای آیرودینامیک، زاویه پیچ نیز دچار تغییر شده به گونه‌ای که با جابجایی مفصل به سمت راست، منفی‌تر شده و با تغییر جهت جابجایی به سمت چپ، ابتدا با انجام نوسانی مثبت و سپس منفی می‌گردد و نهایتاً با صفرشدن ورودی، θ_B به مقدار اولیه تریم خود باز می‌گردد. تغییرات زاویه یاو نیز مشابه زاویه رول ابتدا منفی و سپس مثبت است.

به بیان دیگر، با جابجایی مفصل به سمت راست سامانه به سمت چپ دچار گردش می‌شود و بالعکس. همچنین با توجه به شکل ۱۲، با افزایش میزان جابجایی عرضی محموله محدوده تغییرات پاسخ سامانه نیز افزایش می‌یابد.

تصادفی حول مقدار تریم خود نوسان می‌کنند. شکل ۱۶ نیز مسیر سه‌بعدی سامانه را برای دو حالت بدون جریان باد و همراه با جریان باد تصادفی نشان می‌دهد. حالت دوم: سامانه پس از ۲۵ ثانیه پرواز بدون جریان باد، بدون هیچ ورودی، در معرض بادی از سمت عقب با سرعت ۴ متر بر ثانیه و با زاویه فراز $\eta = -45 \text{ deg}$ و آزیموت صفر قرار گرفته که با پرواز تا ثانیه ۶۰ام، در این لحظه زاویه آزیموت از مقدار صفر به $\mu = 20 \text{ deg}$ تغییر می‌کند. شکل ۱۷ تغییرات زوایای اوایلر پارافویل را در این حالت نشان می‌دهد. در ثانیه ۲۵ام، تنها زاویه پیچ دچار نوسان شده که پس از حدود ۲۵ ثانیه به مقدار اولیه خود باز می‌گردد. در ثانیه ۶۰ام که سامانه در معرض باد جانبی قرار می‌گیرد، بدلیل کویل بودن دینامیک عرضی با طولی، هر سه زاویه وضعیت دچار نوسان و تغییر می‌شوند؛ با این تفاوت که زوایای رول و یاو با نوساناتی شدیدتر از زاویه پیچ مواجه می‌گردند. در این حالت زاویه سمت سامانه تغییر کرده و به سمت راست (شرق) منحرف می‌شود. همچنین زوایای حمله و لغزش جانبی پارافویل نیز، بدلیل تغییر در سرعت انتقالی، افزایش می‌یابند؛ شکل ۱۸ این تغییرات را نشان می‌دهد.



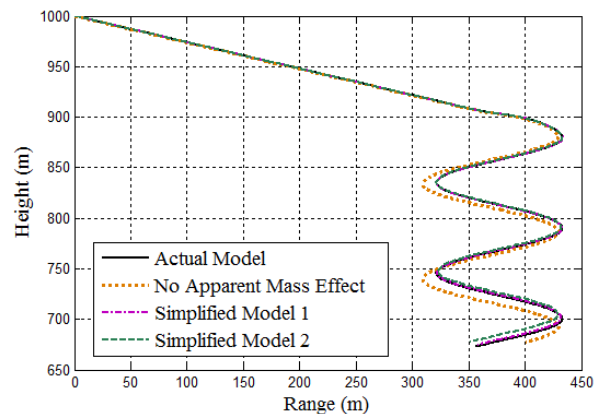
شکل ۱۵ - تغییرات زوایای اوایلر پارافویل، حالت اول



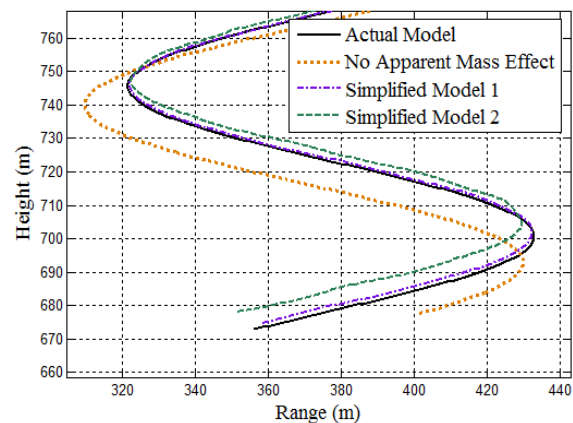
شکل ۱۶ - مسیر سه‌بعدی پارافویل، حالت اول

شکل ۱۹ مسیر سه‌بعدی سامانه را در این حالت نشان می‌دهد. با توجه به شکل، ابتدا سامانه دچار افزایش زاویه سرش شده و سپس در ثانیه ۶۰ام، با در معرض قرار گرفتن با جریان باد جانبی از سمت

ظاهری اما با فرض قرار گرفتن مرکز جرم ظاهری دوم M_2 در محل M_1 . حالت چهارم: مدل شامل نیرو و ممان ظاهری اما با فرض قرار گرفتن هر دو مرکز جرم ظاهری در محل مرکز جرم پارافویل. شکل ۱۳ تغییرات ارتفاع بر حسب برد و شکل ۱۴ نیز بزرگنمایی قسمتی از آن را در فاز نهایی برای حالت مذکور نشان می‌دهد. همانگونه که ملاحظه می‌شود، در حالت دوم نسبت به حالت اول شعاع گردش بیشتر بوده اما نرخ کاهش ارتفاع کمتر است. حالت سوم (مدل ساده‌شده ۱) بیشترین انطباق را با مدل واقعی نسبت به موارد دیگر دارد. حالت چهارم (مدل ساده‌شده ۲) نیز نسبت به مدل واقعی دارای شعاع گردش کمتر اما با نرخ کاهش ارتفاع تقریباً یکسانی می‌باشد.



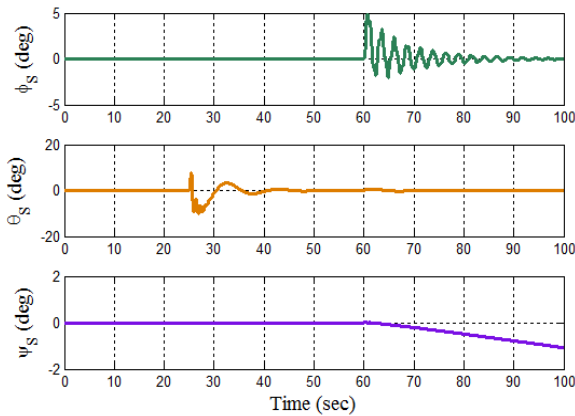
شکل ۱۳ - تغییرات ارتفاع بر حسب برد، بررسی اثر جرم ظاهری



شکل ۱۴ - بزرگنمایی شکل ۱۳، بررسی اثر جرم ظاهری

بررسی اثر جریان باد

در این بخش دو حالت در نظر گرفته می‌شود. حالت اول: سامانه از ابتدا، بدون هیچ ورودی، در معرض مدل پیوسته جریان باد اغتشاشی درآیدن قرار می‌گیرد؛ استاندارد مورد استفاده در این مدل MIL-F-8785C می‌باشد. شکل ۱۵ تغییرات زمانی زوایای اوایلر پارافویل را نشان می‌دهد. همانگونه که مشاهده می‌شود، این زاویه‌ها بطور



شکل ۲۰- تغییرات زوایای اوایلر محموله، حالت دوم

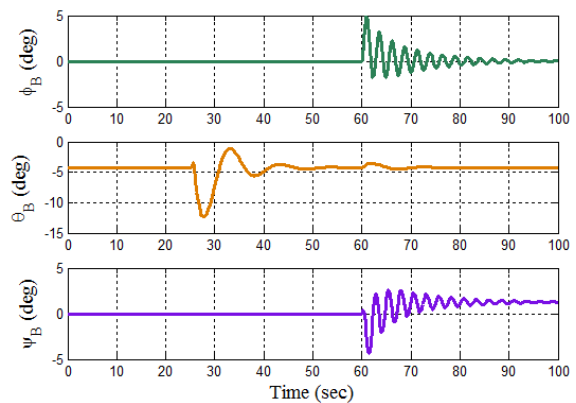
نتیجه‌گیری

این مقاله به مدلسازی چندجسمی مدل دینامیکی ۹ درجه‌آزادی سامانه پارافویل-محموله پرداخت. با استفاده از روش نیوتن-اوایلر و توسعه روابط دینامیک و همچنین در نظر گرفتن معادله‌های قید، مجموعه روابط مبین رفتار دینامیکی مدل بدست آمد. پس از بررسی پایداری و به کمک شبیه‌سازی پرواز، اثر ورودی‌های ترمزهای آیرودینامیک متقارن و نامتقارن و جابجایی عرضی وزن محموله نسبت به پارافویل، جرم و ممان اینرسی ظاهری و محل‌های اعمال آن و جریان باد مورد بررسی قرار گرفتند که نتایج زیر بدست آمدند: (۱) ورودی ترمز آیرودینامیک متقارن باعث افزایش زاویه سرش و کاهش نرخ نزول شده که می‌تواند برای فرود آرام و کنترل شده استفاده گردد. (۲) ورودی ترمز آیرودینامیک نامتقارن که برای انجام مانور عرضی بکار می‌رود، می‌تواند در کنترل مسیر و هدایت به سمت مقصد مورد نظر استفاده شود. در این حالت بدلیل کوپلینگ، دینامیک طولی نیز دچار تغییر می‌شود. (۳) جابجایی عرضی وزن محموله نسبت به پارافویل باعث تغییر زاویه نصب عرضی قاب بال‌چتری نسبت به پارافویل شده که می‌تواند به عنوان جایگزین ترمز نامتقارن، برای انجام مانور، در نظر گرفته شود. (۴) محل‌های اعمال جرم‌های ظاهری در دو نقطه مجزا نسبت به مرکز جرم پارافویل قرار دارند که برای مدلسازی دقیق‌تر بایستی بدان صورت در نظر گرفته شوند. (۵) جریان باد، شامل باد ناگهانی و تصادفی، علاوه بر تغییر آیرودینامیک باعث تغییر نیروها و ممان‌های ظاهری شده که این منجر به تغییر رفتار سامانه خواهد شد.

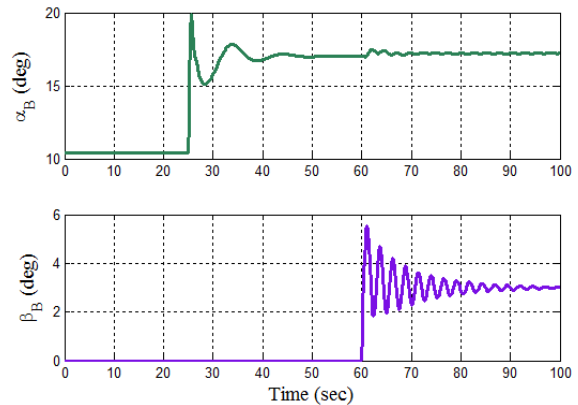
مراجع

- [1] Kowaleczko, G., "Apparent masses and inertia moments of the parafoil," Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 52, 2014.

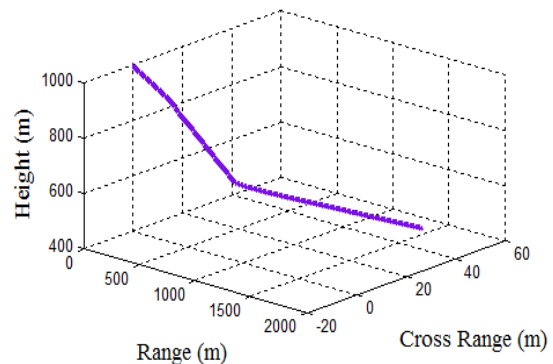
چپ، به سمت راست (شرق) دچار تغییر مسیر می‌شود. بدلیل برهم کنش دینامیکی میان پارافویل و محموله، محموله نیز همانند پارافویل دچار تغییر وضعیت می‌شود. شکل ۲۰ تغییرات زمانی زوایای اوایلر محموله را نشان می‌دهد. در ثانیه ۶۰ هر سه زاویه دچار نوسان می‌شوند؛ با این تفاوت که شروع نوسانات زاویه پیچ در این لحظه نسبت به ثانیه ۲۵ بسیار کمتر است. بدلیل نوع مفصل اتصال و عدم وجود ممان مقید سمت، زاویه اوایلر محموله در ثانیه ۶۰ شروع به افزایش می‌کند.



شکل ۱۷- تغییرات زوایای اوایلر پارافویل، حالت دوم



شکل ۱۸- تغییرات زوایای حمله و لغزش جانبی پارافویل، حالت دوم



شکل ۱۹- مسیر سه‌بعدی پارافویل، حالت دوم

- [7] Ward, M. and et al, "Parafoil Control Using Payload Weight Shift," AIAA 2012-4738.
- [8] ر. حاجی بابایی و ف. ثقفی، «استفاده از زاویه نصب عرضی بال چتری در هدایت و کنترل سامانه پارافویل-محموله»، چهاردهمین کنفرانس بین المللی انجمن هوافضای ایران، تهران، ۱۳۹۳.
- [9] Zipfel, P.H., Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics, Second Edition, University of Florida, 2007.
- [10] Lingard, J.S., "Ram-Air Parachute Design," 13th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, May 1995.
- [11] Slotine, J.E. and Li, W., Applied Nonlinear Control, Prentice Hall, 1991.
- [2] Devalla, V. and Prakash, O., "Developments in unmanned powered parachute aerial vehicle: a review," *IEEE Aerosp Electron Syst Mag* 2014;29(11):6-20.
- [3] Sun H, Sun Q and Luo S, "In-flight compound homing methodology of parafoil delivery systems under multiple constraints," *Aerosp Sci Technol* 2018;79:85-104.
- [4] Heise, M. and Muller, S., "Dynamic Modeling and Visualization of Multi-Body Flexible Systems," *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit*, Providence, Rhode Island, August 2004.
- [5] Slegers, N. and Costello, M., "Aspects Of Control For a Parafoil and Payload System," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2003.
- [6] Prakash, O. and Ananthkrishnan, N., "Modeling and Simulation of 9-DOF Parafoil-Payload System Flight Dynamics," AIAA 2006-6130.