

مدلسازی دینامیکی کامل کوادروتور، شبیه‌سازی مدل غیر خطی در نرم‌افزار متلب و کنترل زوایا

سمیه نوروزی غضبی^۱، علی اکبر اکبری^۲

^۱دانشگاه فردوسی مشهد، Somaye_noroozi@yahoo.com

^۲دانشگاه فردوسی مشهد، Akbari@um.ac.ir

چکیده - در این پژوهش به مدلسازی غیرخطی مدل کامل دینامیکی کوادروتور پرداخته می‌شود. مدلسازی در دو بخش مدلسازی بدنه به روش نیوتن-اولر و مدلسازی مجموعه‌ی پیشرانس صورت می‌گیرد. مجموعه‌ی پیشرانس در هشت رژیم پروازی که معرفی می‌گردد مدل می‌شود. که بنا به رژیم پروازی، دینامیک پرنده بر روی یکی از مدل‌ها سوئیچ می‌کند. سادگی دست‌یابی به مدل غیر خطی ارائه شده مزیت ویژه‌ای است که می‌تواند باعث شود در مسائل کنترلی کوادروتور، به راحتی به توان مدل کامل غیر خطی را مورد استفاده قرار داد و برخلاف پژوهش‌های بسیاری که انجام شده‌است بدلیل سختی دستیابی به مدل پیشرانس، تنها به مدل بدنه اکتفا نمود. پس از این مرحله، مدل کاملاً غیرخطی بدست آمده در نرم‌افزار متلب شبیه‌سازی گردید. در ادامه‌ی پژوهش، ورودی‌های مجازی جهت داشتن حس فیزیکی قدرتمندتری از مساله ارائه می‌شود که می‌تواند در طراحی کنترلر جهت کنترل سیستم مورد استفاده قرار گیرد. سپس طراحی و اجرای شش آزمون عملکردی بر روی مدل، صحت مدل بدست آمده را تایید نمود. و سه کنترلر تناسبی - مشتقی برای کنترل زوایا طراحی و بر روی سیستم اعمال و ارزیابی گردید. کلید واژه - کوادروتور، مدلسازی دینامیکی، شبیه‌سازی، کنترل زوایا، نقاط کاری رژیم‌های پروازی

در سال ۲۰۰۵ نخستین مدل لاگرانژی از کوادروتور توسط کستی‌لو و همکارانش استخراج و مورد استفاده قرار گرفت. این مدل که پس از خطی سازی مورد استفاده قرار گرفته‌بود فقط دینامیک بدنه را شامل می‌شد [۳].

از سال ۲۰۰۴ در نظر گیری مجموعه‌ی پیشرانسی وارد کار محققین شد. [۴] و [۵] از سرعت ملخ به عنوان ورودی سیستم استفاده نمودند که نسبت به مدل‌های مورد استفاده در قبل تکمیل‌تر است.

پس از آن در تحقیقاتی که با هدف کنترل دینامیک پیچیده‌تری از پرنده انجام می‌گرفتند محققین از روش‌های مقاوم استفاده نمودند تا عدم دقت در مدلسازی پوشش داده‌شود [۶] و [۷].

مدل موتور نیز در سال ۲۰۰۶ نخستین بار توسط محققین دانشگاه آلبورگ [۸] به مدل کوادروتور افزوده‌شد. در این پژوهش مدل موتور با معادلات فیزیکی تعریف گردید که جهت استفاده از این معادلات، آزمایش‌های بسیاری جهت شناسایی هر ثابت مورد نیاز بود. لذا دی‌لوئیس [۹] این پژوهش را در طی پایان‌نامه‌ی دکتری خود صورت داد. سختی استفاده از مدل دی‌لوئیس سبب شد تا در سال‌های بعد استفاده از مدل کامل کوادروتور به دلیل آزمایشات بسیار مورد نیاز برای شناسایی ثابت‌ها و افزودن مدل موتور به بدنه بار دیگر از مدل مجموعه‌ی کوادروتور حذف شود.

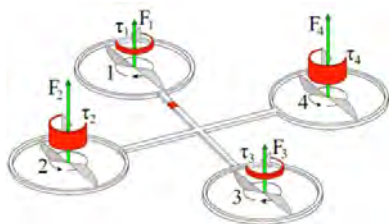
۱- مقدمه

کوادروتور یک پرنده‌ی بدون سرنشین عمودپرواز است که در دسته‌ی پرنده‌های با بال چرخنده قرار می‌گیرد. این پرنده دارای چهار موتور است که نیروی پیشرانس آن از طریق انتقال نیروی موتور به ملخ‌ها، تولید می‌شود. کنترل و پایداری این وسیله پرنده با تغییر دور موتورها امکان‌پذیر است. از آن‌جا که کنترل کوادروتور که یک پرنده شش درجه آزادی است با استفاده از چهار عملگر امکان‌پذیر است، این پرنده یک سیستم کم‌عملگر محسوب می‌شود.

نداشتن محدودیت اندازه و هزینه، کم‌عملگر بودن، قدرت مانور پذیری بالا و صدای کم حین حرکت سبب شده است تا این پرنده در مرکز توجه و فعالیت‌های محققین و پژوهشگران بسیار زیادی در سرتاسر دنیا قرار بگیرد [۱].

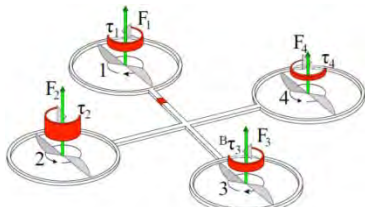
کنترل کوادروتور مستلزم داشتن مدل دقیقی از سیستم می‌باشد. نخستین مدل دینامیکی کوادروتور در سال ۲۰۰۲ توسط آلتاگ و همکارانش با استفاده از روش نیوتن اولر استخراج شد. مدل بدست آمده از این روش، یک مدل خطی و صرفاً شامل دینامیک بدنه بود که تا حد امکان با فرضیات ساده‌کننده استخراج شده- بود [۲].

بایستی به صورت همزمان دور تمامی موتورها را به یک اندازه افزایش یا کاهش داد. با برابر نگاه داشتن دور موتورهای روبه روی یکدیگر و بیشتر نمودن مجموعه گشتاوری حاصل از یک جفت از موتورهای روبه روی یکدیگر، پرنده حول محور Z چرخش خواهد داشت. چرخش حول محور Z حرکت یابو نامیده می شود. شکل ۱ - سرعت موتورها در حرکت یابو را به صورت شماتیک نمایش می دهد.

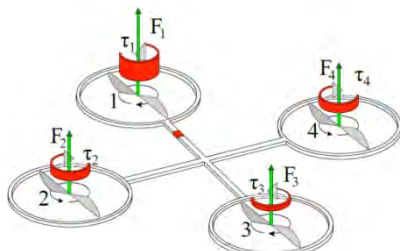


شکل ۱: نمایش شماتیک سرعت موتورها در حرکت یابو [۱۱]

در صورت برابر نبودن گشتاورهای موتورهای روبه روی یکدیگر، پرنده حول محورهای افقی خود (X و Y) دوران خواهد نمود. چرخش حول محور x حرکت رول و چرخش حول محور Y حرکت پیچ نامیده می شود شکل های ۲ و ۳ نمایش شماتیکی از وضعیت سرعت موتورها در حرکت رول و پیچ هستند.



شکل ۲: نمایش حرکت رول [۱۱]



شکل ۳: نمایش حرکت پیچ [۱۱]

در صورتی که پرنده حول یکی از محورهای خود چرخیده باشد و مؤلفه عمودی برای کل با وزن برابر باشد پرنده در راستای مؤلفه افقی X یا Y حرکت مستقیم الخط خواهد داشت (شکل ۴).

این مقاله به ارائه مدلی از پرنده می پردازد که علی رغم کامل بودن مدل، دست یابی و استفاده از آن نیز نسبت به آزمایش دی لوئیس از سادگی بسیاری برخوردار است. مدل ارائه شده شامل دو بخش است:

الف) مدل بدنه که با استفاده از روابط نیوتن اولر استخراج می شود.

ب) مدل مجموعه ی پیشرانش که به صورت یک مدل سوئیچینگ ارائه می شود. در این مدل سه نقطه ی کاری کارآمد محاسبه و معرفی می شود و سه مدل خطی از موتور به روش ساده ی RLS شناسایی می گردد و در هر رژیم پروازی یکی از این مدل ها وارد مدل دینامیکی می گردد. استفاده از این هفت مدل به صورت سوئیچینگ مشکل تقریب مدل به صورت خطی را نیز مرتفع می سازد. و غالب ویژگی های یک مدل غیر خطی را در اختیار قرار می دهد.

پس از مدل سازی جهت داشتن حس فیزیکی قدرتمندتری از مساله دسته ورودی های مجازی با استفاده از ترکیب ولتاژها ارائه می گردد. ورودی های مجازی مشابهی نیز در سال ۲۰۰۷ توسط بالاس [۱۰] مورد استفاده قرار گرفته بود تا میان ورودی های حقیقی سیستم که ولتاژها هستند و ورودی های کنترلی سیستم که مشتقات چهارم حالت ها در نظر گرفته شده بود ارتباط برقرار نماید. اما در اینجا این ورودی ها را به عنوان ورودی کنترلی در نظر خواهیم گرفت و به این خواهیم پرداخت که مزایای استفاده از این ورودی ها چیست.

پس از تعریف ورودی ها، مدل بدست آمده در محیط سیمولینک نرم افزار متلب با ارائه ی روند شبیه سازی، شبیه سازی می گردد و با طراحی و اعمال شش آزمون عملکردی بر روی سیستم، صحت مدل بدست آمده مورد بررسی قرار می گیرد.

۲- درجه آزادی و نحوه حرکت پرنده

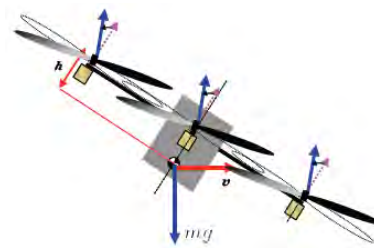
کوادروتور یک شی پرنده با حرکتی دارای ۶ درجه آزادی است: سه حرکت مستقیم الخط و سه حرکت چرخشی. نحوه حرکت این وسیله بدین صورت است که ملخ های دو به دو روبروی یکدیگر در یک جهت و مخالف جهت ملخ دیگر می چرخند. با تغییر دور موتور، اندازه ی نیروی برآ تغییر می کند که این عمل منجر به حرکت پرنده می شود. جهت افزایش یا کاهش ارتفاع

کاری در ادامه مورد استفاده قرار خواهند گرفت تا حول هریک از این نقاط مدل موتور بدست آید.

مجموعه‌ی حرکت‌های کوادروتور را می‌توان با ترکیب هفت حرکت شبیه‌سازی نمود: یک افزایش ارتفاع، دو کاهش ارتفاع، سه چرخش حول محور y ، چهار حرکت در راستای محور x ، پنج چرخش حول محور x ، شش حرکت در راستای محور y ، هفت چرخش حول محور z .

جهت تعیین سرعت کاری موتورها نیاز است در ابتدا مشخصه‌های کاری کوادروتور را در هر حرکت به صورت مورد نظر فرض نماییم. این مشخصه‌ها عبارتند از موقعیت‌های زاویه‌ای و کارترین و سرعت‌های زاویه‌ای و خطی. در جدول ۱ فرضیات و معادلات حاکم بر سیستم در هر حرکت نشان داده شده‌اند.

جهت شبیه‌سازی کوادروتور نیاز است در ابتدا، ثابت‌ها مقدار دهی شوند. بدین منظور از مرجع [۱۳] استفاده می‌شود. در اینجا برای تکمیل شدن بحث، مشخصات در نظر گرفته شده در جدول ۲ نیز آورده شده‌است.



شکل ۴: وضعیت کوادروتور در حالت حرکت مستقیم‌الخط [۱۲]

با توجه به اینکه تعداد درجه‌ی آزادی پرنده بیش از تعداد عملگرها است (۶ درجه آزادی و چهار موتور) کوادروتور یک سیستم کم‌عملگر محسوب می‌شود. در سال‌های اخیر به‌کارگیری سیستم‌های کم‌عملگر بنا به دلایل: یک مصرف انرژی پایین، دو استفاده از تعداد عملگر کمتر و سه هزینه پایین‌تر مورد توجه طراحان قرار گرفته است. همان‌طور که مشخص است مهم‌ترین مزیت به‌کارگیری سیستم‌های کم‌عملگر، این است که تحت شرایط معین، کنترل سیستم با تعداد کمتری عملگر (یا ورودی کنترلی) محقق می‌شود. به‌کارگیری تعداد کمتر عملگر همچنین سبب دشوار شدن طراحی کنترلگر علی‌الخصوص در حضور عدم قطعیت‌ها می‌شود.

۳- تعیین نقاط کاری سیستم

در این بخش به تعیین نقاط کاری سیستم پرداخته می‌شود. با استفاده از نقاط کاری می‌توان سرعت کاری مجموعه‌ی پیشرانس را در هر نقطه‌ی کاری کوادروتور محاسبه نمود. این سرعت‌های

جدول ۱: نقاط کاری و معادلات حاکم در هر رژیم پروازی

معادلات حاکم در رژیم	نقاط کاری	رژیم پروازی
$T_1 = T_2 = T_3 = T_4, \tau_1 = \tau_3 = -\tau_2 = -\tau_4$	$\varphi = \theta = \psi = \dot{\varphi} = \dot{\theta} = \dot{\psi} = x = y = \dot{x} = \dot{y} = 0, \dot{z} = 0.45(m/s)$	افزایش ارتفاع
$T_1 = T_2 = T_3 = T_4, \tau_1 = \tau_3 = -\tau_2 = -\tau_4$	$\varphi = \theta = \psi = \dot{\varphi} = \dot{\theta} = \dot{\psi} = x = y = \dot{x} = \dot{y} = 0, \dot{z} = -0.45(m/s)$	کاهش ارتفاع
$T_1 = T_3, T_1 + T_3 + T_2 + T_4 = mg$ $\tau_1 = \tau_3 = -\tau_2 = -\tau_4$	$\varphi = \theta = \psi = \dot{\varphi} = \dot{\psi} = x = y = \dot{x} = \dot{y} = \dot{z} = 0, \dot{\theta} = 0.087(rad/s)$	چرخش حول محور y
$T_1 = T_2 = T_3 = T_4, \tau_1 = \tau_3 = -\tau_2 = -\tau_4$ $(T_1 + T_3 + T_2 + T_4) \cos \theta = mg$	$\varphi = \psi = \dot{\varphi} = \dot{\theta} = \dot{\psi} = x = y = \dot{y} = \dot{z} = 0, \dot{x} = 0.45(m/s)$ $\theta = 0.087(rad)$	حرکت در راستای x
$T_2 = T_4, T_1 + T_3 + T_2 + T_4 = mg,$ $\tau_1 = \tau_3 = -\tau_2 = -\tau_4$	$\varphi = \theta = \psi = \dot{\theta} = \dot{\psi} = x = y = \dot{x} = \dot{y} = \dot{z} = 0, \dot{\varphi} = 0.087(rad/s)$	چرخش حول محور x
$T_1 = T_2 = T_3 = T_4, \tau_1 = \tau_3 = -\tau_2 = -\tau_4$ $(T_1 + T_3 + T_2 + T_4) \cos \varphi = mg$	$\theta = \psi = \dot{\varphi} = \dot{\theta} = \dot{\psi} = x = \dot{x} = y = z = \dot{z} = 0, \dot{y} = 0.45(m/s)$ $\varphi = 0.087(rad)$	حرکت در راستای y
$T_1 = T_3, T_2 = T_4, T_1 + T_3 + T_2 + T_4 = mg$ $\tau_1 = \tau_3, \tau_2 = -\tau_4$	$\varphi = \theta = \psi = \dot{\varphi} = \dot{\theta} = x = \dot{x} = y = \dot{y} = z = \dot{z} = 0,$ $\dot{\psi} = 0.087(rad/s)$	چرخش حول محور z
$T_1 = T_2 = T_3 = T_4, \tau_1 = \tau_3 = -\tau_2 = -\tau_4$ $T_1 + T_3 + T_2 + T_4 = mg$	$\varphi = \theta = \psi = \dot{\varphi} = \dot{\theta} = \dot{\psi} = x = y = \dot{x} = \dot{y} = \dot{z} = 0$	شناوری



بنابر نتایج بدست آمده از جدول ۴ نیاز است مدل خطی موتور حول ۷ سرعت کاری محاسبه گردد. در ادامه این مدلها استخراج می گردند.

۴- مدل سازی موتور

همان طور که گفته شد موتور مورد استفاده در این پژوهش یک موتور براشلس دی سی است. این موتور مطابق مرجع [۱۴] با استفاده از روش شناسایی الگوریتم حداقل مربعات خطا مورد شناسایی قرار گرفته است. نتایج شناسایی در جدول ۵ آورده شده است (روابط ۱ تا ۷).

جدول ۵: توابع شناسایی شده برای مدل موتور حول نقاط کاری

تابع خطی شناسایی شده حول نقطه کاری	نقطه کاری
(۱) $G(s) \approx \frac{625}{s+19.02}$	۱
(۲) $G(s) \approx \frac{625}{s+19.1}$	۲
(۳) $G(s) \approx \frac{635}{s+19.12}$	۳
(۴) $G(s) \approx \frac{639}{s+19.2}$	۴
(۵) $G(s) \approx \frac{649}{s+19.21}$	۵
(۶) $G(s) \approx \frac{660}{s+19.24}$	۶
(۷) $G(s) \approx \frac{670}{s+19.3}$	۷

۵- مدل سازی بدنه

این قسمت به مدل سازی غیر خطی کوادروتور می پردازد. این مدل در بخش های بعد، جهت شبیه سازی در محیط سیمولینک نرم افزار متلب و طراحی کنترلر مورد استفاده قرار می گیرد. فرضیاتی که در بدست آوردن مدل مورد استفاده قرار می گیرند عبارتند از فرضیات در مدل سازی دینامیک بدنه و فرضیاتی در مدل سازی مجموعه ی پیشرانش. که فرضیات در مدل سازی دینامیک بدنه به صورت زیر می باشند:

جدول ۲: مقاردهی به ثابت های استفاده شده در معادلات دینامیکی

ثابت	تعریف	مقدار
l	فاصله ی مرکز جرم کوادروتور تا موتور	0.232m
b	ضریب نیروی برآی ملخ	$3.13 \times 10^{-5} N.s^2$
d	ضریب نیروی مقاوم ملخ	$7.5 \times 10^{-7} m.s^2$
m	وزن کل پرند	0.52kg
Ix	ممان اینرسی حول محور X	$6.228 \times 10^{-3} kg.m^2$
Iy	ممان اینرسی حول محور Y	$6.228 \times 10^{-3} kg.m^2$
Iz	ممان اینرسی حول محور Z	$1.121 \times 10^{-2} kg.m^2$
Jr	ممان اینرسی ملخ حول محور Z	$6 \times 10^{-5} kg.m^2$
tad	ضریب نیروی مقاوم وارد بر بدنه در حرکت انتقالی	0.5kg.s ²
rad	ضریب نیروی مقاوم وارد بر بدنه در حرکت چرخشی	0.02kg.m.s ²

موتور مورد استفاده در این پژوهش، یک موتور بدون جاروبک جریان مستقیم (براشلس دی سی) مدل (تی. ۰۹/۲۲۱۵ ای. ام، آ، ایکس ۶) است. مشخصه های فنی این موتور در جدول ۳ آمده است:

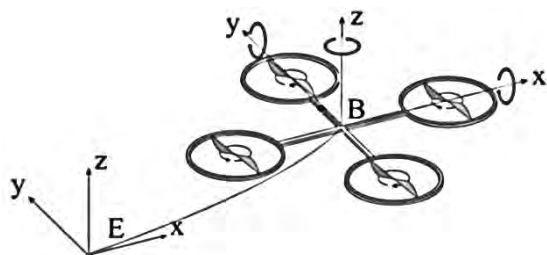
جدول ۳: مشخصات فنی موتور تی. ۰۹/۲۲۱۵ ای. ام، آ، ایکس ۶

مقدار	مشخصه
۱۲	ولتاژ (V.)
۱۳۰	بیشینه ی توان (W)
۵۵	وزن (gr)
۱۳/۶۴	نیروی پیشران نسبی (g/g)

با استفاده از مجموعه معادلات حاکم بر سیستم و مشخصه های فنی کوادروتور و موتورها به مدل موتور حول نقاط کاری داده شده در جدول ۴ نیاز خواهیم داشت:

جدول ۴: سرعت کاری موتورها

نقطه کاری	۱	۲	۳	۴
سرعت زاویه ای (rpm)	۱۸۹۵	۱۹۰۰	۱۹۰۵	۱۹۱۰
نقطه کاری	۵	۶	۷	
سرعت زاویه ای (rpm)	۱۹۱۵	۱۹۲۰	۲۰۹۰	



شکل ۵: نمایش دستگاه‌های مختصات بدنی و اینرسی (دستگاه متصل به کوادروتور دستگاه بدنی و دستگاه سمت چپ دستگاه اینرسی [۳])

$$R_b^i = R_b^v = R_{v_1}^{v_1} \times R_{v_2}^{v_1} \times R_{v_b}^{v_2} \quad (۸)$$

۵-۲- مدل سازی بدنه با استفاده از روش نیوتن اولر

در مدل سازی ریاضی بدنه از فرمول معروف نیوتن اولر استفاده می‌شود. فرمول نیوتن اولر برای حرکت انتقالی و چرخشی بصورت روابط ۹ و ۱۰ تعریف می‌شود:

$$\bar{F} = \frac{d(m\bar{v})}{dt} \quad (۹)$$

$$\bar{M} = \frac{d(\bar{H})}{dt} \quad (۱۰)$$

که \bar{F} برآیند نیروهای خارجی و \bar{M} برآیند گشتاورهای خارجی وارده بر جسم است. سرعت خطی پرنده \bar{V} و \bar{H} تکانه زاویه‌ای پرنده است. نیروهای اصلی عمل کننده بر روی کوادروتور عبارتند از نیروی وزن و برآ. می‌توان این معادلات را در دو دستگاه بدنی و اینرسی نوشت. برای استخراج معادلات در دستگاه بدنی کافیسیت که نیروها در دستگاه بدنی تصویر شوند. در رابطه‌ی ۱۱ ابتدا نیروی گرانش در دستگاه بدنی تصویر می‌شود و در رابطه‌ی ۱۲ نیروی کل وارد بر بدنه در دستگاه بدنی محاسبه

الف) کوادروتور یک جسم صلب است.

ب) کوادروتور دارای ساختار متقارن در نظر گرفته شده است (قطری در نظر گرفتن ماتریس اینرسی).

ج) تخمین نیروهای مقاوم آیرودینامیکی وارد شده به بدنه‌ی کوادروتور به علت حرکت‌های انتقالی و چرخشی پرنده با یک تابع خطی از سرعت‌های چرخشی و انتقالی [۱۵].

و فرضیات در مدلسازی مجموعه‌ی پیشران‌ش نیز عبارتند از:

الف) تخمین گشتاور مقاوم وارد به ملخ به صورت تابعی تناسبی از مجذور سرعت ملخ [۱۶].

ب) تخمین نیروی پیشران‌ش ملخ (نیروی برآ) به صورت تابعی تناسبی از مجذور سرعت ملخ [۱۶].

۵-۱- دستگاه‌های مختصات

مدل سازی کوادروتور نیازمند به تعریف دستگاه‌های مختصات مختلفی است. هر یک از این دستگاه‌ها که در ادامه تعریف می‌شوند محل کاربرد متفاوتی دارند. به طور مثال جهت تعیین معادلات حرکتی، دستگاه مختصات ثابت شده بر روی کوادروتور مورد نیاز است؛ نیروها و گشتاورها در دستگاه بدنی اندازه‌گیری می‌شوند، موقعیت یاب جی.پی.اس، موقعیت را در دستگاه ثابت زمین اندازه‌گیری می‌نماید. لذا علم بر دستگاه‌های مختصات و کاربرد هر یک در بخش مربوطه ضروری است. دستگاه‌های مختصات مورد نیاز در جدول ۶ تعریف شده‌اند. شکل ۶ نمایشی از دستگاه مختصات بدنی و اینرسی را نشان می‌دهد. با استفاده از تعاریف ارائه شده در جدول ۶ می‌توان رابطه‌ی انتقال از دستگاه بدنی به دستگاه اینرسی را به صورت رابطه‌ی ۸ بدست آورد:

جدول ۶ معرفی دستگاه‌های مختصات

نام دستگاه مختصات	موقعیت	ماتریس انتقال
$F^i: [i^i, j^i, k^i]$	دستگاه ثابت و مبدا، منطبق بر نقطه‌ی دلخواه بر روی زمین	
$F^v: [i^v, j^v, k^v]$	محورها در راستای دستگاه F^i و مبدا، منطبق بر مرکز ثقل پرنده	
$F^{v_1}: [i^{v_1}, j^{v_1}, k^{v_1}]$	چرخش یافته‌ی دستگاه F^v با زاویه‌ی ψ حول محور k^v	$R_{v_1}^{v_1}(\psi) = \begin{pmatrix} C\psi & S\psi & 0 \\ -S\psi & C\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (۱)$
$F^{v_2}: [i^{v_2}, j^{v_2}, k^{v_2}]$	چرخش یافته‌ی دستگاه F^{v_1} با زاویه‌ی θ حول محور j^{v_1}	$R_{v_2}^{v_2}(\theta) = \begin{pmatrix} C\theta & 0 & -S\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ S\theta & 0 & C\theta \end{pmatrix} \quad (۲)$
$F^b: [i^b, j^b, k^b]$	چرخش یافته‌ی دستگاه F^{v_2} به اندازه‌ی ϕ حول محور i^{v_2}	$R_{v_3}^b(\phi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & C\phi & S\phi \\ 0 & -S\phi & C\phi \end{pmatrix} \quad (۳)$

چرخش ملخها در دستگاه بدنی و I_x, I_y, I_z ممان اینرسی های پرنده هستند. به دلیل تقارن بدنه حاصل ضرب های اینرسی صفر شده اند. Ω_{blades} اختلاف دور ملخ های ساعت گرد و پادساعت-گرد است. در نتیجه تکانه زاویه ای در دستگاه بدنه به صورت رابطه ی (۱۸) بدست می آید.

$$\vec{H} = \begin{bmatrix} I_x \omega_x \\ I_y \omega_y \\ I_z \omega_z + J_r \Omega_{blades} \end{bmatrix} \quad (18)$$

حال مجموع گشتاورها در دستگاه اینرسی محاسبه می شود. به این منظور از معادله ی کلی ۱۹ استفاده می شود [۱۷]. این معادله جهت محاسبه ی گشتاورها در دستگاه اینرسی بر اساس تکانه ی زاویه ای در دستگاه بدنی و همچنین سرعت چرخش دستگاه بدنی مورد استفاده قرار می گیرد.

$$\vec{M} = \frac{d(\vec{H})}{dt} \Big|_i = \frac{d(\vec{H})}{dt} + \Omega \times \vec{H} \quad (19)$$

در رابطه ی فوق \vec{M} بردار گشتاورهای خارجی وارد بر سیستم در دستگاه اینرسی و H تکانه زاویه ای در دستگاه بدنی که با سرعت زاویه ای $\vec{\Omega} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]$ می چرخد، است. با استفاده از رابطه های ۱۸ و ۱۹ به صورت زیر بدست می آید (۲۰).

$$\frac{d(\vec{H})}{dt} \Big|_i = \begin{bmatrix} I_x \dot{\omega}_x + \omega_y \omega_z (I_z - I_y) + J_r \Omega \omega_y \\ I_y \dot{\omega}_y + \omega_x \omega_z (I_x - I_z) + J_r \Omega \omega_x \\ I_z \dot{\omega}_z + \omega_x \omega_y (I_y - I_x) \end{bmatrix} \quad (20)$$

در رابطه ی ۲۰ سرعت زاویه ای بدنی را با استفاده از تصویر سرعت زوایای اولر به صورت زیر می توان محاسبه نمود (۲۱):

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + R_{V_2}^b(\phi) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + R_{V_2}^b(\phi) R_{V_1}^{V_2}(\theta) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (21)$$

که نتیجه می دهد (۲۲):

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (22)$$

برای بدست آوردن طرف چپ رابطه ی ۱۹ باید گشتاورهای خارجی وارد بر سیستم محاسبه شوند. این گشتاورها ناشی از اختلاف برآها و اختلاف گشتاورهای ناشی از چرخش ملخها هستند. گشتاورهای خارجی در دستگاه بدنی با رابطه ی ۲۳ بدست می آید.

می شود

$$\vec{g}_{body} = R_{\psi \theta \phi} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} +g \cdot s_\theta \\ -g \cdot c_\theta s_\phi \\ -g \cdot c_\theta c_\phi \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$\vec{F}_{Body} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ T \end{bmatrix} + m \cdot \begin{bmatrix} +g \cdot s_\theta \\ -g \cdot c_\theta s_\phi \\ -g \cdot c_\theta c_\phi \end{bmatrix} = m \cdot \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} \quad (12)$$

در فرمول فوق، a_x, a_y, a_z و مؤلفه های شتاب خطی در راستای محورهای دستگاه بدنی هستند. همچنین T نیروی "برآ"ی کل است. نیروی برآ و نیروی "برآ"ی کل با استفاده از رابطه های ۱۳ و ۱۴ بدست می آیند.

$$\vec{T}_i = b \omega_i^2, \quad i = 1 \text{ to } 4 \quad (13)$$

$$T = \sum_{i=1}^4 T_i \quad (14)$$

در رابطه ی ۱۳، b ثابت آیرودینامیکی نیروی پیشران است. در صورتی که بدست آوردن معادلات حرکت انتقالی در دستگاه اینرسی مورد نظر باشد، کافیت که بردار نیروی "برآ"ی کل، از دستگاه بدنی به دستگاه اینرسی انتقال داده شود. در این صورت خواهیم داشت (رابطه ی ۱۵):

$$\vec{F}_{inertial} = \begin{bmatrix} (c_\psi s_\theta c_\phi + s_\psi s_\phi) \cdot T \\ (s_\psi s_\theta c_\phi - c_\psi s_\phi) \cdot T \\ -mg + (c_\theta c_\phi) \cdot T \end{bmatrix} = m \cdot \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} \quad (15)$$

که a_x, a_y, a_z مؤلفه های شتاب خطی در راستای محور مختصات اینرسی هستند.

به منظور استخراج معادلات حرکت چرخشی از معادله ی نیوتن-اولر برای حرکت چرخشی استفاده می شود. در رابطه ی ۱۰، تکانه زاویه ای کل از دو تکانه زاویه ای ناشی از چرخش بدنه و تکانه زاویه ای ناشی از چرخش ملخ تشکیل می شود روابط ۱۶ و ۱۷:

$$\vec{H}_{Body} = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$\vec{H}_{Blade} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ J_r \Omega_{blades} \end{bmatrix} \quad (17)$$

که \vec{H}_{Body} تکانه زاویه ای بدنه، \vec{H}_{Blade} تکانه زاویه ای ناشی از

ضروری است.

منظور از ورودی‌های حقیقی سیستم ورودی‌هایی هستند که در عمل به سیستم وارد می‌شوند. در خصوص کوادروتور، ورودی‌های حقیقی سیستم ولتاژها هستند.

در بسیاری از موارد، اهداف کنترلی نیازمند به تعریف ورودی‌های دیگری هستند که به آن‌ها ورودی‌های مجازی گفته می‌شود.

در این پژوهش دسته ورودی‌های ذیل به عنوان ورودی‌های مجازی سیستم معرفی می‌گردند.

$$V_1 - V_3 = U_1 \quad \text{چرخش حول محور افقی x}$$

$$V_4 - V_2 = U_2 \quad \text{چرخش حول محور افقی y}$$

$$V_1 - V_2 + V_3 - V_4 = U_3 \quad \text{چرخش حول محور Z}$$

$$V_1 + V_2 + V_3 + V_4 = U_4 \quad \text{حرکت در راستای محور Z}$$

همان‌گونه که مشاهده می‌شود ورودی‌های جدید ترکیبی از ورودی‌های حقیقی سیستم هستند. در صورتی که از ورودی‌های حقیقی سیستم جهت کنترل سیستم استفاده می‌گردید، این ورودی‌ها از رفتار سیستم درک کاملی را در اختیار قرار نمی‌داند. به طور مثال، این مساله که افزایش و یا کاهش ولتاژ موتور یک (که یکی از ورودی‌های حقیقی سیستم است)، چه حرکتی را برای سیستم به وجود می‌آورد بدون رصد سایر ورودی‌های سیستم میسر نیست. اما از آنجا که ولتاژها متناظر با نیرو و گشتاور خروجی از مجموعه موتور و ملخ هستند. لذا افزایش یا کاهش ورودی اول از مجموعه ورودی کنترلی جدید به منزله -ی افزایش یا کاهش اختلاف نیروی دو موتور روبروی یکدیگر خواهد بود. با استفاده از توضیحات بخش ۲، صفر، مثبت و یا منفی بودن اختلاف نیروی‌های موتورهای روبروی یکدیگر به ترتیب باعث ثابت ماندن، چرخش در راستای ساعت‌گرد و چرخش پادساعت‌گرد حول محور عمود بر محور واصل دو موتور خواهد شد. بنابراین دسته ورودی‌های جدید به توصیف بهتری از رفتار بعدی سیستم می‌انجامند.

۷- شبیه‌سازی دینامیک سیستم در محیط نرم‌افزاری

سیمولینک متلب

مجموعه‌ی پیشرانس در محیط سیمولینک نرم افزار متلب ۲۰۱۲ شبیه سازی شده‌است. این مدل تحت عنوان زیرسیستم Propulsion system-total در شکل ۶ نشان داده شده است.

$$\vec{M}_b = \begin{pmatrix} \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} (T_1 - T_3).l \\ (T_4 - T_2).l \\ [-\tau_1 + \tau_2 - \tau_3 + \tau_4] \end{bmatrix} \quad (23)$$

در معادله‌ی فوق τ_x ، τ_y و τ_z به ترتیب گشتاورهای پیچ، رول و یاو هستند. که l فاصله مرکز جرم بدنه تا محور چرخش ملخ-ها است. τ_i گشتاور مقاومی است که در خلاف جهت حرکت ملخ و به علت چرخش ملخ، از طرف هوا به ملخ وارد می‌گردد این گشتاور بصورت زیر تعریف می‌شوند (۲۴):

$$\tau_i = d\omega_i^2 \quad i = 1 \text{ to } 4 \quad (24)$$

در رابطه‌ی ۲۴ ثابت d آیرودینامیکی گشتاور مقاوم است. حال می‌توان گشتاورهای خارجی وارد بر سیستم در دستگاه اینرسی را بدست آورد (۲۵):

$$\vec{M} = R_{\Psi \theta \phi} \vec{M}_b \quad (25)$$

۵-۲-۱- مقاومت‌های آی‌رودی‌نامیکی

منظور از مقاومت‌های آیرودینامیکی که در این بخش به معادلات افزوده می‌شوند، نیروها و گشتاورهایی هستند که به دلیل حرکت پرنده، از طرف هوا به پرنده اعمال می‌شوند. با توجه به اینکه کوادروتور سطح مقطع کمی داشته و سرعت حرکتی از مقادیر بالایی برخوردار نیست (۱ تا ۲ متر بر ثانیه)، نیروهای مقاوم اثر کمی خواهند داشتند. با این حال، از دو رابطه‌ی زیر جهت افزودن این دو نیرو به مجموعه‌ی معادلات استفاده می‌شود (روابط ۲۶ و ۲۷).

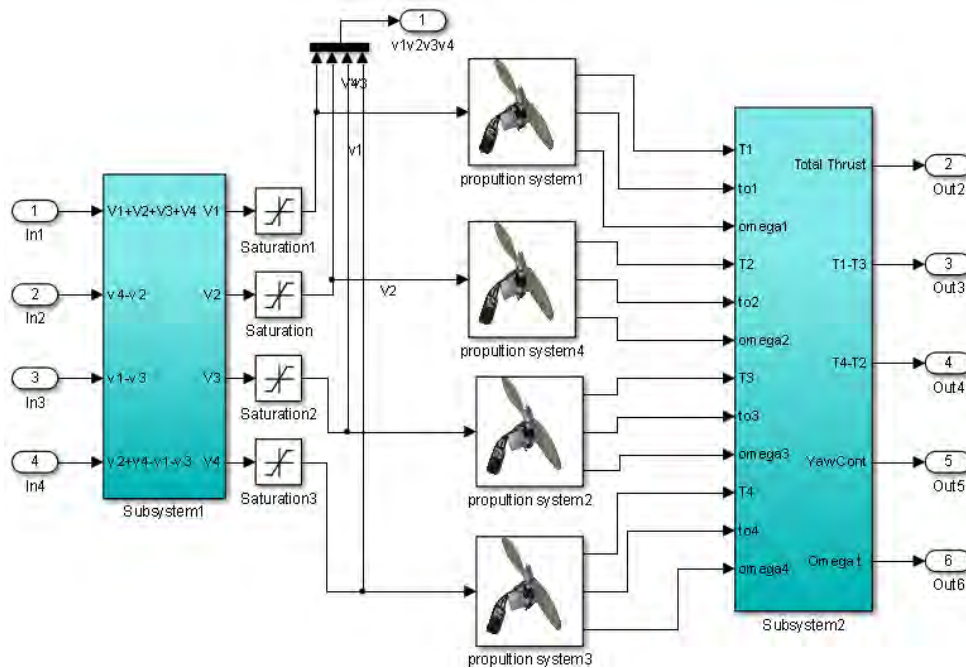
$$\vec{F}_{ad} = -t_{ad} \vec{V} \quad (26)$$

$$\vec{M}_{ad} = r_{ad} \Omega \quad (27)$$

در رابطه‌ی فوق r_{ad} و t_{ad} ضرایب نیروی مقاوم کل وارد بر بدنه در حرکت انتقالی و گشتاور مقاوم کل وارد بر بدنه در حرکت چرخشی هستند. دو رابطه‌ی فوق نیروها را در دستگاه اینرسی بدست می‌دهند [۱۵].

۶- تعریف ورودی‌های کنترلی جدید

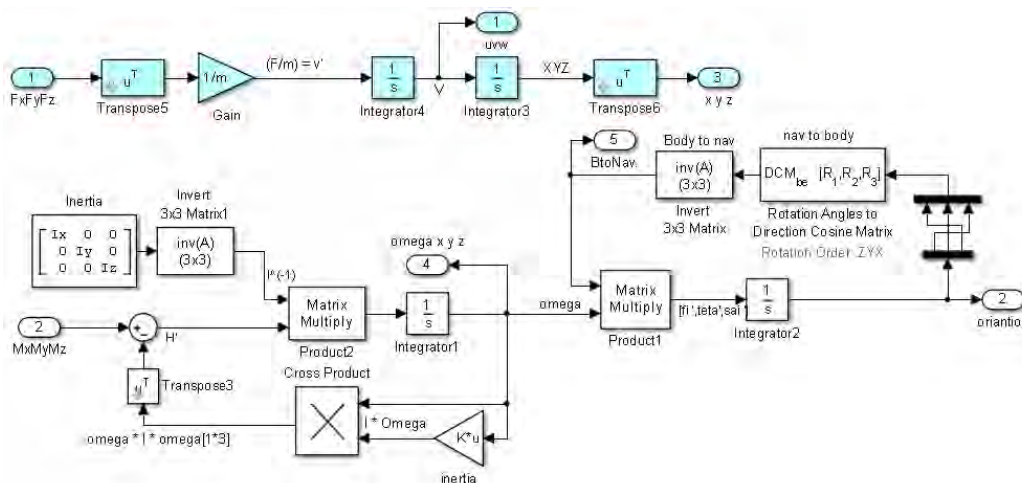
در تعیین ورودی‌های سیستم که همان ورودی‌های کنترلی می‌باشند، شناخت صحیح ساختار سیستم و علم بر هدف کنترلی



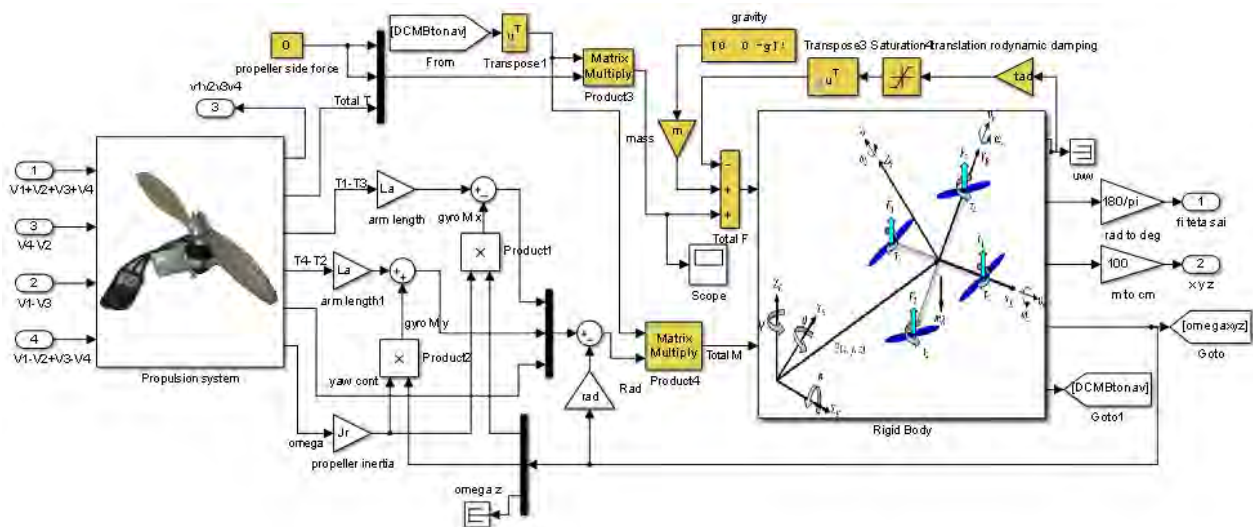
شکل ۶: زیرسیستم Propulsion system-total

اولر نوشته شده است از دستگاه بدنی به دستگاه اینرسی انتقال داده شده‌اند. شکل ۸ زیرسیستم Dynamic model را نشان می‌دهد. در این زیرسیستم مجموعه‌ی پیشرانش و انتقال نیروها و گشتاورها از دستگاه بدنی به دستگاه اینرسی، به زیرسیستم Rigid Body افزوده شده است.

در شکل ۶، بلوک‌های Propulsion system، دربردارنده‌ی موتور و ملخ است. در شکل ۷ بخشی از مدل‌سازی بدنه که با نام Rigid Body در محیط سیمولینک مدل‌سازی شده است نمایش داده شده است. در این زیرسیستم، ورودی‌ها، نیروها و گشتاورهای کل وارد بر مرکز جرم پرنده می‌باشند. نیروها و گشتاورهای کل، قبل از ورود به زیرسیستم محاسبات دینامیک بدنه که بر مبنای قانون نیوتن -



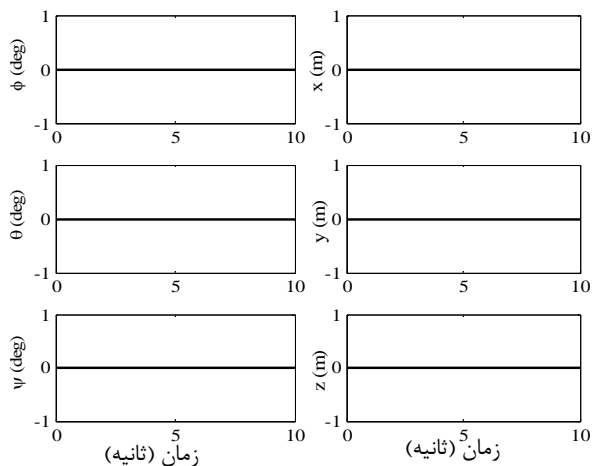
شکل ۷: زیرسیستم Rigid Body: شبیه‌ساز معادلات دینامیکی - رابط میان نیروها و گشتاورها با مکان پرنده



شکل ۸: زیر سیستم Dynamic model

۸-۲- آزمایش دوم

در این آزمایش همه‌ی ورودی‌ها به جز مجموع نیروهای برآ به سیستم برابر با صفر وارد می‌شوند. همچنین مجموع نیروها برابر با mg به سیستم وارد می‌گردد. اختلاف نداشتن نیروهای موتورهای روبروی یکدیگر به نداشتن حرکت چرخشی حول محورهای افقی و همچنین نداشتن حرکت در راستای محورهای افقی می‌انجامد. همچنین انتظار می‌رود کوادروتور در جای خود ثابت بماند و کاهش یا افزایش ارتفاع نداشته باشد. علاوه بر این برابر بودن گشتاورهای خروجی موتورها، عدم حرکت یاو را باید نتیجه بدهد. پاسخ سیستم در این آزمایش در شکل ۱۰ نشان داده شده است.



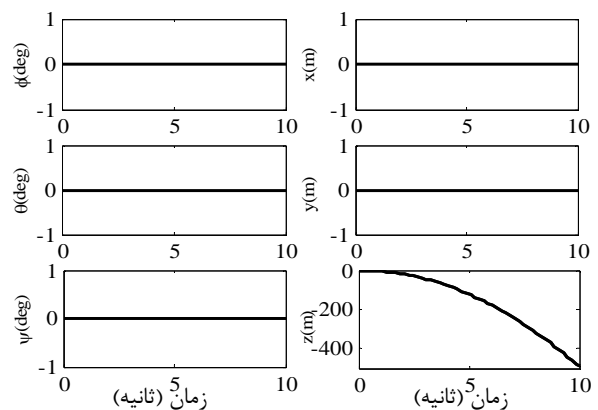
شکل ۱۰: پاسخ سیستم در آزمایشی که همه‌ی ورودی‌ها به جز مجموع نیروی برآ برابر با صفر و مجموع نیروی برآ برابر با وزن است

۸-۱- ارزیابی مدل

در این بخش به صورت کلی به بررسی صحت مدل کامل دینامیکی بدست آمده و شبیه‌ساز طراحی شده پرداخته می‌شود. صحت‌سنجی با استفاده از پنج آزمایش زیر بر روی مدل انجام می‌پذیرد.

۸-۱-۱- آزمایش اول

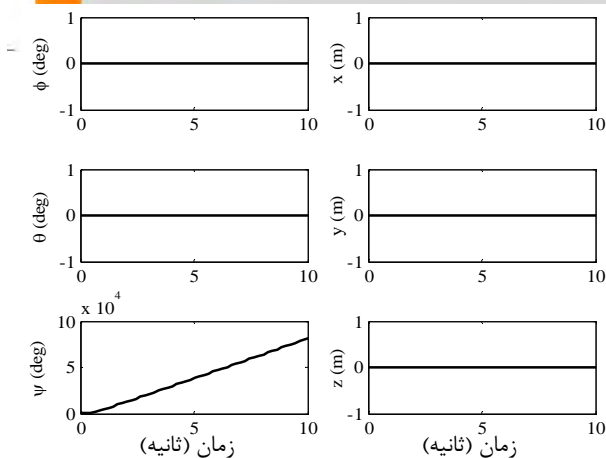
در این آزمایش همه‌ی ورودی‌ها را صفر قرار می‌دهیم. انتظار می‌رود به دلیل صفر بودن همه‌ی ولتاژها و تنها، وارد شدن نیروی وزن به پرنده، پرنده بر روی زمین باقی بماند. باقی ماندن در روی زمین، از آنجا که قید زمین وارد مدل نشده است معادل با کاهش مداوم ارتفاع است. شکل ۹ خروجی‌های سیستم را به ازای ۴ ورودی صفر نشان می‌دهد.



شکل ۹: پاسخ سیستم در آزمایشی که همه‌ی ورودی‌ها صفر هستند

۸-۳- آزمایش سوم

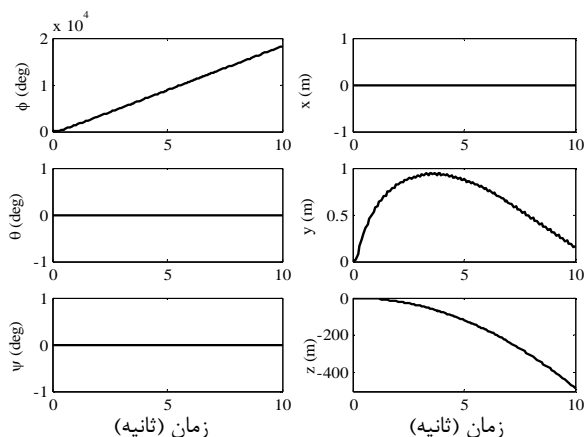
در این آزمایش، مجموع نیروی برآ برابر با وزن، اختلاف دو موتور روبروی یکدیگر (موتور اول و سوم) برابر با صفر، اختلاف دو موتور یک و چهار برابر با مقداری مثبت و مجموع گشتاورهای مقاوم برابر با صفر به سیستم داده شده‌اند. انتظار می‌رود پرنده حول یکی از محورهای افقی خود بچرخد و در راستای محور افقی دیگر شروع به حرکت نماید. همچنین از آنجا که به دلیل چرخش پرنده حول محور افقی، مؤلفه‌ی عمودی مجموع نیروی برآ از وزن کم‌تر می‌شود پرنده باید کاهش ارتفاع داشته باشد. شکل ۱۱ که نتایج این آزمایش را نشان می‌دهد بیانگر منطبق بودن عملکرد سیستم با انتظارات این آزمایش است.



شکل ۱۲: پاسخ سیستم در آزمایشی که مجموع نیروی برآ برابر با وزن، مجموع گشتاورهای مقاوم برابر با یک مقدار مثبت و سایر ورودی‌ها برابر با صفر هستند

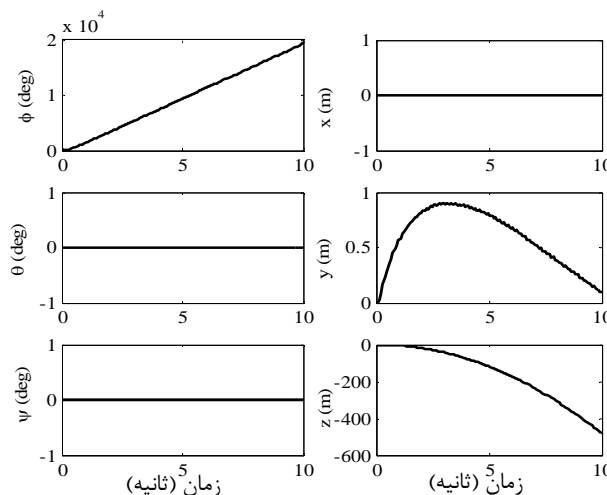
۸-۵- آزمایش پنجم

در آزمایش آخر با دادن ورودی مثبت به مجموع سرعت موتورها و همچنین دادن ورودی مثبت به اختلاف نیروهای دو موتور ۱ و ۳ انتظار می‌رود به دلیل چرخش ملخ حول محور Z و چرخش بدنه حول محور افقی خود، حول محور دیگر نیز چرخش به وجود آید. در واقع در این آزمایش حرکت ژيروسکوپ سیستم مورد بررسی قرار می‌گیرد. شکل ۱۳ خروجی سیستم را در این آزمایش نشان می‌دهد.



شکل ۱۳: بررسی اثر ژيروسکوپ ملخ

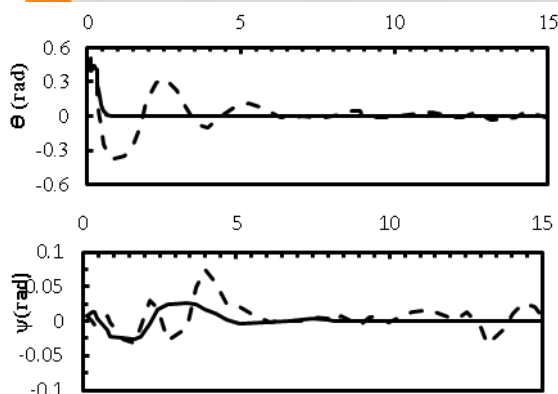
همان‌طور که مشاهده می‌شود پدیده‌ی ژيروسکوپ در خروجی‌ها نمودی نداشته است. مشاهده‌ی مقدار گشتاور ایجاد شده به واسطه‌ی ژيروسکوپ ملخ نشان می‌دهد مقدار این گشتاور برابر با 3.005×10^{-5} است. کوچک بودن اینرسی ملخ سبب شده است که گشتاور ژيروسکوپ ملخ مقدار بسیار کوچکی باشد. لذا



شکل ۱۱: پاسخ سیستم در آزمایشی که مجموع نیروی برآ برابر با وزن و اختلاف نیروی برای دو موتور یک و سه برابر با مقداری مثبت و سایر ورودی‌ها برابر با صفر است

۸-۴- آزمایش چهارم

در آزمایش چهارم مجموع نیروی برآ برابر با وزن و مجموع گشتاورهای مقاوم برابر با یک مقدار مثبت به سیستم داده شده است. سایر ورودی‌ها صفر هستند. در این آزمایش انتظار می‌رود سیستم حول محور Z چرخش داشته باشد. پاسخ سیستم در این آزمایش در شکل ۱۲ نشان داده شده است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود آزمایش چهارم نیز مانند سایر آزمایش‌ها انتظارات مورد نظر را برآورده نمود.



شکل ۱۴- پاسخ زمانی زوایای رول، پیچ و یاو کوادروتور با شرایط اولیه‌ی (نمودار خط چین: پاسخ میان و وانگ، نمودار توپر پاسخ به کنترلگر طراحی شده)

همان‌گونه که مشاهده می‌شود زمان نشست پاسخ‌های رول و پیچ کوادروتور در این پژوهش تقریباً 0.7 s بوده که نسبت به کار میان و وانگ (۶ s)، ۸۵٪ سریع‌تر است. همچنین زاویه‌ی یاو با استفاده از کنترلگر تناسبی-مشتقی به خوبی کنترل شده است.

۱۰- نتیجه گیری

در این پژوهش به ارائه‌ی یک مدل غیر خطی جدید برای پرنده‌ی عمودپرواز کوادروتور پرداخته شد. مدل ارائه شده شامل دو بخش مدل دینامیکی بدنه و مدل مجموعه‌ی پیشراننده بود. در مدل‌سازی بدنه روش نیوتن اولر مورد استفاده قرار گرفت. همچنین مجموعه‌ی پیشراننده در هر رژیم به صورت جداگانه با روش الگوریتم حداقل مربعات خطا مدل شد. بدین منظور در ابتدا رژیم‌های پروازی معرفی و نقاط کاری استخراج گردید. مدل در هر رژیم پروازی بر روی مدل پیشراننده‌ی مربوطه سوئیچ می‌نماید. مزیت استفاده از این مدل، سهولت در دستیابی مدل غیر خطی می‌باشد. مدل‌سازی به این روش سبب می‌شود محققان بتوانند به راحتی در مدل مورد استفاده‌ی خود مدل مجموعه‌ی پیشراننده را نیز در نظر بگیرند. در ادامه مدل در محیط سیمولینک نرم‌افزار متلب شبیه‌سازی گردید. در پایان نیز طراحی و اعمال شش آزمون بر روی مدل، صحت مدل بدست آمده را تایید نمود. در بخش پایانی، سه کنترلگر زاویه برای کنترل زوایا طراحی و برروری سیستم اعمال گردید. که مقایسه‌ی این کنترلگر با کنترلگر میان و وانگ نشان داد که کنترلگرهای تناسبی-مشتقی طراحی شده قادرند سیستم را ۸۵٪ سریع‌تر ورودی را ردیابی نمایند.

گشتاور ژيروسکوپی مقدار کوچکی بوده که نمی‌تواند حرکت قابل توجهی به وجود آورد.

۹- کنترل زوایا

در این بخش زوایا در رژیم پروازی شناوری کنترل می‌گردند. کنترلگر مورد استفاده کنترلگر تناسبی-مشتقی می‌باشد. قوانین کنترلی مورد استفاده طی روابط ۲۸ تا ۳۰ در ذیل نشان داده شده‌اند.

$$U_1 = Kp_1(\phi_d - \phi) + Kd_1(\dot{\phi}_d - \dot{\phi}) \quad (28)$$

$$U_2 = Kp_2(\theta_d - \theta) + Kd_2(\dot{\theta}_d - \dot{\theta}) \quad (29)$$

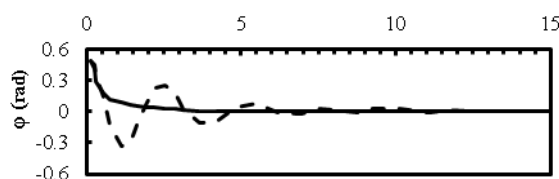
$$U_3 = Kp_3(\psi_d - \psi) + Kd_3(\dot{\psi}_d - \dot{\psi}) \quad (30)$$

ضرایب کنترلی با سعی و خطا بدست آمده‌اند. این ضرایب در جدول ۷ نشان داده شده است:

جدول ۷: ضرایب کنترلگرهای زوایا

ضریب	مقدار	ضریب	مقدار
Kp_1	۰/۴	Kd_1	۰/۰۵۵
Kp_2	۰/۲۵	Kd_2	۰/۰۶
Kp_3	-۴	Kd_3	-۲

به منظور بررسی میزان توانایی و دقت قوانین کنترلی بیان شده، از آن به منظور کنترل پایداری کوادروتور در شرایط پروازی هاور استفاده شده است. در این حالت کوادروتور به صورت شناور در ارتفاع ۱ متری نسبت به سطح زمین در نظر گرفته شده و با شرایط اولیه $\phi = \theta = 0.5 \text{ rad}$ رها می‌شود. انتظار می‌رود در مدت زمان مطلوبی کوادروتور خود را به حالت تعادل $\phi = \theta = \psi = 0 \text{ rad}$ برساند. شکل ۱۴ نحوه‌ی تغییرات زوایای خروجی کوادروتور را پس از اعمال قوانین و شرایط کنترلی بیان شده نشان می‌دهد. همچنین نتایج کاری میان و وانگ [۵] که به صورت خط چین نمایش داده شده است جهت مقایسه با نتایج آورده شده است. میان و وانگ در کار خود به کنترل کوادروتوری با ابعاد 0.6 m و وزن 0.6 kg به روش خطی‌سازی فیدبک پرداختند.





- [14] S., Mahmudi, S., Norouzi Ghazbi, H., Javareshkian, S., Amini, ,
"Experimental modeling of propulsion system and control of model
by a PID tuned by GA" (in Persian), 21th international conference
on mechanical engineering (ISME2013), Khaje Nasir university,
Tehran, Iran, (2013).
- [15] J. Dvorak, "Micro quadrotor: design, Modeling, Identification and
control", BSc Thesis, university of Parague, (2012).
- [16] T., Madani, A., Benallegue, "Control of a quad rotor Mini-
Helicopter via full state backstepping technique", 45th IEEE
conference on decision and control, San Diego, USA, (2006).
- [17] J. L., Meriam, L. G. Kraige, (2007), "Engineering Mechanics
Dynamics", 6th edition, John Wiley and sons.
- [1] G., Hoffman, S., Waslander, and C., Tomlin, "Quadrotor Helicopter
Trajectory Tracking Control". Proc. of the AIAA Guidance,
Navigation, and Control Conference, pp. 1– 14, (2008).
- [2] E., Altug J., P., Ostrowski, R., Mahony, "Control of a Quadrotor
Helicopter Using Visual Feedback", Proceedings of the 2002 IEEE,
International Conference on Robotics and Automation, Washington
DC, (2002).
- [3] P., Castillo, R., Lozano and A., Dzul, "Real-time Stabilization and
Tracking of a Four-Rotor Mini Rotorcraft", Journal of IEEE
Ransactions on Control systems Technolog, Vol. 12, Issue. 4, pp.
510 – 516, (2004).
- [4] S. Bouabdallah, A. Noth, R. Siegwart, "PID vs LQ Control
Techniques Applied to an Indoor Micro Quad rotor", IEEE/RSJ
International Conference on Intelligent Robots and Systems
Proceeding, Vol. 3, pp. 2451 – 2456 (2004).
- [5] A. A., Mian, D., Wang, , "Dynamic Modeling and nonlinear control
strategy for an under-actuated quad rotor rotorcraft", Journal of
Zhejiang University SCIENCE A, Vol. 9, No. 4, pp. 539-545,
(2009).
- [6] C., Coza, C.J.B Macnab, "A new robust adaptive-fuzzy control
method applied to quadrotor helicopter stabilization", Fuzzy
Information Processing Society, 2006. NAFIPS 2006. Annual
meeting of the North American, Montreal, Que, June 3-6,(2006).
- [7] M. O., Efe, "Robust Low Altitude Behavior Control of a Quadrotor
Rotorcraft Through Sliding Modes", Proceedings of the 15th
Mediterranean Conference on Control & Automation Athena-
Greece(2007).
- [8] A., M., Berg, O., Binderup, "Draganflyer X-pro modeling and
control", technical report, Alborg university, Department of control
engineering (2006).
- [9] M. De Lellis, "Modeling, Identification and control of quadrotor
aircraft", MS Thesis, Czech Technical University of Prague,
Cambridge, See also URL:
<http://pure.ltu.se/portal/files/33687298/LTU-EX-2011-33633120.pdf>, (2011).
- [10] C., Balas, "Modeling and linear control of a quadrotor", MS thesis,
Cranfield University, (2007). See also URL(Accessed 07 Jan
2014);
http://prometheus4.com/share/quad-articles/balas_2007.pdf.
- [11] M., Claudia, C., Luminita, "Modeling and control of autonomous
quadrotor", Msc thesis, university of Alborg, (2010).
- [12] H., Huang, G., M., Hoffman, S., Waslander, C., J., Tomlin,
"Aerodynamics and control of autonomous quadrotor helicopters in
aggressive maneuvering", . ICRA '09. IEEE International
Conference on Robotics and Automation, Kobe, May 12-17,
(2009).
- [13] P., Pipatpaibul, P. R., Ouyang, "Quadrotor UAV control: Online
learning approach", ASME 2011 international design engineering
technical conferences & computers and information in engineering
conference, Washington DC, USA (2011).