



## Altitude cascade control of an avian-like flapping robot considering articulated wings and quasi-steady

S. Leyci, J. Poshtan\*

Department of Electrical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran

**ABSTRACT:** This paper intends to stabilize the flight of an avian-scale flapping robot with articulated. Modeling has been performed using Multibody dynamics, considering a tail. The equations of motion have been derived from Lagrange equations. Kampf mechanism, inspired by the birds, is used to drive the inner and outer wings with a phase shift. The aerodynamic model has been obtained from applying the blade element theory to the wings divided into twelve elements, considering the inner and outer wing distinction. The aerodynamic forces emerging from the movement of wing elements, in terms of flapping frequency and flight speed, are determined separately. Regarding the flight path angle and effective angle of attack, aerodynamic forces of the entire wings have been achieved in horizontal and vertical axes. The coupling of aerodynamic and dynamic completes the nonlinear time-periodic equations. Due to the impact of the fuselage pitch angle on the flight altitude, the cascade control was used to control fuselage and tail pitch angles in inner loops and altitude in the outer one. Proportional-derivative-integral control has been used to control the performance of the loops, the coefficients of which have been optimally designed

### Review History:

Received: Feb. 16, 2020  
Revised: Jul. 01, 2020  
Accepted: Aug. 18, 2020  
Available Online: Dec. 15, 2020

### Keywords:

Flapping flight  
Articulated wings  
Cascade control  
Altitude control  
Quasi-steady aerodynamic

### 1- Introduction

By considering the degrees of freedom for the tail of the robot, it is possible to control the degrees of freedom of the body (thus changing the direction and navigation of the robot would be possible) in constant flight speed. The presence of a tail has several advantages, for example, improvements in static stability, simpler control strategies, and separation of wing and tail control units. However, tail aerodynamics is very complex due to the interference of wing and tail flows and is generally not considered in the modeling. The combination of the tail and articulated wings leads to an optimal performance with a simpler design. Tail improves forward flight performance, and static and dynamic stability, as well [1].

After obtaining the complete correspondence aerodynamic forces with the kinematics and dynamics of the ornithopter, the cascade control is used. Attitude control is in the low-level control category. In practice, due to limitations in structure, weight, and processing speed, the simplest control methods are proposed. In this study, cascade control is appropriate and satisfies the intent of the research. In this method, problems caused by nonlinear dynamics and vibrations, are solved in the inner loop. Finally, easier and faster control is achieved.

### 2- Dynamic Modeling

This system consists of a set of rigid objects connected in a tree structure. There are local fixed frames for each part. The equations of motion have been described in

the generalized coordinates. The Lagrange equation is obtained from  $L = T - U$ , where  $T$ , and  $U$  are kinetic and potential energies, respectively. Final equations of motion are achieved by placing the Lagrangian in Eq. (1).

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L}{\partial \dot{q}} \right) - \frac{\partial L}{\partial q} + \frac{\partial C}{\partial \dot{q}} + \left[ \frac{\partial \psi}{\partial q} \right]^T \lambda = Q \quad (1)$$

Here  $C$  is a function of energy loss,  $\psi$  is an algebraic constraint, and  $\lambda$  is the Lagrangian coefficient for the constraints. The constraint function is assumed to be zero [2]. The kinetic energy is obtained from the Eq. (2) where  $M(q)$  is the mass matrix.

$$T = \frac{1}{2} \dot{q}^T M(q) \dot{q} \quad (2)$$

Assuming that the mass of the body is centered, the potential energy of the robot with  $n$  links is equivalent to:

If the robot has elasticity, then the potential energy will also include the energy stored in the elastic components [3]. After simplification, the equations of motion are

$$U = \sum_{k=1}^n U_k = \sum_{k=1}^n m_k g^T r_{ck} \quad (3)$$

\*Corresponding author's email: jposhtan@iust.ac.ir



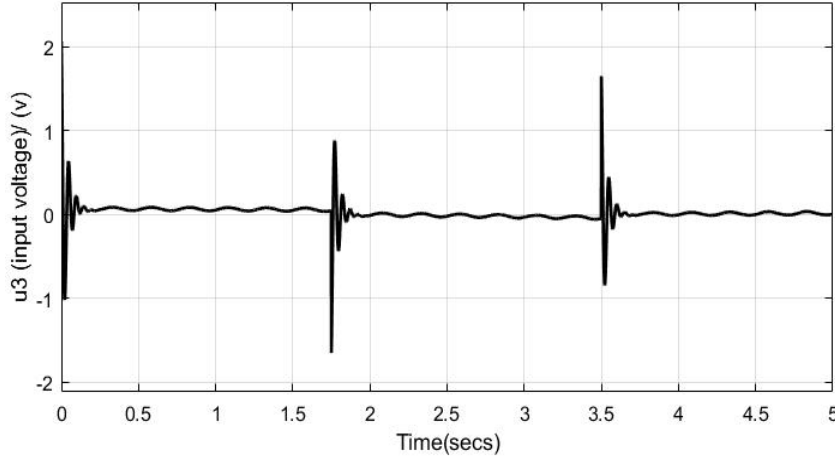


Fig. 1. The control signal for the third control loop

$$M(q)\ddot{q} + C(q, \dot{q})\dot{q} + Kq + g_k + N(q) = Q(q) \quad (4)$$

where  $k$  and  $g_k$  are the generalized stiffness matrix and the generalized gravity force, respectively. For simplicity, the stiffness matrix is set to zero [4]

### 3- Aerodynamic Model

Each wing divided into twelve sections with similar orientations, preserving the border of the inner and the outer wing [4]. The position of each section in the wing root frame is achieved considering the plunging and twisting.

The total drag force is the summation of the induced and parasite drag forces. Elliptic reduction factor,  $e$ , is also considered.

$$D_{total} = D_i + D_p = \frac{2(W \cos \gamma)^2}{e\pi B^2 \rho U_{ref}^2} + \frac{\rho U_{ref}^2 S_w C_f K}{2} \quad (5)$$

From the thin airfoil theory, the lift coefficient is given in Eq. (20).

$$C_l = 2\pi \sin(\alpha_{eff}) \quad (6)$$

These equations are applied to each section with a specific orientation and motion. Eq. (7) gives the circulatory lift coefficient, where  $d_c$  is the local chord length.

$$C_{l_c} = 2\pi C(k) \sin \alpha_{rel} + 0.636\sqrt{l/d_c} \quad (7)$$

This lift coefficient can be converted to the lift force for an element with a length of  $d_c$  and a width of  $d_r$ . The

circulatory lift is perpendicular to the flow rate and creates vertical and horizontal forces:

$$dN_{nc} = -\frac{\rho\pi(d_c^2)}{4}(\dot{\theta}U + \dots + r\ddot{\beta} \cos \theta - ba\ddot{\theta}).d_r \quad (8)$$

Since the local orientation varies over the wingspan, the vertical and horizontal forces must be computed before summing them up [2].

$$F_{vert} = \left[ \sum_{n=1}^{12} dF_{vert_c} + dF_{vert_{nc}} \right] + D \sin \phi \cos(\gamma + \delta)$$

$$F_{horiz} = \left[ \sum_{n=1}^{12} dF_{horiz_c} + dF_{horiz_{nc}} \right] + D \cos \phi \cos(\gamma + \delta) \quad (9)$$

### 4- Altitude Control

Cascade control is a control algorithm consisted of loops in which the output of one control loop determines the target of the next one. The robot's fuselage pitch angle will be used to control the flight altitude. Increasing the pitch angle to a certain range that does not lead to the dynamic stall, will increase the altitude. Therefore, the first controlling loop is created: The reference signal is the height rate, and the output is the reference fuselage pitch angle as an input to the second loop. The second loop is for the fuselage pitch control.

The third controller delivers the tail pitch to the desired reference point. The output of this controller determines the amount of voltage needed to bring it to the referenced value. Proportional-Integral-Derivative (PID) controllers are used to design the controllers.

$$C(s) = k_p + k_D s + \frac{K_I}{s} \quad (10)$$

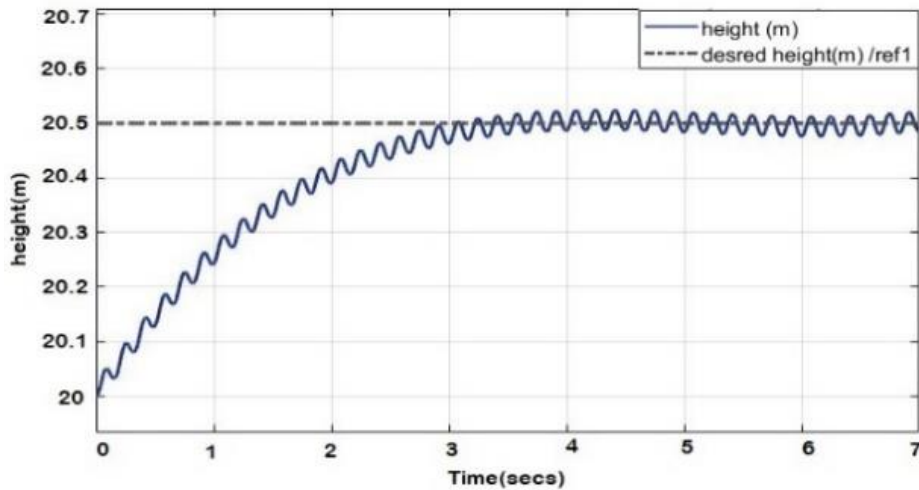


Fig. 2. Robot height control using a cascade control algorithm

## 5- Results

The control design of cascade loops starts from the most inner one. Fig. 1 shows the  $u_3$  control signal, which is the input voltage to the tail actuator to create the torque needed to change the position of the tail and track the reference input. This signal is within the range of the applied voltage to the actuator. Finally, the robot can fly steadily at any altitude (Fig. 2).

## 6- Conclusions

In this paper, the performance of an avian-like flapping robot with articulated wings is investigated. Nonlinear time-periodic modeling is completed by appending the aerodynamic forces with the dynamics. Cascade control is implemented to control the flight altitude. Since the inner loop was faster than the outer one, the control speed was satisfying. It was safe to adjust the altitude at almost a constant flight speed.

## References

- [1] S. Armanini, J. Caetano, C. De Visser, M. Pavel, G. De Croon, M. Mulder, Modelling wing wake and tail aerodynamics of a flapping-wing micro aerial vehicle, *International Journal of Micro Air Vehicles*, 11 (2019) 1756829319833674.
- [2] J.V. Caetano, C. De Visser, G. De Croon, B. Remes, C. De Wagter, J. Verboom, M. Mulder, Linear aerodynamic model identification of a flapping wing mav based on flight test data, *International Journal of Micro Air Vehicles*, 5(4) (2013) 273-286.
- [3] D. Tang, H. Zhu, W. Yuan, Z. Fan, M. Lei, Measuring the flexibility matrix of an eagle's flight feather and a method to estimate the stiffness distribution, *Chinese Physics B*, 28(7) (2019) 074703.
- [4] C. Altenbuchner, J.E. Hubbard Jr, *Modern Flexible Multi-Body Dynamics Modeling Methodology for Flapping Wing Vehicles*, Academic Press, 2017.

### HOW TO CITE THIS ARTICLE

S. Leyci, J. Poshtan, *Altitude cascade control of an avian-like flapping robot considering articulated wings and quasi-steady*, *Amirkabir J. Mech. Eng.*, 53(4) (2021) 511-514.

DOI: [10.22060/mej.2020.17937.6691](https://doi.org/10.22060/mej.2020.17937.6691)







## کنترل آبخاری ارتفاع ربات بالزن با بال‌های دوتکه و آیرودینامیک شبه‌پایا

ثریا لیثی، جواد پشتان\*

دانشکده مهندسی برق، دانشگاه علم و صنعت، تهران

### تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۳۹۸/۱۱/۲۷  
بازنگری: ۱۳۹۹/۰۴/۱۱  
پذیرش: ۱۳۹۹/۰۵/۲۸  
ارائه آنلاین: ۱۳۹۹/۰۹/۲۵

### کلمات کلیدی:

بالزن  
بال‌های دوتکه  
آیرودینامیک شبه‌پایا  
غیرخطی متناوب  
کنترل آبخاری  
کنترل ارتفاع

**خلاصه:** در این مقاله، هدف، پایدارسازی پرواز برای کنترل ارتفاع ربات بالزن در مقیاس متوسط با بال‌های دوتکه می‌باشد. برای این منظور، ابتدا مدلسازی دینامیکی با استفاده از دینامیک بدن چندجسمی، که شامل بخش‌های «دو بال دو تکه‌ای، بدنه و دم» است، انجام می‌شود. برای بدست آوردن معادلات حرکت از معادلات لاگرانژ و برای بال‌زدن از مکانیزم کمپف استفاده شده‌است. این مکانیزم که الهام گرفته شده از بال پرندگان است، بال‌های داخلی و خارجی را به صورت غیرهم فاز به حرکت در می‌آورد. مدل آیرودینامیکی به کمک فرضیه مقاطع بال استخراج می‌شود که در آن هر بال به دوازده مقطع، با در نظر گرفتن تمایز بال داخلی و خارجی، تقسیم می‌شود. نیروهای حاصل از حرکت هر مقطع بر حسب فرکانس بال‌زدن و سرعت پرواز به صورت مجزا بدست می‌آید. با ترکیب این نیروها و لحاظ کردن زاویه‌ی مسیر و زاویه‌ی حمله موثر، نیروهای آیرودینامیکی کل بال در راستای افقی و عمودی در هر گام زمانی حاصل می‌شود. با ادغام مدل آیرودینامیکی با مدل دینامیکی، مدل غیرخطی متناوب ربات بدست می‌آید. با توجه به تاثیر زاویه‌ی پیچ بدنه بر ارتفاع پرواز، از کنترل آبخاری برای کنترل زوایای پیچ بدنه و پیچ دم ربات در حلقه‌های داخلی، و کنترل ارتفاع در حلقه‌ی خارجی استفاده شده است. برای کنترل عملکرد حلقه‌ها از کنترل تناسبی-مشتقی-انترگالی بهره برده شده که منجر به ایجاد پرواز پایدار در ارتفاع مطلوب شده‌است.

### ۱- مقدمه

کمپف<sup>۲</sup> که برای بال‌زن‌ها با بال‌های دوتکه‌ای ابداع شده‌است، اشاره کرد. این مکانیزم حرکت بال‌زدن و پیچش در بال را به صورت همزمان ایجاد می‌کند [۲]. وجود پیچش در بال، نیروی پسا<sup>۳</sup> را به صورت قابل توجهی کاهش می‌دهد [۳]. ربات بالزن و هوشمند شرکت فستو<sup>۴</sup> در مقیاس مرغ ماهی خوار با بال‌های دوتکه، دارای ویژگی پیچش فعال بال‌ها در طول حرکت رو به بالا و حرکت رو به پایین<sup>۵</sup> است که یکی از موفق‌ترین ربات‌های بال‌زن است [۴].

رایج‌ترین مدلسازی‌های دینامیکی مرتبط با ربات‌های شبه‌پرنده

ربات‌های بال‌زن با اهداف مختلف، در شکل‌ها و اندازه‌های گوناگون ساخته شده و به تدریج دامنه‌ی کاربردهای آن‌ها توسعه یافته‌است. این ربات‌ها از آیرودینامیکی کارا تر از بال ثابت‌ها و بالگردها برخوردار هستند [۱]. اجزای اصلی در همه این پرنده‌ها شامل بدنه، مجموعه بال‌ها و مکانیزم تحریک بال، سطوح کنترل و عملگرها می‌باشد. از جمله مکانیزم‌های بال‌زدن می‌توان به مکانیزم چهارمیله‌ای<sup>۱</sup> که رایج‌ترین و شبیه‌ترین شکل پرواز به پرندگان را داراست مکانیزم

2 kampf  
3 Drag  
4 Smart bird  
5 Downstroke -upstroke

1 Four-bar

\* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: jposhtan@iust.ac.ir



شامل روش لاگرانژ<sup>۱</sup> و روش نیوتون اویلر می‌باشد. در روش لاگرانژ که براساس انرژی جنبشی و پتانسیل است، از دینامیک بدن چندجسمی<sup>۲</sup> استفاده می‌شود [۵]. روش نیوتن اویلر از پیچیدگی‌های بیشتری برخوردار بوده و می‌تواند نیروهای داخلی هر مفصل را نیز بدست دهد [۶، ۷]. روش‌های مختلفی برای بدست آوردن آیرودینامیک بال‌زن‌ها توسعه یافته‌است. چند روش رایج عبارتند از: ممنوم، المان-پره، هیبرید ممنوم، خط برآز، تئوری بالواره نازک، شبه‌گردابه‌ای، روش صفحه‌ای ناپایا، معادلات کامل ناویر استوکس و روش نواری. اغلب این روش‌ها هزینه‌های محاسباتی سنگینی دربرمی‌گیرد.

بخش عمده‌ی کارهای پیشین انجام‌شده در زمینه‌ی بال‌زن‌ها، مربوط به ریزپرنده‌ها می‌باشد. در ریزپرنده‌ها، گشتاورهای لازم برای تغییر جهت از طریق تغییر در سینماتیک بال‌زدن حاصل می‌شود که در آن، ربات به صورت غیرمتمقارن بال می‌زند. این مساله به دلیل فرکانس پایین بال‌زدن در ربات‌های بزرگتر، قابل‌اعمال نیست و عمل بال‌زدن باید به صورت همزمان و متمقارن باشد تا پرواز پایدار حاصل شود. بنابراین جهت‌گیری و تثبیت پرواز در شبه‌پرنده‌ها بر عهده دم می‌باشد. اگر دم به یک سمت خم شود، کل پرنده نیز در راستای همان خمش، جهت‌گیری<sup>۳</sup> می‌کند. بدین ترتیب جهت‌گیری کلی ربات تغییر می‌کند [۸]. یک مزیت بال‌زن‌ها دارا بودن پارامترهای کنترلی متنوع است. این موضوع امکان دست‌یابی به درجات آزادی بیشتر در طراحی سیستم کنترلی را فراهم می‌سازد. از جمله این پارامترها می‌توان به فرکانس، دامنه بال‌زدن، اختلاف فاز، سختی بال و زاویه سطح کنترلی اشاره نمود. اندرسون و کب [۹] از ترکیب پارامترهای کنترلی مختلف برای دنبال کردن الگوهای مختلف حرکت بال‌ها در طول پرواز استفاده کردند که با تغییر در نیروهای آیرودینامیکی اعمالی به بدنه همراه بود. با استفاده از تکنیک کنترل تطبیقی مد لغزشی، کنترل ارتفاع و موقعیت حشره بال‌زن با در نظر گرفتن شش درجه آزادی و با فرض آیرودینامیک شبه‌پایا<sup>۴</sup> بدست آمده‌است [۱۰، ۱۱]. در این کار ربات قادر است هرگونه مسیر دلخواه را بدون اطلاع قبلی از عدم قطعیت‌های موجود دنبال کند. برای رد کردن اغتشاشات ارتعاشی، کنترل‌کننده‌ای با استفاده از تابع لیاپانوف<sup>۵</sup> جهت پایدارسازی پرواز

- 1 Lagrange equation
- 2 Multibody Dynamics
- 3 Orientation
- 4 Quasi-steady
- 5 Lyapunov function

طراحی شده‌است [۱۲]. در [۱۳] یک روش جدید کنترل زوایا با ساختار ساده و ماهیت مدل-آزاد پیشنهاد شده که از آن برای حذف ارتعاش، دنبال کردن مسیر هدف و رد اغتشاشات متغیر با زمان استفاده شده‌است. این روش با عنوان کنترل یادگیرنده تکراری<sup>۶</sup> یک روش ردیابی مرجع برای سیستم‌هایی است که در یک حالت تکراری کار می‌کنند. فرآیند یادگیری از اطلاعات تکرارهای قبلی استفاده می‌کند تا سیگنال کنترلی را بهبود بخشد.

با این حال، مطالعه این سیستم‌ها با اهداف کنترلی، نسبتاً محدود بوده‌است و اغلب محدود به کارهای کنترلی برای ریزپرنده‌ها و چند مورد شبه‌پرنده در مقیاس متوسط با بال‌های یک‌تکه است. مدلسازی پرواز کامل ربات با بال‌های دو تکه که نیازمند بررسی‌های کنترلی است، انجام نشده و همچنین درجات آزادی دم نیز به دلیل افزایش پیچیدگی، لحاظ نشده‌است. در این تحقیق برای سادگی و در عین حال معتبر بودن از مدل بدن پنج بخشی با صرف نظر از انعطاف‌پذیری بعلاوه بخش دم بهره برده شده‌است. با در نظر گرفتن درجات آزادی برای دم ربات، امکان کنترل درجات آزادی بدنه (در نتیجه امکان تغییر جهت و هدایت ربات) در فرکانس بال‌زدن و سرعت پرواز ثابت میسر می‌گردد. وجود دم مزایای مختلفی دارد، به عنوان مثال: بهبودی در پایداری استاتیک، استراتژی‌های کنترلی ساده‌تر و جداسازی واحدهای کنترلی بال‌ها و دم. هرچند که آیرودینامیک دم به دلیل تداخل جریان‌های بال‌ها و دم بسیار پیچیده است و عموماً در مدلسازی لحاظ نمی‌شود. بال‌زن‌های دارای دم از هر دو (۱) بال‌های بال‌زن که مانورپذیری، پرواز شناور و تولید عمده‌ی برا را به عهده دارند و (۲) دم که پایداری استاتیکی و دینامیکی را به کمک ساده‌ترین روش‌های کنترلی ممکن می‌سازد، بهره می‌برند. ترکیب این دو منجر به عملکرد مطلوب با طراحی‌های ساده‌تر می‌گردد. هرچند که اضافه کردن دم با هزینه‌ی کاهش مانورپذیری روبروست، اما در عملکرد پرواز روبه جلو بهبود حاصل می‌شود [۱۴].

کنترل و پایدارسازی ساده با هزینه‌هایی همراه است. از جمله این هزینه‌ها، تداخل بال‌ها و دم است که می‌بایست به خوبی مدل شوند که این خود باعث افزایش چالش‌ها می‌شود. مدلسازی پرواز بال‌زن‌ها بخودی خود دارای چالش‌های بسیاری است و با اضافه شدن دم و بال‌های دو تکه، با توجه به سینماتیک پیچیده‌شان، این چالش‌ها

باشد، در دسترس نیست. در این مطالعه با ترکیب این دو مدل و افزودن المان دم، مدل‌سازی کاملی از پرواز کامل ربات ارائه می‌شود و نتایج برای پرواز با قابلیت تغییر ارتفاع به صورت کنترل شده نشان داده می‌شود.

با استفاده از فرضیه‌ی مقاطع بال، با تقسیم هر بال به دوازده مقطع بطوری که تمایز بال داخلی و خارجی حفظ شود، نیروهای آیرودینامیکی در راستای افقی و عمودی محاسبه می‌شوند. برای دستیابی به پرواز کامل، این نیروها که تابع آرگومان‌های مدل دینامیکی هستند، در لحظه محاسبه می‌شوند و به عنوان ورودی لحظه‌ی بعد به دینامیک سیستم اعمال می‌شوند. پس از بدست آوردن ارتباط کامل نیروهای آیرودینامیکی با سینماتیک و دینامیک بال‌زن، از الگوریتم کنترل آبخاری<sup>۲</sup> برای پرواز در ارتفاعات مختلف استفاده می‌شود. کنترل زوایای رول، پیچ و یاو<sup>۳</sup> در مباحث رباتیک، در دسته‌ی کنترل سطح پایین قرار می‌گیرد. در عمل به دلیل محدودیت در ساختار، وزن و سرعت پردازش، ساده‌ترین روش‌های کنترلی همواره پیشنهاد می‌گردد و عملاً ساختارهای پیچیده‌ی کنترلی، در این سطح از کنترل مناسب نمی‌باشند. در کنترل سطح بالا که ردیابی و مباحثی مانند دوری از موانع و ناوبری مورد توجه می‌باشد، کنترل‌کننده‌هایی پیچیده‌تر بکار گرفته می‌شوند. در این تحقیق، هدف، کنترل در سطح پایین می‌باشد. برای این منظور، کنترل آبخاری مناسب بوده و هدف تحقیق را برآورده می‌کند. کنترل آبخاری به حلقه‌های کنترلی تو در تو گفته می‌شود که حلقه‌ی بیرونی، نقطه مرجع حلقه‌ی درونی را فراهم می‌کند و بدین ترتیب کنترل ارتفاع با تغییر زاویه‌ی پیچ دم در درونی‌ترین حلقه بدست می‌آید. مزیت این روش، آن است که در عین ساده‌بودن، مسائل مربوط به دینامیک غیرخطی و ارتعاشات وارده در حلقه‌های درونی حل شده و در حلقه‌ی نهایی کنترل ساده‌تر و سریعتری حاصل می‌شود. اساسی‌ترین مشکل در این روش زمانی بروز می‌کند که خطای حالت ماندگار در حلقه‌ها روی هم انباشته شده و ربات را از مسیر اصلی منحرف می‌کند.

## ۲- مدل‌سازی دینامیکی

در این بخش، مدل‌سازی دینامیکی ربات بال‌زن با بال‌های دوتکه به همراه دم شرح داده می‌شود. شماتیک کلی ربات‌های بال‌زن با این

افزایش می‌یابد. هرچند که دم در بسیاری از ربات‌های ساخته‌شده، بکار رفته‌است اما در مطالعات تحقیقاتی ترکیب دو ساختار بال‌ها و دم به طور گسترده مورد بررسی قرار نگرفته‌است و تحقیقات انجام‌شده، صرفاً محدود به ریزپرنده‌هایی با فرکانس بال‌زدن بالا می‌باشد. در حالیکه در این مقاله پرنده‌ای با ابعاد بزرگتر و فرکانس بال‌زدن در محدوده سه تا هفت هرتز مورد بررسی قرار می‌گیرد. در اغلب مدل‌سازی‌های دینامیکی، دم و بال‌ها به صورت یکجا و بدون در نظر گرفتن تمایز بین آن‌ها لحاظ شده‌اند [۱۵-۱۷] و یا به صورت جداگانه و بدون در نظر گرفتن تداخل، مدل شده‌اند [۱۸]. نه تنها تداخل بین بال‌ها و دم پیچیدگی‌ها را به شدت افزایش می‌دهد، بلکه داده‌های تجربی بسیار محدودی نیز در این زمینه ارائه شده‌است. تا به امروز هیچ رویکردی برای مدل‌سازی نیروهای اعمالی به دم مطرح نشده‌است، بخصوص مدل‌هایی که نسبت به زمان قابل حل باشد.

در این تحقیق، سینماتیک حرکت بال‌های داخلی و خارجی از طریق الگوی کمپف در هر گام زمانی به سیستم اعمال می‌شود. مکانیزم کمپف در واقع مجموعه‌ای از دو مکانیزم چهارمیله‌ای است که در آن حرکت بال‌زدن با استفاده از یک مکانیزم لنگ لغزنده<sup>۱</sup> ایجاد می‌شود [۱۹]. برای ایجاد پیچش در بال‌ها، بال خارجی نسبت به بال داخلی، به صورت مورب قرار می‌گیرد. در نتیجه بال خارجی همواره نسبت به چارچوب اتصالی بدنه به بال، پیچش داشته و نیروی پسا را می‌کاهد.

در مدل‌سازی، دم به معادلات دینامیکی ذکر شده در مرجع [۲۰] اضافه شده‌است و مدل به صورت جامع و کامل ارائه شده‌است. از نیروهای آیرودینامیکی اعمالی به دم صرف‌نظر شده‌است. در مدل‌سازی آیرودینامیکی، از روش الف ذکر شده در این مرجع، بهره برده شده‌است که نتایج بدست‌آمده از مدل واقعی با مدل شبیه‌سازی مقایسه شده بودند. داده‌های موقعیت مقاطع بال مورد استفاده در آن از طریق مارکرهای متصل به بال‌ها حاصل شده بودند، اما در این تحقیق تمام داده‌های موقعیت، سرعت و شتاب‌های شبه‌پایا (با توجه به فاصله‌ی مقاطع از مراکز جرم) از طریق محاسبات ریاضی در هر گام زمانی بدست آمده و سپس ادامه‌ی روند را طی می‌کنند. در مرجع ذکر شده، مطالعات دینامیکی و آیرودینامیکی به صورت مجزا بررسی شده‌اند و ترکیب این دو مدل به نحوی که پرواز کاملی ارائه دهد و قابل کنترل

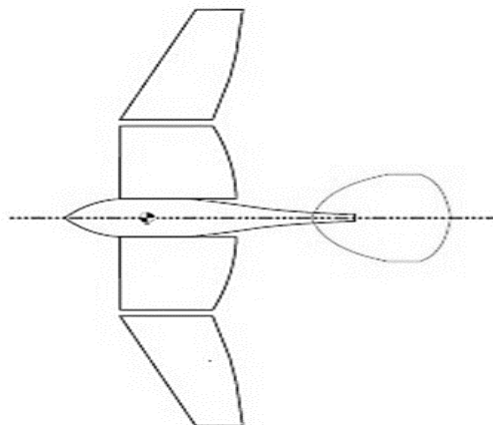
2 Cascade control  
3 Roll, pitch and yaw angle

1 Slider-crank



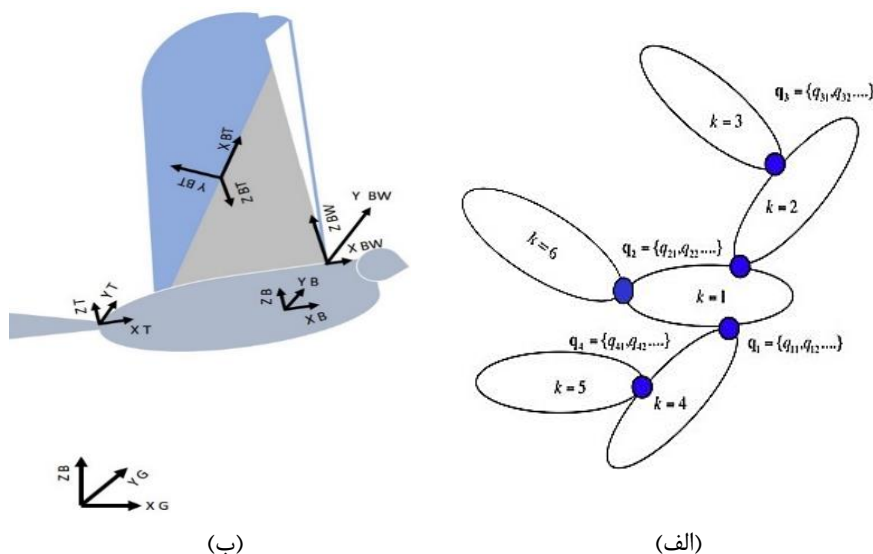
ساختار، معمولاً به صورت شکل ۱ نشان داده می‌شود. این ساختار در پرنده‌ی مقیاس بزرگ نظیر مرغ نوروزی دیده می‌شود. در اینجا، سیستم صلب بال‌زن مطابق شکل ۲ در نظر گرفته شده‌است. این سیستم مجموعه‌ای از اجسام صلب است که از طریق مفاصل به صورت درختی بهم متصل می‌شوند. برای هر جسم، چارچوب ثابت جداگانه تعریف شده و در نهایت معادلات حرکت در چارچوب مرجع اینرسی توصیف می‌شوند. این معادلات در مختصات تعمیم‌یافته  $(q, \dot{q})$  تعریف می‌شوند که در آن  $q = \{q_1, \dots, q_k, \dots, q_n\}$  و زیرنویس  $k$  نشان‌دهنده‌ی رابط  $k$  است. مختصات تعمیم‌یافته، درجات آزادی این مفاصل بوده و نمایانگر جابجایی و چرخش جهانی هستند.

$$\begin{aligned}
 [\omega_k] &= \dot{R}_k^0 R_k^{0T} = (R_{p(k)}^0 \dot{R}_k) (R_{p(k)}^0 R_k)^T \\
 &= (\dot{R}_{p(k)}^0 R_k + R_{p(k)}^0 \dot{R}_k) (R_k^T R_{p(k)}^0)^T \\
 &= \dot{R}_{p(k)}^0 R_{p(k)}^{0T} + R_{p(k)}^0 (\dot{R}_k R_k^0) R_{p(k)}^{0T} \\
 &= [\omega_{p(k)}] + R_{p(k)}^0 [\hat{\omega}_k] R_{p(k)}^{0T}
 \end{aligned} \tag{۱}$$



شکل ۱. شماتیک کلی یک بال‌زن با بال‌های دوتکه و دم [۵]

Fig. 1. General schematic of an ornithopter with articulated wings and a tail [5]



شکل ۲. الف) مدلسازی چندجسمی بال‌زن با بال‌های دوتکه و دم [۲۰] ب) چارچوب اینرسی و دیگر چارچوب‌های متصل به بخش‌های مختلف

Fig. 2. a) Multi-body modeling with articulated wings and a tail [20] b) Inertia frame and other frames connected to different links.



باشد، از رابطه‌ی (۶) بدست می‌آید:

$$U_k(p) = m_k g^T r_{ck} \quad (6)$$

$g$  برداری است که جهت گرانش را در دستگاه مختصات اینرسی نشان می‌دهد و بردار  $r_{ck}$  مختصات مرکز جرم رابط  $k$  را مشخص می‌کند. بنابراین انرژی پتانسیل کل ربات با  $n$  رابط برابر است با:

$$U = \sum_{k=1}^n U_k = \sum_{k=1}^n m_k g^T r_{ck} \quad (7)$$

در صورتیکه ربات دارای حالت الاستیک باشد، انرژی پتانسیل شامل انرژی ذخیره‌شده در اجزای الاستیک نیز خواهد بود [۲۱]. پس از ساده‌سازی معادلات به فرم (۸) تبدیل می‌شوند:

$$M(q)\ddot{q} + C(q, \dot{q})\dot{q} + Kq + g_k + N(q) = Q(q) \quad (8)$$

$$\left[ \frac{\partial \psi}{\partial q} \right]^T \lambda = N(q)$$

که در آن  $K$  ماتریس سختی تعمیم‌یافته و  $g_k$  نیروی گرانشی تعمیم‌یافته است. برای سادگی، ماتریس سختی برابر صفر در نظر گرفته شده است [۲۰]. اگر درایه‌های ماتریس اینرسی را با  $m$  نشان دهیم، درایه‌های ماتریس  $C$  به صورت زیر بدست می‌آید [۲۲]:

$$c_{ijk} = \frac{1}{2} \left\{ \frac{\partial m_{kj}}{\partial q_i} + \frac{\partial m_{ki}}{\partial q_j} - \frac{\partial m_{ij}}{\partial q_k} \right\} \quad (9)$$

جملات  $c_{ijk}$  در این معادله نمادهای کریستوفل<sup>۱</sup> نام دارند. برای یک  $k$  ثابت  $c_{ijk} = c_{jik}$  می‌باشد. با تعریف نیروی گرانش به صورت (۱۰)، معادله حرکت به فرم رابطه (۱۱) نوشته می‌شود:

$$g_k = \frac{\partial U}{\partial q_k} \quad (10)$$

$$\sum_{j=1}^n m_{kj}(q)\ddot{q}_j + \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n c_{ijk}(q)\dot{q}_i\dot{q}_j + g_k(q) = \tau_k, \quad k=1, \dots, n \quad (11)$$

معادلات محرک‌ها<sup>۲</sup> در چارچوب مختصات تعمیم‌یافته به صورت رابطه (۱۲) بیان می‌شوند:

$$M_a \ddot{q} + B_a \dot{q} + G_a \tau + k_a q = e_a \mu \quad (12)$$

بنابراین سرعت زاویه‌ای در مختصات تعمیم‌یافته با استفاده از ژاکوبین،  $\hat{J}_{\omega 1}$  که سرعت دکارتی هر رابط را به سرعت تعمیم‌یافته‌ی آن مرتبط می‌کند، به صورت (۲) حاصل می‌شود [۲۰]:

$$\begin{aligned} \omega_1 &= \left( \hat{J}_{\omega 1} \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \right) \dot{q} \\ \omega_2 &= \left( \hat{J}_{\omega 1} \quad R_1^0 \hat{J}_{\omega 2} \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \right) \dot{q} \\ \omega_3 &= \left( \hat{J}_{\omega 1} \quad R_1^0 \hat{J}_{\omega 2} \quad R_2^0 \hat{J}_{\omega 3} \quad 0 \quad 0 \quad 0 \right) \dot{q} \\ \omega_4 &= \left( \hat{J}_{\omega 1} \quad 0 \quad R_1^0 \hat{J}_{\omega 4} \quad 0 \quad 0 \quad 0 \right) \dot{q} \\ \omega_5 &= \left( \hat{J}_{\omega 1} \quad 0 \quad R_1^0 \hat{J}_{\omega 4} \quad 0 \quad R_4^0 \hat{J}_{\omega 5} \quad 0 \right) \dot{q} \\ \omega_6 &= \left( \hat{J}_{\omega 1} \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad R_1^0 \hat{J}_{\omega 6} \right) \dot{q} \end{aligned} \quad (2)$$

مشابه سرعت زاویه‌ای، سرعت خطی نیز برای هر کدام از رابط‌ها در مرکز جرم آن تعریف می‌شود.

$$\begin{aligned} v_k &= J_{vk} \dot{q} J_{vk} \\ \frac{\partial x_k}{\partial q} &= \frac{\partial W_k^0 c_k}{\partial q} \end{aligned} \quad (3)$$

تبدیل همگن زنجیره‌ای از مختصات اینرسی به مختصات محلی رابط  $k$  با  $W_k^0$  نشان داده شده است.  $c_k$  بردار ثابت مرکز جرم در مختصات محلی (چارچوب ثابت رابط) می‌باشد. معادله لاگرانژ از تشکیل لاگرانژین به صورت  $L = T - U$  بدست می‌آید که در آن  $T$  انرژی جنبشی و  $U$  انرژی پتانسیل است. با قراردادن لاگرانژین بدست‌آمده در رابطه‌ی (۴)، معادلات حرکت نهایی بدست می‌آید.

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L}{\partial \dot{q}} \right) - \frac{\partial L}{\partial q} + \frac{\partial C}{\partial \dot{q}} + \left[ \frac{\partial \psi}{\partial q} \right]^T \lambda = Q \quad (4)$$

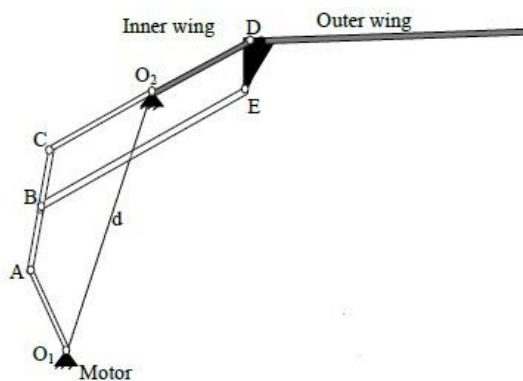
در اینجا  $C$  تابع اتلاف انرژی است،  $\psi$  تابع قید جبری و  $\lambda$  ضرایب لاگرانژ برای قیدها است. فرض می‌شود تابع قید جبری برابر صفر است [۱]. انرژی جنبشی از رابطه‌ی (۵) بدست می‌آید که در آن  $M(q)$  ماتریس اینرسی است.

$$\begin{aligned} T &= \frac{1}{2} \dot{q}^T M(q) \dot{q} \\ &= \frac{1}{2} \dot{q}^T \left[ \sum_{k=1}^n \left\{ m_k J_{vk}^T(q) J_{vk}(q) + J_{\omega 1}^T(q) R_k(q) I_k R_k^T(q) J_{\omega 1}(q) \right\} \right] \dot{q} \end{aligned} \quad (5)$$

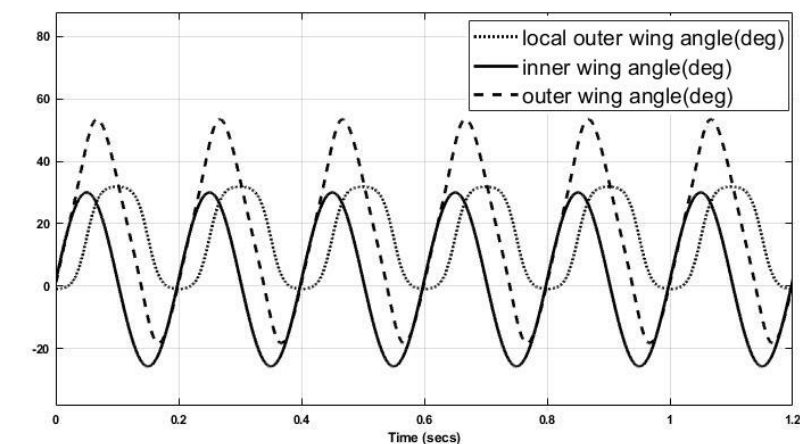
انرژی پتانسیل رابط  $k$ ، با فرض اینکه جرم در مرکز آن متمرکز

1 Christoffel symbols

2 Actuators



شکل ۳. شکل کلی مکانیزم بال زدن براساس الگوی کمپف [۵]  
 Fig. 3. Flapping mechanism based on the Kempf model [5]



شکل ۴. زوایای داخلی و خارجی بال‌ها

Fig. 4. Inner and outer angles of the wings

دوتکه با استفاده از روش‌های تحلیلی عددی بدست می‌آید. با توجه به پیچیدگی در روابط سینماتیکی و با در نظر گرفتن اهداف این تحقیق، زوایای بدست‌آمده با استفاده از تحقیق‌های قبلی در اینجا استفاده شده و به بررسی روابط آن پرداخته نمی‌شود [۱۹]. سپس مکانیزم بال‌زدن به صورت جداگانه، ایجاد می‌شود و زوایای بال‌های داخلی و خارجی بدست آمده و به دینامیک سیستم اعمال می‌شود. برای سادگی، بال‌زدن به صورت ایده‌آل در نظر گرفته شده است. درجات آزادی بال‌ها در دینامیک سیستم، به صورت پارامترهای متغیر با زمان لحاظ شده‌اند که در هر گام زمانی مقادیر بدست‌آمده از مکانیزم بال‌زدن به دینامیک کلی سیستم اعمال می‌شود.

با توجه به اینکه بال‌زدن به صورت متقارن صورت می‌گیرد، حرکت دو بال نسبت به هم ۱۸۰ درجه اختلاف خواهد داشت. سینماتیک

که در آن  $G_a$  ماتریس نسبت جعبه دنده است که خروجی محرک را به مفاصل بال‌زن مرتبط می‌کند. این معادله با معادله حرکت ربات (۸) ادغام می‌شود.

$$(M_a + G_a M) \ddot{q} + (B_a + G_a e) \dot{q} + (G_a g + k_a q) = e_a \mu \quad (13)$$

#### ۲-۱ مکانیزم بال‌زدن

برای به حرکت درآوردن بال‌ها، می‌بایست مکانیزمی انتخاب شود که علاوه بر تعداد درجات آزادی کمتر، بتواند الگوی بال‌زدن پرندگان را به خوبی تقلید کند. برای این منظور از مکانیزم کمپف بهره برده شده است [۵]. استخراج معادلات سینماتیکی مکانیزم بال‌زن با بال

کنترل کننده مفید می باشد [۲۲].

اگر  $M(q)$  ماتریس اینرسی ربات باشد و  $C(q, \dot{q})$  بر حسب اعضای آن تعریف شود، آنگاه ماتریس  $A(q, \dot{q}) = \dot{M}(q) - 2C(q, \dot{q})$  پادمتقارن است، بدان معنی که اجزای  $a_{jk}$  ماتریس  $A$  رابطه‌ی  $a_{jk} = -a_{kj}$  را برآورده می کنند.

پسیوبودن، بدان معنی است که  $\beta \geq 0$  ای وجود دارد، به گونه‌ای که

$$\int_0^T \dot{q}^T(\zeta) \tau(\zeta) d\zeta \geq -\beta, \forall T > 0 \quad (15)$$

انرژی کل سیستم  $H$ ، همان مجموع انرژی‌های جنبشی و پتانسیل می باشد. به عبارتی

$$H = \frac{1}{2} \dot{q}^T M(q) \dot{q} + U(q) \quad (16)$$

مشتق  $H$  برابر خواهد بود با

$$\begin{aligned} \dot{H} &= \dot{q}^T M(q) \ddot{q} + \frac{1}{2} \dot{q}^T \dot{M}(q) \dot{q} + \dot{q}^T \frac{\partial U}{\partial q} \\ &= \dot{q}^T \{ \tau - C(q, \dot{q}) - g(q) \} + \frac{1}{2} \dot{q}^T \dot{M}(q) \dot{q} + \dot{q}^T \frac{\partial U}{\partial q} \end{aligned} \quad (17)$$

با استفاده از این حقیقت که  $g = \partial U / \partial q$  است، نتیجه می شود:

$$\dot{H} = \dot{q}^T \tau + \frac{1}{2} \dot{q}^T \{ \dot{M}(q) - 2C(q, \dot{q}) \} \dot{q} = \dot{q}^T \tau \quad (18)$$

تساوی آخر از خاصیت پادمتقارن بدست می آید. با انتگرال گیری از دو طرف معادله بر حسب زمان معادله (۱۹) حاصل می شود:

$$\int_0^T \dot{q}^T(\zeta) \tau(\zeta) d\zeta \geq H(T) - H(0) \geq -H(0) \quad (19)$$

چون انرژی کل  $H(T)$  نامنفی است، با توجه به خاصیت پسیوبودن،  $\beta = H(0)$  می باشد.

### ۳- مدل آیرودینامیکی شبه پایا

انتخاب مدل آیرودینامیکی که پیچیدگی زیادی نداشته و قابل اعمال به مدل شبیه سازی شده، باشد، حائز اهمیت است. از این رو، رویکردی که بسیار مورد استفاده قرار میگیرد، آیرودینامیک شبه پایا

بال زدن الگوی کمپف که ترکیبی از دو مکانیزم چهارمیله‌ای می باشد، در شکل ۳ نشان داده شده است.

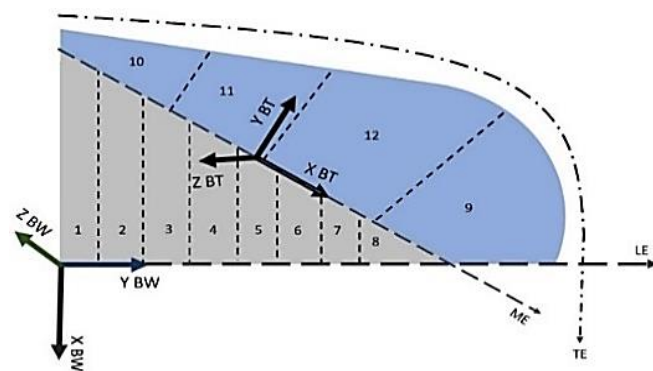
زوایای بال‌های داخلی و خارجی به صورت رابطه‌ی (۱۴) بدست آمده است. با تغییر در پارامترهای بال‌ها، این زوایا متغیر خواهد بود.

$$\begin{aligned} \theta_{inner} &= \frac{\theta_{up} - \theta_{down}}{2} \sin(\omega_{wing} t) + \frac{\theta_{up} + \theta_{down}}{2} \\ \theta_{outer} &= -\frac{1}{3} (\text{erf}(\sqrt{2} \cos(\omega_{wing} t)) - 1) + \theta_{inner} \quad (14) \\ \text{erf}(z) &= \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^z e^{-t^2} dt \end{aligned}$$

در رابطه‌ی اخیر  $\theta_{up}$  و  $\theta_{down}$  به ترتیب نشان دهنده بیشترین و کمترین زاویه‌ی بال داخلی نسبت به محور افقی می باشد. شکل ۴ زوایای بال‌های داخلی و خارجی نسبت به چارچوب محلی خودشان و همچنین بال خارجی نسبت به چارچوب ریشه‌ای بال را نشان می دهد. اختلاف فاز حرکت بال داخلی و خارجی که از مکانیزم کمپف حاصل می شود، در این شکل قابل مشاهده است. این اختلاف فاز باعث بهبود عملکرد آیرودینامیکی در مقایسه با ربات‌هایی با بال‌های یک تکه می گردد.

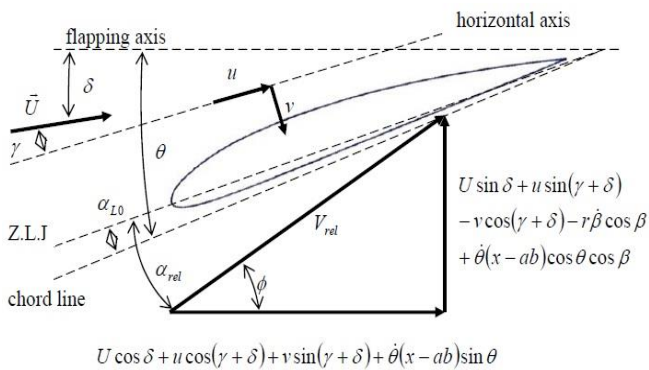
### ۲-۲- خواص معادلات دینامیکی

این معادلات دارای خواص ساختاری مهمی هستند که از آن‌ها می توان برای توسعه الگوریتم‌های کنترلی بهره برد. همچنین در این ربات ماتریس اینرسی قیده‌های کلی را برآورده می کند که در طراحی



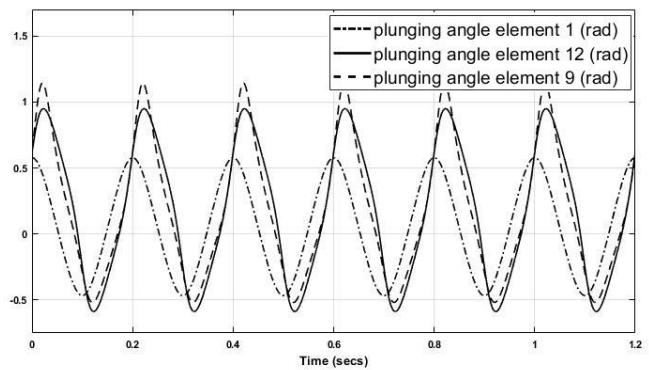
شکل ۵. مقاطع بال در بالزن

Fig. 5. Wing elements in an ornithopter



شکل ۷. نحوه‌ی محاسبه‌ی زاویه حمله‌ی موثر برای یک بالواره [۲۰]

Fig. 7. calculation of the effective angle of attack [20]



شکل ۶. زاویه بال‌زدن محلی برای مقاطع مختلف بال

Fig. 6. Local wing angle for different wing elements

پسای القایی برای شرایط پرواز پایدار به طور معمول با استفاده از معادله (۲۳) بصورت تقریبی بدست می‌آید که در آن نیروی برا با وزن بال‌زن تنظیم می‌شود و توسط زاویه‌ی مسیر پرواز، قابل تقریب است. فاکتور بیضوی<sup>۵</sup> کاهش برا،  $e$ ، نیز در نظر گرفته شده‌است.

$$u'_n = \frac{1}{3} (u'_{n-1} + 2 \frac{u_{n+1} - u_n}{t_{n+1} - t_n}) \quad (20)$$

$$D_i = \frac{2L^2}{e\pi B^2 \rho U_{ref}^2} = \frac{2(W \cos \gamma)^2}{e\pi B^2 \rho U_{ref}^2} \quad (21)$$

ضریب پسای پارازیت،  $k$ ، با استفاده از روش تاکر تعیین می‌شود که در آن ضریب پسای اصطکاک برای یک صفحه صاف در جریان متلاطم،  $C_f$ ، با استفاده از معادله پراندل<sup>۶</sup> بدست می‌آید [۲۳]. در نهایت مجموع کل پسای از رابطه (۲۲) حاصل می‌شود [۲۰]. این نیرو نسبت به فرکانس و در نتیجه سرعت پرواز، متغیر است. مقدار کمینه‌ی آن که در فرکانس ۵ هرتز بدست آمده، در شکل ۸ قابل مشاهده است. این نیرو به دلیل وجود پیچش در بال، کاهش یافته‌است.

$$D_p = \frac{\rho U_{ref}^2 S_w C_{DP}}{2} = \frac{\rho U_{ref}^2 S_w C_f K}{2} \quad (22)$$

$$D_{total} = D_i + D_p = \frac{2(W \cos \gamma)^2}{e\pi B^2 \rho U_{ref}^2} + \frac{\rho U_{ref}^2 S_w C_f K}{2}$$

نیروهایی که برای پیش‌بینی آیرودینامیک این بال‌زن استفاده

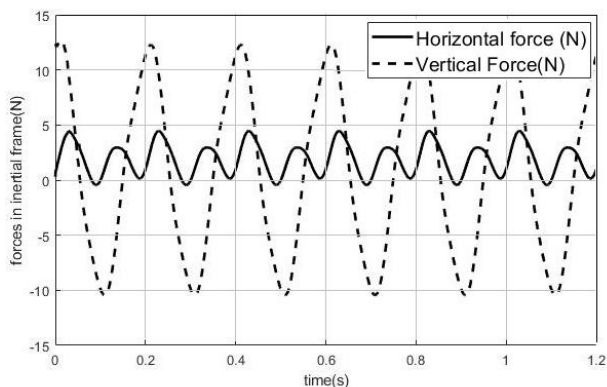
می‌باشد. در آیرودینامیک شبه‌پایا، نیروها فقط به موقعیت، سرعت و شتاب لحظه‌ای وابسته هستند. به عبارتی دیگر، تاثیر وضعیت قبلی حرکت در تولید نیروها اغماض می‌شود.

نظریه‌ی مقاطع بال ابزاری است که برای محاسبه نیروهای آیرودینامیکی یک بال متحرک یا مقطعی مانند ملخ هلیکوپتر توسعه یافته‌است، اما می‌تواند به راحتی برای یک بال در ربات بال‌زن نیز اعمال شود. در حالت کلی، این نظریه، تحلیل آیرودینامیکی یک بال است که به بخش‌هایی تحت عنوان بالواره<sup>۱</sup> ایده‌آل تقسیم می‌شود. آیرودینامیک هر مقطع از بال به صورت جداگانه مورد تجزیه و تحلیل قرار می‌گیرد و در نهایت ترکیب می‌شود تا کل نیروها و گشتاورهای بال متحرک بدست آید. هر بال به دوازده مقطع متمایز با جهت‌گیری‌های مشابه تقسیم می‌شود که در شکل ۵ نشان داده شده‌است [۲۰]. این پیکربندی<sup>۲</sup> بال را به دو ناحیه بال داخلی و بال خارجی تقسیم می‌کند. موقعیت هر مقطع نسبت به چارچوب ریشه‌ای بال با توجه به فاصله آن از مراکز جرم بال‌های داخلی و خارجی، زاویه‌ی بال‌زدن و نیز پیچش بال بدست می‌آید. خم‌شدن باعث افزایش زاویه‌ی بال‌زدن در نزدیکی نوک بال و ایجاد فاصله‌ی زمانی بین ریشه بال و نوک بال می‌شود. شکل ۶ زاویه‌ی بال‌زدن مقاطع مختلف در طول زمان را نشان می‌دهد. سرعت شبه‌پایا و شتاب مرتبط با هر مقطع از روش مرتبه دوم آدامز-بشفورث<sup>۳</sup> (۲۰) بدست می‌آید.

نیروی پسای کل، مجموع پسای القایی و پسای پارازیت<sup>۴</sup> است.

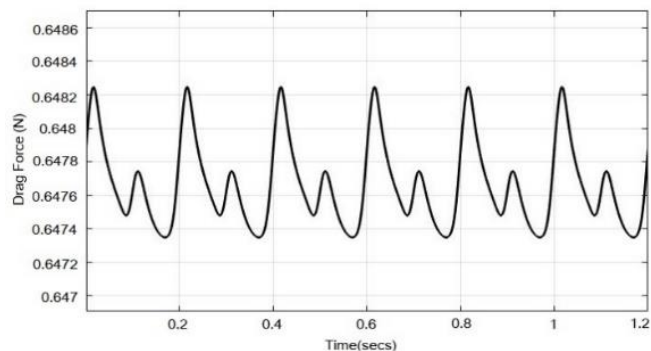
- 1 airfoil
- 2 configuration
- 3 Adams-Bashforth method
- 4 Parasite drag

5 Elliptical factor  
6 Prandtl's wing equation



شکل ۹. نیروهای آیرودینامیکی افقی و عمودی برای بال‌ها

Fig. 9. Horizontal and vertical aerodynamic forces



شکل ۸. نیروی پسای بدست آمده در فرکانس ۵ هرتز

Fig. 8. The drag force obtained at a frequency of 5 Hz

جدول ۱. محاسبه‌ی مولفه‌های عمودی و افقی نیروهای چرخشی و غیرچرخشی [۲۰]

Table 1. Calculation of vertical and horizontal components of circulatory and non-circulatory forces [20]

بخش افقی	بخش عمودی	نیرو
$dF_{horiz_c} = dL_c \sin \phi \cos(\gamma + \delta)$	$dF_{vert_c} = dL_c \cos \phi \cos(\gamma + \delta)$	چرخشی
$dF_{vert_{nc}} = dN_{nc} \sin(-\theta) \cos(\gamma + \delta)$	$dF_{horiz_{nc}} = dN_{nc} \cos(-\theta) \cos(\gamma + \delta) \cos \beta$	غیر چرخشی

این نیرو به صورت عمود بر سطح یک مقطع از بال به طول  $d_r$  و عرض  $d_c$  وارد می‌شود و بنابراین باید به دو بخش نیروی رو به جلو و نیروی رو به بالا (به عبارتی افقی و عمودی) تجزیه گردد. در این مدل آیرودینامیکی، نیروی برای چرخشی شبه پایا نیز در نظر گرفته شده است که براساس تابع کاهش برا محاسبه می‌شود. از تئوری بالواره نازک ضریب برآ توسط معادله (۲۵) ارائه می‌شود:

$$C_l = 2\pi \sin(\alpha_{eff}) \quad (25)$$

با توجه به این معادله، محاسبه‌ی زاویه‌ی حمله موثر و سرعت جریان نسبت به بال، ضروری است. ابتدا سرعت جریان،  $V_{rel}$  و زاویه‌ی جریان،  $\phi$ ، در سه چهارم وتر با استفاده از معادلات (۲۶) و (۲۷) تعیین می‌شود. سپس زاویه‌ی حمله‌ی نسبی، مطابق شکل ۷ توسط معادله (۲۸) بدست می‌آید. این معادلات به هر مقطع با جهت‌گیری و حرکت مشخص اعمال می‌شود. ترکیب این نتایج در معادله (۲۹) ضریب برای چرخشی نهایی را می‌دهد که در آن  $d_c$  وتر محلی است.

می‌شوند، به دو بخش نیروهای چرخشی و غیرچرخشی تقسیم می‌شوند. زمانی که بال هوای اطراف را به صورت عمودی نسبت به سطح آن هل می‌دهد، هوا شتاب می‌گیرد. هوای شتاب گرفته اولین نیروی غیرچرخشی را ایجاد می‌کند که یک بال‌زن تجربه می‌کند و برای محاسبه‌ی نیروی برا بکار گرفته می‌شود. زمانی که حرکت رو به جلو وجود ندارد، مقدار هوای شتاب گرفته توسط بال با جرم هوای یک سیلندر به طول و عرض بال محاسبه می‌شود. این جرم در شتاب عمود بر بال ضرب می‌شود تا نیروی غیرچرخشی بدست آید. عرض این بال با  $c$  نشان داده شده است:

$$N_{apparent} = \frac{\pi c^2}{4} \rho \cdot a_{acceleration} \quad (23)$$

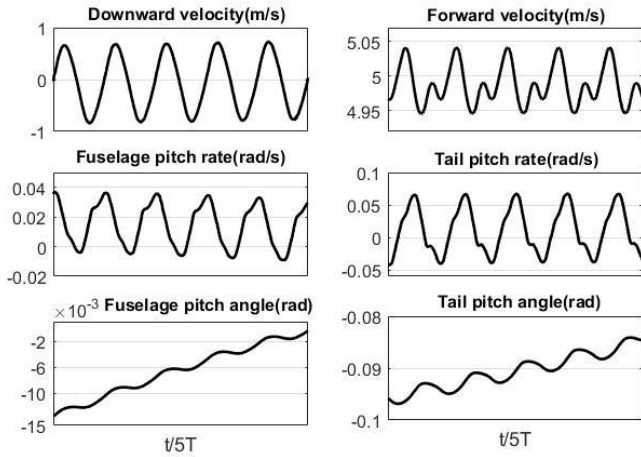
نیروی غیرچرخشی برای یک بال با دوازده مقطع که هم‌زمان حرکت پیچشی و بال‌زدن را دارند، در سرعت غیرصفر به صورت زیر بدست می‌آید:

$$dN_{nc} = -\frac{\rho \pi (d_c^2)}{4} (\dot{\theta} U + r \ddot{\beta} \cos \theta - b a \ddot{\theta}) \cdot d_r \quad (24)$$

جدول ۲. مقادیر هندسی بال [۱]

Table 2. Geometric values of the wings [1]

$B(m)$	$R(m)$	$S(m^2)$	$AR$	$\bar{c}$	$\bar{r}$
۱/۰۷	۰/۵۳۶	۰/۱۱۵	۴/۹۷	۰/۲۱	۰/۷۵



شکل ۱۱. نوسان در متغیرهای حالت متناسب با فرکانس بال زدن  
Fig. 11. Oscillation in state variables proportional to the flapping frequency

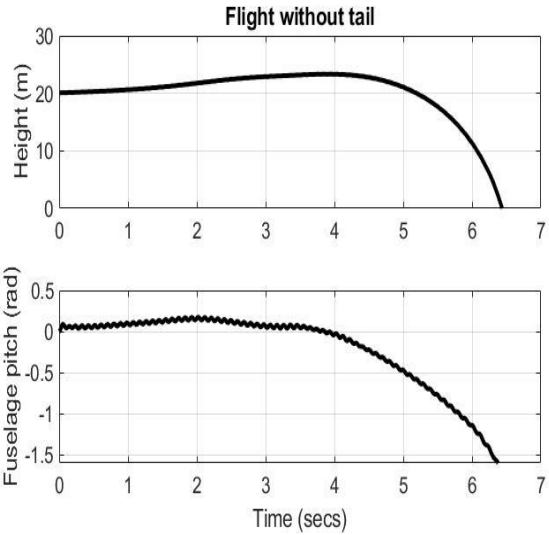
از آنجا که جهت‌گیری محلی مقاطع در طول گستردگی بال متغیر است، مولفه‌های عمودی و افقی نیروها باید قبل از جمع‌شدن نیروهای مقاطع محاسبه شده و نیروهای آیرودینامیکی کل از مجموع نیروهای افقی و عمودی مقاطع بال بدست آید. اجزای عمودی و افقی نیروها در جدول ۱ ارائه شده‌است. آخرین مرحله در مدل آیرودینامیکی جمع کردن اجزای نیروی عمودی و افقی بر روی مقاطع بال‌ها است [۲۰].

$$F_{vert} = \left[ \sum_{n=1}^{12} dF_{vert_c} + dF_{vert_{nc}} \right] + D \sin \phi \cos(\gamma + \delta)$$

$$F_{horiz} = \left[ \sum_{n=1}^{12} dF_{horiz_c} + dF_{horiz_{nc}} \right] + D \cos \phi \cos(\gamma + \delta) \quad (31)$$

در نهایت، نیروهای افقی و عمودی بدست آمده در فرکانس پنج هرتز در شکل ۹ نشان داده شده‌است. مطابق شکل، نیروی رو به جلو، همواره مقداری مثبت بوده و نسبت به نیروی عمودی اختلاف فازی حدود نود درجه دارد.

جدول ۲ نشان‌دهنده مقادیر استفاده‌شده برای تحلیل آیرودینامیکی بال‌زن مورد نظر می‌باشند. نسبت منظری بال<sup>۱</sup> در طول پرواز همواره بین مقدار چهار تا پنج است. این مقدار برای حداقل کردن اثرات سرعت القایی در نزدیکی ریشه بال کافی است.



شکل ۱۰. ارتفاع و زاویه‌ی پیچ ربات بال‌زن بدون وجود دم

Fig. 10. Height and pitch angle of the robot without tail

$$V_{rel} = \left\{ \begin{array}{l} \left[ U \cos \delta + u \cos(\gamma + \delta) + v \sin(\gamma + \delta) + \dot{\theta}(x-ab) \sin \theta \right]^2 \\ + \left[ U \sin \delta + u \sin(\gamma + \delta) - v \cos(\gamma + \delta) - r \beta \cos \beta + \dot{\theta}(x-ab) \cos \theta \cos \beta \right]^2 \end{array} \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (26)$$

$$(27)$$

$$\phi = \tan^{-1} \left( \frac{U \sin \delta + u \sin(\gamma + \delta) - v \cos(\gamma + \delta) - r \beta \cos \beta + \dot{\theta}(x-ab) \cos \theta \cos \beta}{U \cos \delta + u \cos(\gamma + \delta) + v \sin(\gamma + \delta) + \dot{\theta}(x-ab) \sin \theta} \right)$$

$$\alpha_{rel} = \phi + \theta - \alpha_{L0} \quad (28)$$

$$C_{l_c} = 2\pi C(k) \sin \alpha_{rel} + 0.636 \sqrt{l/d_c} \quad (29)$$

این ضریب برا را می‌توان با استفاده از معادله (۳۰) به نیروی برا برای یک قطعه بال با طول  $d_c$  و عرض مقطع  $d_r$  تبدیل کرد.

$$dL_c = qSC_{l_c} = \frac{1}{2} \rho V_{rel}^2 C_{l_c} d_r d_c \quad (30)$$

1 Aspect ratio



$$\{Z\}_{states} = \begin{Bmatrix} q \\ \dot{q} \end{Bmatrix}, q = [q_1, q_2, q_3, q_4, q_5, q_6, q_7, q_8]^T \quad (32)$$

$$= [x, y, z, \varphi, \theta, \psi, \varphi_{tail}, \theta_{tail}]^T$$

$$\{\dot{Z}\}_{state} = \begin{Bmatrix} \dot{q} \\ M^{-1}(q)(Q - C(q, \dot{q})\dot{q} - U(q)) \end{Bmatrix} \quad (33)$$

جدول ۳ مقادیر جرم و اینرسی‌های ربات موردنظر را نشان می‌دهد.

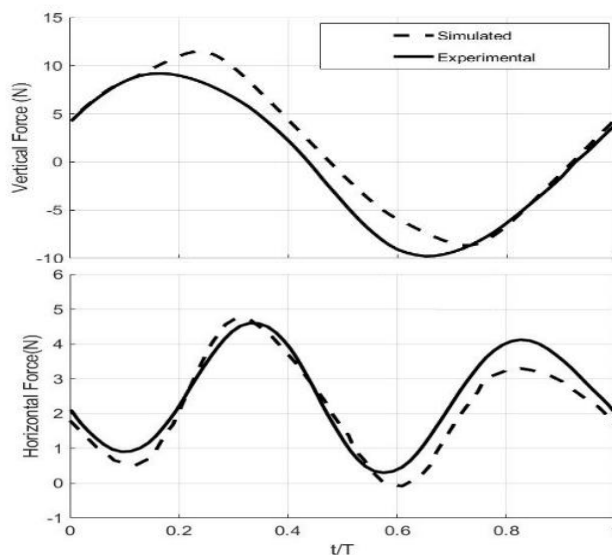
### ۵- اعتبارسنجی

در طبیعت بسیاری از بال‌زن‌ها نظیر مگس‌ها و حشرات، بدون دم پرواز می‌کنند. آن‌ها با استفاده از مکانیزم‌های بال‌زدن ماهرانه‌شان، قادر به پرواز موثر با عملکرد بالا هستند و پایداری پرواز فقط با بال‌زدن تضمین می‌شود. در بال‌زن‌های مقیاس بزرگ نظیر پرندگان، امکان پایدارسازی پرواز فقط با استفاده از بال‌زدن به دلیل لزوم تقارن در بال‌زدن و فرکانس پایین بال‌زدن وجود ندارد. به ویژه در اغلب آن‌ها بال‌ها از سه درجه آزادی بهره می‌برند: ۱- بال‌زدن در بال داخلی ۲- بال‌زدن در بال خارجی ۳- پیچش بال. کنترل این سه درجه آزادی با مکانیزم‌های فعلی مقدور نمی‌باشد. از دلایل این امر می‌توان به کمبود ابزار تحلیلی در بدست‌آوردن راه حل‌های وابسته به زمان اشاره کرد. در نتیجه امکان کنترل پرواز و پایدارسازی در فرکانس پایین بال‌زدن، نیازمند المان دم با درجات آزادی می‌باشد. بدون وجود دم، پرواز ناپایدار است و کنترل پرواز با استفاده از بال‌ها مقدور نیست. هم‌طور که در شکل ۱۰ مشاهده می‌شود، این بال‌زن پس از مدت کوتاهی با کاهش زاویه‌ی پیچ بدنه مواجه می‌شود و از حالت تعادل خارج می‌شود که منجر به کاهش ارتفاع و افتادن ربات می‌شود. در نتیجه این ربات برای افزایش پایداری و کنترل به دم نیاز دارد.

بال‌زدن باعث تولید نیروهای آیرودینامیکی نوسانی می‌شود. این نیروها به نوبه‌ی خود در عملکرد تمامی بخش‌های ربات تاثیرگذار می‌باشد. نیروهای بدست‌آمده‌ی آیرودینامیکی در هر گام زمانی به عنوان ورودی برای دینامیک در لحظه‌ی بعدی به ربات اعمال می‌شود و باعث ایجاد نوسانات در تمامی متغیرهای حالت ربات

جدول ۳. مقادیر جرم و اینرسی‌های بخش‌های مختلف ربات [۱]  
Table 3. Mass and inertia values of different parts of the robot [1]

مشخصات	بدنه	بال‌ها	دم
جرم (kg)	۰/۳۴۱۲	۰/۰۴۱۴	۰/۰۲۴
$I_{xx}$	۱۱۲/۵۷	۹۱۵/۰۶	۴۳۸
$I_{yy}$	۳۷۹۹/۳	۴۲۲/۴۸	۶۷۸۳/۳
$I_{zz}$	۳۷۳۹/۴	۱۳۳۷/۵	-
$I_{xy}$	-۵۱/۳۹۴	-۱۶۶/۰۷	-
$I_{xz}$	۵/۳۷۴۰	-	-
$I_{yz}$	-۱/۱۲۳۴	-	-



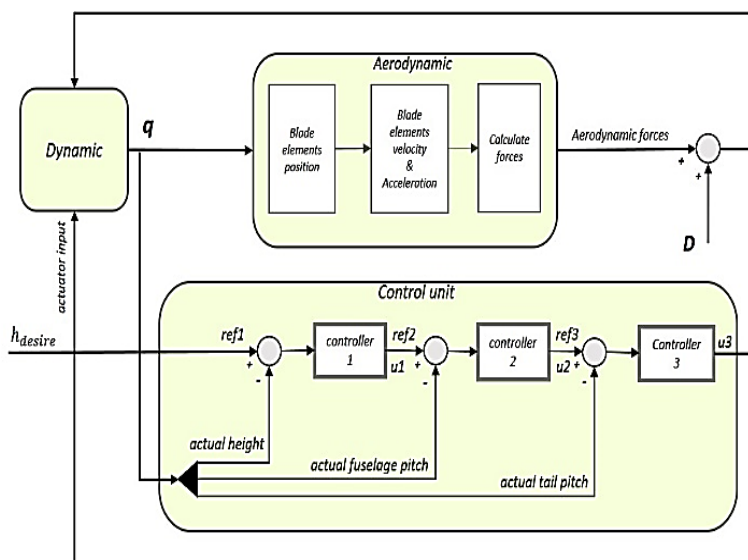
شکل ۱۲. مقایسه‌ی نیروهای آیرودینامیکی بدست آمده از شبیه‌سازی با نتایج تجربی مرجع [۱]

Fig. 12. Comparison of aerodynamic forces obtained from simulation with reference experimental results [1]

### ۴- ادغام مدل دینامیکی و آیرودینامیکی

برای سادگی، فرض می‌شود، ربات به صورت ایده‌آل (با توجه به مکانیزم آن) بال می‌زند و بدین ترتیب درجات آزادی مربوط به بال‌ها در متغیرهای حالت لحاظ نشده و متغیرهای حالت مربوط به شش درجه آزادی بدن و دو درجه آزادی در دم ربات است. متغیرهای حالت به صورت زیر تعریف می‌شود:





شکل ۱۳. بلوک دیاگرام کنترل آبشاری به همراه شماتیک کلی ربات

Fig. 13. Cascade control block diagram with general robot schematic

می‌باشد. طبق شکل ۱۲ نیروهای افقی و عمودی تا حد زیادی با نتایج بدست‌آمده از روش‌های تجربی برای این ربات، هم‌خوانی دارد و اختلاف موجود بدلیل وجود انعطاف‌پذیری در بال‌های ربات می‌باشد که در این مطالعه از تاثیر آن صرف‌نظر شده‌است.

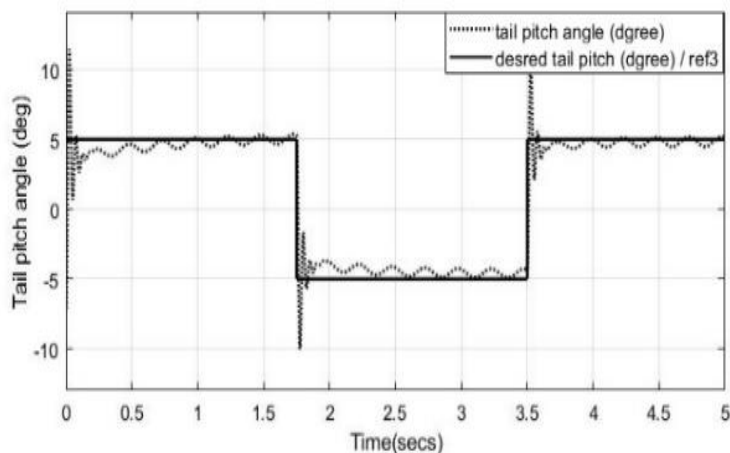
#### ۶- طراحی کنترل‌کننده

فرآیندهای چندمتغیره براساس دو فرضیه کنترل می‌شوند: ۱- فرآیند می‌تواند به سیستم‌های تک متغیره تفکیک شود. (دکوپله کردن) ۲- یا به صورت تابع تبدیل‌های مرتبه اول دارای تاخیر مدل شود. هرچند که ممکن است تداخل شدید باشد و جداسازی به صورت مطلوب، مقدور نباشد و یا با مدل مرتبه اول به خوبی تخمین زده نشوند. در ربات‌های بال‌زن به دلیل دینامیک و آیرودینامیک غیرخطی متناوب و تداخل بین حلقه‌ها، استفاده از روش بهره‌ی نسبی<sup>۱</sup> و مدل‌کردن به صورت تابع تبدیل مرتبه اول دارای تاخیر، کارساز نمی‌باشد. بنابراین استفاده از کنترل‌کننده‌ی متمرکز با سه درجه آزادی با مشکلات و چالش‌هایی همراه است. برای طراحی کنترل‌کننده به روش غیرمتمرکز نیز همچنان این چالش‌ها باقیست و نمی‌توان به سادگی عملکرد خروجی‌ها نسبت به یک ورودی فعال را بدست آورد. تناوب در متغیرهای حالت، شناسایی و خطی‌سازی

می‌گردد. این نوسانات متناسب با فرکانس بال‌زدن ربات بوده و به دلیل تداخل بین متغیرهای حالت انتظار می‌رود، در تمامی بخش‌های مدل چندجسمی قابل‌مشاهده باشد. لازم بذکر است این نوسانات از ویژگی‌های ذاتی ربات به حساب می‌آیند و با روش‌های معمول حذف اغتشاش، نمی‌توان آن‌ها را از بین برد. در شکل ۱۱، این نوسانات در متغیرهای حالت نشان داده شده‌اند. همانطور که از شکل پیداست در فرکانس بال‌زدن ۵ هرتز تمامی بخش‌های این ربات با فرکانس ۵ هرتز با دامنه‌های مختلف در نوسان می‌باشند. همانطور که گفته شد، اضافه‌شدن بخش دم به ربات باعث پیچیدگی در معادلات دینامیکی شده و در اغلب تحقیقات از آن صرف‌نظر شده‌است. لذا به عنوان معیار صحت در مدل‌سازی دینامیکی، نوسانات القاشده به بخش دم در نظر گرفته می‌شوند. در صورتیکه دم بدون نوسان و یا با فرکانسی غیر از فرکانس بال‌زدن نوسان داشته‌باشد، می‌تواند نشان از عدم صحت در مدل‌سازی باشد. در این تحقیق تمامی متغیرهای حالت به درستی مدل شده‌اند و در صورت پایدارسازی پرواز، آن‌ها بر حسب یکدیگر چرخه‌های حدی پایدار تشکیل می‌دهند.

در این تحقیق، برای بدست‌آوردن مدل‌های آیرودینامیکی و دینامیکی از پارامترهای طراحی و مشخصه‌های ربات ذکرشده در مرجع [۱] الگوبرداری شده‌است. لذا نتایج بدست‌آمده در بخش آیرودینامیکی تا حد قابل‌قبولی با نتایج این مرجع قابل‌مقایسه

1 Relative gain array



شکل ۱۴. کنترل زاویه‌ی پیچ دم با استفاده از کنترل تناسبی- مشتقی- انتگرالی

Fig. 14. Control of the tail pitch angle using PID

کرد. در صورتی که حلقه‌ی داخلی به اندازه کافی سریع نباشد، ممکن است عملکرد بهبودیافته به هزینه‌های افزوده‌شده نیارزد. علاوه بر این، امکان تداخل بین حلقه‌ها نیز وجود دارد، به خصوص اگر حلقه‌ی داخلی به صورت میرای شدید تنظیم شده باشد.

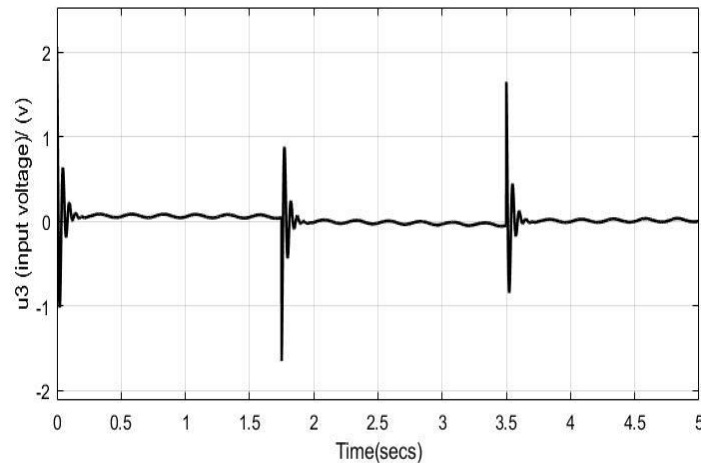
در ساختار کنترل آبشاری، طراحی کنترل‌کننده‌ها باید از داخلی‌ترین حلقه شروع شود و در مدار قرار بگیرد و سپس حلقه‌ی بعدی با توجه به عملکرد حلقه‌ی داخلی تنظیم می‌شود.

کنترل آبشاری می‌تواند از کنترل بازخورد استاندارد تناسبی-مشتقی- انتگرالی استفاده کند. حلقه‌ی داخلی لزوماً باید با بهره‌ی تناسبی کنترل شود ولی وجود بهره‌ی انتگرالی ضروری نیست، چراکه هدف این حلقه فقط نگهداری متغیر اولیه در نقطه‌ی هدف آن می‌باشد. هرچند که در اغلب طراحی‌ها به دلیل وجود آفست و به منظور حذف کامل اغتشاش حلقه، بهره انتگرالی نیز لحاظ می‌شود. هزینه‌های ایجادشده توسط کنترل آبشاری معمولاً در مقایسه با مزایای آن قابل چشم‌پوشی هستند. کنترل یک فرآیند چندمتغیره توسط کنترل تناسبی-مشتقی- انتگرالی به این معنی است که این پروسه به روش متمرکز یا به روش غیرمتمرکز کنترل می‌شود و تمامی المان‌های کنترلی از نوع تناسبی، مشتقی و انتگرالی هستند. برای چنین سیستمی، کنترل‌کننده‌ی تناسبی-مشتقی-انتگرالی چندمتغیره نامیده می‌شود.

#### ۶-۱ کنترل‌کننده‌ی آبشاری

با روش‌های معمولی را رد می‌کند. بنابراین به نظر می‌رسد بهترین راه حل، استفاده از کنترل آبشاری می‌باشد که در آن، فرآیند طراحی کنترل‌کننده گام به گام پیش رفته و در نهایت پلنت مورد بررسی به پایداری می‌رسد. علت انتخاب کنترل آبشاری به لحاظ فیزیکی در این سیستم کاملاً ملموس می‌باشد. کنترل ارتفاع تابع پیچ بدنه می‌باشد. برای تغییر در پیچ بدنه، هیچ محرک خاصی (با فرض کنترل مستقل بال‌ها به منظور کنترل سرعت) در دسترس نمی‌باشد، اما می‌دانیم پیچ بدنه تابع پیچ دم می‌باشد. لذا با در نظر گرفتن ارتباط بین این درجات آزادی، روند کنترل آبشاری بدست می‌آید. بنابراین تنها با سیگنال ارتفاع مطلوب، ولتاژ ورودی به محرک دم تعیین شود.

در کنترل آبشاری دو یا چند کنترل‌کننده وجود دارد که خروجی هر یک از این کنترل‌کننده‌ها، ورودی مرجع دیگری را تعیین می‌کند. به کنترل‌کننده‌ی مشخص کننده‌ی سیگنال مرجع، کنترل‌کننده‌ی اصلی، بیرونی یا ارباب و به کنترل‌کننده‌ی دریافت کننده‌ی سیگنال، کنترل‌کننده‌ی ثانویه، داخلی یا برده گفته می‌شود. مزایای زیادی برای کنترل آبشاری مطرح است و مهم‌ترین آن‌ها جداسازی حلقه‌ی کنترلی داخلی از عوامل غیرخطی‌ساز در حلقه‌ی کنترل نهایی می‌باشد. فرآیند آبشاری، نوسانات فرکانس بالا در سیستم را می‌کاهد، بدون اینکه منجر به ناپایداری شود یا اثرات منفی دیگری بر سیستم داشته باشد. در حالت کلی، استفاده از کنترل آبشاری زمانی مناسب است که یک پروسه با دینامیک کند وجود داشته باشد و یک پروسه‌ی دیگر با دینامیک سریع که بتوان با تنظیم آن، پروسه‌ی کند را کنترل



شکل ۱۵. سیگنال کنترلی مربوط به حلقه سوم کنترلی (ولتاژ ورودی محرک دم

Fig. 15. Control signal of the third control loop (tail actuator input voltage)

آن، باعث کاهش ارتفاع می‌شود. بنابراین اولین حلقه کنترلی ایجاد می‌شود که سیگنال مرجع آن، ارتفاع مطلوب و خروجی آن سیگنال کنترلی است که به عنوان ورودی مرجع برای حلقه دوم بکار گرفته می‌شود. این حلقه کنترلی در شکل با حلقه کنترلی پیچ نشان داده شده است. دومین حلقه کنترلی مربوط به کنترل پیچ بدنه است. کنترل کننده دوم می‌بایست زاویه پیچ بدنه را به مقدار پیچ مرجع که توسط حلقه اول مشخص شده است، برساند. با توجه به دینامیک ربات، عامل موثر در زاویه پیچ بدنه، زاویه پیچ رابط دم می‌باشد. بنابراین، سیگنال کنترلی حلقه دوم، ورودی مرجع برای کنترل کننده رابط دم خواهد بود. کنترل کننده سوم، پیچ دم را به میزان مطلوب پیچ مرجع می‌رساند. خروجی این کنترل کننده، سیگنال کنترلی است که میزان ولتاژ مورد نیاز موتور دم جهت رساندن آن به مقدار مرجع را مشخص می‌کند. برای طراحی کنترل کننده حلقه‌ها از کنترل تناسبی-مشتقی-انتگرالی رابطه‌ی (۳۴) استفاده می‌شود.

$$C(s) = k_p + k_D s + \frac{K_I}{s} \quad (34)$$

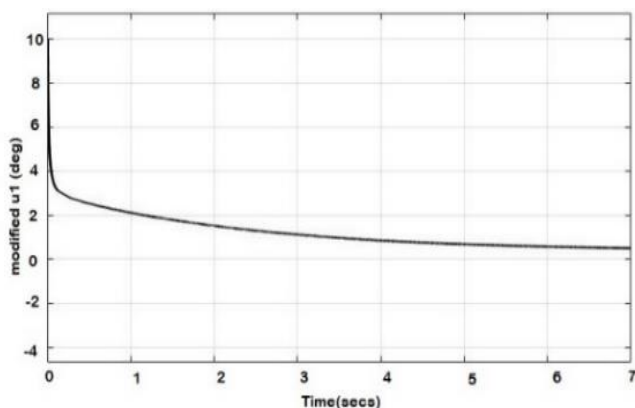
مسئله اصلی در پیاده‌سازی کنترل تناسبی-مشتقی-انتگرالی انتخاب بهره‌های مناسب تناسبی، مشتقی و انتگرالی است. یک طراحی معمول آن است که ابتدا بهره‌ی انتگرالی معادل صفر قرار داده شود. سپس برای دستیابی به رفتار زمانی مطلوب (زمان صعود،

کنترل آبشاری یک الگوریتم کنترلی است که در آن خروجی یک حلقه کنترلی، هدف حلقه کنترلی بعدی را تعیین می‌کند. هدف نهایی حلقه‌های آبشاری، کنترل نهایی ربات می‌باشد. در این روش کنترلی، مسایل مرتبط با توابع غیرخطی و نظیر آن در حلقه‌ی درونی حل می‌شود. در صورتی که حلقه‌ی داخلی به اندازه کافی سریع باشد، کنترل کلی ربات سرعت بیشتری خواهد داشت اما در مقابل هزینه اندازه‌گیری پارامترهای بیشتر و افزایش پیچیدگی را به همراه دارد. در صورتی که تمام حلقه‌های کنترلی تنظیم شده باشد، دینامیک سیستم می‌تواند با ارسال سیگنال کنترلی حرکت به حلقه‌ی خارجی کنترل شود. باید توجه داشت که حلقه‌ی داخلی لزوماً به صورت حلقه بسته کنترل می‌شود.

در اینجا هدف، کنترل ارتفاع ربات در پرواز با سرعت ثابت می‌باشد؛ به طوریکه در ارتفاع مطلوب، پرواز پایدار داشته و بتواند از ارتفاع اولیه به ارتفاع مطلوب دست یابد. کنترل با استفاده از دم، امکان تغییر جهت در یک سرعت ثابت را مهیا می‌سازد. به عبارت دیگر، دم، کنترل جهت پرواز را به عهده دارد، در حالی که کنترل سرعت تا حدود زیادی وابسته به فرکانس بال‌زدن است. بنابراین، برای کنترل سرعت از واحد کنترلی مجزا استفاده می‌شود که نسبت به کنترل ارتفاع، فرآیند کندتری بوده و در اینجا به آن پرداخته نمی‌شود. برای دستیابی به هدف مذکور، با توجه به بلوک دیاگرام شکل ۱۳ از زاویه پیچ بدنه ربات استفاده می‌شود. افزایش پیچ بدنه در محدوده‌ی مشخصی که منجر به واماندگی دینامیکی<sup>۱</sup> نشود، باعث افزایش ارتفاع و کاهش

۱ افزایش زاویه پیچ بدنه، نسبت سرعت عمودی به سرعت افقی را افزایش داده و

زاویه حمله را بزرگتر می‌کند. بال‌زن مورد مطالعه در زاویه حمله بیشتر از سیزده درجه دچار واماندگی می‌شود.



شکل ۱۸. سیگنال کنترلی اصلاح شده‌ی حلقه‌ی اول  
Fig. 18. Modified first loop control signal

رابطه‌ی (۳۵) استفاده شده‌است و بیرونی‌ترین حلقه به روش ساده‌تر ذکر شده در بالا، طراحی شده‌است. در این روش، مدل سیستم چندین مرتبه اجرا می‌شود و ضرایب کنترل کننده‌ها به صورت مجهول در نظر گرفته می‌شوند. ضرایب اولیه‌ی تنظیم شده، به عنوان تخمین اولیه به الگوریتم حداقل‌سازی وارد می‌شود. اجرای مدل تا زمانی که شرط توقف برای حداقل ساختن تابع هزینه برقرار نشود، ادامه می‌یابد.

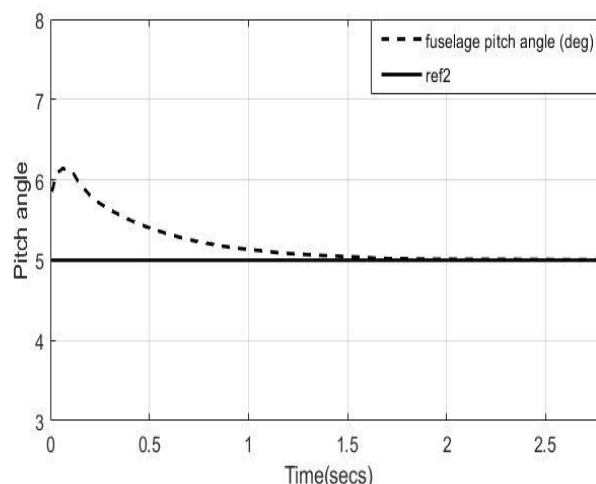
$$J(\theta) = \int_0^{\infty} t |e_2(\theta, t)| + \int_0^{\infty} t |e_3(\theta, t)| \quad (35)$$

$$e_3 = ref_3 - pitch_{tail}, e_2 = ref_2 - pitch_{fuselage}$$

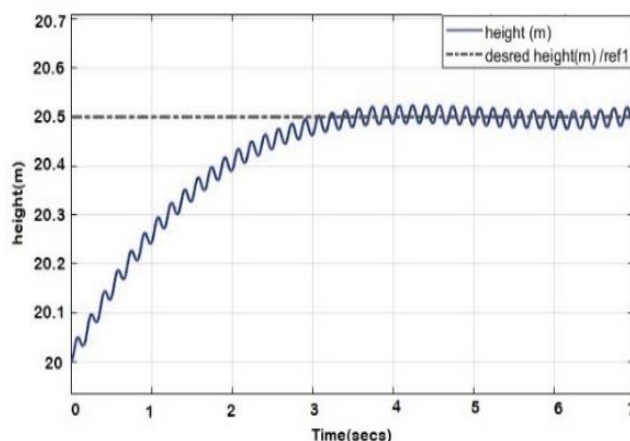
## ۷- نتایج

طراحی کنترل کننده‌ی حلقه‌ها از داخلی‌ترین حلقه شروع می‌شود. ضرایب کنترل کننده‌ی سوم به صورت  $k_{d3} = 0.071$ ،  $k_{I3} = 4/28$  و  $k_{p3} = 2/571$  انتخاب شده‌است. شکل ۱۴ نتیجه‌ی این طراحی را نشان می‌دهد که دم می‌تواند سیگنال مرجع پالس مربعی را با نوسانات کمی و با زمان نشست کمتر از ۰/۵ ثانیه، دنبال کند. همانطور که از شکل مشخص است، تغییر در پیچ دم، باعث تغییر در زاویه‌ی پیچ بدنه می‌شود. شکل ۱۵ سیگنال کنترلی  $u_3$  را نشان می‌دهد که ولتاژ ورودی به محرک دم جهت ایجاد گشتاور لازم برای تغییر موقعیت دم و دنبال کردن ورودی مرجع می‌باشد. این سیگنال در محدوده ولتاژ قابل‌اعمال به محرک می‌باشد.

پس از تنظیم حلقه‌ی سوم، ضرایب کنترل کننده‌ی دوم به صورت

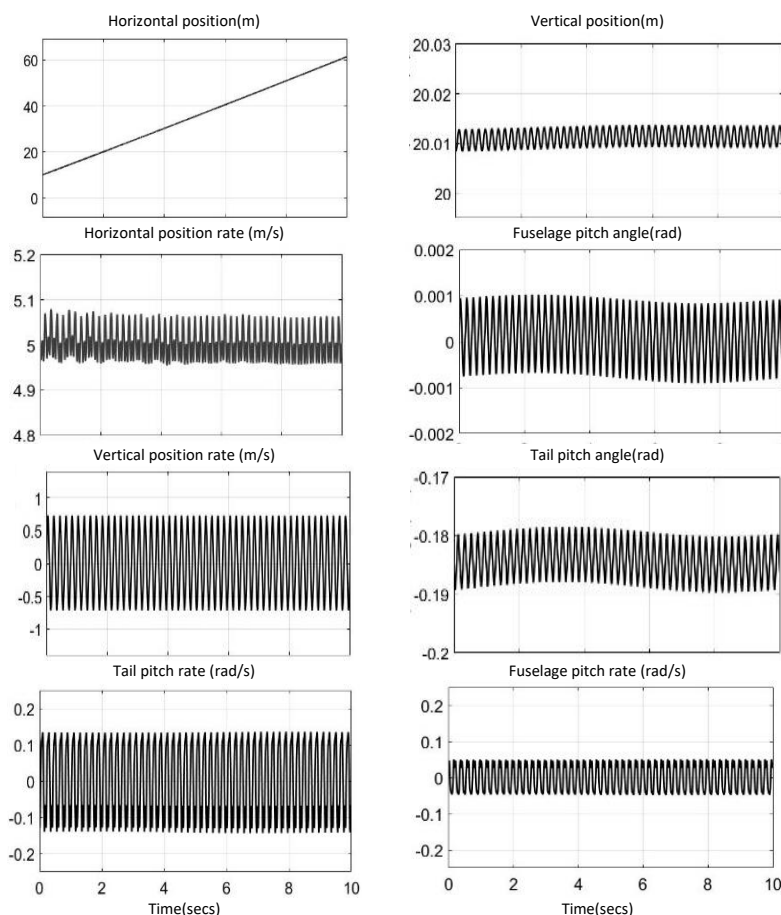


شکل ۱۶. کنترل زاویه‌ی پیچ بدنه به همراه سیگنال کنترلی حلقه‌ی دوم  
Fig. 16. controlled Fuselage pitch angle with the second loop control signal



شکل ۱۷. کنترل ارتفاع ربات با استفاده از الگوریتم کنترل آباشاری  
Fig. 17. Robot height control using a cascade control algorithm

زمان نشست و نظایر آن) بهره‌های تناسبی و مشتقی طراحی شده و در نهایت برای حذف خطای حالت ماندگار، بهره‌ی انتگرالی انتخاب می‌شود. از آنجا که سیستم پایدار نیست، تنظیم دستی بهره‌های اولیه کنترل کننده‌ها برای بهبود عملکرد حلقه‌ها، با استفاده از تکنیک‌های بهینه‌سازی از اهمیت زیادی برخوردار است. چندین روش برای تنظیم تناسبی-مشتقی-انتگرالی‌های بهینه، موجود است. در اینجا، شاخص عملکرد انتگرال خطای مطلق وزنی زمانی برای تنظیم ضرایب تناسبی-مشتقی-انتگرالی‌های بهینه در دو حلقه‌ی داخلی مطابق



شکل ۱۹. متغیرهای حالت کنترل شده برای پرواز در یک ارتفاع ثابت

Fig. 19. Controlled state variables for flying at a constant altitude

دارد. لازم بذکر است که نتایج بدست آمده، صرفاً برای کنترل ارتفاع بوده و از عملکرد ربات در تغییر مسیر به جوانب، صرف نظر شده است. در شکل ۱۹، متغیرهای حالت کنترل شده برای پرواز پایدار در یک ارتفاع ثابت نیز نشان داده شده است. این شکل، حالت‌های تعادلی این سیستم را نشان می‌دهد. همانطور که دیده می‌شود، حالت‌های تعادلی بال‌زن‌ها، برخلاف ربات‌های پروازی بال ثابت که مقادیر ثابتی هستند، به صورت نوسانی بوده و در پرواز پایدار، این نوسانات نیز پایدار شده و دامنه‌ی نوسان آن‌ها ثابت می‌ماند.

#### ۸- نتیجه‌گیری

در این مقاله، عملکرد ربات شبه‌پرنده با بال‌های دوتکه بررسی شد. برای بدست آوردن نیروها، مقادیر نیروهای چرخشی و غیرچرخشی هر مقطع از بال جداگانه محاسبه شده و مجموع آن‌ها با توجه به زاویه‌ی مسیر در راستای افقی و عمودی بدست آمد. برای بدست آوردن

با این طراحی، مطابق شکل ۱۶ پیچ بدنه سیگنال مرجع را به خوبی و با زمان نشست حدود ۱/۵ ثانیه دنبال می‌کند.

ضرایب کنترل کننده در حلقه‌ی اول کوچک انتخاب می‌شود تا از رفتار شدید و افزایش زیاد و ناگهانی زاویه‌ی پیچ بدنه جلوگیری شود. با انتخاب ضرایب کنترل کننده‌ی اول به صورت  $k_{d1} = 0$ ،  $k_{p1} = 0/15$  و  $k_{i1} = -1/0.21$ ،  $k_{p2} = -3/5$  و  $k_{d2} = -0/0.51$  این سیگنال کنترل کننده به پایان می‌رسد و مطابق شکل ۱۷، ربات قادر است به ارتفاع مطلوب رسیده و در آن ارتفاع پرواز پایدار داشته باشد. سیگنال کنترلی این حلقه، مطابق سیگنال خطا به فرم نوسانی می‌باشد که برای این طراحی مناسب نیست لذا از سیگنال کنترلی میانگین‌گیری شده و به حلقه‌ی بعدی اعمال می‌شود. سیگنال کنترلی اصلاح شده در شکل ۱۸ نشان داده شده است. این سیگنال کنترلی، کند بوده و بدون نوسانات به حلقه‌های بعدی اعمال می‌شود. در نتیجه ربات در محدوده‌ی سرعت قابل اطمینان، قابلیت تغییر ارتفاع

نیمه گستردگی بال (m)	$R$
عدد رینولدز	$Re$
سطح بال ( $m^2$ )	$S$
سرعت اولیه القایی در راستای افقی	$u$
سرعت پرواز نسبت به اتمسفر ( $ms^{-1}$ )	$U$
سرعت اولیه القایی در راستای عمودی	$v$
سرعت جریان هوا ( $ms^{-1}$ )	$V_{rel}$
نیروی وزن (N)	$W$
بردار متغیرهای حالت	$z$
<b>علائم یونانی</b>	
زاویه حمله (rad)	$\alpha$
زاویه حمله در فقدان برا (rad)	$\alpha_{L0}$
زاویه حمله نسبی (rad)	$\alpha_{rel}$
زاویه محلی بال زدن و زاویه سرش جانبی (rad)	$\beta$
زاویه مسیر (rad)	$\gamma$
زاویه محور بال زدن با محور تقارن بدنه (rad)	$\delta$
نرخ تغییر زاویه ی پیچش محلی مقاطع بال ( $rads^{-1}$ )	$\dot{\theta}$
چگالی هوا ( $kgm^{-3}$ )	$\rho$
سرعت بال زدن ( $rads^{-1}$ )	$\omega c$

### ۹- مراجع

- [1] J.A. Grauer, J.E. Hubbard Jr, Flight dynamics and system identification for modern feedback control: avian-inspired robots, Elsevier, 2013.
- [2] F. Negrello, P. Silvestri, A. Lucifredi, J.E. Guerrero, A. Bottaro, Preliminary design of a small-sized flapping UAV: II. Kinematic and structural aspects, Meccanica, 1385-1369 (2016) (6)51.
- [3] J. Caetano, M. Weehuizen, C. De Visser, G. De Croon, M. Mulder, Rigid-body kinematics versus flapping kinematics of a flapping wing micro air vehicle, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2269-2257 (2015) (12)38.
- [4] W. Send, M. Fischer, K. Jebens, R. Mugrauer, A. Nagarathinam, F. Scharstein, Artificial hinged-wing bird with active torsion and partially linear kinematics, in: Proceeding of 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Brisbane, Australia, 2012.
- [5] J.E. Guerrero, C. Pacioselli, J.O. Pralits, F. Negrello, P. Silvestri, A. Lucifredi, A. Bottaro, Preliminary design of

معادلات حرکت از مدلسازی چندجسمی با تشکیل معادله لاگرانژ استفاده شد. با اضافه کردن نیروهای آیرودینامیکی به معادلات حرکت، متغیرهای حالت انتخاب شده و معادلات حل شدند و در نهایت موقعیت و جهت گیری بخش های مختلف ربات شبه پرنده بدست آمد. هدف نهایی کنترل ارتفاع ربات بود و برای این منظور از الگوریتم کنترل آبشاری بهره برده شد. در کنترل آبشاری، حلقه های کنترلی تو در تو بوده و حلقه ی بیرونی هدف حلقه ی داخلی را ایجاد می کند. بیرونی ترین حلقه مربوط به ارتفاع مطلوب، زاویه ی مرجع مطلوب برای حلقه کنترلی پیچ بدنه را ایجاد می کند که باعث تغییر در زاویه ی مسیر می شود. حلقه ی مربوط به کنترل پیچ بدنه، هدف حلقه کنترلی مربوط به زاویه ی پیچ دم را مشخص می کند. این الگوریتم کنترلی به این دلیل که حلقه های داخلی از سرعت میرایی بالاتری نسبت به حلقه های بیرونی برخوردار بود، توانست با سرعت مناسب، ربات را به ارتفاع مطلوب رسانده و در آن ارتفاع پرواز پایدار ایجاد کند.

### فهرست علائم

موقعیت محور پیچش بال از نیمه وتر	$a$
نسبت منظری بال	$AR$
نیمه طول وتر تعریف شده با آیرودینامیک شبه پایا	$b$
گستردگی بال (m)	$B$
وتر	$c$
تابع کاهش برا	$C(k)$
ضریب پسای اصطکاک	$C_f$
ضریب برا	$C_l$
ضریب نیروی چرخشی با اثرات ناپایداری	$C_{lc}$
نیروی پسا	$D$
طول مقاطع بال (m)	$dc$
عرض مقاطع بال (m)	$dr$
فاکتور بیضوی برا	$e$
فرکانس بال زدن (Hz)	$f$
نسبت گیربکس	$G$
ماتریس اینرسی بخش های ربات	$I$
ضریب پسا پارازیت	$K$
نیروی برا	$L$
ماتریس اینرسی ربات	$M$
نیروی غیر چرخشی (N)	$N_{nc}$
مختصات تعمیم یافته	$q$
موقعیت محلی گستردگی بال	$r$



- De Wagter, J. Verboom, M. Mulder, Linear aerodynamic model identification of a flapping wing mav based on flight test data, *International Journal of Micro Air Vehicles*, (4)5 286-273 (2013).
- [16] S. Armanini, C. De Visser, G. De Croon, M. Mulder, Time-varying model identification of flapping-wing vehicle dynamics using flight data, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 541-526 (2016) (3)39.
- [17] S.S. Baek, R.S. Fearing, Flight forces and altitude regulation of 12 gram i-bird, in: 3 2010rd IEEE RAS & EMBS International Conference on Biomedical Robotics and Biomechatronics, IEEE, 2010, pp. 460-454.
- [18] J. Grauer, E. Ulrich, J. Hubbard, S. Humbert, D. Pines, Model structure determination of an ornithopter aerodynamics model from flight data, in: 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2010, pp. 41.
- [19] S. Shams, B. Mirzavand Boroujeni, S.M. Mansoori, M.R. Kazemi, Kinematic analysis of articulated flapping wings mechanisms considering nonlinear quasi-steady aerodynamic, *Modares Mechanical Engineering*, (12)17 97-87 (2018).
- [20] C. Altenbuchner, J.E. Hubbard Jr, *Modern Flexible Multi-Body Dynamics Modeling Methodology for Flapping Wing Vehicles*, Academic Press, 2017.
- [21] D. Tang, H. Zhu, W. Yuan, Z. Fan, M. Lei, Measuring the flexibility matrix of an eagle's flight feather and a method to estimate the stiffness distribution, *Chinese Physics B*, 074703 (2019) (7)28.
- [22] S.B. Skaar, *Robot Modeling and Control*-[Book review; M. Spong, S. Hutchinson, and M. Vidyasagar], *IEEE Transactions on Automatic Control*, 379-378 (2007) (2)52.
- [23] V.A. Tucker, Gliding birds: reduction of induced drag by wing tip slots between the primary feathers, *Journal of experimental biology*, 310-285 (1993) (1)180.
- a small-sized flapping UAV: I. Aerodynamic performance and static longitudinal stability, *Meccanica*, (2016) (6)51 1367-1343.
- [6] B. Stanford, P. Beran, M. Patil, Optimal flapping-wing vehicle dynamics via floquet multiplier sensitivities, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 466-454 (2013) (2)36.
- [7] B.K. Chandrasekaran, Design of an adaptive flight controller for a bird-like flapping wing aircraft, Wichita State University, 2017.
- [8] W. Maybury, J. Rayner, L. Couldrick, Lift generation by the avian tail, *Proceedings of the Royal Society of London. Series B: Biological Sciences*, 1448-1443 (2001) (1475)268.
- [9] M.L. Anderson, R.G. Cobb, Toward flapping wing control of micro air vehicles, *Journal of guidance, control, and dynamics*, 308-296 (2012) (1)35.
- [10] J.E. Bluman, C.-K. Kang, Y. Shtessel, Control of a flapping-wing micro air vehicle: sliding-mode approach, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1226-1223 (2018) (5)41.
- [11] A. Banazadeh, N. Taymourtash, Adaptive attitude and position control of an insect-like flapping wing air vehicle, *Nonlinear Dynamics*, 66-47 (2016) (1)85.
- [12] W. He, X. Mu, Y. Chen, X. He, Y. Yu, Modeling and vibration control of the flapping-wing robotic aircraft with output constraint, *Journal of Sound and Vibration*, 483-472 (2018) 423.
- [13] W. He, T. Meng, X. He, C. Sun, Iterative learning control for a flapping wing micro aerial vehicle under distributed disturbances, *IEEE transactions on cybernetics*, (4)49 1535-1524 (2018).
- [14] S. Armanini, J. Caetano, C. De Visser, M. Pavel, G. De Croon, M. Mulder, Modelling wing wake and tail aerodynamics of a flapping-wing micro aerial vehicle, *International Journal of Micro Air Vehicles*, (2019) 11 1756829319833674.
- [15] J.V. Caetano, C. De Visser, G. De Croon, B. Remes, C.

چگونه به این مقاله ارجاع دهیم

S. Leyci, J. Poshtan, *Altitude cascade control of an avian-like flapping robot considering articulated wings and quasi-steady*, *AmirKabir J. Mech Eng.*, 53(4) (2021) 2137-2154.

DOI: [10.22060/mej.2020.17937.6691](https://doi.org/10.22060/mej.2020.17937.6691)

