

## طراحی، ساخت و تست پرواز یک کشتی هوایی رباتیک Indoor

احمد باقری<sup>۱</sup>، سالار بصیری<sup>۲</sup>، پویان پیردیر<sup>۳</sup>

<sup>۱</sup>آزمایشگاه مکترونیک و رباتیک دانشکده فنی، دانشگاه گیلان، Bagheri@guilan.ac.ir

<sup>۲</sup>آزمایشگاه مکترونیک و رباتیک دانشکده فنی، دانشگاه گیلان، SalarBasiri@Interdisciplinary.ir

<sup>۳</sup>آزمایشگاه مکترونیک و رباتیک دانشکده فنی، دانشگاه گیلان، Pooyan.Piredeir@marlik.org

### چکیده

در این مقاله یک کشتی هوایی کوچک بدون سرنشین که در دانشگاه گیلان ساخته شده است معرفی میشود. کشتی های هوایی گونه ای از وسایل پرنده سبکتر از هوا هستند که امروزه کاربردهای زیادی پیدا کرده اند. کشتی هوایی معرفی شده در این مقاله مجهز به دو موتور است که قابلیت تغییر راستای رانش را دارند. اویونیک پرنده قادر است تا نیازهای کنترلی و جمع آوری داده های پروازی را تامین نماید. همچنین شبیه سازی کشتی هوایی برای بررسی پایداری انجام شده است.

### واژه های کلیدی

کشتی هوایی بدون سرنشین، واحد اندازه گیری اینرسیایی، اویونیک، ربات پرنده Indoor، مدل سازی دینامیکی

### مقدمه

طی سالیان گذشته انواع مختلفی از رباتهای متحرک خودکار یا کنترل از راه دور توسعه داده شده است. بسیاری از این رباتها برای حرکت روی زمین از چرخ یا پا استفاده می کنند، تا بتوانند ماموریت مورد نظر را به انجام برسانند. در بعضی موارد بدلیل ماهیت موانع یا نوع ماموریت تعریف شده برای ربات استفاده از رباتهایی که بر روی زمین حرکت می کنند امکان پذیر نیست. در اینگونه موارد استفاده از رباتهای پرنده یک راه حل منطقی است. با توجه به این نیاز سازه های پرنده بدون سرنشین هوشمند را می توان به عنوان رباتهای پرنده در نظر گرفت. استفاده از وسایل پرنده بدون سرنشین یا رباتهای پرنده دارای کاربریهای گسترده ای است که از جمله آنها می توان به نظارت تصویری، مانیتورینگ وضعیت در هنگام حوادث غیر مترقبه، مانیتورینگ و نظارت بر وضعیت ترافیک، جستجو و نجات، تهیه تصاویر هوایی و نقشه برداری و کاربردهای سینمایی اشاره کرد. انواع پلتفرمهای پروازی که برای رباتهای پرنده مورد استفاده قرار می گیرد، می توان به بال ثابت، بال چرخان و سبکتر از هوا اشاره کرد. انواع بال چرخان مثل هلیکوپتر و سبکتر از هوا مثل کشتی های هوایی بدلیل قابلیت مانور پذیری بالا و پرواز ایستا (که در بسیاری از کاربردهای رباتیک مورد نیاز است) بیشتر مورد توجه قرار گرفته اند.

در مقایسه با کشتی های هوایی بزرگتر از کشتی های هوایی کوچک Indoor برای استخراج مدل دینامیکی و تحلیل مشخصات عملکرد کنترلهای در محیط های بسته استفاده می شود. مثلا در [۱] یک کشتی هوایی کوچک با سه موتور مستقل، با استفاده از PSO

(Particle Swarm Optimization) و شبکه عصبی کنترل شده

است. در [۲] یک کنترلر وفقی برای ثابت نگه داشتن ارتفاع یک کشتی هوایی کوچک سه موتوره طراحی و اجرا شده است. با توجه به قابلیت پایین کشتی های هوایی کوچک در حمل بار و توان پایین موتورها از آنها در محیطهای بسته استفاده می شود و معمولا پردازنده در ایستگاه زمینی قرار دارد. البته در [۳] با استفاده از میکروکنترلرهای با توان پردازشی پایین کنترلر در کابین کشتی هوایی کوچک نصب شده است. کشتی های هوایی کوچک معمولا حجمی کمتر از ۳ متر مکعب دارند.

کشتی های هوایی بزرگتر با قابلیت حمل بار بیشتر برای تست سامانه های کنترلی مختلف در شرایط واقعی مورد استفاده قرار می گیرند. در دانشگاه شانگهای در سال ۲۰۰۷ با استفاده از یک کشتی هوایی بدون سرنشین سامانه کنترل مسیر پرنده بر مبنای داده های تصویر پیاده سازی شده است. این کشتی هوایی با توجه به قابلیت حمل بار بالا می تواند تجهیزات گوناگون مثل پردازشگرها و دوربین های حرفه ای را حمل کند [۴].

با توجه به اهمیت استفاده از کشتی های هوایی کوچک برای انجام تستهای پروازی رباتهای پرنده در محیطهای بسته Indoor، در آزمایشگاه مکترونیک و رباتیک دانشگاه گیلان یک کشتی هوایی کوچک ساخته شده است. در ادامه مشخصات عملکردی و نتیجه تستهای پروازی این کشتی هوایی آورده میشود.

### مشخصات کشتی هوایی

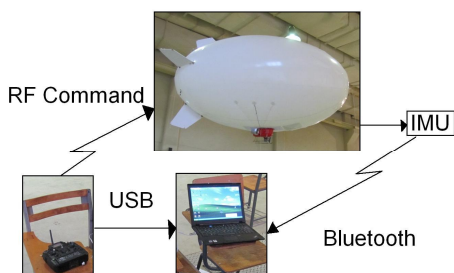
در جدول ۱ مشخصات کشتی هوایی آورده شده است. در شکل ۱ کشتی هوایی Indoor در حال پرواز نشان داده شده است. در شکل ۲ اجزای مختلف کابین کشتی هوایی نشان داده شده است.



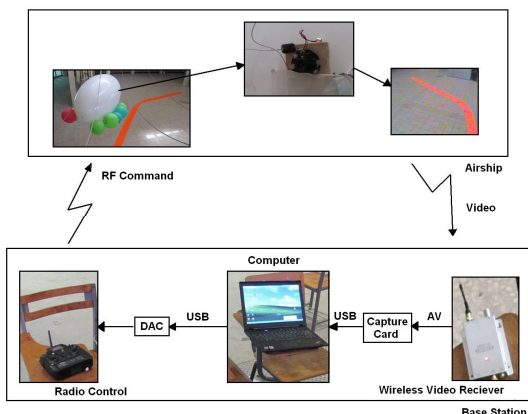
شکل ۱: کشتی هوایی Indoor در حال پرواز

بر روی کشتی هوایی یک دوربین نصب شده است که بکمک دو سرو موتور قابلیت Pan/Tilt دارد. تصاویر بکمک یک فرستنده ویدئو به ایستگاه زمینی ارسال می شود. بلوک دیاگرام عملکرد سیستمهای اویونیک کشتی هوایی کوچک در حالت جمع آوری داده ها توسط IMU در شکل ۳ و در حالت کنترل بر مبنای پردازش تصویر در شکل ۴ نشان داده شده است.

برای اندازه گیری شتابهای خطی و زاویه ای پرنده حین پرواز و استفاده از آنها برای مدل سازی دینامیکی از یک IMU استفاده شده است. لینک وایرلس Bluetooth انتخاب شده زیرا بصورت داخلی در لپ تاب وجود دارد و نیازی به تجهیزات اضافی گیرنده و فرستنده ندارد. ماژول Bluetooth مورد استفاده مدل ESD210، دارای برد موثر ۱۰۰ متر است که محدوده تستهای داخل سالن را پوشش می دهد.



شکل ۳. بلوک دیاگرام اویونیک کشتی هوایی کوچک در حالت جمع آوری داده های آزمایشگاهی و کنترل دستی



شکل ۴. بلوک دیاگرام اویونیک کشتی هوایی کوچک در حالت کنترل خودکار بر مبنای پردازش تصویر

### تست رانش

کنترلر سرعت موتورهای Brushless ورودی PWM را از گیرنده دریافت و متناسب با Duty Cycle توان موتورها را تنظیم می کند. استخراج رابطه تحلیلی بین ولتاژ استیک ها در فرستنده و رانش Ducted Fan بدلیل پیچیدگی و زیاد بودن عوامل موثر معمولاً مورد

با توجه به نیاز به مانور پذیری بالا بدلیل عملکرد در محیطهای بسته، موتورهای کشتی هوایی دارای قابلیت چرخش و تغییر راستای رانش می باشند. این مکانیزم بکمک یک سرو موتور پیاده سازی شده است.

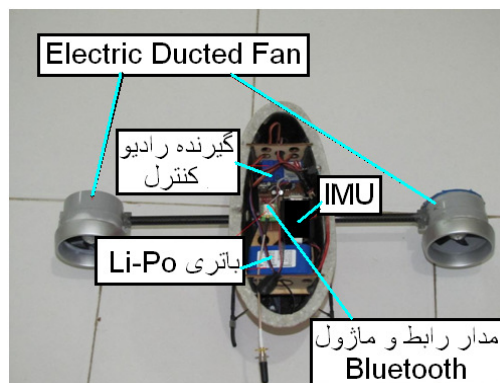
### اویونیک کشتی هوایی کوچک

فرمانهای کنترلی توسط یک رادیو کنترل استاندارد ۸ کانال مدل RDS8000 دیجیتال با فرکانس کاری 2.4GHz به کشتی هوایی کوچک ارسال می شود. گیرنده فرمانها را به صورت موج PWM (Pulse Width Modulation) به سروها و ESC (Electronic Speed Control) ارسال می کند.

در حالتی که هدف مدل سازی پرنده بر اساس داده های تجربی باشد، ولتاژ خروجی استیکهای رادیو کنترل بکمک مبدل آنالوگ به دیجیتال داخلی یک میکروکنترلر Mega8 و رابط سریال به USB به کامپیوتر لپ تاب ایستگاه زمینی ارسال می شود. این داده ها برای مدل سازی دینامیکی کشتی هوایی مورد نیاز خواهد بود. در حالت کنترل خودکار توسط کامپیوتر فرمانهای ارسالی از کامپیوتر بکمک میکروکنترلر و مبدل دیجیتال به آنالوگ به ولتاژ تبدیل و به جای استیک به برد الکترونیکی فرستنده اعمال میشود. بنابر این با توجه به آنکه در هر آزمایش هدف جمع آوری داده های تست، و یا کنترل بکمک کامپیوتر میباشد، از سخت افزار مناسب استفاده میشود.

جدول ۱: مشخصات کشتی هوایی کوچک

مشخصات چادر (Envelope)	طول	۲ متر
	عرض	۱.۱ متر
	حجم	۱.۴ متر مکعب
تعداد و توان موتورها	جرم	۷۰۰ گرم
	دو موتور هر کدام ۲۰۰ وات	
حداکثر مداومت پرواز		۳۰ دقیقه
حداکثر سرعت		۲۰ km/h
مقاومت در برابر باد		۵m/s
حداکثر ارتفاع پرواز		۱۰۰ متر



شکل ۲. کابین کشتی هوایی کوچک و اجزای آن

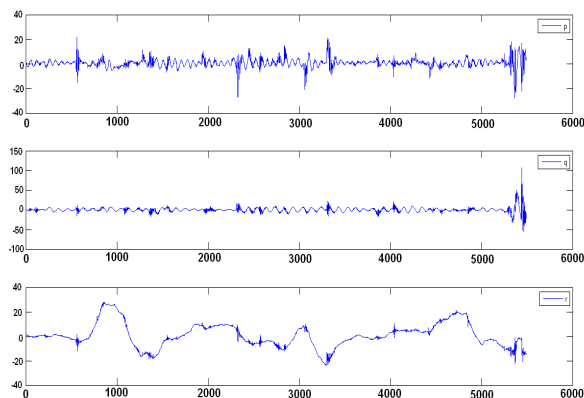
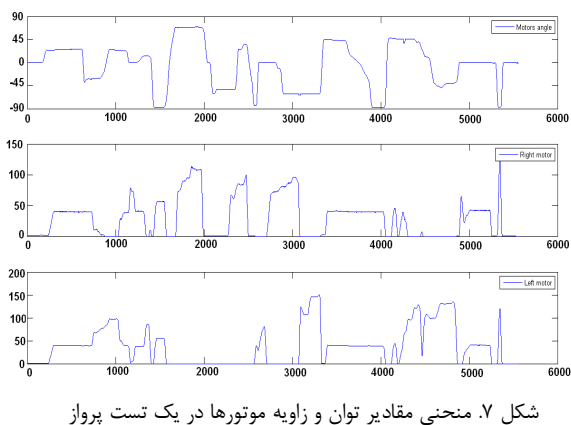
می توان از مقادیر شتابهای خطی و سرعتهای زاویه ای برای مدلسازی پرنده یا استخراج پارامترهای کنترلی استفاده کرد. متغیرهای اصلی که توسط IMU اندازه گیری می شوند عبارتند از :

$$[p, q, r] = \text{سرعتهای زاویه ای}$$

$$[a_x, a_y, a_z] = \text{شتابهای خطی}$$

محل نصب IMU در کابین است. در تست پرواز، داده های ورودی مدل، توان هر موتور و زاویه راستای رانش است. خروجی، مقادیر سرعت و شتابهای خطی هستند که توسط IMU اندازه گیری میشود. در شکل ۷ ورودی و خروجی سیستم دینامیکی کشتی داده شده است.

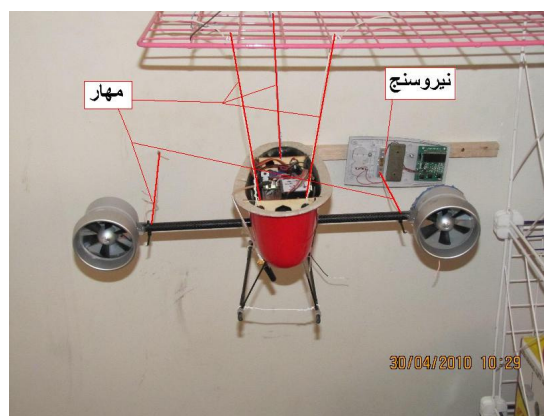
برای استخراج مدل دینامیکی، کشتی هوایی بکمک کنترل دستی پرواز داده می شود و مانورهای معمول و از پیش تعیین شده صورت میگیرد. حین پرواز اطلاعات IMU و خروجی رادیو کنترل ذخیره می شود. در شکل ۷ تا ۹ داده های حاصل از یک تست پرواز نشان داده شده است.



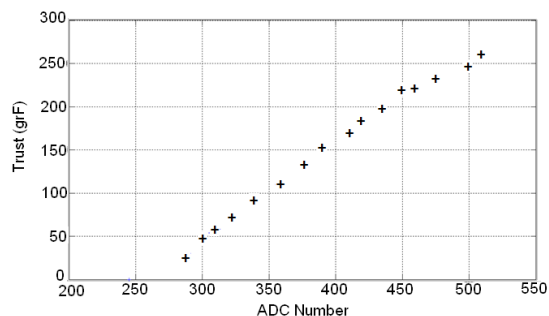
شکل ۸. مقادیر سرعتهای زاویه ای که توسط IMU اندازه گیری شده است.

استفاده قرار نمی گیرد. ضمن اینکه حداقل بازده فن ها را باید بروش تجربی استخراج کرد. بنابراین در اینجا برای استخراج این رابطه از روش تجربی استفاده میشود، که ضمن دقیق بودن و قابلیت اطمینان بالا در پروژه های مشابه نیز از همین روش استفاده شده است. عملاً عدد ارسالی توسط فرستنده (ولتاژ تبدیل شده) در کنار رانش ایجاد شده توسط موتورها در یک جدول تهیه و رابطه آنها استخراج و مورد استفاده قرار می گیرد.

در شکل ۵، Set-up آزمایشگاهی نشان داده شده است. طول رابطهها به گونه ای است که کابین بر اثر نیروهای موثر حرکت نداشته باشد و همان گونه که در شکل ۵ نشان داده شده است نیروی موتور برابر نیروی اندازه گیری شده توسط نیرو سنج است. در شکل ۶ نمودار رانش بر حسب عدد ارسالی نشان داده شده است.



شکل ۵. Set-Up آزمایشی برای محاسبه تجربی رانش موتورها



شکل ۵. اندازه گیری نیروی رانش و نمودار رانش بر حسب عدد ارسالی از فرستنده

### تست پرواز کشتی هوایی کوچک

برای آنکه بتوان از داده های حاصل از فقط IMU برای مدلسازی کشتی هوایی استفاده کرد باید تست پرواز در یک محیط بسته بدون وجود جریانهای هوا انجام گیرد. از آنجا که بر روی کشتی هوایی کوچک تجهیزات اندازه گیری سرعت نسبی نصب نشده است هنگامی که تست پرواز در محیط بسته صورت گیرد سرعت نسبی و مطلق با هم برابرند، زیرا وزش باد در محیط بسته وجود ندارد. بنابراین

ضمن اینکه می توان دقت آنها را با استفاده از داده های حاصل از تونل باد یا تست پرواز بهبود بخشید. مثلاً در [۱۶]، Cook و دیگران و Schmidt در [۱۵] از مدل‌های خطی شده برای تحلیل پایداری پرواز پرنده استفاده کردند.

### ایرودینامیک کشتی های هوایی

بطور کلی در معادلاتی که برای توصیف کشتی های هوایی مورد استفاده قرار می گیرند، مهمترین مساله تعیین نیروها و گشتاورهای ناشی از کنش و واکنش سازه پرنده و هوای اطراف است.

بعضی از روشهای تحلیلی که برای بیان نیروهای ایرودینامیکی در کشتی های هوایی قدیمی مورد استفاده قرار می گرفت مبتنی بر تئوری جریان پتانسیل بوده است. به عنوان نمونه می توان به [۱۷] اشاره کرد که در آن، Munk توزیع نیروهای اطراف یک کشتی هوایی با نسبت منظری بالا را بکمک ضرایب محاسبه جرم افزوده که توسط Lamb [۷] ارائه شده بود، استخراج کرد.

روشهای مبتنی بر جریان پتانسیل بدلیل در نظر نگرفتن ویسکوزیته معمولاً نتایج قابل قبولی ارائه نمی کنند. به همین سبب نیروهای پسای جانبی بکمک روشهای تجربی مثل تونل باد و داده های حاصل از تست پرواز مدل‌سازی شده و در معادلات در نظر گرفته می شوند [۱۹-۱۷].

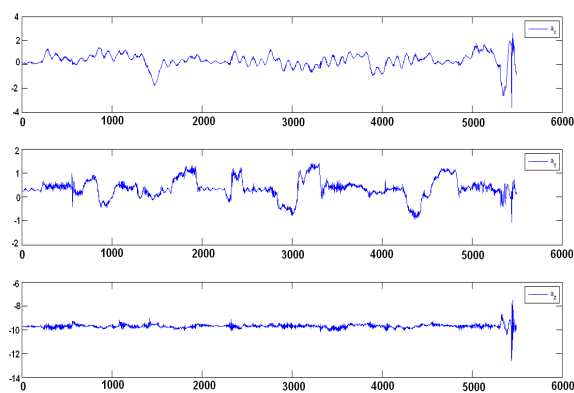
امروزه با استفاده از روشهای دینامیک سیالات محاسباتی مشخصه های پروازی کشتی های هوایی استخراج می شود. به عنوان نمونه Lutz و دیگران پکیجهای CFD را برای تعیین مشخصه های ایرودینامیکی کشتی های Lotte توسعه دادند که قادر به محاسبه ثابتهای ایرودینامیکی، جرم اضافه شده و تاثیرات پیشران است [۲۰]. همچنین به کمک روشهای CFD بهینه سازیهای بر روی شکل کشتی های هوایی برای کاهش نیروی پسا صورت گرفته است [۲۱].

استفاده از داده های حاصل از تونل باد و تست پرواز در تصحیح مدل‌های ارائه شده از زمان طلایی کشتی های هوایی در سالهای آغازین قرن بیستم معمول بوده است. Curtiss در [۲۲] فعالیتهایی که تا دهه هفتاد میلادی در این زمینه انجام شده بود را ارائه داد.

در سالهای اخیر با استفاده از ابزارهای اندازه گیری جدیدتر و دقیق، تستهای مختلفی جهت استخراج داده های مورد نیاز در مدل‌سازی انجام شده است. در برنامه PACE که هدف از آن استفاده از کشتی های هوایی برای گشت بوده است [۲۳]، تست های پروازی بکمک کشتی هوایی Skyship500 انجام شده است. در [۲۴] نتایج پاسخ فرکانسی و زمانی پاسخ سیستم به تغییرات سکانهای افقی و عمودی و نیروی رانش اندازه گیری و ارائه شده است.

Karnirko در [۲۵] یک Set-up آزمایشگاهی را برای اندازه گیری پاسخ کشتی هوایی Lotte در مانورهای مختلف طراحی کرد و توانست با استفاده از داده های تست پرواز مشخصه های ایرودینامیکی را استخراج و سیستم را شناسایی نماید.

در این مقاله مدل دینامیک کشتی هوایی بر مبنای آنچه در [۲۶] توسط Yuwen Li ارائه شده است، بیان میگردد. با توجه به آنکه



شکل ۹. مقادیر شتابهای خطی که توسط IMU اندازه گیری شده است.

### مدل دینامیکی کشتی هوایی

برای آنکه بتوان کنترلر مناسب را طراحی و پیاده سازی کرد، ابتدا باید مدل دینامیکی کشتی هوایی استخراج شود. در اکثر تحلیلهای مربوط به هواگردها، وسیله پرنده، بصورت یک جسم صلب با ۶ درجه آزادی در نظر گرفته می شود. مدل‌های دینامیکی غالباً به صورت شش معادله دیفرانسیل بیان می شوند که برای هواگردهای معمول در منابع مختلفی مثل [۵] و [۶] آمده است.

یکی از مهمترین تفاوت ها بین روشهای توسعه معادلات دینامیکی برای وسایل پرنده سنگین تر از هوا [HTA] و سبکتر از هوا [LTA] این است که این معادلات باید در مورد کشتی هوایی از ابتدا توسعه داده شوند و نمی توان از معادلات سنتی هواگردها استفاده کرد. مثلاً در کشتی های هوایی نمی توان از نیروهای شناوری و اینرسی هوای اطراف پرنده چشم پوشی کرد، در حالی که در معادلات مربوط به هواپیما می توان از آنها صرفنظر کرد. در مورد کشتی های هوایی مقادیر جرم افزوده [Added Mass] که به عنوان اثر فشار وارد بر سازه پرنده از جانب هوای اطراف بر اثر حرکت جسم در نظر گرفته می شود، اصلاً قابل صرفنظر نیست و باید در معادلات در نظر گرفته شود [۷].

به عنوان یک نمونه از مدل‌سازیهای تحلیلی که در گذشته برای بررسی توزیع فشار بر چادر کشتی هوایی انجام شده میتوان به گزارش NACA574 [۸] اشاره کرد که برپایه روش پیش بینی نیروهای ایرودینامیکی که توسط Jones و دیگران [۹] ارائه شده بود انجام شده است.

به عنوان یک وسیله پرنده سبکتر از هوا، مشخصه های پرواز کشتی هوایی شدیداً توسط باد و دگرگونیهای جوی تحت تاثیر قرار می گیرد. Thomasson در [۱۰]، Azinheria و دیگران در [۱۱] و Yamasaki در [۱۲] در رابطه با اثرات باد بر مدل دینامیکی خصوصاً فرموله کردن گشتاورها و تاثیر بر جرم افزوده، تحقیقات خود را ارائه داده اند.

در [۱۴] و [۱۳] مدل‌های ساده خطی توسط Bell و Jones برای کشتی های هوایی R-29 و R-101 ارائه شده است. شایان ذکر است که از مدل‌های خطی امروزه، نیز بدلیل سادگی استفاده می شود.

$$\mathbf{M}_{rigid}\dot{\mathbf{v}} = \boldsymbol{\tau}_I + \boldsymbol{\tau}_G + \boldsymbol{\tau}_C \quad (1)$$

$\mathbf{M}_{rigid}$  ماتریس جرم  $6 \times 6$  است که بصورت (۲) بیان می گردد.

$$\mathbf{M}_{rigid} = \begin{bmatrix} m\mathbf{I}_{3 \times 3} & -m\mathbf{r}_G^* \\ m\mathbf{r}_G^* & \mathbf{J} \end{bmatrix} \quad (2)$$

در فرمول (۲)  $m$  جرم کل مجموعه شامل چادر، گاز، کابین و ... است.  $\mathbf{J}$  ممان اینرسی دوم و  $\mathbf{r}_G$  بردار موقعیت CG نسبت به مرکز است. باید توجه داشت که  $\mathbf{J}$  و  $\mathbf{r}_G$  در دستگاه مختصات بدنی بیان می شوند. بالابویس  $X$  نشاندهنده آن است که بردار حاصل بصورت ماتریس قطری متقارن نوشته می شود. سمت راست فرمول (۱) نشان دهنده نیروها و ممانهای خارجی وارد بر سیستم است، که شامل ترمهای اینرسی، جاذبه و نیروهای کنترلی است که بصورت (۳) بیان می شود.

$$\boldsymbol{\tau}_I = \begin{bmatrix} -m\boldsymbol{\omega}^* \mathbf{v}_0 + m\boldsymbol{\omega}^* \mathbf{r}_G^* \boldsymbol{\omega} \\ -m\mathbf{r}_G^* \boldsymbol{\omega}^* \times \mathbf{v}_0 - \boldsymbol{\omega}^* \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} \end{bmatrix} \quad \boldsymbol{\tau}_G = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_G \\ \mathbf{r}_G^* \mathbf{F}_G \end{bmatrix} \quad (3)$$

نیروی جاذبه بصورت بردار (۴) بیان می شود.

$$\mathbf{F}_G = mg\hat{\mathbf{g}} \quad (4)$$

که در آن  $\mathbf{g}$  شتاب گرانش و بردار یکه جهت آن عبارت است از  $\hat{\mathbf{g}} = [-\sin \theta, \cos \theta \sin \Phi, \cos \theta \cos \Phi]^T$ . نیروها و ممانهای کنترلی توسط نیروی رانش، تغییرات سطوح کنترل سکانها و در بعضی موارد توسط اغتشاشات محیط بوجود می آید. این نیروها در ادامه معرفی می شود.

#### نیروهای ایرواستاتیکی

نیروهای وارد از طرف هوا به کشتی هوایی را می توان در دو حالت ایرواستاتیکی و ایرودینامیکی بررسی کرد. نیروهای ایرواستاتیکی مستقل از حرکت و فشار هوا، و نیروهای ایرودینامیکی بر اثر حرکت پرنده ایجاد می شوند. نیرو و گشتاور ایرواستاتیکی را می توان به صورت فرمول (۵) بیان کرد.

$$\boldsymbol{\tau}_{AS} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{AS} \\ \mathbf{r}_G^* \mathbf{F}_{AS} \end{bmatrix} \quad (5)$$

که در آن نیروی ایرواستاتیکی بصورت (۶) بیان میشود.

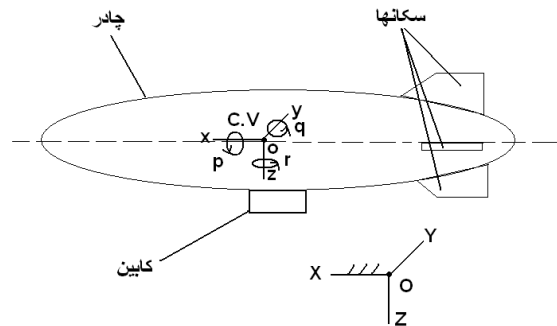
$$\mathbf{F}_{AS} = -\rho \mathbf{g} V_B \hat{\mathbf{g}} \quad (6)$$

در فرمول (۶)،  $V_B$  حجم کشتی هوایی و  $\rho$  اختلاف چگالی بین هوا و گاز سبکتر از هوا [در اینجا هلیوم] است. باید توجه داشت که چون مرکز دستگاه مختصات در  $C.V$  است پس  $\mathbf{r}_v = 0$  و گشتاور ایرواستاتیکی صفر است. نیروی ایرواستاتیکی به سمت راست معادله (۱) اضافه می شود.

نیروها و گشتاورها جداگانه محاسبه شده است، میتوان از بعضی موارد چشم پوشی کرد و مدل دینامیکی را ساده نمود. با بررسی انجام شده در اکثر مقالات بر مبنای آنچه در [۲۷] برای مدلسازی دینامیکی انجام شده است، مدل توسعه داده میشود.

#### استخراج مدل دینامیکی و معادلات حاکم بر حرکت

در این قسمت معادلات غیرخطی ۶ درجه آزادی حرکت یک کشتی هوایی توسعه داده می شود. در اینجا قدم به قدم نیروهای وارد بر کشتی هوایی محاسبه و در معادلات وارد می شود. معادلات ابتدا برای حرکت کشتی هوایی بصورت جسم صلب در خلاء بدست می آید. سپس نیروهای بین سازه و هوای اطراف محاسبه می شود. برای تحلیل کشتی هوایی مطابق شکل ۱۰ از دو دستگاه مختصات استفاده می شود. دستگاه مختصات بدنی OXYZ بر روی پرنده و دستگاه مختصات مرجع OXYZ که در شکل نشان داده شده است. مختصات کشتی هوایی با استفاده از موقعیت مرکز دستگاه مختصات بدنی در دستگاه مختصات مرجع  $[X, Y, Z]$  و سمت قرار گیری آن با استفاده از زوایای اوپلر [Roll, Pitch, Yaw] بیان می شود.



شکل ۱۰. دستگاه های مختصات و سرعتهای زاویه ای

برای سادگی معادلات حرکت ۶ درجه آزادی، معمولاً در دستگاه مختصات بدنی توسعه داده می شود. معمولاً دستگاه مختصات بدنی در مرکز جرم [CG] قرار داده می شود. این موضوع سبب می شود تا به عنوان مثال در هواپیما بتوان از نیروهای جانب مرکز چشم پوشی کرد و جایجایی و دوران جداپذیر باشند.

در کشتی های هوایی دستگاه مختصات بدنی بهتر است در مرکز حجم [CV] قرار داده شود. مطابق شکل ۱۰ محور X منطبق بر خط محوری مرکزی و به سمت دماغه کشتی، محور Z رو به پایین و محور Y با استفاده از قانون دست راست بدست می آید. علت انتخاب مرکز دستگاه مختصات در [CV] آن است که اولاً CG در کشتی های هوایی به سبب وجود بالونها متغیر است و ثانیاً محاسبه مقادیر جرم افزوده در این حالت آسانتر است. البته باید توجه داشت که معادلات در این حالت جداپذیر نیستند. برای جسم صلبی که در خلاء حرکت می کند معادلات حرکت را می توان با استفاده از روش نیوتون اوپلر بصورت فرمول ۱ بیان کرد [۲۸].

## نیروهای ایرودینامیکی

برخلاف یک هواپیما مهمترین قسمتی که در تحلیل ایرودینامیکی باید مورد توجه قرار گیرد چادر کشتی هوایی است. سکانها یا سایر سطوح ایرودینامیکی به اندازه چادر دارای تاثیر نیستند. البته تاثیر متقابل چادر و سکانها نقش مهمی در ایرودینامیک کشتی هوایی دارد. اینرسی هوای اطراف پرند به سبب ماهیت سبکتر از هوا بودن آن نیز باید در محاسبات مورد توجه قرار گیرد.

مهمترین تفاوت بین معادلات کشتی هوایی و هواگرد های معمول آن است که معادلات ایرودینامیکی در اینجا از ابتدا و مختص کشتی هوایی توسعه داده می شوند. مشخصه های ایرودینامیکی کشتی های هوایی در سالهای طلایی استفاده از آنها در دهه های ۱۹۲۰ تا ۱۹۴۰ تا حدودی توسعه داده شد. به عنوان نمونه Munk در [۱۷] با استفاده از تئوری جریان پتانسیل نیروهای ایرودینامیکی وارد به چادر را محاسبه کرد. محاسبه نیروهای حاصل از برهم کنش سکانها و چادر در آن زمان قابل انجام نبود و از روشهای تجربی و تستهای تونل باد برای محاسبه ضرایب مورد نیاز استفاده می شد. در این مقاله با توجه به [۲۶] نیروهای ایرودینامیکی در غالب ترمهای مختلف و جداگانه با توجه به تاثیر فیزیکی آنها طبقه بندی شده است. سپس بصورت جداگانه روشهای محاسبه آنها ارائه می گردد. این روش جدیدترین روشی است که در تحلیل ایرودینامیکی کشتی های هوایی مورد استفاده قرار می گیرد. قابلیت معتبرسازی با استفاده از روشهای تجربی از مزیتهای این روش است [۲۶].

## ماتریس جرم افزوده و محاسبه نیرو و گشتاور

گشتاور و نیروهای حاصل از جرم افزوده را می توان تاثیر سیال جابجا شده بر اثر حرکت جسم صلب در نظر گرفت. برای یک جسم صلب که بطور کامل در یک سیال غوطه ور شده است، جرم افزوده را می توان بکمک روش انرژی و معادلات کرشهف [۲۹] یا استفاده از معادلات برنولی و توزیع فشار اطراف جسم [۳۰] محاسبه کرد. در اینجا تنها از نتایج ارائه شده در محاسبه ماتریسهای جرم افزوده استفاده می شود. برای یک جسم صلب ماتریس ۶\*۶ جرم افزوده بصورت (۷) تعریف می شود.

$$M_{A,rigid} = \begin{bmatrix} M_{11} & M_{12} \\ M_{21} & M_{22} \end{bmatrix} \quad (7)$$

در ماتریس جرم افزوده  $M_{11}, M_{12}, M_{21}, M_{22}$  ماتریسهای  $3 \times 3$  هستند که در ادامه نحوه محاسبه آنها ارائه می شود. با توجه به ماتریس جرم افزوده نیروها و گشتاورها بصورت معادله (۸) نوشته می شود.

(۸)

$$\tau_A = - \begin{bmatrix} M_{11} & M_{12} \\ M_{21} & M_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{v}_0 \\ \dot{\omega} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \omega^\times (M_{11}v_0 + M_{12}\omega) \\ v_0^\times (M_{11}v_0 + M_{12}\omega) + \omega^\times (M_{21}v_0 + M_{22}\omega) \end{bmatrix}$$

در معادله (۸)، گشتاور های ایرودینامیکی شامل دو ترم است. اولی بر اثر تغییرات سرعت خطی و زاویه ای کشتی هوایی و دومی بر اثر وابستگی سرعتهای خطی و زاویه ای حاصل می شود. باید توجه داشت که برای حرکت جابجایی پایدار یک کشتی هوایی تنها ترم  $-v_0^*(M_{11}v_0)$  در معادله (۸) باقی می ماند که تحت عنوان گشتاور Munk شناخته می شود [۱۷]. این گشتاور باعث ناپایداری حرکتی Yaw و Pitch می شود. در قسمت شبیه سازی تاثیر این گشتاور نشان داده میشود. ترم اول معادله (۸) به سمت چپ معادله (۱) اضافه می شود. بنابراین ماتریس جرم  $M_{rigid}$  بصورت  $M_{rigid} + M_{A,rigid}$  نوشته می شود و ترم دوم به سمت راست معادله (۱) افزوده می گردد.

## تخمین ماتریس جرم افزوده

ماتریس جرم افزوده برای یک کشتی هوایی شامل دو ترم ناشی از چادر و سکانها است. یعنی داریم:

$$M_{A,rigid} = M_{AH} + M_{AF} \quad (9)$$

در عمل برای محاسبه ماتریس جرم افزوده چادر  $M_{AH}$ ، از تقریب بیضی گون استفاده می شود. ماتریس جرم افزوده  $M_{AF}$  یک ماتریس قطری است که درایه های قطری آن بصورت زیر داده می شود و سایر درایه ها صفر هستند.

$$\begin{aligned} m_{H44} &= 0, & m_{H55} &= m_{H66} = k_1' l', \\ m_{H11} &= K_1 m', & m_{H22} &= m_{H33} = k_2 m \end{aligned} \quad (10)$$

در فرمولهای (۱۰)،  $M'$  جرم جابجا شده و  $l'$  ممان اینرسی هوایی است که توسط چادر جابجا می شود. ضرایب جرم افزوده  $K_1, K_2, k_1', k_2'$  در [۲۹] برحسب نسبت منطری  $L/D$  داده شده است.

## پسای محوری

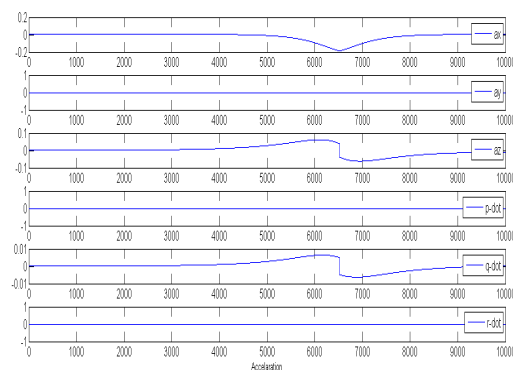
پسای محوری شامل دو جزء پسای چادر و پسای سکانها است. در زوایای حمله کم پسای محوری با استفاده از (۱۱) داده می شود.

$$\begin{aligned} F_{Axial,H} &= [-q_0 C_{DH0} S_H \cos^2 \alpha, 0, 0]^T \\ F_{Axial,F} &= [-q_0 C_{DF0} S_F \cos^2 \alpha_F, 0, 0]^T \end{aligned} \quad (11)$$

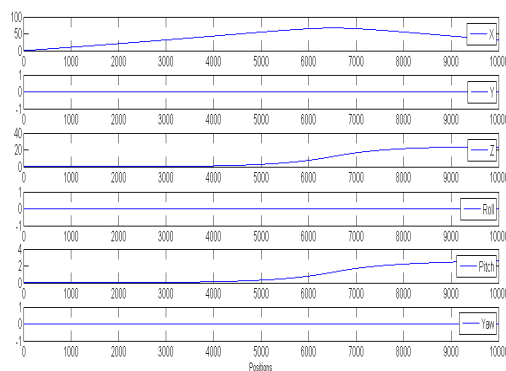
که در آن زاویه حمله چادر با توجه به سرعت موضعی در  $C.V$  تعیین می گردد.  $C_{DF0}$  و  $C_{DH0}$  ضرایب پسای چادر و سکانها در زاویه حمله صفر هستند.  $S_H$ ،  $S_F$  سطح مرجع چادر و سکانها است. در [۶] ضرایب پسای داده شده اند. مقادیر پسای محاسبه شده با استفاده از (۱۱) به سمت راست معادله (۱) افزوده می گردد. نحوه محاسبه نیروهای عمود بر سکان و نیروها و گشتاورهای سطوح کنترلی در [۲۶] آمده است.

## شبیه سازی پرواز

در این قسمت نتایج حاصل از شبیه سازی کشتی هوایی ارائه و بررسی میشود. این شبیه سازی بر اساس مدل ۶ درجه آزادی ارائه شده است. اولین مورد بررسی رفتار کشتی هوایی تحت تاثیر گشتاور Munk است. این گشتاور سبب میشود که دماغه کشتی هوایی علاوه بر صفر بودن زاویه سکانها، افقی به سمت بالا رفته و کشتی هوایی تغییرات ارتفاع داشته باشد. در این شبیه سازی رانش هر کدام از موتورها ۱۰۰ نیوتون، زاویه موتورها در سیستم تغییر دهنده راستای رانش صفر، زاویه سکان افقی و عمودی صفر، و سرعت اولیه ۱ متر بر ثانیه در جهت X است. در شکل های ۱۱ و ۱۲ پاسخ کشتی هوایی نشان داده شده است. در این شبیه سازی هر Step برابر با ۰.۰۱ ثانیه است. همانگونه که در نمودار شتاب مشخص است، در step = 6500 در منحنی شتاب در راستای Z و مشتق q شکستگی اتفاق افتاده است. این موضوع به سبب گشتاور Munk است. با توجه به شکل ۱۲ مقدار زاویه Pitch از ۹۰ درجه گذشته و گشتاور فوق سبب شده است که دماغه کشتی هوایی با یک گردش در صفحه عرضی به عقب برگردد. این موضوع با توجه به منحنی X در شکل ۱۲ بهتر نشان داده میشود. برای به حداقل رساندن این گشتاور باید CG در راستای محور Z و زیر CB قرار بگیرد.



شکل ۱۱. نمودار تغییرات شتاب بر حسب Step



شکل ۱۲. نمودار مختصات حرکت بر حسب Step

## نتیجه

در این مقاله کشتی هوایی Indoor ساخته شده در دانشگاه گیلان معرفی شده است. از این کشتی هوایی برای جمع آوری داده های حاصل از تست پرواز در محیط بسته و از داده های حاصل برای مدلسازی و بررسی عملکرد الگوریتمهای کنترلی استفاده میشود. با نصب دوربین، IMU و لینکهای ارتباط رادیویی در کابین کشتی هوایی داده های سنسوری جمع آوری و با پردازش در کامپیوتر ایستگاه زمینی فرمانهای کنترلی به پرنده ارسال میشود. این کشتی هوایی دارای امکانات لازم برای بررسی تجربی عملکرد روشهای مختلف کنترلی بر روی یک مدل کاملا غیر خطی را در اختیار میگذارد. همچنین شبیه سازی کشتی هوایی برای بررسی پایداری در محیط MATLAB انجام شده است که نشان دهنده آن است که سکانهای افقی طراحی شده پایداری پرنده را تضمین میکند. در صورت وجود باد مقابل نهایتا گشتاور Munk سبب افزایش ارتفاع پرنده میشود. با صرف نظر از اغتشاشات و تاثیر باد مقابل، مقادیری که توسط IMU در تست پرواز اندازه گیری شده است، تقریبا با نتایج شبیه سازی منطبق است.

## مراجع

[1] Ruting Jia<sup>1</sup>, Michael T. Frye<sup>2</sup>, Chunjiang Qian, "Control Of An Airship Using Particle Swarm Optimization and Neural Network", Proceedings of the 2009 IEEE International Conference on Systems, Man, and Cybernetics San Antonio, TX, USA - October 2009

[2] Roseann Trevino, Michael Frye, Justin A. Franz, Chunjiang Qian, "Robust Receding Horizon Control of A Tri-Turboprop Airship", 2007 IEEE International Conference on Control and Automation, Guangzhou, CHINA, May 30 to June 1, 2007

[3] Zufferey, J.-C., "Bio-inspired vision-based flying robots", Ph.D. Thesis, 2005.

[4] XIE Shao-Rong, LUO Jun, RAO Jin-Jun, GONG Zhen-Bang, " Computer Vision-based Navigation and Predefined Track Following Control of a Small Robotic Airship", ACTA AUTOMATICA SINICA, Vol. 33, No. 3, March, 2007, pp 286-291

[5] Allen, H. J. and Perkins, E. W., "Study of Effects of Viscosity on Flow over Slender Inclined Bodies of Revolution," NACA TR-1048, 1951.

[6] McCormick, B. W., Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics, Wiley, New York, 2nd ed., 1995

[7] Lamb, H., Hydrodynamics, Dover, New York, 6th ed., 1945

[8] von Karman, "Calculation of Pressure Distribution on Airship Hulls," NACA TM-574, 1930.

- [20] Lutz, T., Fund, P., Jakobi, A., and Wagner, S., "Summary of Aerodynamic Studies on the Lotte Airship," Proceeding of the 4th International Airship Convention and Exhibition, Cambridge, UK, July 28-31, 2002.
- [21] Wang, X.-L. and Shan, X.-X., "Shape Optimization of Stratosphere Airship," Journal of Aircraft , Vol. 43, No. 1, 2006, pp. 283-287.
- [22] Curtiss, H. C., Hazen, D. C., and Putman, W. F., "LTA Aerodynamic Data Revised", Journal of Aircraft , Vol. 13, No. 11, 1976, pp. 835-844.
- [23] Bailey, D. B., "Patrol Airship Concept Evaluation (PACE): Final Report," NADC- 85019-60, 1985.
- [24] Jex, H. R. and Gelhausen, P., "Pre- and Post-Flight-Test Models versus Measured Skyship-500 Control Responses", 7th AIAA Lighter-Than-Air Technology Conference, Monterey, CA, August 17-19, 1987, pp. 87-97.
- [25] Kornienko, A., System Identification Approach for Determining Flight Dynamical Characteristics of an Airship from Flight Data, Ph.D. thesis, Universit at Stuttgart, August 2006.
- [26] Li, Yuwen, "Dynamics Modeling and Simulation of Flexible Airships". Ph.D. thesis, McGill University, 2008.
- [27] Khoury G. A., and Gillett, J. D., Eds., Airship Technology, Cambridge Aerospace Series: 10, ISBN 0 521 430 747, Cambridge University Press, 1999.
- [28] Etkin, B., Dynamics of Flight: Stability & Control , Wiley, New York, 3rd ed., 1996, pp. 93- 104, 156-159.
- [29] Fossen, T. I., Guidance and Control of Ocean Vehicles, Wiley, New York, 1998, pp. 5-42.
- [30] Newman, J. N., Marine Hydrodynamics, MIT press, Cambridge, MA, 1977, pp. 132
- [9] Upson, R. H. and Kliko, W. A., "Application of Practical Hydrodynamics of Airship Design," NACA TR-405, 1933.
- [10] Thomasson, P. G., "Equations of Motion of a Vehicle in a Moving Fluid," Journal of Aircraft , Vol. 37, No. 4, 2000, pp. 630-639.
- [11] Azinheira, J. R., de Paiva, E. C., and Bueno, S. S., "Influence of Wind Speed on Airship Dynamics," Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 25, No. 6, 2002, pp. 1116 -1124.
- [12] Yamasaki, T. and Goto, N., "Identification of Blimp Dynamics via Flight Tests," Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 46, No.153, 2003, pp. 195 - 205.
- [13] Jones, R., "The Application of the Results of Experiments on Model Airships to Full-Scale Turning," ARC RM-716, 1920.
- [14] Jones, R. and Bell, A. H., "Experiments on a Model of the Airship R.101 with Applications to Determine the Steady Motion of the Airship," ARC RM-1400, 1931.
- [15] Schmidt, D. K., "Modeling and Near-Space Station keeping Control of a Large High-Altitude Airship", Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 30, No. 2, 2007, pp. 540-547.
- [16] Cook, M. V., Lipscombe, J. M., and Goineau, F., "Analysis of the Stability Modes of the Non-Rigid Airship," The Aeronautical Journal , Vol. 104, No. 1036, 2000, pp. 279-290.
- [17] Munk, M. M., "The Aerodynamic Forces on Airship Hulls," NACA TR-184, 1924.
- [18] Allen, H. J. and Perkins, E. W., "Estimation of the Forces and Moments Acting on Inclined Bodies of Revolution of High Fineness Ratio," NACA RM-a9i26, 1949.
- [19] Allen, H. J. and Perkins, E. W., "A Study of Effects of Viscosity on Flow over Slender Inclined Bodies of Revolution," NACA TR-1048, 1951.