

## طراحی و ساخت یک کشتی هوایی بدون سرنشین با قابلیت مانیتورینگ متغیر های محیطی

احمد باقری<sup>۱</sup>، سالار بصیری<sup>۲</sup>

<sup>۱</sup>دانشیار گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه گیلان؛ Bagheri@guilan.ac.ir  
<sup>۲</sup>دانشجوی کارشناسی ارشد طراحی کاربردی، دانشگاه گیلان؛ SalarBasiri63@yahoo.com

### چکیده

در این مقاله کشتی هوایی ساخته شده در دانشگاه گیلان معرفی می‌شود. کشتی های هوایی گونه ای از وسایل پرنده سبکتر از هوا هستند که امروزه کاربردهای آنها در حال گسترش است. از این کشتی هوایی برای مانیتورینگ متغیر های محیطی استفاده خواهد شد.

در طراحی پرنده از تحلیلهای دینامیک استفاده شده است و کابین آن بصورتی ساخته شده است که قادر به حمل و نصب تجهیزات اندازه گیری بر روی آن باشد. از این تجهیزات میتوان در استخراج داده های تست پرواز استفاده کرد.

**کلمات کلیدی:** کشتی هوایی بدون سرنشین، مدل دینامیکی، شبیه سازی پرواز، کنترل غیر خطی

### مقدمه

امروزه کشتی های هوایی بدون سرنشین کاربردهای گسترده ای در پروژه های تحقیقاتی پیدا کرده اند. اینگونه پرنده ها به عنوان یک پلتفرم پروازی کم سرعت و ارتفاع پایین، دارای پتانسیل زیادی در کاربردهای جستجو، مانیتورینگ متغیر های محیطی، جمع آوری اطلاعات مورد نیاز در سیستمهای اطلاعات جغرافیایی (GIS) و نظارت تصویری هستند. از جمله این پروژه ها میتوان به پروژه ای که در مرکز تحقیقاتی LAAS-CNRS فرانسه و به منظور توسعه یک سیستم رباتیک پرنده برای کاربریهای نظارت تصویری و نقشه برداری توسعه داده شده است اشاره کرد [۱]. در دانشگاه اشتوتگارت یک کشتی هوایی بدون سرنشین که با انرژی خورشیدی کار میکند توسعه داده شده است [۲]. یکی دیگر از پروژه هایی که در این زمینه اجرا شده است میتوان به AURORA اشاره کرد که در آن شبیه سازی کاملی نیز از مدل کشتی هوایی انجام شده است [۳]. برخی از مهمترین دلایل استفاده از کشتیهای هوایی بدون سرنشین در زیر آورده شده است:

- عدم سازه ی سنگین به جهت سبکتر از هوا بودن پرنده
- این پرنده جهت پرواز نیاز به باند پروازی ندارد و می تواند در فضای محدود نشست و برخاست داشته باشد.

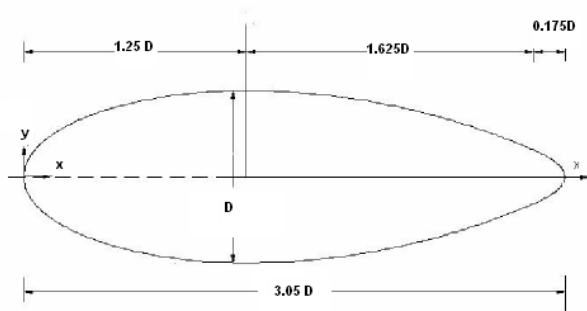
- نسبت هزینه به وزن و هزینه به مداومت پرواز در کشتی هوایی نسبت به سایر پرنده ها بسیار پایین تر است. مثلا کشتی هوایی بدون صرف هیچ گونه انرژی (سوخت) می تواند در یک نقطه ثابت بماند.

از کاربردهای پرنده های بدون سرنشین میتوان به مانیتورینگ ترافیک، نظارت بر خطوط لوله، جستجو و نجات در هنگام حوادث غیر مترقبه و ... اشاره کرد که استفاده از کشتی های هوایی بدون سرنشین در این کاربردها میتواند مزیتهایی را بدنبال داشته باشد. بسیاری از مطالعات مربوط به مانیتورینگ متغیر های محیطی احتیاج به سرعت و ارتفاع پروازی کم در کنار توانایی پرواز ایستا، عدم تاثیر نامطلوب روی محیط و مداومت پروازی بالا دارند. مهمترین دلیل مزیت کشتیهای هوایی در مانیتورینگ متغیر های محیطی این است که نیروی برا در آنها ایرواستاتیکی است به همین سبب نیازی به مصرف انرژی زیاد برای پرواز نیست. این موضوع این پرنده ها را به عنوان انتخاب اول در اینگونه کاربریها مطرح میسازد. در جدول شماره ۱ مقایسه بین عملکرد پروازی انواع وسایل پرنده بدون سرنشین آورده شده است [۴].

جدول ۱: مقایسه بین قابلیت های پروازی هواپیما، هلیکوپتر و کشتیهای هوایی بدون سرنشین

ویژگی	هواپیما	هلیکوپتر	کشتی هوایی
هزینه پرواز	متوسط	زیاد	کم
مدت زمان پرواز	متوسط	کم	زیاد
توانایی پرواز ثابت	ندارد	دارد	دارد
نسبت بار به وزن پرنده	متوسط	کم	زیاد
مانور پذیری	متوسط	زیاد	کم
نشست و برخاست عمودی	ندارد	دارد	دارد
مصرف سوخت	متوسط	زیاد	کم
لرزش	متوسط	زیاد	کم
تولید نویز و اثر روی محیط	متوسط	زیاد	کم

هلیوم گاز گرانی است اهمیت زیادی دارد ضمن آنکه تعیین کننده زمان آماده به پرواز بودن پرنده نیز است.



شکل ۲: منحنی GNVr که توصیف کننده شکل چادر است.

جهت تست نرخ نفوذ پذیری در ابتدا چادر توسط هوا پر شده است و نفوذ پذیری آن بررسی شده است.

کشتی هوایی دانشگاه گیلان در حال تست Indoor در شکل ۳ نشان داده شده است.



شکل ۳: کشتی هوایی دانشگاه گیلان در حال تست Indoor

بعد از چادر مهمترین بخش کشتی هوایی کابین است. کابین در بر گیرنده تمام تجهیزات کنترلی، موتورها و ابزار های سنجش و اندازه گیری است. در شکل ۴ کابین کشتی هوایی نشان داده شده است. کابین در زیر چادر نصب میشود.

پرنده مجهز به دو موتور الکتریکی از نوع Brushless DC است. این موتورها جدیدترین نوع موتورهای الکتریکی است که دارای نسبت توان به وزن بسیار بالایی هستند و هرکدام توانی در حدود ۱/۲ کیلووات دارند و قادرند در مجموع در حدود ۷۰ نیوتون نیرو ایجاد کنند. برای کالیبراسیون این موتورها از تست آزمایشگاهی استفاده شده است. بدین صورت که عددی که میکروکنترلر به کنترل کننده موتور میفرستد بر حسب نیرویی که موتورها ایجاد میکنند بدست آمده و سپساز نسبت آنها برای استخراج ثابت نیروی موتور استفاده میشود. سطوح کنترلی بدلیل بالا بردن قابلیت مانور پذیری پرنده پشت موتورها نصب شده اند و توسط دو عدد سرو موتور کنترل میشوند.

در کشتی های هوایی برای صعود و نزول از تغییر دهنده های راستای رانش و سکانهای افقی استفاده میشود. در اینجا برای بالا بردن مانور پذیری و ساده شدن ساخت پرنده از یک موتور دیگر که در زیر کابین

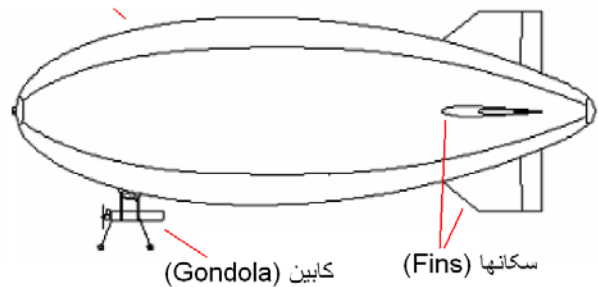
با توجه به مطالب گفته شده در دانشگاه گیلان برای اولین بار در کشور در قالب یک پروژه تحقیقاتی اقدام به طراحی و ساخت یک کشتی هوایی بدون سرنشین جهت مانیتورینگ متغیر های محیطی گردید.

در ادامه این مقاله ابتدا بخشهای مختلف کشتی هوایی ساخته شده معرفی میشود. سپس ملاحظات طراحی پرنده ذکر شده و نهایتاً معدلات دینامیکی حاکم بر کشتی هوایی توسعه داده شده و بیان میگردد.

### سازه پرنده

کشتی هوایی ساخته شده در دانشگاه گیلان از نوع غیر صلب است در اینگونه پرنده های سبکتر از هوا شکل سازه بر اثر فشار داخلی آن حفظ میشود. در شکل ۱ قسمتهای مختلف کشتی هوایی معرفی شده است.

چادر (Envelope)



شکل ۱: قسمتهای مختلف کشتی هوایی

اولین قسمت کشتی هوایی چادر است. نیروی برا در کشتی هوایی از گازهای سبکتر از هوا که در چادر قرار دارد تامین میگردد. گاز مورد استفاده هلیوم است که بعد از هیدروژن سبکترین گاز است و همچنین یک گاز خنثی است.

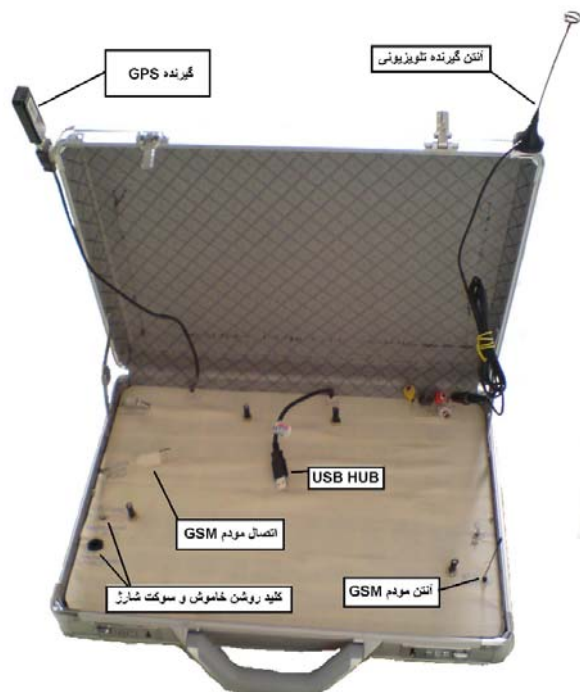
تا بحال مطالعات زیادی بر روی شکل چادر برای به حداقل رساندن نیروی پسا انجام شده است. از جمله روشهایی که استفاده میشود میتوان به استفاده از الگوریتم ژنتیک و دینامیک سیالات محاسباتی اشاره کرد [۵]. منحنی های بدست آمده بر مبنای این روشها دارای ضریب پسای نسبتاً پایینی هستند ولی ساخت آنها با مشکلاتی مواجه است. با توجه به این موضوع از منحنی GNVr برای چادر استفاده شده است. این منحنی در اکثر کشتی های هوایی که امروزه ساخته میشود استفاده میشود و بر مبنای روشهای تحلیلی توسعه داده شده است. در شکل ۲ این منحنی نشان داده شده است. ابتدای منحنی بیضی، وسط آن دایره و انتهای آن سهمی است.

جنس چادر کشتی هوایی PVC با ضخامت ۰.۱۸ میلیمتر است. البته مواد دیگری مثل TPU یا نایلون نیز در ساخت چادر مورد استفاده قرار میگیرند. از آنجا که مولوکولهای هلیوم بسیار کوچک هستند، یکی از مهمترین عوامل در کیفیت چادر کشتی های هوایی غیر صلب میزان نفوذ پذیری و نشت گاز است. این موضوع از آنجا که

جدول ۲: مشخصات کشتی هوایی

مشخصات چادر (Envelope)	طول	۶ متر
	عرض	۱.۸ متر
	حجم	۱۲ متر مکعب
	جرم	۷۰۰۰ گرم
تعداد و توان موتورها	۱۲۰۰ * ۲ وات	
حداکثر مداومت پرواز	۳۰ دقیقه	
حداکثر سرعت	۳۰ km/h	
مقاومت در برابر باد	۵ m/s	
حداکثر ارتفاع پرواز	۳۰۰ متر	

در آن قرار داده شده است. در داخل این کیف یک لپتاپ برای ذخیره فرمانهای ارسالی و نمایش موقعیت پرنده قرار داده میشود.



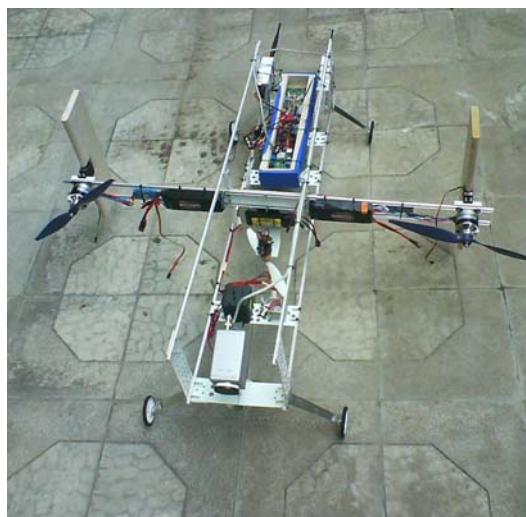
شکل ۵: کیف کنترل پرنده و ایستگاه زمینی

### اویونیک

تمام تجهیزات لازم برای هدایت، کنترل و موقعیت یابی پرنده در طراحی سیستم اویونیک در نظر گرفته شده است. بلوک دیاگرام سیستم اویونیک پرنده و ایستگاه زمینی در شکل ۶ نشان داده شده است. کامپیوتر نصب شده برای پردازش تصاویر دوربین که در مانیتورینگ و نظارت تصویری نیاز است، استفاده میشود. همچنین داده های حاصل از سنسورها و سیستمهای اندازه گیری در کامپیوتر ذخیره میشود.

نصب گردیده استفاده میگردد. نیروی اولیه آن طوری است که سبب میشود تا پرنده بدون تغییر ارتفاع ثابت بماند. یعنی پرنده طوری بالانس میشود که نیروی وزن کمی بیشتر از نیروی برا باشد و این اختلاف نیروها توسط موتور سوم تنظیم میشود.

بر روی کابین یک دوربین نصب شده است و تصاویر آن بکمک یک لینک ویدئو بیسیم به زمین ارسال میشود. همچنین خروجی دوربین به کامپیوتر نصب شده در کابین نیز متصل شده است.



شکل ۴: کابین کشتی هوایی

برای ارتباط با پرنده یک مودم بیسیم با برد حدود ۲۰ کیلومتر جهت دریافت فرامین کنترلی از ایستگاه زمینی و ارسال موقعیت GPS از پرنده به ایستگاه زمینی در کابین نصب شده است.

همچنین در کابین یک کامپیوتر برای پیاده سازی الگو ریتیمهای مختلف کنترلی نصب شده است که این موضوع گسترش سیستم را بسیار ساده میکند.

بر روی کابین سیستمهای اندازه گیری گوناگونی مثل قطب نما و واحد اندازه گیری اینرسیایی نصب شده است که از داده های حاصل از آن میتوان برای مدلسازی و کنترل پرنده استفاده کرد.

بر روی چادر سکانهای افقی و عمودی نصب میشود. این سکانها برای بالابردن پایداری جانبی و عرضی نیاز است. سازه سکانها از چوب بالسا است که با روکش سولارتکس پوشانده شده است.

برای محاسبه سطح مورد نیاز سکانها از تحلیل سه درجه آزادی کشتی هوایی استفاده شده است. در جدول ۲ مشخصات کامل کشتی هوایی آورده شده است.

### ایستگاه کنترل زمینی

ایستگاه کنترل زمینی پرنده در بر دارنده تجهیزات لازم برای مشاهده وضعیت پرواز و کنترل دستی کشتی هوایی در ابتدا و انتهای پرواز است.

در شکل ۵ ایستگاه زمینی نشان داده شده است. برای آنکه بتوان براحتی آن را حمل کرد بصورت یک کیف است که ادوات الکترونیکی

$$W = mg \quad (5)$$

$$M_a = \rho V^2 \cdot \alpha \cdot (\text{Volume of fuselage}) \quad (6)$$

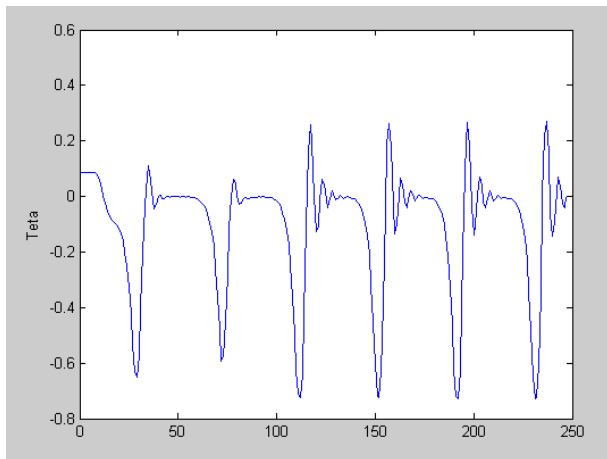
$$M_q = -1.1 \cdot C_{N_h} \cdot S_h I_h^2 \cdot \frac{1}{2} \rho V \cdot q \quad (7)$$

با توجه به معادلات عمومی مورد استفاده در تحلیل دینامیک پرواز میتوان معادلات بالا را ساده کرد و بصورت معادلات فضای حالت نوشت.

در این حالت متغیر های فضای حالت بصورت زیر است:

$$X = [u, w, q, \text{teta}, x, z] \quad (8)$$

معادلات فضای حالت کشتی هوایی کاملا غیرخطی است. از این رو برای حل آن باید از روشهای عددی استفاده کرد. حل معادلات با استفاده از Simulink انجام شده است. برای طراحی سکانهای افقی فرض شده که پرنده دارای یک زاویه اولیه است و در برابر باد مقابل قرار میگیرد. به عنوان نمونه در شکل ۸ پاسخ به شرایط باد روبرو با سرعت ۱۰ متر بر ثانیه و با زاویه ۱۰ درجه و انحراف اولیه کشتی هوایی ۱۰ درجه آورده شده است. شایان ذکر است که پاسخ نشان داده شده بدون در نظر گرفتن کنترلر است.



شکل ۸: پاسخ کشتی هوایی به باد مقابل

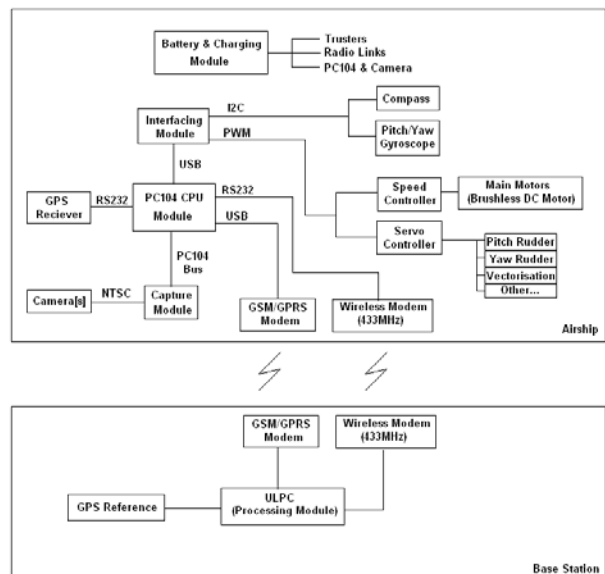
برای طراحی کنترلر پرنده از مدل ۶ درجه آزادی استفاده خواهد شد. معادلات حاکم را میتوان با تحلیل جسم آزاد در سیال استخراج کرد. میتوان نشان داد که در حالت کلی معادلات بصورت زیر است [۷۶]:

$$\overline{M}_a \dot{X} = \overline{F}_a + \overline{F}_g + \overline{F}_p + \overline{F}_k \quad (9)$$

در معادله بالا داریم:

$$X = [U, V, W, P, Q, R]^T \quad (10)$$

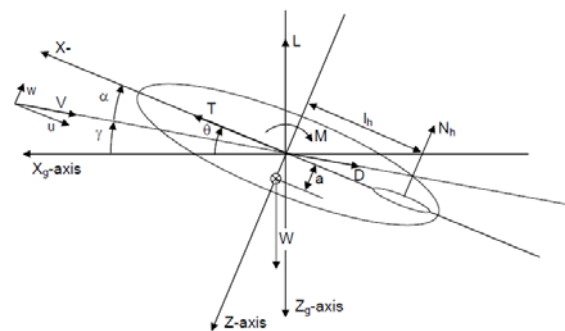
- Fa: نیروهای ایرودینامیکی  
 Fg: نیروهای گرانشی و شناوری  
 Fp: نیروهای پیشران  
 Fk: نیروهای سینماتیکی  
 Ma: ماتریس جرم که شامل جرم اضافه شده نیز است.



شکل ۶: بلوک دیاگرام سیستم ایونیک کشتی هوایی

### مدل دینامیکی کشتی هوایی

برای طراحی کنترلر، و تحلیل پایداری در فاز طراحی احتیاج به مدل دینامیک کشتی هوایی است. در اینجا دو مدل دینامیکی برای کشتی هوایی توسعه داده شده است. مدل اول، یک مدل سه درجه آزادی است که در طراحی سکانهای افقی از آن استفاده شده است. در این حالت حرکت پرنده در صفحه XOZ است و برای تحلیل نشت و برخاست و طراحی کنترلر مربوط میتوان از آن استفاده نمود. در شکل ۷ بلوک دیاگرام جسم آزاد این مدل نشان داده شده است.



شکل ۷: بلوک دیاگرام جسم آزاد کشتی هوایی در مدل ۳ درجه آزادی

معادلات کشتی هوایی معمولاً حول مرکز شناوری توسعه داده میشوند. زیرا در این حالت جرمهای اضافه شده در معادلات راحتتر محاسبه میشوند. نیروها و گشتاورهای وارد بر سازه پرنده در معادلات ۱ تا ۷ آمده است.

$$L = \text{Volume} \cdot (\rho - \rho_{\text{helium}}) \cdot g \quad (1)$$

$$N_h = C_{N_h} \cdot \alpha \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 S_h, N_h \ll L \quad (2)$$

$$T = T_0 \quad (3)$$

$$D = C_{D_0} \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 S \quad (4)$$

## مراجع

- [1] S. Lacroix, "Toward autonomous airships: research and developments at LAAS/CNRS", 3rd International Airship Convention and Exhibition, Friedrichshafen, Germany, 2000
- [2] Th. Lutz, P. Funk, A. Jakobi, S. Wagner, "Summary of Aerodynamic Studies on the LOTTE Airship", 4th International Airship Convention and Exhibition, Cambridge, England, July 28-31, 2002
- [3] Josué Jr. G. Ramos, et al, "AUTONOMOUS FLIGHT EXPERIMENT WITH A ROBOTIC UNMANNED AIRSHIP", Proceedings of the 2001 IEEE International Conference on Robotics & Automation, Seoul, Korea, May 21-26, 2001
- [4] Alberto Elfes, Samuel Siqueira, Bueno Marcel, et al "A Semi-Autonomous Robotic Airship for Environmental Monitoring Missions", Proceedings of the 1998 IEEE International Conference on Robotics & Automation, Leuven, Belgium, May 1998
- [5] Tushar S. Kanikdale, 2004. "Optimization of Airship Envelope Shape using Computational Fluid Dynamics". MSc Thesis, Indian Institute of Technology
- [6] Jean-Christophe Zufferey, Alexis Guanella, Antoine Beyeler and Dario Floreano, "Flying over the Reality Gap: From Simulated to Real Indoor Airships", Autonomous Robots, vol. 21, no. 3, 2006, p. 243-254, See also <http://lis.epfl.ch>
- [7] Geraldo F. Silveira, J. Reginaldo, H. Carvalho, Patrick Rives, "Optimal Visual Servoed Guidance of Outdoor Autonomous Robotic Airships", Proceeding of the American Control Conference, Anchorage, AK, May 8-10, 2002
- [8] Yuwen Li, 2008, "Dynamics Modeling and Simulation of Flexible Airships", PhD Thesis, McGill University, Montreal, Canada

در معادله بالا تمام ترمها بجز نیروهای ایرودینامیکی را میتوان با تحلیل جسم آزاد پرنده بدست آورد. در مورد جرم اضافه شده میتوان با توجه به نسبت  $L/D$  و فرض بیضی گون بودن چادر آن را بدست آورد [۸].

در مورد نیروهای ایرودینامیکی یا باید از داده های تست پرواز استفاده کرد یا مدل کوچکتر را در تونل باد تست کرد.

معادلات بالا بسیار غیر خطی هستند و علاوه بر آنکه میتوان آنها را خطی سازی کرد ولی دامنه معتبر بودن معادلات خطی شده کم است.

با توجه به این موارد تصمیم گرفته شد تا از داده های تست پرواز که بکمک واحد اندازه گیری اینرسیایی و قطب نما بدست می آید برای مدلسازی پرنده استفاده کرد. در اینجا میتوان از شبکه های عصبی برای شبیه سازی پرنده استفاده کرد.

## نتیجه گیری و جمع بندی

در این مقاله مشخصات کشتی هوایی ساخته شده در دانشگاه گیلان آورده شده است. تجهیزات نصب شده بر روی پرنده میتواند برای مانیتورینگ متغیرهای محیطی و یا سایر کاربریهای سنجش و نظارت تصویری مورد استفاده قرار گیرد.

از آنجا که بر روی پرنده واحد اندازه گیری اینرسیایی و کامپیوتر قرار دارد میتوان از آن به عنوان یک پلتفرم جهت بررسی الگوریتمهای مختلف شناسایی سیستمها و کنترل استفاده کرد. از آنجا که معادلات حاکم بر کشتی هوایی بسار غیر خطی هستند رای کنترل آن باید از روشهای کنترل غیر خطی مثل کنترل فازی استفاده کرد. مدل دینامیکی نیز میتواند با استفاده از شبکه عصبی استخراج شود که در این صورت نزدیکی بسیاری به مدل واقعی خواهد داشت.