

(علمی - ترویجی)

# مروری بر مدلسازی، پایداری و کنترل ربات‌های بال‌زن

هوابیماهای بدون سرنشین بال‌زن با توجه به توانایی پرواز بدون صدا در سرعت‌های کم و قابلیت مانور زیاد در معرض توجه قرار گرفته‌اند. در این مقاله، با بررسی تاریخچه این موضوع و اهمیت آن در زمینه علوم مهندسی، چگونگی بدست آمدن نیروهای مورد نیاز برای پرواز در بال زدن شرح داده می‌شود. پس از آن، با بررسی جوانب مختلف و ارائه معادلات، مدل مناسبی به منظور دستیابی به اهداف کنترلی بدست می‌آید. با توجه به پیچیدگی سینماتیکی و دینامیکی بال‌زن‌ها، مدل به دست آمده غیرخطی و متناوب می‌باشد. پایداری بال‌زن‌ها که اغلب با استفاده از روش‌های متوسط‌گیری و نظریه فلوکه بررسی می‌شود، شرح داده شده - است. چالش‌های کنترلی مطرح شده و مناسب‌ترین رویکردهای کنترلی برای کنترل پرواز بال‌زن انتخاب می‌شود. با توجه به محدودیت در وزن ربات بال‌زن، انتخاب قطعات الکترونیکی نیز به عنوان یک چالش بررسی خواهد شد.

واژه‌های کلیدی: بال‌زن، نظریه فلوکه، کنترل پرواز، سیستم غیرخطی متناوب، پایداری

ثریا لیشی<sup>۱\*</sup> و جواد پشستان<sup>۱\*\*</sup>

۱- گروه کنترل، دانشکده مهندسی برق، دانشگاه علم و صنعت ایران، کدپستی: ۱۱۴-۱۶۸۴۶۱۳

\* دانشجوی کارشناسی ارشد

\*\* استادیار (نویسنده پاسخگو)، ایمیل:

jposhtan@iust.ac.ir

## An Overview of Modeling, Stability, and Control of Flapping Robots

Flapping drones have been the focus of attention for various reasons, such as the ability to fly scilently at low speeds and also high maneuverability. This article describes the history of flapping robots and their importance in engineering and how to obtain the forces required to fly. Then, by examining different aspects and presenting the equations, a suitable model is proposed to achieve the control objectives. Due to the kinematic and dynamic complexity, the obtained model is non-linear and periodic. The stability of the robot, which has been often investigated through the averaging and Floquet theory, is also described. In order to stabilize the robot, useful methods presented taking into account the possible challenges in controlling the altitude and attitude. Considering the weight limitations of the robot, selection of electronic components was also considered as a challenge.

**Keywords:** Ornithopter, Flapping Flight, Stability, Flight Control, Non-linear Time Periodic System, Floquet Theory

S. Leisi<sup>\*</sup> and J. Poshtan<sup>\*\*</sup>

1- Control Group, Electrical Engineering Department, Iran University of Science and Technology, Postal Code: 14115-111, Tehran, IRAN

\*M.Sc. Student

\*\*Assistant Professor (Corresponding Author): Email:

jposhtan@iust.ac.ir

## ۱- مقدمه

بال زدن به عنوان مکانیزمی از پرواز که در آن تولید نیروی پیشرانده<sup>۱</sup> و برآ<sup>۲</sup> همزمان صورت می‌پذیرد، مطرح است. امروزه، ربات‌های بال‌زن با اهداف مختلف در شکل‌ها و اندازه‌های گوناگون ساخته شده و به تدریج دامنه کاربردهای آنها توسعه یافته است. اجزای اصلی در همه این پرنده‌ها شامل بدنه، مجموعه<sup>۳</sup> بال‌ها، مکانیزم تحریک بال، سطوح کنترل و عملگرها می‌باشند [۱]. مزیت‌های اصلی ربات‌های بال‌زن عبارتند از: بازده<sup>۴</sup> پیشرانشی بالا، قابلیت مانور بالا، وزن و حجم اندک، تشابه و تجانس با طبیعت، نویز صوتی کم، سرعت کروز پایین و تنوع سیگنال کنترل.

مهم‌ترین مزیت بال‌زن نسبت به پرنده‌های بال ثابت، توانایی تولید برآ در شرایط شبه استاتیک است [۲]. یک پرنده<sup>۵</sup> بال‌زن در سرعت کم قادر به تولید نیروی برای قابل توجهی است. در حالی که با افزایش سرعت می‌تواند از مزیت آیرودینامیک مرسوم نیز بهره گیرد. از سوی دیگر، مکانیزم بال زدن تنها شیوه‌ای است که مصالحه بین حرکت توان‌دار<sup>۶</sup> و حرکت سُر خوردن<sup>۴</sup> را به نحو موثر امکان‌پذیر می‌سازد [۳]. کاربردهای این سیستم عبارتند از [۴]: کشاورزی، مدیریت ترافیک و تصویربرداری، عملیات شناسایی و برآورد خسارت، پرواز در محیط پر مخاطره، سرگرمی و تبلیغات، کاربرد در هواشناسی، مخابرات و الکترونیک.

دیگر مزیت بال‌زن‌ها دارا بودن پارامترهای کنترلی متنوع است. این موضوع امکان دستیابی به درجات آزادی بیشتر در طراحی سیستم کنترلی را فراهم می‌سازد [۵]. از جمله این پارامترها می‌توان به فرکانس، دامنه و فاز بال زدن، سختی بال و زاویه<sup>۷</sup> سطح کنترلی اشاره نمود. در راستای فعالیتهای تحقیقاتی صورت گرفته، بکارگیری المان‌های فعال بر روی بال به منظور کنترل رفتار ایرولاستیک در حال انجام می‌باشد. محدودیت‌های اصلی پرنده<sup>۸</sup> بال‌زن، وزن محموله و مداومت پروازی است. بنابراین، بکارگیری پرنده<sup>۹</sup> بال‌زن در مأموریت‌های گشت‌زنی هوایی و ارسال سیگنال، معطوف به استفاده<sup>۱۰</sup> بهینه از منبع توان به منظور ارتقای عملکرد پرنده خواهد بود. معایب اصلی این پرنده‌ها مداومت پروازی کم، وزن کم محموله، وابستگی زیاد به شرایط جوی،

امکان آسیب در هنگام فرود و پیچیدگی طراحی و تحلیل آنها است [۵].

در حال حاضر ربات‌های مختلفی وجود دارند که تلاش می‌کنند تا از پرواز پرنده‌گان تقلید کنند. در اکثر این سیستم‌ها از رادیوکنترل استفاده می‌شود، مثل فستوه<sup>۵</sup>، هیومینگ‌برد<sup>۶</sup>، دارپا<sup>۷</sup>، سایبرد<sup>۸</sup>، کینکاد<sup>۹</sup> و غیره. با این حال، مطالعه<sup>۱۰</sup> این سیستم‌ها در راستای دستیابی به اهداف کنترلی بسیار محدود بوده است [۶].

چالش اصلی در توسعه<sup>۱۱</sup> این سیستم، تعداد زیاد پارامترهای طراحی می‌باشد. به دلیل ماهیت غیرخطی دینامیک سیستم و هم‌بستگی شدید انبوه کمیت‌ها، یافتن رویه‌های طراحی و الگوهای عملکردی تنها از طریق فراهم ساختن بسترهای تحلیلی و تجربی امکان‌پذیر خواهد بود. در چنین شرایطی، استخراج مدل‌های تحلیلی با دقت مناسب با هدف طراحی، تحلیل عملکرد، بهینه‌سازی، یافتن الگوهای دینامیکی، مطالعه<sup>۱۲</sup> پایداری و طراحی کنترل‌کننده اجتناب‌ناپذیر خواهد بود.

علاوه بر چالش‌های آیرودینامیکی، مسائل مربوط به کنترل نیز وجود دارد. پردازش روی برد<sup>۹</sup>، طراحی و اجرایی کردن الگوریتم‌های کنترلی پیچیده را با مشکلاتی مواجه می‌سازد. در عین حال، پرواز بال‌زن نوساناتی را به سیستم وارد می‌کند که به عنوان اغتشاشات سینوسی بزرگ دیده می‌شوند. این ویژگی حرکت ربات بر مسیر مطلوب را سخت‌تر کرده و چالش‌های کنترلی را افزایش داده است. استفاده از تکنیک‌های حذف اغتشاش سنتی برای حذف این اغتشاشات سینوسی مناسب نیستند، زیرا آنها اجزای غیرقابل حذف ورودی تحریک می‌باشند [۷].

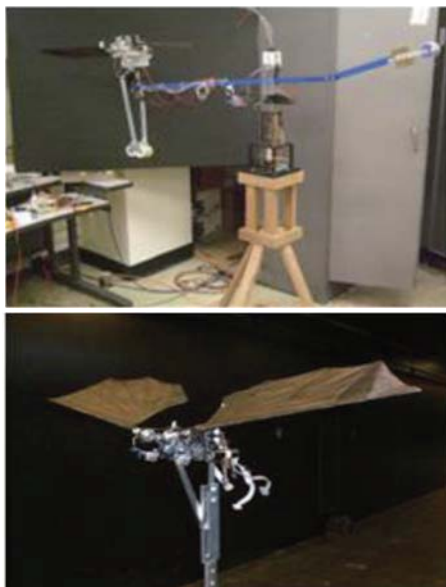
برای انجام مأموریت‌هایی به صورت خودکار<sup>۱</sup> سیستم کنترل پرواز، مانند شکل ۱ به منظور تثبیت و دستیابی به عملکرد مطلوب، ایجاد می‌شود. مدل پلنت<sup>۱۱</sup> بال‌زن شامل مجموعه‌ای از معادلات است که در آن، موقعیت و مؤلفه‌های سرعت به عنوان متغیرهای حالت و اغتشاشات، نیروهای آیرودینامیکی و ورودی به عملگرها نیز به عنوان ورودی‌های کلی سیستم در نظر گرفته می‌شوند [۸].

5. FESTO  
6. Hummingbird DARPA  
7. Cybird  
8. Kinkade  
9. On Board  
10. Autonomous  
11. Plant

1. Thrust  
2. Lift  
3. Powered Flight  
4. Gliding Flight

(علمی-ترویجی)  
 مروری بر مدل‌سازی، پایداری و کنترل ربات‌های بال‌زن

تفاوت فاز بین درجات آزادی مختلف توسط سروو موتور کنترل می‌شود [۱۰].



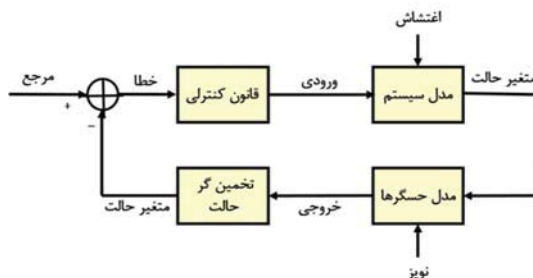
شکل (۳): ربات خفاش [۱۰].

ربات بال‌زن رویبرد<sup>۸</sup> به منظور تقلید دقیق پرواز پرنده‌گان جهت ترساندن آن‌ها طراحی شده است. طبیعت پرنده‌ها این است که با مشاهده شکارچی هم نوع خود، بالاتر پرواز کنند و به صورت گروهی از آن محدوده فرار کنند. آن‌ها به مرور یاد می‌گیرند که آنجا محدوده شکارچیان است و هرگز به آنجا بر نمی‌گردند (شکل ۴). ترساندن پرنده‌ها می‌تواند تنها با یک ربات بال‌زن انجام شود، زیرا پرنده‌ها شکارچی را با حرکات بال‌هایشان تشخیص می‌دهند. آنها می‌دانند که یک هواپیمای بدون سرنشین بال‌ثابت یا بال چرخان شکارچی نیست. دو اندازه متفاوت از این ربات برای ترساندن تمام گونه‌های پرنده برای پرنده‌گان کوچک و متوسط برای پرنده‌گان بزرگ طراحی شده است [۱۱].



شکل (۴): ربات بال‌زن رویبرد ساخته شده شرکت هلندی با همکاری دانشگاه توتنه [۱۱].

بال‌زن طراحی شده توسط شرکت فستو، نخستین ربات بال‌زن کنترل از راه دور با بال‌های دوتکه است که برخی از خصوصیات پرنده‌گان را تقلید می‌کند. هر جفت بال این بال‌زن دارای دو بخش داخلی و خارجی است. حرکت بخش‌های داخلی و خارجی بال‌ها از هم مجزا است. بخش داخلی در درجه اول نیروی برآ تولید می‌کند، در حالی که بخش بیرونی، پیشرانه را فراهم می‌کند. این جدایی در نقش‌ها نیز در پرنده‌گان بزرگ مانند قوها دیده می‌شود. در این ربات، حرکت پیچشی بال برای بهینه سازی برآ و پیشرانه تولید شده در طی یک دوره بال‌زدن کنترل می‌شود. این پرنده اسمارت برد<sup>۱۲</sup> نام دارد و در شکل ۲ نشان داده شده است. این پرنده دارای دم افقی با دو درجه آزادی است که از آن در کنترل زاویه پیچ<sup>۱۳</sup> و یاو<sup>۱۴</sup> استفاده می‌شود. کنترل زاویه رول<sup>۱۵</sup> نیز با کنترل حرکت پیچشی دو بال بدست می‌آید [۹].



شکل (۱): بلوک دیاگرام کنترل پرواز [۸].



شکل (۲): ربات بال‌زن اسمارت برد [۹].

روبو بات<sup>۱۶</sup> که در شکل ۳ نشان داده شده است. این پرنده با شش درجه آزادی می‌تواند با استفاده از یک شبکه سی پی جی<sup>۱۷</sup> کنترل شود. هر بال توسط موتور DC هدایت شده و

12. SmartBird
13. Pitch Control
14. Yaw Control
15. Roll Control
16. RoboBat
17. Central Pattern Generator (CPG)

18. Robird

## ۲- مدلسازی

زاویه‌ای بال، حول محوری در جهت پرواز است و پیچش، جابجایی زاویه‌ای حول محوری از بال است که باعث تغییر زاویه حمله بال می‌شود.

در حرکت رو به پایین، بال‌ها به‌طور کامل گسترده شده و بیشترین نیروی برآ و پیشراننده را تولید می‌کنند. هنگام بالا رفتن بال جهت نیروی برآ برعکس است. بنابراین، خمش بال در حرکت رو به بالا باعث کاهش پسا و اینرسی بال شده و در نتیجه پرواز با اتلاف انرژی کمتری انجام می‌شود. پیچش در بال این امکان را به وجود می‌آورد که برای هر مقطع از بال زاویه حمله لازم برای تولید برآی کافی در طول حرکت بال زدن تولید شود. بدون وجود پیچش، نیروی پسای قابل توجهی ایجاد می‌شود. پرندگان به کمک پرهای انعطاف‌پذیر خود به طور خودکار پیچش در بال را به وجود می‌آورند. مطالعات زیادی روی پرواز بال زدن با یک درجه آزادی یعنی تنها با بال زدن انجام شده است. به عنوان نمونه، در مرجع [۸]، برای بال زدن تنها این یک درجه آزادی را در نظر گرفته شده است. سپس، نشان داده شده است که با اضافه شدن پیچش در طول یک دوره تناوب، راندمان پیشرانشی بال به مقدار زیادی بهبود می‌یابد.

### ۲-۲- آیرودینامیک

پرنده برای پرواز در هوا باید به نیروهای گرانشی غلبه کرده و نیرویی ایجاد کند که بتواند آن را به پیش براند. آیرودینامیک و مکانیک سیالات به فهم این مطلب کمک کرده و توضیح کاملی برای چگونگی ایجاد این نیروها روی اجسامی که در سیال غوطه‌ور بوده و حرکت می‌کنند، ارائه می‌دهد [۱۲].

زمانی که جسمی مانند پرنده و یا هواپیما در جو حرکت می‌کند، هوای اطراف جسم مغشوش می‌شود. این اغتشاش موجب تغییراتی در فشار و چگالی در اطراف جسم خواهد شد. براساس اندازه و سرعت جسم، این اغتشاشات تا چند برابر طول جسم به اطراف منتشر می‌شود. بر پایه قانون برنولی، در یک سیال در حال حرکت کل انرژی ابقا می‌شود. بنابراین، در هوای در حال جریان روی یک پرنده نواحی با سرعت بالا در نزدیک پرنده مربوط به نواحی فشار پایین می‌باشد.

مقدار نیروی برآ و پسا که به وسیله حرکت بال‌ها در هوا ایجاد می‌شود به پنج عامل بستگی دارد که عبارتند از:

۱- شکل بال‌ها،

۲- زاویه بین سطح بال و جهت جریان هوا،

۳- مساحت بال،

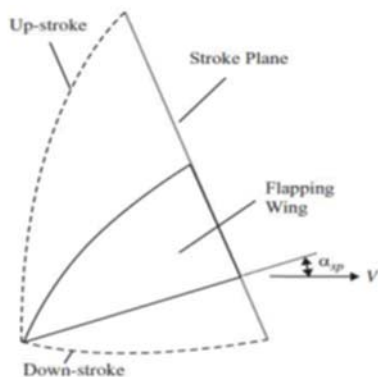
مشاهدات دقیق نشان می‌دهند، اگرچه تمامی پرندگان بال می‌زنند، اما اختلاف‌هایی در نحوه پرواز پرندگان بزرگ و کوچک وجود دارد. حرکت بال‌های انعطاف‌پذیر فقط در جهت بالا و پایین نمی‌باشد، بلکه مؤلفه‌هایی در جهت جلو و عقب نیز وجود دارد و قسمت‌هایی از بال در زمان بال زدن حالت پیچشی دارد. بال‌ها وظیفه دوگانه‌ای را انجام می‌دهند. بخش داخلی که نزدیک به کتف پرنده است با حرکتی که دارای میدان نوسان کمتری است و تحت تأثیر تغییرات حالت کمتری قرار می‌گیرد، به طور عمده نیروی برآ را در زمان پرواز در ارتفاعات و در حالت عادی ایجاد می‌نماید. قسمت خارجی بال دو وظیفه را انجام می‌دهد، نخست به عنوان ملخ عمل نموده که نیروی پیشراننده را ایجاد می‌کند و دوم وظیفه تولید نیروی برآ و کنترل پرنده را بر عهده دارد. آیرودینامیک بال‌های بال‌زن، از جهت‌های مختلف از آیرودینامیک معمولی متفاوت است، اما برای مدلسازی آن برخی از قوانین معمول هنوز استفاده می‌شوند. در هواپیماهای معمولی از ملخ برای تولید پیشراننده و از بال‌های ثابت برای تولید برآ استفاده می‌شود. یک بال بال‌زن باید هر دو این نیروها را با هم فراهم کند. هر چرخه بال زدن از دو مرحله حرکت رو به پایین و حرکت رو به بالا تشکیل می‌شود. در حرکت رو به پایین بخش بزرگی از پیشراننده تولید می‌شود. در حالی که حرکت رو به بالا مرحله بازیابی محسوب می‌شود که بسته به بال پرنده مقدار کمی برآ نیز ایجاد می‌شود. در طول حرکت رو به بالا، بال به داخل خم شده و باعث کاهش پسا می‌شود. زاویه حمله بال در حرکت رو به پایین افزایش یافته و در حرکت رو به بالا کاهش می‌یابد.

### ۲-۱- سینماتیک بال زدن

سینماتیک بال زدن اثر قابل توجهی بر جریان اطراف بال و در نتیجه نیروهای آیرودینامیکی تولید شده توسط بال دارد. مطالعه سینماتیک بال زدن و نحوه شبیه‌سازی آن از اهمیت زیادی برخوردار است. در طراحی و ساخت بال‌زن‌ها همواره سعی شده است از ایده‌های موجود در طبیعت استفاده شود. بنابراین، برخی محققان به کمک دوربین سرعت بالا، حرکت بال پرندگان را مطالعه نموده‌اند. بال پرندگان در حالت پرواز پایدار دارای چندین درجه آزادی است که مهم‌ترین آن‌ها، بال زدن، پیچش<sup>۱۹</sup> و خمش<sup>۲۰</sup> هستند. بال زدن، جابجایی

19. Twist of Feathering

20 . Bending



شکل (۵): تست بال زن سایبر پی ۲ در تونل باد [۱۳].

سومین رویکرد برای توسعه مدل آیرودینامیکی تئوری است که براساس مدل‌های آیرودینامیکی حالت پایدار شکل گرفته است. مرجع [۱۸] از یک مدل آیرودینامیکی حالت شبه پایا<sup>۲۲</sup> استفاده کرده و تأثیرات ضعیف ناپایداری را نادیده گرفته است. نظریه خطی خطی برای<sup>۲۳</sup> ناپایدار نیز پیشنهاد شده است [۱۹]. یکی از محبوب‌ترین مدل‌هایی که امروزه استفاده می‌شود، آیرودینامیک ناپایدار با استفاده از تئوری نوار می‌باشد [۲۰]. در مرجع [۲۱] این مدل را با نظر گرفتن واماندگی برای مقادیر بزرگ زاویه حمله بهبود یافته است. در مرجع [۲۲] اثرات پارامترهای مختلف در تولید نیروهای برآ، پیشران و پسا برای درک پرواز بال‌زن بررسی شده است.

### ۲-۳- دینامیک

هنگامی که یک مدل آیرودینامیکی مناسب انتخاب شد، گام بعدی انتخاب یک مدل دینامیکی است که غیرخطی بودن پرواز هواپیما را نشان دهد. معادلات غیرخطی ۶ درجه آزادی برای بال‌زن شکل ۶ در روابط (۹-۱) آورده شده‌اند. نمادها دارای معانی معمولی خود هستند [۲۳]:

$$m(\ddot{U} - VR + WQ) = -mg \sin \theta + F_{Ax} + F_{Tx} \quad (1)$$

۴- چگالی هوا و گرانبوی<sup>۲۱</sup> جنبشی آن و

۵- سرعت جریان هوا نسبت به بال.

باید توجه شود که پسای پرنده در حال پرواز لزوماً از دو بخش تشکیل می‌شود که عبارتند از:

الف- پسای اصطکاکی و

ب- پسای القایی.

مؤلفه‌های اصطکاکی به سبب گرانبوی هوا تولید شده و منجر به تشکیل لایه مرزی گرانبوی روی سطوح بال و بدنه می‌شود که در آن اتلاف انرژی رخ می‌دهد. این لایه‌های مرزی در نزدیکی لبه‌های فرار سطوح جدا شده و باعث توزیع فشار روی بدنه و بال می‌شود که از حالت ایده‌آل منحرف و بنابراین پسای فشاری ایجاد می‌شود.

پسایی که به وسیله لایه‌های اصطکاکی به وجود می‌آید، به نام پسای پروفیلی نامیده می‌شود. کارشناسان آیرودینامیکی طی سالیان متمادی روش‌های مختلفی را برای تخمین مؤلفه‌های پسا به وجود آمده توسط گرانبوی توسعه داده‌اند. یکی از روش‌های معمول، محاسبه اتلاف اصطکاکی بر روی صفحه صاف می‌باشد که پس از بکارگیری آن، تغییرات در خصوص شکل ظاهری، خشن بودن سطوح و دیگر موارد اعمال می‌شود.

یک مدل مناسب با یک آیرودینامیک خوب آغاز می‌شود. سپس، با مدل دینامیکی همراه شده و هواپیمای بال‌زن شبه‌پرنده را شکل می‌دهند [۱۳]. محققان مختلف از طیف گسترده‌ای از مدل‌های آیرودینامیکی برای هواپیمای بال‌زن استفاده کرده‌اند. در مرجع [۱۴]، سایبر پی ۲ تا نقطه مقصد در ارتفاع معینی پرواز کرد که نشان دهنده عملکرد پایدار سیستم کنترل پرواز خود بود. در این پژوهش از تونل باد برای بدست آوردن یک مدل آیرودینامیکی استفاده شده است (شکل ۵). آزمایش‌های تونل باد برای طراحی مدل آیرودینامیکی برای دم نیز انجام شده‌اند [۱۵]. همچنین، در مراجع [۱۶] و [۱۷] از روش تجربی شناسایی سیستم توسط ردیابی بصری استفاده شده است. بر روی بال‌زن نشانگرهای بازتابنده قرار داده شده و دوربین‌هایی موقعیت این نشانگرها را نشان می‌دهند. این داده‌ها برای تکمیل مدلسازی آیرودینامیکی مورد استفاده قرار می‌گیرند. در مرجع [۱۷] یک روش ترکیبی از اندازه‌گیری‌های تونل باد و پرواز آزاد با استفاده از حسگرها در نظر گرفته شده است.

22. Quasi-steady Aerodynamics

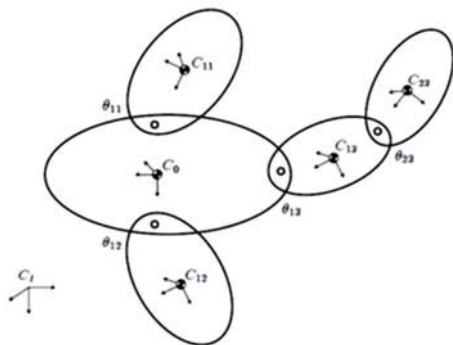
23. Lifting-line Theory

21. Viscosity



روش، بالزن به اجزای آن یعنی بال، بدن و دم تقسیم می‌شود که از طریق مفاصل به یکدیگر متصل شده‌اند. برای هر یک از این اجزا، مرکز جرم و چهارچوب‌های محلی تعریف می‌شود. در این مدل از طریق معادله لاگرانژ، متغیرهای سرعت به نیروهای اعمالی به بالزن مرتبط می‌شوند.

یکی دیگر از روش‌هایی که برای مدل‌سازی دینامیک پرواز استفاده می‌شود، معادلات کین است. این روش توسط بوسلر معرفی شده است [۲۴]. مزیت استفاده از معادلات کین، مقدار جبر کمتر نسبت به معادلات لاگرانژ است که به علت تعریف مدل دینامیکی نسبت به یک چهارچوب مرجع انتزاعی، بوجود می‌آید. اما در مقابل، شتاب‌های خطی و زاویه‌ای باید به صورت تئوری به جای روش تجربی-کاربردی محاسبه شوند و این مقادیر برای هر جسم<sup>۲۷</sup> باید در همان بردارهای پایه مورد ارزیابی قرار گیرند.



شکل (۷): مدل چندبخشی بالزن [۲۳].

### ۳- پایداری

در مقالات دو روش مختلف برای بررسی پایداری دینامیک پرواز بالزن ارائه شده است. روش اول که در مطالعات اولیه اتخاذ شده است، متوسط‌گیری دینامیک سیستم در یک چرخه بال زدن به منظور تبدیل سیستم غیرخطی متناوب<sup>۲۸</sup> به یک سیستم غیرخطی نامتغیر با زمان<sup>۲۹</sup> می‌باشد [۲۵]. این سیستم با خطی‌سازی به یک سیستم خطی نامتغیر با زمان<sup>۳۰</sup> تبدیل می‌شود که پایداری آن به راحتی از طریق مقادیر ویژه ماتریس آن بررسی شود. روش دوم، استفاده از نظریه فلوکه<sup>۳۱</sup> برای مطالعه پایداری سیستم‌های متناوب خطی است. روش اول که شامل میانگین دینامیک است، برای یک بالزن بزرگ که

$$m(\dot{V} - UR - WP) = -mg \sin \varphi \cos \theta + F_{Ay} + F_{Ty} \quad (2)$$

$$m(\dot{W} - UQ + VP) = -mg \cos \varphi \cos \theta + F_{Az} + F_z \quad (3)$$

$$I_{xx}\dot{P} - I_{xz}\dot{R} - I_{xz}PQ + (I_{zz} - I_{yy}) = L_A + L_T \quad (4)$$

$$I_{yy}\dot{Q} - I_{zz}(P^2 - R^2) + (I_{xx} - I_{zz}) = M_A + M_T \quad (5)$$

$$I_{zz}\dot{R} - I_{xz}\dot{P} + I_{xz}QR + (I_{yy} - I_{xx})PQ = N_A + N_T \quad (6)$$

$$P = \dot{\varphi} - \dot{\psi} \sin \theta \quad (7)$$

$$Q = \dot{\theta} \cos \varphi + \dot{\psi} \cos \theta \cos \varphi \quad (8)$$

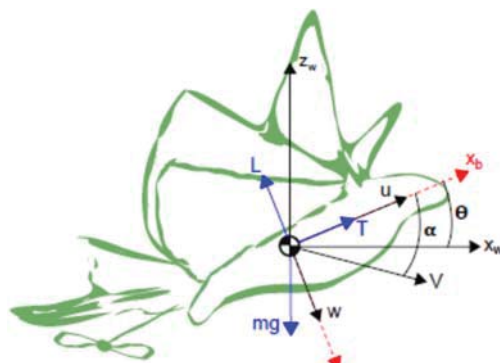
$$R = \dot{\psi} \cos \theta \cos \varphi - \dot{\theta} \sin \varphi \quad (9)$$

به معادلات بالا دو معادله اضافه می‌شود تا مسیر پرواز بدست آید که عبارتند از:

$$\dot{x} = U \cos \theta + W \sin \theta, \quad (10)$$

$$\dot{z} = U \sin \theta - W \cos \theta. \quad (11)$$

مقادیر  $U$ ،  $W$ ،  $Q$  و  $\theta$  که به ترتیب نیروی رو به جلو، وزن، گشتاور حول محور جانبی و زاویه پیچ می‌باشد که برای یک بالزن ثابت نبوده و حول یک مقدار نوسان می‌کنند [۲۳]. وضعیت بالزن به عنوان یک چرخه حدی<sup>۳۴</sup> با فرکانس مشابه با فرکانس بال زدن تعریف می‌شود. مزیت اصلی این روش، نشان دادن یک سیستم پیچیده با یک مدل خطی ساده می‌باشد که با صرف نظر کردن از اثرات غیرخطی بال‌ها بدست می‌آید.



شکل (۶): مدل بدن صلب [۲۳].

روش دیگر استفاده از مدل دینامیک بدن چندجسمی<sup>۳۵</sup> است [۲۳]. این مدل در شکل ۷ نشان داده شده است. در این

26. Algebra

27. Body

28. NLTP (Non-linear Time Periodic)

29. NLTI (Non-linear Time Invariant)

30. LTI (Linear Time Invariant)

31. Floquet Theory

24. Limit Cycle

25. Multibody

که در این امتداد قرار بگیرد (مماسی به چرخه حدی) نه رشد می‌کند و نه کم می‌شود. اگر هیچ کدام از ضرایب فلوکه به جز یک ضریب بی‌اهمیت بر روی دایره واحد نباشد، چرخه حدی هاپربولیک نامیده می‌شود. از سوی دیگر، اگر یک یا چند ضریب فلوکه در کنار ضریب بی‌اهمیت بر روی دایره واحد به سمت چرخه حدی بروند، غیر هاپربولیک نامیده می‌شود. یک چرخه به صورت مجانبی پایدار است، اگر هاپربولیک باشد و هیچ یک از ضرایب فلوکه آن در خارج از دایره واحد قرار نگیرند. از سوی دیگر، اگر یک یا چند ضریب فلوکه در خارج از چرخه حدی قرار بگیرند، چرخه حدی ناپایدار است. اگر هیچ کدام از ضرایب چرخه حدی غیر هاپربولیک بیرون دایره نباشد، خطی‌سازی برای بررسی پایداری آن کافی نمی‌باشد. در مقابل، برای سیستم‌های غیرخودکار مانند معادله (۱۲) هیچ ضریب بی‌بیهوده‌ای وجود ندارد و تمام این ضرایب باید داخل دایره واحد باشند تا بتوان پایداری آن را نتیجه گرفت.

در مرجع [۲۷] الگوریتم عددی بهبود یافته براساس مرجع [۲۸]، برای تعیین ضرایب فلوکه ارائه شده است. قابل توجه است که ماتریس یکپارچه، ماتریس انتقال حالت برای فرم گسسته شده معادله (۱۳) است، یعنی  $y(k+1) = [M]y(k)$ . بنابراین، به نظر می‌رسد که سیستم متناوب به یک سیستم زمان گسسته با دوره نمونه‌گیری برابر با حداقل دوره تناوب اصلی سیستم پیوسته T تبدیل شده است.

تمامی بررسی‌ها ناپایداری حتی بدون حضور هرگونه اغتشاش در وضعیت تعادلی را پیش‌بینی کرده‌اند. دو دلیل مهم برای ناپایداری، محدود بودن حرکت و فقدان تعدیل پیچ در اندازه‌گیری‌ها است. لازم به ذکر است که با توجه به تناوب سیستم‌های بال‌زن، پایداری مجانبی پرواز بال‌زن باید یک پایداری مجانبی دوار باشد که مشابه با پایداری نوسانات چرخه حدی است. در نتیجه، استراتژی‌های کنترل ال سی او<sup>۲۵</sup> برای کنترل پرواز بال‌زن می‌توانند کارآمد باشند.

لازم به ذکر است، نیروهای ناشی از مکانیزم‌های گردش تمایل دارند که پایدار شوند. در حالی که آن‌هایی که از مکانیزم‌های انتقالی ناشی می‌شوند، به پایداری کمک نمی‌کنند. بنابراین، پروازکنندگان مانند پرندگان تمایل دارند که پایدار باشند، در حالی که حشرات تمایل به پایداری ندارند. بررسی پایداری پرواز حشرات در مرجع [۲۹] این دیدگاه را تکمیل می‌کند. مطالعه ساختار مودال دینامیک پرواز طولی حشرات [۳۰] نشان داد که ناپایداری در پرواز حشرات به طور عمده از حالت آهسته ایجاد می‌شود. بال‌زدن به جای ایجاد تعادل در

فرکانس بال‌زدن آن نزدیک به فرکانس طبیعی حرکت بدن است، مناسب نمی‌باشد. در مقابل، نظریه فلوکه برای تحلیل پایداری سیستم‌های متناوب با زمان خطی<sup>۳۲</sup> مناسب و مستقل از طول تناوب آنها است. نظریه فلوکه به عنوان ابزاری برای تحلیل پایداری خطی مدارهای دوره‌ای<sup>۳۳</sup> استفاده شده و می‌تواند به سیستم‌های خودکار و غیر خودکار اعمال شود. یک سیستم متناوب غیرخطی و غیر خودکار به صورت رابطه (۱۲) تعریف می‌شود که در آن  $x_T(t)$  یک راه حل متناوب معادله با دوره تناوب T می‌باشد [۲۶].

$$\dot{x} = f(x,t) \quad (12)$$

یک بردار برای نشان دادن اختلاف بین مقدار فعلی و مقدار متغیرهای حالت سیستم پس از طی کردن یک دوره تناوب به صورت  $y = x - x_T$  معرفی می‌شود. این بردار در رابطه (۱۲) جایگذاری می‌شود و داریم:

$$\dot{y} + \dot{x}_T = f(y + x_T, t). \quad (13)$$

با توسعه دادن قسمت راست معادله (۱۳) و خطی‌سازی رابطه (۱۴) حاصل می‌شود و داریم:

$$\dot{y} = [A]y, \quad (14)$$

که در آن، A ماتریس متناوب با تناوب T می‌باشد. سپس، مسئله تعیین پایداری راه حل دوره‌ای معادله (۱۴) به مشکل یافتن پایداری راه حل‌های معادله (۱۳) تبدیل می‌شود. پایداری راه حل‌های دوره‌ای به مفهوم برگشت به نقطه شروع پس از طی هر دوره تناوب می‌باشد. همچنین، فرض می‌شود که این راه حل دوره‌ای ایزوله و از این رو یک چرخه حدی است. بنابراین در صورتی که پایداری چرخه‌های حدی تضمین شود، پایداری کل راه حل معادله تضمین خواهد شد. برای بررسی پایداری معادله (۱۳)، یک ساختار مستقل خطی از n راه حل آن ایجاد می‌شود و آن‌ها را به یک ماتریس بنیادی  $y(t)$  تبدیل می‌کند. سپس، این ماتریس  $M = y(t)$  ماتریس یکپارچه<sup>۳۴</sup> نامیده می‌شود. با توجه به نظریه فلوکه، پایداری راه حل معادله (۱۳) از مقادیر ویژه ماتریس یکپارچه محاسبه می‌شود. این مقادیر ویژه به عنوان ضرایب فلوکه شناخته می‌شوند. یادآوری می‌شود، ماتریس یکپارچه بستگی به شرایط اولیه استفاده شده برای ساخت آن دارد. با این حال، ضرایب فلوکه منحصر به فرد هستند. برای سیستم‌های خودکار، حداقل یک ضریب فلوکه به نام ضریب بدیهی یا بی‌اهمیت با مقدار یک وجود دارد که بردار ویژه متناظر با آن به سمت مسیر چرخه حدی است. هر اختلالی

32. LTP (Linear Time Periodic)

33. Orbits

34. Monodormy

35. Limit Cycle Oscillation (LCO)

و یا متغیر با زمان نیاز ندارد. کنترل مقاوم تضمین می‌کند که اگر تغییرات در حد داده شده باشند، قوانین کنترلی نیازی به تغییر ندارند. پایه و اساس کنترل تطبیقی ارزیابی پارامتر است که شاخه‌ای از شناسایی سیستم‌ها می‌باشد. روش‌های رایج شناسایی، حداقل مربعات بازگشتی و گرادیان نزولی هستند. در هر دو این روش‌ها، قوانین کنترلی به نحوی بروزرسانی می‌شوند که برای اصلاح تخمین‌ها در لحظه استفاده شود. پایداری لیاپانوف نیز برای به دست آوردن قوانین به روز رسانی استفاده می‌شود [۳۴].

کنترل تطبیقی با مدل مرجع<sup>۴۰</sup> یک معماری کنترل پرواز تطبیقی است که به کمک آن سیستم غیرخطی دینامیک مطلوب را حتی در حضور خطای مدل و شکست نیز دنبال می‌کند. برای این منظور از شبکه عصبی مصنوعی یا مکانیزم تطبیقی دیگر استفاده می‌شود. تحقیقات اخیر شامل مقاوم ساختن این بال‌زن‌ها در مقابل شکست با استفاده از شبکه‌های عصبی مصنوعی است. در مرجع [۳۵] یک سیستم کنترل پرواز پیشرفته برای جبران خطاهای غیرمنتظره یا خرابی هواپیماهای نظامی ایجاد شده است که استفاده موفق از کنترل مبتنی بر شبکه‌های عصبی را نشان می‌دهد.

در مرجع [۳۶] یک روش جدید برای کنترل زوایای هواپیماهای کوچک بدون سرنشین پیشنهاد شده است. این کنترل‌کننده با ساختار ساده و ماهیت مدل-آزاد با عنوان کنترل یادگیری تکراری<sup>۴۱</sup> معرفی شده است. در آن قوانین کنترلی به منظور اطمینان از اینکه ریزپرنده<sup>۴۲</sup> یک مسیر ثابت تجویز شده را دنبال می‌کند و در عین حال به طور مؤثری اغشاشات را رد کرده و مسیر مطلوب را دنبال می‌کند، طراحی شده‌اند. کنترل یادگیرنده تکراری یک روش کنترل ردیابی برای سیستم‌هایی است که در حالت تکراری کار می‌کنند. این عمل با هدف ردیابی دقیق سیگنال مرجع در فاصله زمانی محدود انجام می‌گیرد.

همینطور ردیابی مسیر از طریق کنترل آر بی اف ان<sup>۴۳</sup> توسط بسیاری از محققان مورد مطالعه قرار گرفته است. با توجه به معادلات لاگرانژ، این روش می‌تواند به خوبی مساله ردیابی پیچیده را حل کند. در واقع RBFNN جایگزین عدم قطعیت در دینامیک بال‌زن می‌شود [۳۷]. در مرجع [۳۸] شبکه عصبی به عنوان یک شبکه پیشخور تشکیل شده از سه لایه طراحی شده است که عبارتند از: یک لایه ورودی، یک لایه پنهان و یک لایه خروجی. در آن به جای استفاده از نورون‌های تک برای هر ورودی و خروجی، گروه نورون‌ها برای تسهیل برنامه‌ریزی

فضای حالت، باعث افزایش چرخه‌های حدی می‌شود. همانطور که گفته شد، آنالیز پایداری آن‌ها از محاسبه ضرایب فلوکه دینامیک خطی شده در محدوده چرخه حدی انجام می‌شود [۳۹].

#### ۴- کنترل

در مرجع [۲۲] بازنگری جامعی از روش‌های کنترلی که معمولاً برای پروازهای بال‌زن استفاده می‌شود، ارائه شده‌اند. اولین روش بر مبنای CPG است و از ویژگی‌های هم‌زمان‌سازی نوسانگرهای متحرک استفاده می‌شود. رویکرد دوم مبتنی بر کنترل‌کننده خطی ال کیو آر<sup>۴۴</sup> بوده و نشان دهنده اهمیت ضرایب کنترل‌کننده‌ها و همبستگی متغیرهای حالت خاص برای پس‌خور است.

کنترل‌کننده مبتنی بر CPG با استفاده از ویژگی‌های نوسانگر متقارن هویف<sup>۴۵</sup> می‌باشد. ایده اصلی در طراحی این کنترل‌کننده، تولید سیگنال‌های صاف برای حرکت‌های مختلف می‌باشد. چنین شبکه نوسانگری به راحتی می‌تواند مدولاسیون فرکانس، دامنه و اختلاف فاز را شامل شود. در مرجع [۳۲] کنترل‌کننده مبتنی بر LQR برای پرواز شناور<sup>۴۶</sup> در حضور باد ناگهانی ارائه شده است. معیار این تحقیق برای ارزیابی کنترل‌کننده‌ها، حداکثر سرعت باد ناگهانی است که کنترل‌کننده می‌تواند تحمل کند. این کنترل‌کننده به نحوی طراحی شده است که سیستماتیک عملکردهای مجاز را اندازه‌گیری کرده و انتخاب ورودی‌های کنترل را تغییر می‌دهد. این مطالعه نشان داد که کنترل دامنه و بایاس حرکت پیش و پس<sup>۴۷</sup> نه تنها کافی است، بلکه مؤثرترین راه برای رسیدن به تحمل بادهای ناگهانی است. در مرجع [۳۳] از سه نوع منطبق کنترلی استفاده می‌شود که عبارتند از: فرکانس برای کنترل سرعت، دامنه بال زدن برای کنترل یاو و اختلاف فاز برای کنترل رول و پیچ.

برای مواجهه با عدم قطعیت‌های ناشی از دینامیک غیرخطی بال‌زن‌ها و وابستگی به شرایط جوی از کنترل‌کننده‌های تطبیقی بهره برده می‌شود. کنترل تطبیقی روشی است که در آن قانون کنترلی با توجه به عدم قطعیت‌های ممکن و یا تغییر در پارامترها، تغییر می‌کند تا عملکرد کنترل‌کننده با مشکل مواجه نشود. به عنوان مثال، وزن یک هواپیما به علت مصرف سوخت به آرامی کاهش می‌یابد، قانون کنترلی خود را با چنین تغییری سازگار می‌کند. کنترل تطبیقی با کنترل مقاوم متفاوت است، زیرا به اطلاعات پیشین در مورد محدودیت‌های پارامترهای نامشخص

40. MRAC  
41. Iterative Learning Control  
42. MAV (Micro Air Vehicle)  
43. Radial Basis Function Neural Network (RBFNN)

36. Linear Quadratic Regulator (LQR)  
37. Hopf  
38. Hovering Flight  
39. Lead-lag Bias



جدول (۱): نقاط قوت و ضعف انواع حسگرها.

نقاط ضعف	نقاط قوت	حسگرها برای ممانعت از برخورد
بدون استفاده از فرستنده‌های TCAS امکان نمایش اطلاعات آن وجود ندارد.	جلوگیری از برخورد هواپیما استفاده از نظارت ثانویه رادار برای کنترل ترافیک	TCAS/ADS-B
اندازه بزرگ آن نیاز به توان الکتریکی بیشتر	تشخیص هواپیماهای دیگر و ارتفاع آن‌ها در حضور شرایط دودی، مه، خاک و حتی نور خورشید می‌تواند به درستی کار کند.	RADAR
هزینه بالا مصرف انرژی بالا	دقت و رزولوشن بالا در محاسبه فاصله با مانع نقشه اطراف را به صورت سه بعدی و صحیح ارائه می‌دهد. قادر به تشخیص انواع موانع با شکل‌ها و اندازه‌های مختلف است.	LIDARS
باید درهم ریختگی در پس زمینه و نویزهای احتمالی کاهش داده شود. نیاز به فرایند پردازش تصویر و حافظه دارد.	کوچک و سبک هستند و می‌توانند به آسانی نصب شوند. اطلاعات مشابه به منظره واقعی	سنسورهای مبتنی بر تصویر (دوربین‌های آی آر و نوری)
حساسیت به وضعیت آب و هوا	هزینه کم سادگی استفاده	حسگرهای اولتراسونیک

جمعیت مورد استفاده قرار گرفته و در نهایت نتایج بهبود یافته در عملکرد کنترلی ارائه شده است.

در کل سیستم بال‌زن واقعاً پیچیده است. اگرچه محققان پیشین بعضی از پارامترها را برای ساده‌سازی آنها نادیده گرفته‌اند، اما هنوز پارامترهای زیادی وجود دارند که باید در طراحی کنترل‌کننده لحاظ شوند. برخی از این پارامترها قابل اندازه‌گیری نیستند و برخی دیگر نیز با هزینه افزایش حسگرها همراه هستند. افزایش تعداد حسگرها منجر به افزایش وزن بال‌زن شده و بر دقت کنترل تأثیر می‌گذارد. بنابراین، طراحی کنترل‌کننده نیازمند روشی است که با کمترین پیچیدگی و امکانات بتواند زوایا و در نتیجه بال‌زن را به نحو مؤثری پایدار سازد.

### ۲-۳- الکترونیک کنترل

هواپیماهای بدون سرنشین بال‌زن می‌بایست قادر به انجام عملیات در ارتفاعات کم و در نزدیکی ساختمان‌ها باشند. این شرایط بال‌زن‌ها را در معرض خطرات و موانع زیادی قرار می‌دهد. تکنولوژی هواپیماهای بدون سرنشین در حال حاضر در حس کردن اتوماتیک، تشخیص و ممانعت از برخورد با موانعی مثل خطوط برق، درخت‌ها و یا موانع متحرک نظیر پرنده‌ها و دیگر هواپیماها کامل نبوده و چالش‌های زیادی دارد [۳۹]. دامنه بسیار وسیعی از تحقیقات در زمینه بکارگیری الگوریتم روی برد: «حس»، تشخیص و جلوگیری<sup>۴</sup> برای ربات‌های پرنده وجود دارد. شکل ۸ چگونگی کار این سیستم را نشان می‌دهد. در جدول ۱ نقاط قوت و ضعف انواع حسگرها ذکر شده است. در جدول ۲ حسگرها از نظر اندازه، هزینه، توان و برد مقایسه شده‌اند.



شکل (۸): سیستم حس کردن و ممانعت [۲۸].

جدول (۲): مقایسه اندازه، هزینه، توان و برد حسگرها.

نوع حسگر	برد	توان مورد نیاز	اندازه و وزن	هزینه
TCAS/ADS-B	خوب	زیاد	زیاد	زیاد
RADAR	خوب	زیاد	زیاد	زیاد
LIDARS	خوب	زیاد	زیاد	زیاد
دوربین‌ها	متوسط	کم	کم	کم
حسگرهای اولتراسونیک	متوسط	کم	کم	کم

مانند پیش‌بینی سرعت و جهت حرکت موانع، حافظه موردنیاز برای پردازش اطلاعات، زمان مورد نیاز برای ممانعت از برخورد و کمترین فاصله بین بالزن و مانع که همچنان پرواز می‌تواند کنترل شده باقی بماند، در نظر گرفته شوند. محدودیت‌هایی مثل اندازه، وزن و توان موجود در بالزن‌های کوچک، دوربین‌های دیجیتال را به بهترین انتخاب تشخیص موانع تبدیل کرده است.

شبیه‌سازی در محیط سیمولینک متلب یک انتخاب خوب برای پردازش تصویر سریع می‌باشد. اخیراً جعبه ابزارهایی مثل جعبه ابزار تصویر که شامل کالیبره کردن دوربین، تصویر استریو و بازسازی سه‌بعدی و غیره می‌باشد، نیز به آن اضافه شده است. می‌توان در متلب طراحی کرد، تخمین زد و الگوریتم‌های کنترلی را بر روی مدل‌های شبیه‌سازی شده و یا مدل واقعی اعمال کرد [۳۹].

## ۵- نتیجه‌گیری

با هواپیماهای بدون سرنشین بالزن در بخش‌های مختلف جامعه گسترش یافته و دارای توانایی قابل ملاحظه‌ای در زندگی روزمره هستند. با پیشرفت در کوچک‌سازی قطعات الکترونیکی و تولید مواد کامپوزیتی، علاقمندان، شرکت‌های تجاری، پیمانکاران دفاعی، دانشگاه‌ها و آزمایشگاه‌های تحقیقاتی هواپیماهای کوچک بدون سرنشین را توسعه داده‌اند. هواپیماهای بدون سرنشین نقش مهمی را در آینده ایفا خواهند کرد. زیرا علاوه بر هزینه نسبتاً کم، می‌توانند فعالیت‌های خسته‌کننده، کثیف و خطرناک را انجام دهند. امروزه ربات‌های بالزن با اهداف مختلف ساخته شده و به تدریج دامنه کاربرد آنها توسعه یافته است. توانایی پرواز شناور، پرواز با سرعت کم و قابلیت مانور زیاد از مزایای بالزن‌ها می‌باشد. بال زدن تنها شیوه‌ای است که مصالحه بین حرکت توان‌دار و بدون توان را به نحو موثر ممکن می‌سازد.

معادلات پرواز بالزن‌ها بطور کامل شناخته شده نیست ولی برای اهداف تحقیقاتی می‌توان با صرف‌نظر کردن از حجم انبوه پارامترها و درجات آزادی، مدل‌های ساده شده‌ای بدست آورد و از آنها در پایداری و کنترل پرواز بالزن‌ها استفاده کرد. علاوه بر چالش‌های آیرودینامیکی، مسایل مربوط به کنترل نیز وجود دارند. محدودیت پردازش روی برد میل به کنترل‌کننده با پیچیدگی کم را ایجاد می‌کند. پرواز بالزن نوساناتی را به سیستم وارد می‌کند که به عنوان اختلالات سینوسی بزرگ دیده می‌شوند. این موضوع باعث ردیابی سخت و کنترل چالش‌برانگیز می‌شود. یکی دیگر از عوامل چالش‌برانگیز در کنترل ربات‌های بالزن حجم زیاد معادلات و انبوه پارامترها است که امکان استفاده از روش‌های کنترلی پیچیده را رد می‌کند.

مکان‌یابی و مشخص کردن نقشه در اسلم<sup>۴۵</sup> در ناوبری و نقشه‌برداری مفید می‌باشد. اطلاعات ناوبری رسیده از او آر بی<sup>۴۶</sup> توسط اسلم برای ایجاد نقشه و موقعیت سه‌بعدی بکار گرفته می‌شود. معمولاً از فیلتر کالمن برای ترکیب اطلاعات در دوربین‌های تک چشمی<sup>۴۷</sup> استفاده می‌شود.

با توجه به اینکه بالزن‌های کوچک نمی‌توانند سیستم‌های مبتنی بر رادار یا لیدار حمل کنند، استفاده از دوربین جایگزین خوبی خواهد بود. حسگرهای مبتنی بر تصویر می‌توانند از روش‌هایی مثل اسلم، جریان نوری، تصویر استریو یا تصویر تک‌چشمی استفاده کنند. تصویر مبتنی بر روش تک‌چشمی می‌تواند شامل تخمین اندازه نسبی موانع (مانع در حال نزدیک شدن بزرگتر می‌شود)، وضوح نسبی (موانع دور تار و مبهم هستند) و تعامل (هر مانعی که جلوتر است، مانعی برای تصویر پستی است) باشد. روش‌های پردازش تصویر مختلف نظیر تشخیص ویژگی و توصیف تصویر می‌توانند گام‌های اساسی برای تشخیص موانع و یا ردیابی باشند. این ویژگی‌ها می‌توانند شامل تشخیص گوشه‌ها و لبه‌ها نیز باشد. در روش‌های موجود برای ممانعت از برخورد و تشخیص موانع، سیگنال حسگرهایی مثل رادار باید به مرکز کنترلی در زمین<sup>۴۸</sup> ارسال شوند. با توجه به اینکه بالزن‌ها باید قادر به انجام مانورهای زیادی باشند، بنابراین تحلیل روی برد اطلاعات حسگرها در تسریع انجام این مانورها کمک شایانی در پیشبرد اهداف این ربات‌ها خواهد نمود.

زمانی که تنها از یک دوربین، پردازشگر و یا سیستم کنترلی روی برد استفاده می‌شود، لازم است ملاحظاتی در نظر گرفته شوند. به عنوان مثال، برای بهبود توانایی تشخیص موانع مواردی

45. SLAM (Simultaneously Localization and Mapping)

46. Oriented Fast and Rotated Brief (ORB)

47. Monocular Vision

48. GCS (Ground Control System)

## ۶- مراجع

- Wichita State University, Wichita, Kansas, USA, 2017.
- [14] Krashanitsa, R.Y., Silin, D., Shkarayev, S.V., and Abate, G., "Flight Dynamics of a Flapping-wing Air Vehicle", *International Journal of Micro Air Vehicles*, Vol. 1, No. 1, pp. 35-49, 2009.
- [15] Grauer, J., "Modeling and System Identification of an Ornithopter Flight Dynamics Model", *Doctoral Dissertation*, Department of Aerospace Science and Engineering, University of Maryland, 2012.
- [16] Grauer, J., Ulrich, E., Hubbard, J.E., Pines, D., and Humbert, J.S., "Testing and System Identification of an Ornithopter in Longitudinal Flight", *Journal of Aircraft*, Vol. 48, No. 2, pp. 660-667, 2011.
- [17] Rose, C. and Fearing, R.S., "Flight Simulation of an Ornithopter", *Electrical Engineering and Computer Sciences*, University of California, Berkeley, Technical Report No. UCB/EECS-2013-60, 2013.
- [18] Rashid, T., "The Flight Dynamics of a Full-scale Ornithopter", *Doctoral dissertation*, Department of Aerospace Science and Engineering, University of Toronto, 1995.
- [19] Philips, P.J., East, R.A., and Pratt, N.H., "An Unsteady Lifting Line Theory of Flapping Wings with Application to the Forward Flight of Birds", *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 112, pp.97-125, 1981.
- [20] DeLaurier, J.D., "An Aerodynamic Model for Flapping-wing Flight". *The Aeronautical Journal*, Vol. 97, No. 964, pp. 125-130, 1993.
- [21] Chalia, S. and Bharti, M. K., "A Review on Aerodynamics of Flapping Wings", 2016.
- [22] Malik, M.A. and Ahmad, F., "Effect of Different Design Parameters on Lift, Thrust, and Drag of an Ornithopter", *World Congress on Engineering*, London, UK, 2010.
- [23] Grauer, J.A. and Hubbard, J.E., "Inertial Measurements from Flight Data of a Flapping-wing Ornithopter", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 32, No. 1, 326-331, 2009.
- [24] Bolender, M.A., "Rigid Multi-Body Equations-of-Motion for Flapping Wing MAVs using Kane's Equations", *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Chicago, Illinois, USA, 2009.
- [25] Xiong, Y., and Sun, M., "Dynamic Flight Stability of a Bumblebee in Forward Flight", *Acta Mechanica Sinica*, Vol. 24, No. 1, pp.25-36, 2008.
- [26] Tan, L.T. and Pellegrino, S., "Stiffness Design of Spring Back Reflectors", *The 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, Denver, CO, USA, 2002.
- [27] Dietl, J.M., and Garcia, E., "Stability in Ornithopter Longitudinal Flight Dynamics", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 31, No. 4, pp. 1157-1163, 2008.
- [28] Lust, K., "Improved Numerical Floquet Multipliers", *International Journal of Bifurcation and Chaos*, Vol. 11, No. 09, pp. 2389-2410, 2001.
- [1] Aditya, K. and Malolan, V., "Investigation of Strouhal Number Effect on Flapping Wing Micro Air Vehicle", *The 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, USA, 2007.
- [2] Rose, C.J., Mahmoudieh, P., and Fearing, R.S., "Modeling and Control of an Ornithopter for Diving", *The Intelligent Robots and Systems (IROS), IEEE/RSJ International Conference on IEEE*, Daejeon, South Korea, 2016.
- [3] Benedict, M., Sudhakar, K., and Issac, K.K., "Aeroelastic Design and Manufacture of an Efficient Ornithopter Wing", *Department of Aerospace Engineering, Indian Institute of Technology*, Bombay, Mumbai, 2004.
- [4] Bisplinghoff, R.L., Ashley, H., and Halfman, R.L., *Aeroelasticity*, Courier Corporation, Mineola, New York, USA, 2013.
- [5] Combes, S.A. and Daniel, T.L., "Into Thin Air: Contributions of Aerodynamic and Inertial-elastic Forces to Wing Bending in the Hawkmoth *Manduca Sexta*", *Journal of Experimental Biology*, Vol. 206, No. 17, pp. 2999-3006, 2003.
- [6] Torres, J.Z., Davila, J., and Lozano, R., "Attitude and Altitude Control on Board of an Ornithopter", *The International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, Arlington, VA, USA, 2016.
- [7] Shigeoka, K.S., "Velocity and Altitude Control of an Ornithopter Micro Aerial Vehicle", *Doctoral Dissertation*, Department of Electrical and Computer Engineering, University of Utah, 2007.
- [8] Becerra, V.M., "Flight Dynamics and System Identification for Modern Feedback Control: Avian-inspired Robots", *Aeronautical Journal*, Vol. 119, No. 1212, pp. 247-248, 2015.
- [9] Greenfield, D., "Opinion by Design-Seagulls and Systems Design Innovation-festo Has Developed the SmartBird, an Extremely Agile, Robotic Bird, and Through Its Development, the Company Gained Transferable Knowledge about Hybrid Drive Technology", *Design News-Los Angeles*, Vol. 66, No. 5, pp. 13-20, 2011.
- [10] Paranjape, A.A., Dorothy, M.R., Chung, S.J., and Lee, K.D., "A Flight Mechanics-centric Review of Bird-scale Flapping Flight", *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 13, No. 3, pp. 267-281, 2012.
- [11] Folkertsma, G.A., Straatman, W., Nijenhuis, N., Venner, C.H., and Stramigioli, S., "Robird: A Robotic Bird of Prey", *IEEE Robotics and Automation Magazine*, Vol. 24, No. 3, pp. 22-29, 2017.
- [12] Shyy, W., Lian, Y., Tang, J., Viieru, D., and Liu, H., "Aerodynamics of Low Reynolds Number Flyers", Cambridge University Press, New York, USA, 2007.
- [13] Chandrasekaran, B.K., "Design of an Adaptive Flight Controller for a Bird-like Flapping Wing Aircraft", *Doctoral dissertation*,

- System for General Aviation Application”, No. 2004-01-1807, SAE Technical Paper, 2004.
- [36] He, W., Meng, T., He, X., and Sun, C., “Iterative Learning Control for a Flapping Wing Micro Aerial Vehicle Under Distributed Disturbances”, *IEEE Transactions on Cybernetics*, Vol. 49, No. 4, 2018.
- [37] He, W., Yan, Z., and Sun, C., “Trajectory Tracking Control of a Flapping Wing Micro Aerial Vehicle via Neural Networks”, *The International Conference on Advanced Robotics and Mechatronics (ICARM)*, Macau, China, 2016.
- [38] Clawson, T.S., Ferrari, S., Fuller, S.B., and Wood, R.J., “Spiking Neural Network (SNN) Control of a Flapping Insect-scale Robot”, *The 55th IEEE Conference on Decision and Control (CDC)*, Las Vegas, Nevada, USA, 2016.
- [39] Aswini, N., Krishna Kumar, E., and Uma, S.V., “UAV and Obstacle Sensing Techniques—a Perspective”, *International Journal of Intelligent Unmanned Systems*, Vol. 6, No. 1, pp. 32-46, 2018.
- [29] Orłowski, C.T., and Girard, A.R., “Dynamics, Stability, and Control Analyses of Flapping Wing Micro-air Vehicles”, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 51, pp. 18-30, 2012.
- [30] Leonard, B., “Flapping Wing Flight Dynamic Modeling,” M.S. Thesis, Virginia Polytechnic Inst. and State Univ., Blacksburg, VA, 2011.
- [31] Guckenheimer, J., and Holmes, P., *Nonlinear Oscillations, Dynamical Systems, and Bifurcations of Vector Fields*, Springer Science and Business Media, New York, USA, 2013.
- [32] Peters, D.A. and He, C.J., “Finite State Induced Flow Models. II-Three-dimensional Rotor Disk”, *Journal of Aircraft*, Vol. 32, No. 2, pp. 323-333, 1995.
- [33] Thomas, A.L., and Taylor, G.K., “Flight Dynamics I. Stability in Gliding Flight”, *Journal of Theoretical Biology*, Vol. 212, No. 3, pp. 399-424, 2001.
- [34] Heathcote, S., Martin, D., and Gursul, I., “Flexible Flapping Airfoil Propulsion at Zero Freestream Velocity”, *AIAA journal*, Vol. 42, No. 11, pp. 2196-2204, 2004.
- [35] Steck, J.E., Rokhsaz, K., Pesonen, U., and Duerksen, N., “An Advanced Flight Control