Amirkabir Journal of Mechanical Engineering

Amirkabir J. Mech. Eng., 53(6) (2021) 817-820
DOI: 10.22060/mej.2020.18389.6808

Modeling and linearization of longitudinal dynamics for a flapping wing micro aerial vehicle dragonfly-like with active rigid tail

M. Lashgari, A. Naghash*

Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran

ABSTRACT: The main purpose of this paper is to model and simulate flight dynamics for a flapping wing micro aerial vehicle dragonfly-like with two pair clap and fling mechanism and active rigid tail. This article simulates the flight dynamics of a micro aerial vehicle dragonfly-like that can also use tail movements for longitudinal stability. Initially, using Kane's method, the equations of motion of the longitudinal mode are obtained. Then aerodynamics forces of Delfly II micro aerial vehicle and gearbox simulation are added to the equations of motion. Also, a novel design for a flapping wing micro aerial vehicle dragonfly-like is presented, in which tail movement is similar to the movement of insect tails in longitudinal mode. In this work, the tail movement is not used as an elevator, but the rigid tail movement is used as a control torque. The difference in brush motor rpm leads to differential thrust and pitch moment generation, similar to a quadrotor. Finally, the dynamic equations and aerodynamics and gearbox are all linearized and presented as state-space equations. Also, the response of the open-loop linearized model is compared with the nonlinear response by creating suitable initial conditions for the brush motor rpm.

Review History:

Received: May, 08, 2020
Revised: Sep. 04, 2020
Accepted: Oct. 25, 2020
Available Online: Dec. 28, 12 2020

Keywords:

Micro aerial vehicle Dragonfly-like
Clap and fling mechanism
Flapping wing
Hover
Kane's method

1. Introduction

The amazing flight of insects and birds has always been of interest to researchers. Birds and insects have specific mechanism for guidance, control and producing lift and thrust. Among the maneuvers of insects and birds, hover with high stability shows the quality of flight and the complexity of their creation. Hover is an unstable flight mode and is very important in Micro Aerial Vehicles (MAV). In this paper, two pairs of Delfly II mechanisms are used in series (one pair as the front wings and one pair as rear wings). It also uses a rigid tail that can rotate with a servo mechanism (Fig. 1). The Dragonfly-like Micro Aerial Vehicle designed in this paper has a length of 40cm and a wing span of 27.4cm. Mr. De Croon has done valuable research on aerodynamics and its coefficients and extracted exact equation for lift and drag forces, which are simulated in this paper.

2. Methodology

After obtaining the kinematics of tail and body (linear velocities and rotational velocities of tail and body and linear acceleration and rotational acceleration of tail body) using the free body diagram (Fig. 2), these velocities and accelerations are substituted in Kane's equations. The equations of motion for the longitudinal mode are obtained using Kane's method as follows [1]:

$$\begin{bmatrix} m_{11} & m_{12} & m_{13} \\ m_{21} & m_{22} & m_3 \\ m_{31} & m_{32} & m_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{W} \\ \dot{Q} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -(m_t+m_b)QW - m_t l_b Q^2 - m_t l_t \cos\Theta_T (Q+Q_T)^2 \ldots \\ -m_t l_t \sin\Theta_T \dot{Q}_T \\ (m_t+m_b)QU + m_t l_t \sin\Theta_T (Q+Q_T)^2 \ldots \\ -m_t l_t \cos\Theta_T \dot{Q}_T \\ m_t QU(l_b + l_t \cos\Theta_T) - m_t l_t l_b \sin\Theta_T Q_T (Q_T + 2Q) \ldots \\ -m_t l_t \sin\Theta_T QW \ldots \\ +(-I_{Tyy} - m_t(l_t^2 + l_t l_b \cos\Theta_T) - m_t l_t^2)\dot{Q}_T \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -(m_b+m_t)g\sin\theta \\ (m_b+m_t)g\cos\theta \\ m_t g l_b \cos\theta + m_t g l_t \cos(\theta+\Theta_T) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -D_F - D_B \\ -L_F - L_B \\ L_F b_{FW} - L_B b_{BW} \end{bmatrix} = 0 \quad (1)$$

where m_{ij} is the inertia matrix and given by:

$$m_{11} = m_{22} = -(m_t + m_b)$$
$$m_{12} = m_{21} = 0$$
$$m_{13} = m_{31} = -m_t l_t \sin\Theta_T$$
$$m_{23} = m_{32} = -m_t(l_b + l_t \cos\Theta_T)$$
$$m_{33} = -I_{Tyy} - I_{Byy} - m_t(l_b^2 + 2l_t^2 + 2l_t l_b \cos\Theta_T)$$

*Corresponding author's email: naghash@aut.ac.ir

Copyrights for this article are retained by the author(s) with publishing rights granted to Amirkabir University Press. The content of this article is subject to the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC-BY-NC 4.0) License. For more information, please visit https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode.

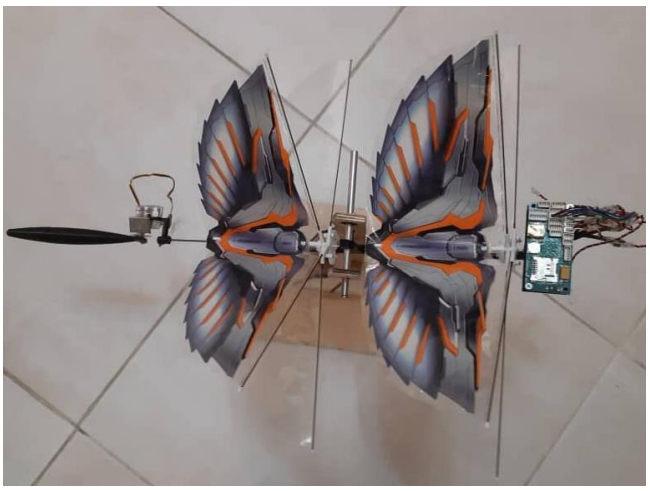


Fig. 1. The proposed dragonfly-like MAV with a new structure

where D_F is the front wing drag force, D_B is the rear wing drag force, L_F is the front wing lift force, L_F is the front wing lift force and Q_T is angular velocity of tail. The lift and drag forces are shown in Fig. 2:

where b_{FW} is the moment arm of the lift force and is equal to the distance between the effective point of the lift force of the front wing and the center of suspension of the dragonfly-like MAV. Similarly, b_{BW} is equal to the distance between the effective point of the lift force of the rear wing and the center of suspension. Therefore $L_F b_{FW}$ and $L_B b_{BW}$ are the moments due to the lift force of the front and rear wings. The difference between these two torques $L_F b_{FW}$ and $L_B b_{BW}$ is equal to the differential thrust that causes a pitch moment. Eq. (2) shows the angular velocity of the flapping wing in terms of gearbox motor speed $\dot{\Theta}_i$ and the length of the links of the four-link mechanism a, b, k.

$$\begin{aligned}\dot{\zeta} = \dot{\Theta}_i (a/b)(\cos\Theta_i (k\cos\delta - a\sin\Theta_i + b\sin\zeta)... \\ + \sin\Theta_i (a\cos\Theta_i + k\sin\delta - b\cos\zeta))... \\ / (\cos\zeta (k\cos\delta - a\sin\Theta_i + b\sin\zeta)... \\ + \sin\zeta (a\cos\Theta_i + k\sin\delta - b\cos\zeta))\end{aligned} \tag{2}$$

3. Aerodynamic Model to Derive Lift and Drag Forces

In this section, relations from [2] are used. Armanini et al.[2] calculated the relationships for the lift force and drag in the body coordinate for the flapping wing (clap and fling) and has also obtained aerodynamic coefficients in the wind tunnel. In this section, the resultant of the quasi-steady aerodynamic forces for a wing element (rectangular element from the leading edge to the trailing edge) in [2] is obtained from the following equation:

$$d\vec{F} = d\vec{F}_{inertial} + d\vec{F}_{circ} + d\vec{F}_{added\,mass} - d\vec{F}_{visc} \tag{3}$$

We define the state vector as $x = [x_1 \quad x_2]^T$, where $x_1 = \theta$ and $x_2 = \dot{\theta}$. Also we define $u = [\dot{Q}_T \quad f_{F_motor} \quad f_{B_motor}]^T$.

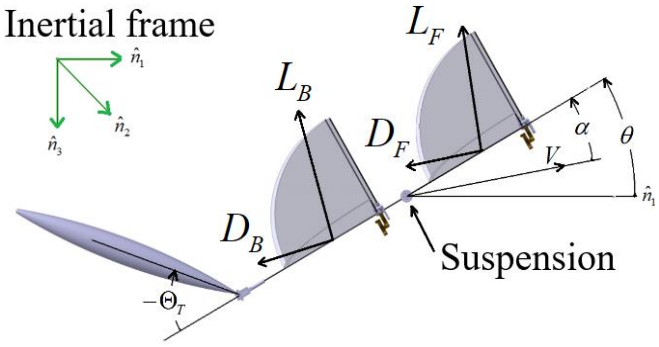


Fig. 2. Dragonfly- like free body diagram

Thus, the linearized equations of the dragonfly-like MAV with active rigid tail and clap and fling mechanism for the hover are obtained at a pitch angle of 80° .

$$\begin{aligned}\dot{x} = &\begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -11.5128 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 - \dfrac{80\pi}{180} \\ x_2 \end{bmatrix} ... \\ &+ \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -0.8444 & -17.02417 & 17.02417 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{Q}_T \\ f_{F-motor} \\ f_{B-motor} \end{bmatrix}\end{aligned} \tag{4}$$

In Fig. 3 the simulated linear and nonlinear responses are compared.

4. Analysis of Tail Movement Role in Open Loop

To show the effect of tail movement in the open-loop, a torsional spring was placed between the tail and the body in the Simulink simulation. The oscillatory response of the body around the hover equilibrium at a pitch angle of 80° with the response for the case that the tail without torsional spring is freely connected to the body only with a torsional constraint was compared in Fig. 4. As shown in Fig. 4, the oscillatory motion of the tail acts as a vibration absorber for the body, and in this case, the body has a lower oscillation amplitude around the hover equilibrium at a pitch angle 80°. The open-loop poles of the system were also obtained using the linearized equations. When there is no torsional spring between the tail and the body, open-loop poles are on the imaginary axis. The tail angle and the velocity of the tail movement angle make the poles of the open-loop model move slightly to the left of the imaginary axis, thus the system is marginally stable.

5. Conclusions

In this paper, a new structure is presented for the dragonfly-like MAV with an active rigid tail. The tail of dragonfly-like MAV thus does not play the role of control surface in flight. Modeling of two-body nonlinear dynamics by Kane's method was performed for a dragonfly-like MAV with an active rigid tail in the presence of aerodynamic forces and flapping wing gearbox parameters. In the modeling section in the following works, similar to the longitudinal mode done in this paper,

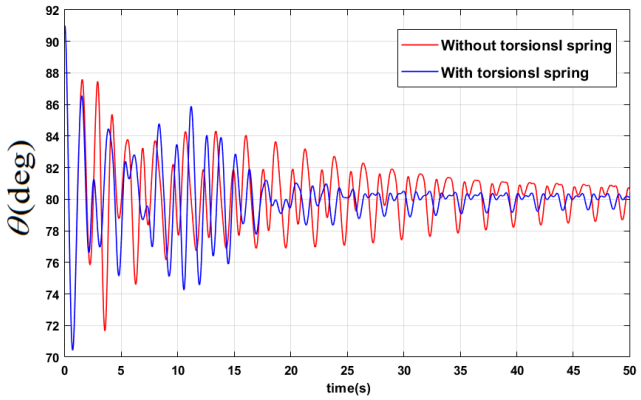


Fig. 4. The role of tail movement as a vibration absorber

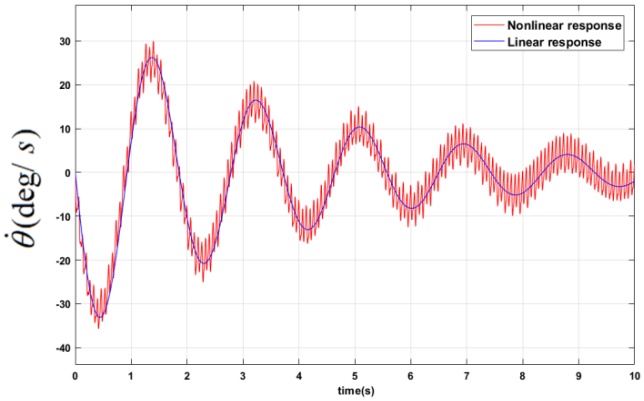


Fig. 3. Comparison of linear and nonlinear responses for pitch rate

equations of 6-DOF model can be obtained. It is possible to build a dragonfly-like MAV with the new structure that was presented.

References

[1] M. Bolender, Rigid multi-body equations-of-motion for flapping wing mavs using kane's equations, in: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2009, pp. 6158-6181.

[2] S.F. Armanini, J. Caetano, G. De Croon, C. De Visser, M. Mulder, Quasi-steady aerodynamic model of clap-and-fling flapping MAV and validation using free-flight data, Bioinspiration & biomimetics, 11(4) (2016) 046002.

HOW TO CITE THIS ARTICLE

M. Lashgari, A. Naghash, Modeling and linearization of longitudinal dynamics for a flapping wing micro aerial vehicle dragonfly-like with active rigid tail, *Amirkabir J. Mech. Eng., 53(6)(2021) 817-820.*

DOI: 10.22060/mej.2020.18389.6808

This page intentionally left blank

نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر

نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر، دوره ۵۳، شماره ۶، سال ۱۴۰۰، صفحات ۳۴۴۵ تا ۳۴۶۴
DOI: 10.22060/mej.2020.18389.6808

مدلسازی و خطی‌سازی مود طولی برای بالزن شبه‌سنجاقک با دم صلب فعال

محمد لشگری، ابوالقاسم نقاش*

دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

خلاصه: هدف اصلی در این مقاله مدلسازی و شبیه‌سازی دینامیک پرواز برای ریزپرنده بالزن شبه‌سنجاقک با مکانیزم کلپ‌فلینگ دوبل و دارای دم صلب فعال می‌باشد. این مقاله به شبیه‌سازی دینامیک پرواز یک بالزن شبه‌سنجاقک که بتواند از حرکات دم نیز برای پایداری مود طولی استفاده کند، می‌پردازد. ابتدا با روش کین معادلات حرکت مود طولی استخراج می‌شوند. سپس معادلات آیرودینامیکی برا و پسای ریزپرنده دل‌فلای۲ و شبیه‌سازی گیربکس به معادلات حرکت بدست‌آمده با روش کین اضافه می‌شود. همچنین یک ساختار جدید برای ریزپرنده بالزن شبه‌سنجاقک ارائه می‌گردد که در آن حرکت دم مشابه حرکت دم حشرات در مود طولی استفاده شده‌است. در این کار از حرکت دم بعنوان سطح کنترلی(الویتور) استفاده نشده، بلکه از گشتاور یک دم صلب بعنوان گشتاور کنترلی استفاده می‌شود. اختلاف دور موتورها منجر به تراست تفاضلی شده و بعنوان ورودی کنترلی باعث گشتاور پیچ می‌شود. معادلات گیربکس هم بصورت یک مکانیزم چهارلینکی شبیه‌سازی می‌شود و سپس نتایج شبیه‌سازی معادلات غیرخطی مورد بحث قرار می‌گیرد. درنهایت با فرضیاتی مناسب معادلات دینامیک و آیرودینامیک و گیربکس تواما خطی‌سازی شده و به فرم فضای حالت ارائه می‌شود و پاسخ مدل خطی‌سازی‌شده در حالت حلقه‌باز با ایجاد شرایط اولیه مناسب برای موتورها با پاسخ غیرخطی مقایسه خواهد شد.

تاریخچه داوری:
دریافت: ۱۳۹۹/۰۲/۱۹
بازنگری: ۱۳۹۹/۰۶/۱۴
پذیرش: ۱۳۹۹/۰۸/۰۴
ارائه آنلاین: ۱۳۹۹/۱۰/۰۸

کلمات کلیدی:
ریزپرنده شبه‌سنجاقک
مکانیزم بالزن کلپ‌فلینگ
بالزن، هاور
روش کین

۱- مقدمه

پرواز شگفت‌انگیز حشرات و پرندگان همواره مورد توجه پژوهشگران بوده است. پرندگان و حشرات هر یک دارای مکانیزم خاص خود برای هدایت و کنترل و تولید برا و تراست می‌باشند. در میان انواع مانورهای پروازی حشرات و پرندگان معلق‌ماندن در هوا (هاور[1]) در نقطه‌ای ثابت [۱] با پایداری بالا تعیین‌کننده کیفیت پرواز و پیچیدگی آفرینش آنهاست. هاور مود ناپایدار پرواز است و در ریزپرنده‌های بالزن[2] بسیار حائز اهمیت می‌باشد. البته اوج‌گیری آنها، پرواز رو به جلو و کاهش ارتفاع آنها هنگام فرود هم بطرز شگفت‌انگیزی پایدار است. بهترین هاور را در میان پرندگان مرغ مگس‌خوار و در میان حشرات زنبور و سنجاقک می‌توانند انجام دهند. مرغ مگس‌خوار در فضای کوچک در حالت هاور می‌تواند غذای خود را خورده و بعد از آن کیلومترها پرواز کند. پژوهشگران در ساخت نمونه‌های مهندسی هر یک از حشرات و پرندگان تلاش های بسیاری انجام داده‌اند. پرنده‌هایی با طول بال ۱ تا ۳۰ سانتی متر و عدد رینولدز ۱۰۰ تا ۱۰۰۰ ریزپرنده محسوب می‌شوند. تمرکز اصلی در این مقاله روی انجام مانور هاور توسط یک ریزپرنده شبه‌سنجاقک می‌باشد. در میان کارهای ساخته‌شده الهام‌گرفته از طبیعت راجع به سنجاقک، پروژه‌های انجام‌شده توسط شرکت های فستو[3] و تک‌جت[4] بسیار جالب و قابل تامل می‌باشند [۲].

شرکت فستو [۳] سنجاقکی بسیار زیبا طراحی و ساخته است که سیزده درجه آزادی حرکت دارد و هربال بطور جداگانه با مکانیزم پیچیده قادر است فرکانس و دامنه بال‌زدن را تغییر دهد، علاوه بر این از حرکات سر و دم برای کنترل و پایداری مانند سنجاقک واقعی استفاده می‌کند. شکل ۱ شاهکار مهندسی سنجاقک فستو را نشان می‌دهد.

این سنجاقک زیبا بصورت اتوماتیک از روی شاخه تیک‌آف می‌کند

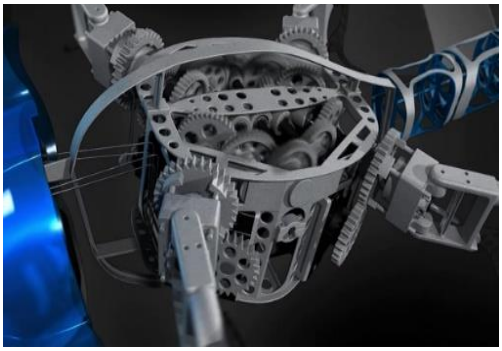
1 Hover
2 Micro aerial vehicle flapping wing(MAV)
3 Festo
4 Techjet

* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: Naghash@aut.ac.ir

حقوق مؤلفین به نویسندگان و حقوق ناشر به انتشارات دانشگاه امیرکبیر داده شده است. این مقاله تحت لیسانس آفرینندگی مردمی (Creative Commons License) در دسترس شما قرار گرفته است. برای جزئیات این لیسانس، از آدرس https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode دیدن فرمائید.

شکل۱.سنجاقک ساخته‌شده با سیزده درجه آزادی شرکت فستو [۳]

Fig. 1. Festo dragonfly with 13DOF



شکل۲. گیربکس سنجاقک شرکت فستو [۳]

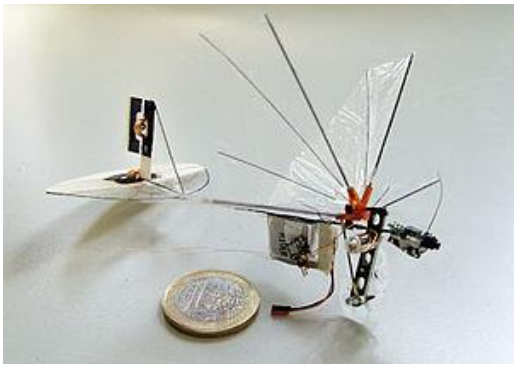
Fig. 2. Festo dragonfly gearbox

اما متاسفانه تاکنون هیچ مقاله یا گزارش علمی از فعالیت‌های انجام‌شده توسط شرکت فستو در این زمینه منتشر نشده‌است. شکل ۲ گیربکس سنجاقک فستو را نشان می‌دهد. کوچکترین نوع ریزپرنده بالزن، کلاس معروف روبوبی[1] دانشگاه هاروارد است، که هم اکنون نیاز به منبع انرژی به خارج از سیستم دارد [۴]. کار بسیار ارزشمندی برای مدلسازی غیرخطی آیرودینامیک بالزن در مرجع [۵] انجام شده‌است که در آن هم بصورت تئوری و هم آزمایشگاهی روابط دقیقی برای محاسبه برا و پسا بالزن استخراج شده که در این مقاله از مرجع [۵] در بخش پنجم استفاده خواهد شد. در مرجع [۶] به دو نوع مدلسازی سینماتیکی ریزپرنده بالزن پرداخته شده و نتایج آن بررسی و مقایسه شده است، در نوع اول مدل هواپیمای صلب برای ریزپرنده در نظر گرفته و در نوع دوم از دینامیک چندجسمی فقط برای بال‌ها استفاده کرده و مشخصات جرمی-اینرسی و حرکت بال‌ها را در دینامیک پرواز در نظر گرفته است اما ریزپرنده بالزن بررسی‌شده دارای رادر و الویتور می‌باشد. همچنین در مرجع [۶] روابط دقیق و پیچیده آیرودینامیکی بصورت پارامتریک ارائه شده و بصورت پارامتریک از همه روابط آیرودینامیک با استفاده از قضیه مقدار میانگین، میانگین نیروی برا و پسا را برا هر بال جداگانه در وضعیت بالارفتن و پایین‌آمدن محاسبه شده است و تا حصول استخراج معادلات حرکت از میانگین‌گیری پارامتریک استفاده نموده که موجب پیچیدگی معادلات شده است اما می‌توان میانگین‌گیری را بصورت عددی در شبیه‌سازی انجام داد که در این مقاله به این شکل عمل خواهد شد.در مرجع [۷] فرمول‌های پیچیده آیرودینامیکی برای بال‌های یک ریزپرنده شبه مگس ارائه شده و مزیت آن این است که حرکت بال‌ها دقیقا همانند حرکت بال مگس بصورت شناکردن (پاروزدن) است و هر بال سه درجه آزادی نسبت به بدنه دارد سایز این ریزپرنده بسیار کوچک بوده اما این ریزپرنده هیچ دم یا رادر و الویتوری ندارد. در مراجع [۹ و ۸] مدلسازی سیستم‌های مقلد طبیعت که مبتنی بر حرکات سیکلیک در اعضای مکانیزم هستند با استفاده از روش تئوری پایه و کلاف[2] استخراج شده است که روشی بسیار مفید برای دینامیک‌های چندجسمی می‌باشد. در بحث کنترل و پایداری پرواز در مراجع [۱۲-۱۰] کارهای ارزشمندی انجام شده است. در مرجع [۱۰] از طریق روش‌های شناسایی سیستم برای ریزپرنده بالزن بر اساس اطلاعات در مسیر پرواز مدل خطی برای آیرودینامیک بدست آمده‌است. در مراجع [۱۲ و ۱۱] به دینامیک پرواز برای مود طولی پرداخته شده‌است. در مراجع [۱۵-۱۳] مدلسازی و ساخت ریزپرنده بالزن جدیدی که بدون دم می‌باشد، انجام شده‌است. ریزپزنده بدون دم مراجع [۱۵-۱۳] مانورهای رول را با تغییر دور موتورهای چپ و راست و مانور یاو را با تغییر زاویه صفحه حرکت بال‌ها نسبت به ریشه بال انجام می‌دهد و به همین دلیل رادر و الویتور ندارد. در مرجع [۱۶] به نقش حرکت شکم و دم روی دینامیک ریزپرنده بالزن با استفاده از ثبت اطلاعات حین پرواز پرداخته شده‌است. مراجع [۱۱ و ۴] به هاور ریزپرنده دارای رادر و الویتور پرداخته‌اند. اما بررسی نقش دم صلب فعال روی ریزپرنده بالزن کارهای تئوری و مدلسازی و شبیه‌سازی انجام نشده‌است.

با وجود تلاشها و موفقیتهای چشمگیر در چند دهه گذشته، اغلب ریزپرنده‌های ساخته‌شده هنوز هم یا دارای ملخ دوار یا دارای بال‌ثابت یا ترکیبی از هر دو هستند. علت اصلی این موضوع، دشواری ساخت ریزپرنده با بال‌هایی با درجات آزادی مشابه حشرات یا پرندگان است.

1 Robobee

2 Base and bundle method

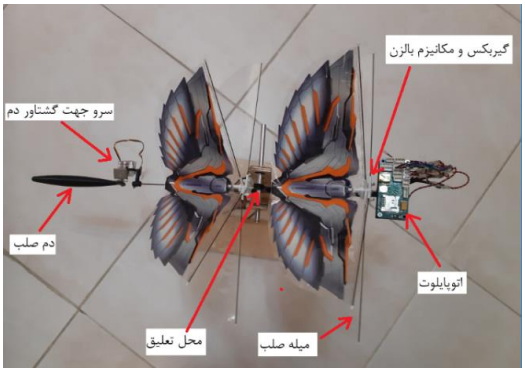


شکل ۳. ریزپرنده بالزن دل‌فلای۲-[۵]

Fig. 3. DELFLY II Micro aerial vehicle

مطابق شکل ۳ نوعی ریزپرنده‌های بالزن با بال‌های نایلونی و دارای دم وجود دارد، که اخیرا مورد توجه پژوهشگران بوده‌است. ریزپرنده بالزن دل‌فلای۲[1] دارای یک درجه آزادی حرکت دورانی برای تولید تراست می‌باشد (شکل ۳). مزیت دل‌فلای۲ تولید برا توسط بالزن فقط با دوران موتور می‌باشد و در این مقاله از این طرح به‌خوبی استفاده شده‌است. گشتاور کنترلی آنها توسط سطح کنترلی روی دم تولید می‌شود. از آنجایی که دم نسبتاً بزرگ است، دینامیک بدنه را کند و پایداری و قدرت مانور را کم می‌کند. در هنگام پرواز تحریک دم بعنوان رادر و الویتور می‌تواند باعث تغییر سرعت و ارتفاع شود. این نوع دم می‌تواند به اغتشاشات خارجی آیرودینامیک حساس باشد و باعث مشکل در پرواز شود. به طور کلی نیروها و گشتاورهای ایجادشده توسط رادر و الویتور برای جبران اغتشاشات اتمسفری کافی نیستند. کارایی رادر و الویتور بستگی به جریان هوای ورودی دارد لذا هنگام مانور کم‌شدن ارتفاع در حالت هاور نقش رادر و الویتور می‌تواند معکوس شود. این موضوع باعث می‌شود که حلقه های کنترل اتوپایلوت به سنسورهای بیشتری نیاز داشته باشند و وضعیت‌های غیرقابل کنترل در پرواز ایجاد کنند. لذا حذف رادر و الویتور در ریزپرنده‌های بالزن یک مزیت به شمار می‌آید. لازم به ذکر است که یک سری تحقیقات نوین در حال انجام است که بالزن بتواند بدون داشتن دم، هدایت شود و برای هدایت و کنترل از حرکت بال‌ها استفاده شود. علت این ایده این است که بال‌ها قادرند نسبت به رادر و الویتور نیروها و گشتاور های بیشتری تولید کنند و مانورپذیری بیشتر شود. اولین طرح موفقیت آمیز این کلاس مرغ مگس‌خوار است. این طرح دارای مکانیزم پیچیده برای ایجاد گشتاور در سه راستا جهت کنترل وضعیت است. اگرچه

1 Delfly II



شکل ۴. ریزپرنده شبه‌سنجاقک با ساختار جدید پیشنهادشده در این مقاله

Fig. 4. The proposed dragonfly-like MAV with a new structure

ریزپرنده‌های بالزن بدون دم مذکور با موارد موجود در طبیعت برابری نمی‌کنند اما هر دو قادر به انجام ماموریت‌های پرواز واقعی و در همان زمان با ساخت نسبتاً آسان است. در اکثر کارهای انجام‌شده برای کنترل کانال پیچ و یاو ریزپرنده‌های بالزن، از سطح کنترلی الویتور و رادر مشابه پرنده‌های بال‌ثابت استفاده شده‌است. در این میان پرنده دل‌فلای۲ با یک درجه آزادی برای موتور جهت تولید تراست و رادر و الویتور جهت هدایت کنترل معروف است.

با توجه به بررسی مطالعات صورت‌گرفته در مورد ریزپرنده‌ها جای خالی مدلسازی و شبیه‌سازی شبه‌سنجاقک با دم صلب فعال خودنمایی می‌کند. در این مقاله از دو جفت مکانیزم دل‌فلای۲ بصورت پشت سرهم با موتور جداگانه بعنوان بال‌های جلو و عقب شبه‌سنجاقک و یک دم صلب که با سرومکانیزم می‌تواند دوران کند، استفاده می‌شود (مطابق شکل۴). ریزپرنده طراحی‌شده در این مقاله دارای طول ۴۰ سانتی‌متر و طول بال ۲۷/۴ سانتی‌متر است. طراح دل‌فلای۲ مطالعه تجربی عملی عمیقی روی آیرودینامیک و ضرایب آیرودینامیک و استخراج معادلات دقیق برای برا و پسا انجام داده که در این مقاله این معادلات شبیه‌سازی شده‌اند. همچنین با افزودن دم صلب فعال به انتهای ریزپرنده، دینامیک دوجسمی خواهیم داشت و با روش کین[2] معادلات دینامیک پرواز غیرخطی آن استخراج خواهد شد. در ادامه گیربکس کلپ‌فلینگ[3] بازطراحی شده و روابط سینماتیکی آن بر اساس دور موتور و تولید برا بصورت دقیق محاسبه می‌شود. این ایده‌ها باعث شد در این مقاله طرحی برای ریزپرنده ارائه شود تا بستر مناسبی در کارهای بعدی برای ساخت و طراحی کنترلر

2 kane’s method
3 Clap and fling

ریزپرنده شبه‌سنجاقک بوجود آید.

۲-مدلسازی دینامیک دوجسمی

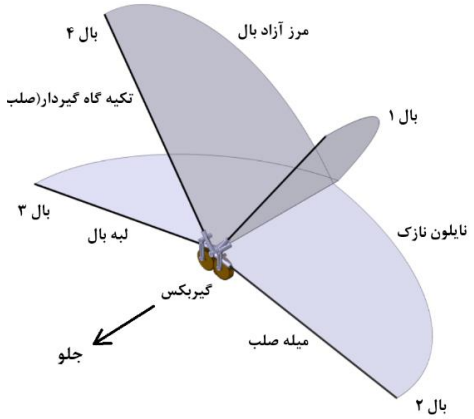
در این بخش با استفاده از روش کین [۱۲] مدلسازی چندجسمی برای معادلات حرکت یک ریزپرنده شبه‌سنجاقک انجام خواهد شد. ریزپرنده شبه‌سنجاقک دارای قسمت های صلب متحرک دم و بدنه است. در فضای اینرسی با درنظرگرفتن درجات آزادی بین بدنه و دم، سینماتیک این اعضا (شامل سرعت‌ها، شتاب‌ها و سرعتهای زاویه‌ای) بدست آمده و بعد از محاسبه نیروهای خارجی و اینرسی معادلات حرکت طولی استخراج خواهند شد.

۲-۱- معرفی ساختار ریزپرنده شبه‌سنجاقک پیشنهادی در این مقاله

در این مقاله از طرح بالزن دل‌فلای۲ که از نوع کلپ‌فلینگ مطابق شکل ۳ است، استفاده می‌شود. با این تفاوت که ریزپرنده دل‌فلای۲ دارای رادر و الویتور بوده و از مکانیزم بالزنی فقط برای تولید برا (تراست) استفاده می‌کند و برای کنترل پرنده سطوح آیرودینامیکی رادر و الویتور به مانند هواپیمای بال‌ثابت عمل می‌کند. در ساختار پیشنهادشده در این مقاله، بخش رادر و الویتور حذف شده و قسمت بال و گیربکس را در نرم افزار کتیا بازطراحی کرده و در شکل ۵ نشان داده شده‌است. همچنین نمونه در حال ساخت این طرح در شکل ۴ نشان داده شده‌است.

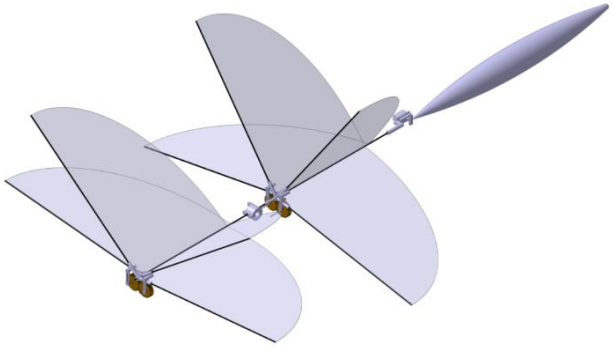
همانطور که در شکل ۵ مشاهده می‌شود این طرح دارای چهار بال نازک نایلونی است که هر بال از قسمت ریشه بال و لبه حمله به میله‌های صلب کربنی ثابت شده‌است و لبه فرار هر بال بدون هیچ تکیه‌گاهی به صورت آزاد می‌باشد. در برخی از طرح‌ها دو میله صلب دیگر در سطح هر بال استفاده می‌شود. هنگامیکه بال ۱ و بال ۲ بهم نزدیک می‌شوند میله‌های صلب لبه حمله آنها سریعتر بهم رسیده و لبه فرار با تکیه‌گاه آزاد آنها دیرتر بهم می‌رسند. این حالت باعث می‌شود جلوی بال ۱ و ۲ بسته و هوای بین آنها از انتهای آزاد جریان پیدا کند و باعث نیروی پیشران شود. این دور و نزدیک‌شدن بال‌ها بصورت جفتی توسط یک موتور و یک مکانیزم چهارلینکی برای بال ۱ و۲ و بصورت مشابه برای بال ۳ و ۴ انجام می‌شود. در شکل ۷ قسمت گیربکس مذکور با بزرگنمایی نشان داده شده‌است. در این مقاله ساختار جدیدی برای یک ریزپرنده بالزن با مکانیزم کلپ‌فلینگ ارایه می‌شود. این ساختار عبارت است از دو جفت ریزپرنده بالزن با مکانیزم کلپ‌فلینگ که شامل ۸ بال می‌شود و یک دم صلب فعال که در شکل ۶ نشان داده شده‌است. همانطور که از شکل ۶ مشاهده می‌شود، دم صلب فعال با یک درجه آزادی فقط نقش دینامیکی از طریق گشتاور کنترلی خواهد داشت و بر خلاف پرنده دل‌فلای۲ نقش رادر و الویتور ندارد. نوآوری دیگر، استفاده از مکانیزم دوبل بالزنی می‌باشد. که بطور مجزا با تغییر دور موتور برا ایجاد کرده و با نیروی برآی تفاضلی عقب و جلو گشتاور پیچ ایجاد می‌شود.

برای سادگی فقط بخش مربوط به مکانیزم بال ۱ و ۲ را در شکل ۸ نشان می‌دهیم. بخشی از این مکانیزم در شکل ۸ نشان داده شده‌است. میله‌های OA و AB و CB به همراه تکیه گاه های ثابت O و C در واقع مکانیزم چهارلینکی هستند. در بخش سوم به تحلیل و شبیه‌سازی گیربکس پرداخته خواهد شد.



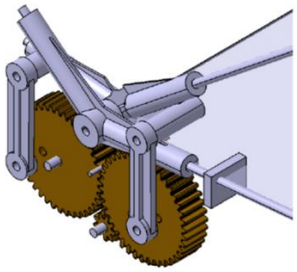
شکل۵. بخش کلپ‌فلینگ ریزپرنده دل‌فلای۲ به همراه گیربکس

Fig. 5. DELFLY II's clap and fling mechanism

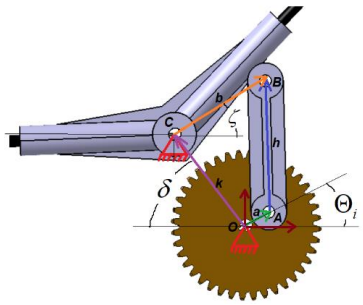


شکل۶. طرح پیشنهادی ریزپرنده شبه‌سنجاقک با دم صلب فعال

Fig.6. The proposed design dragonfly-like MAV with active rigid tail



شکل ۷. گیربکس بالزن ریزپرنده دل‌فلای۲
Fig. 7. DELFLY II gearbox



شکل ۸. مکانیزم چهار لینکی گیربکس
Fig. 8. Gearbox with Four-link mechanism

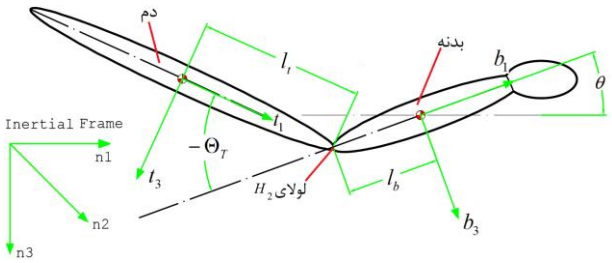
۲-۲- دیاگرام آزاد و محاسبه سینماتیک بدنه و دم شبه سنجاقک

در شکل ۹ و در شکل۱۰ دیاگرام آزاد ریزپرنده شبه‌سنجاقک نشان داده شده‌است. بردارهای یکه $(\hat{n}_1,\hat{n}_2,\hat{n}_3)$ دستگاه اینرسی متعامد راستگرد، دستگاه متصل به بدنه سنجاقک $(\hat{b}_1,\hat{b}_2,\hat{b}_3)$، دستگاه متصل به دم $(\hat{t}_1,\hat{t}_2,\hat{t}_3)$ را تعریف می‌کنیم. بین دم و بدنه یک لولای یک درجه آزادی در نظر می‌گیریم. فاصله مرکز ثقل بدنه تا لولای H را معادل l_b و فاصله لولای H تا مرکز ثقل دم را l_t نامگذاری می‌کنیم.

فرضیات حاکم بر مدل ارائه‌شده در مورد ریزپرنده شبه‌سنجاقک به صورت زیر است:

* از جرم سر ریزپرنده صرف‌نظر شده‌است.
* نیروهای آیرودینامیک و گشتاور دم صلب فعال حضور دارند.
* زاویه‌ی بین دم و بدنه بزرگ بوده و اثر آن بر دینامیک در نظر گرفته می‌شود.
* از جرم و ممان اینرسی بال در مقابل بدنه و دم صرف‌نظر شده‌است.

بدنه شبه‌سنجاقک دارای سه درجه آزادی شامل دو درجه آزادی



شکل ۹. دستگاه‌های مختصات تعریف‌شده روی بدنه و دم ریزپرنده شبه‌سنجاقک
Fig. 9. Coordinate systems defined for body and tail

انتقالی (سرعت رو به جلو و سرعت در راستای قائم) و یک دوران (زاویه پیچ) است که این وضعیت مود طولی دینامیک پرواز نام دارد.

۲-۲-۱- محاسبه سرعت خطی بدنه

بردار موقعیت $\vec{r}_B$ را در دستگاه بدنی برای بدنه سنجاقک می‌توان بصورت زیر نوشت:

$$\vec{r}_B = x\hat{b}_1 + y\hat{b}_2 + z\hat{b}_3 \qquad (۱)$$

سرعت زاویه‌ای بدنه سنجاقک در دستگاه بدنی را با $\vec{u}_B^B$ نشان می‌دهیم:

$$\vec{\omega}_B^B = P\hat{b}_1 + Q\hat{b}_2 + R\hat{b}_3 \qquad (۲)$$

با مشتق‌گیری از بردار موقعیت بدنه $\vec{r}_B$ بردار سرعت خطی بدنه ریزپرنده بدست می‌آید:

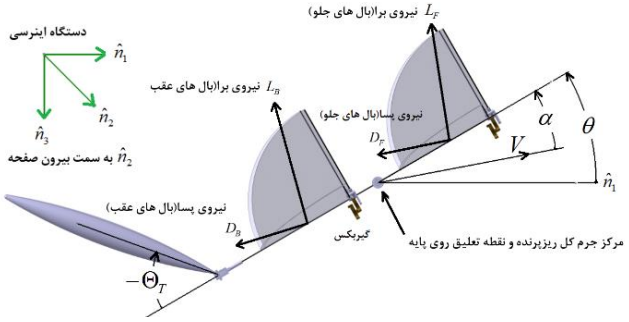
$$\dot{\vec{r}}_B = \frac{\partial \vec{r}_B}{\partial t} + {}^N\vec{\omega}_B^B \times \vec{r}_B = (\dot{x}+Qz-Ry)\hat{b}_1 + (\dot{y}+Rx-Pz)\hat{b}_2 + (\dot{z}+Py-xQ)\hat{b}_3 = U\hat{b}_1 + V\hat{b}_2 + W\hat{b}_3 \qquad (۳)$$

۲-۲-۲- محاسبه سرعت زاویه‌ای دم

بردار موقعیت دم ریزپرنده نسبت به بدنه عبارت است از:

$$\vec{r}_{T/B} = \vec{r}_{T/H_2} + \vec{r}_{H_2/B} = -l_t\hat{t}_1 - l_b\hat{b}_1 \qquad (۴)$$

برای ریزپرنده شبه‌سنجاقک که دم آن یک درجه آزادی Θ_T حول $\hat{t}_2$ دارد، با تبدیل دستگاه مختصات ناشی از دوران دم به سمت بالا زاویه ماتریس تبدیل منفی می‌شود لذا برادار موقعیت دم نسبت به بدنه در دستگاه بدنی به صورت رابطه (۵) نوشته می‌شود:



شکل ۱۰. دیاگرام آزاد ریزپرنده شبه سنجاقک

Fig. 10. dragonfly- like free body diagram

$$\vec{r}^{B}_{T/B}=\begin{bmatrix}\cos\Theta_T & 0 & \sin\Theta_T\\ 0 & 1 & 0\\ -\sin\Theta_T & 0 & \cos\Theta_T\end{bmatrix}\begin{bmatrix}-l_t\\0\\0\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}-l_b\\0\\0\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}-l_b-l_t\cos\Theta_T\\0\\l_t\sin\Theta_T\end{bmatrix} \quad (۵)$$

فرض کنیم بدنه بخواهد نسبت به افق به اندازه θ پیچ مثبت داشته باشد در این صورت باید دم باندازه Θ_T بالا برود این نکته یعنی اینکه از نظر کنترلی اگر بخواهیم بدنه پیچ مثبت داشته باشد باید گشتاور منفی به دم بدهیم. علت این نکته مهم، گشتاور عمل و عکس‌العملی است. اکنون برای شروع مدلسازی باید سینماتیک دم و بدنه را بدست آوریم. برای محاسبه بردار سرعت زاویه‌ای دم در دستگاه متصل به مرکز جرم دم $(\hat{t}_1,\hat{t}_2,\hat{t}_3)$ که در شکل ۱۰ تعریف شده، می‌توان نوشت:

$$\begin{aligned}&\vec{\omega}^{T}_{T}=\vec{\omega}^{B}_{B}+{}^{N}\vec{\omega}^{T}_{T/B}\\&\vec{\omega}^{T}_{T/B}=Q_T\hat{b}_2=Q_T\hat{t}_2\\&Q_T=-\frac{d\Theta_T}{dt}\\&\vec{\omega}^{T}_{T}=P\hat{b}_1+(Q+Q_T)\hat{b}_2+(R)\hat{b}_3\end{aligned} \quad (۶)$$

۲-۲-۳- محاسبه سرعت انتقالی دم

برای محاسبه سرعت انتقالی دم می توانیم معادله دینامیکی (۷) را تشکیل دهیم:

$$\dot{\mathrm{r}}_T=\dot{\mathrm{r}}_B+\vec{\omega}^{B}_{B}\times\mathrm{r}_{H/B}+\vec{\omega}^{T}_{T}\times\mathrm{r}_{T/H}=\begin{bmatrix}U+(Q+Q_T)l_t\sin\Theta_T\\V-l_bR-l_t\cos\Theta_TR-Pl_t\sin\Theta_T\\W+l_bQ+(Q+Q_T)l_t\cos\Theta_T\end{bmatrix} \quad (۷)$$

۲-۲-۴- محاسبه سرعت لولای H نسبت به بدنه

برای محاسبه سرعت لولای H نسبت به بدنه سنجاقک می‌توان از رابطه زیر استفاده کرد:

$$\dot{\mathrm{r}}_{H/B}=\dot{\mathrm{r}}_B+\vec{\omega}^{B}_{B}\times\vec{\mathrm{r}}_{H/B}=\begin{bmatrix}U\\V-l_bR\\W+l_bQ\end{bmatrix} \quad (۸)$$

۲-۲-۵- محاسبه شتاب خطی لولای H

برای محاسبه شتاب خطی لولای H معادله دینامیکی زیر را تشکیل می‌دهیم:

$$\begin{aligned}\ddot{\mathrm{r}}_H&=\ddot{\mathrm{r}}_B+\dot{\vec{\omega}}^{B}_{B}\times\vec{\mathrm{r}}_{H/B}+\vec{\omega}^{B}_{B}\times(\vec{\omega}^{B}_{B}\times\vec{\mathrm{r}}_{H/B})+\vec{\omega}^{B}_{B}\times\dot{\vec{\mathrm{r}}}_B\\&=\begin{bmatrix}\dot{U}+l_b(Q^2+R^2)+QW-RV\\-l_b\dot{R}+\dot{V}+RU-PW-Pl_bQ\\PV-QU+\dot{W}+l_b\dot{Q}-Pl_bR\end{bmatrix}\end{aligned} \quad (۹)$$

۲-۲-۶- محاسبه شتاب خطی دم و بدنه

برای محاسبه شتاب خطی بدنه از رابطه (۱۰) استفاده می‌کنیم و برای معادلات مود طولی، پارامترهای V و P و R را صفر قرار می‌دهیم (در مود طولی حرکت در راستای جانبی و همچنین دوران رول و یاو نداریم):

$$\ddot{\mathrm{r}}_B=\frac{\partial\dot{\vec{r}}_B}{\partial t}+\vec{\omega}^{B}_{B}\times\dot{\vec{r}}_B=\begin{bmatrix}\dot{U}+QW-RV\\\dot{V}+RU-PW\\\dot{W}+PV-QU\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\dot{U}+QW\\0\\\dot{W}-QU\end{bmatrix} \quad (۱۰)$$

برای محاسبه شتاب دم از رابطه (۷) مشتقگیری انجام می‌دهیم:

$$\begin{aligned}\ddot{\mathrm{r}}_T=\ddot{\mathrm{r}}_B+\dot{\omega}^{\beta}_{B}\times\mathrm{r}_{H/B}+\omega^{\beta}_{B}\times\underset{0}{\dot{\mathrm{r}}_{H/B}}+\dot{\omega}^{T}_{T}\times\mathrm{r}_{T/H}+\omega^{T}_{T}\times\underset{0}{\dot{\mathrm{r}}_{T/H}}+\\\omega^{B}_{B}\times(\dot{\mathrm{r}}_B+\omega^{B}_{B}\times\mathrm{r}_{H/B})+\omega^{T}_{B}\times(\omega^{T}_{T}\times\mathrm{r}_{T/H})\end{aligned} \quad (۱۱)$$

پس از ساده‌سازی جبری، معادله (۱۲) را خواهیم داشت:

۲-۲-۷- محاسبه شتاب‌های زاویه‌ای بدنه و دم

شتاب‌های زاویه‌ای بدنه و دم از روابط زیر به دست می‌آیند:

$$\dot{\vec{\omega}}^{B}_{T}=\left(\frac{d}{dt}\begin{bmatrix}P\\Q+Q_T\\R\end{bmatrix}\right)+\vec{\omega}_{T/B}\times\left(\begin{bmatrix}P\\Q+Q_T\\R\end{bmatrix}\right)=\begin{bmatrix}\dot{P}+Q_TR\\\dot{Q}+\dot{Q}_T\\\dot{R}-Q_TP\end{bmatrix} \quad (۱۳)$$

$$\ddot{\vec{r}}_T=\begin{bmatrix}\dot{U}+(\dot{Q}+\dot{Q}_T)(l_t\sin\Theta_T)+Q(W+l_bQ)-R(V-l_bR)+(Q+Q_T)^2l_t\cos\Theta_T-R(-l_t\cos\Theta_TR-Pl_t\sin\Theta_T)\\ \dot{V}+\dot{R}(-l_b-l_t\cos\Theta_T)-\dot{P}l_t\sin\Theta_T+RU-P(W+l_bQ)+R(Q+2Q_T)l_t\sin\Theta_T-P(Q+2Q_T)l_t\cos\Theta_T\\ \dot{W}+l_b\dot{Q}+(\dot{Q}+\dot{Q}_T)(l_t\cos\Theta_T)+P(V-l_bR)-QU+P(-l_t\cos\Theta_TR-Pl_t\sin\Theta_T)-(Q+Q_T)^2l_t\sin\Theta_T\end{bmatrix} \quad (۱۲)$$

۲-۳- محاسبه ماتریس نیروهای خارجی مورد استفاده در روش کین

این نیروها شامل نیروهای خارجی (غیرجاذبه‌ای) و نیروهای جاذبه‌ای می‌باشند. نیروهای خارجی همان نیروهای آیرودینامیکی و گشتاورهای آیرودینامیکی که توسط حرکت بال‌ها بوجود می‌آید، می‌باشند. معادلات کین را برای محاسبه نیروهای خارجی به فرم زیر تشکیل می‌دهیم:

$$\begin{aligned}\mathrm{F}_r=&\frac{\partial\vec{\omega}_B}{\partial u_r}.(\vec{M}_B+\vec{r}_{H/B}\times m_b\vec{g}^B)+\frac{\partial\dot{\vec{r}}_B}{\partial u_r}.(\vec{\mathrm{F}}_B+(m_b+m_t)\vec{g}^B)\\&+\frac{\partial\vec{\omega}_T}{\partial u_r}.(\vec{M}_T+\vec{r}_{T/H}\times m_t\vec{g}^B)+\frac{\partial\dot{\vec{r}}_T}{\partial u_r}.(\vec{\mathrm{F}}_T)\end{aligned} \quad (۱۴)$$

که در آن u_r چهار متغیر مستقل U و W و Q و Q_T هستند و $\vec{g}^B$ بردار شتاب جاذبه در دستگاه بدنی می‌باشد که بخاطر اینکه، در این قسمت به دنبال معادلات حرکت در صفحه قائم هستیم، هنگام استفاده از آن بجای ϕ صفر قرار می‌دهیم. بردار $\vec{g}^B$ در دستگاه بدنی به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\vec{g}^B=g\begin{bmatrix}-\sin\theta\\ \cos\theta\sin\varphi\\ \cos\theta\cos\varphi\end{bmatrix}=g\begin{bmatrix}-\sin\theta\\ 0\\ \cos\theta\end{bmatrix} \quad (۱۵)$$

گشتاورها و نیروهای آیرودینامیکی وارد به بدنه $\vec{M}_B$ و $\vec{F}_B$ که در بخش پنجم این مقاله به تفصیل به آن می‌پردازیم. نیروهای آیرودینامیکی وارد به دم $\vec{F}_T$ و گشتاورهای آیرودینامیکی $\vec{M}_T$ هستند که در این مقاله صفر در نظر گرفته می‌شوند (قابل صرفنظرکردن است). برای بدست‌آوردن نیروهای خارجی در معادله (۱۴) به به جای u_r متغیرهای مستقل U و W و Q و Q_T را به ترتیب قرار می‌دهیم تا چهار درایه ماتریس ستونی F_r بدست بیاید. با جایگذاری معادلات (۲) و (۳) و (۶) و (۷) و (۱۵) در معادله (۱۴) برای هر یک از متغیرهای مستقل U و W و Q و Q_T و ساده‌سازی جبری خواهیم داشت:

$$\mathrm{F}_r=\begin{bmatrix}-(m_b+m_t)g\sin\theta\\ (m_b+m_t)g\cos\theta\\ m_tgl_b\cos\theta+m_tgl_t\cos(\theta+\Theta_T)\\ m_tgl_t\cos(\theta+\Theta_T)\end{bmatrix}_{4\times1} \quad (۱۶)$$

۲-۴- محاسبه ماتریس نیروهای اینرسی مورد استفاده در روش کین

نیروهای اینرسی با استفاده از روش کین از رابطه زیر بدست می‌آیند:

$$\mathrm{F}_r^*=\frac{\partial\omega_B^B}{\partial u_r}.(\vec{M}_B^*)+\frac{\partial\dot{r}_B}{\partial u_r}(\vec{F}_B^*)+\frac{\partial\omega_T^T}{\partial u_r}.(\vec{M}_T^*)+\frac{\partial\dot{r}_T}{\partial u_r}.(\vec{F}_T^*) \quad (۱۷)$$

که در آن u_r چهار متغیر مستقل U و W و Q و Q_T هستند و $\vec{M}_B^*$ و $\vec{M}_T^*$ گشتاورهای اینرسی وارد به بدنه و دم و $\vec{F}_B^*$ و $\vec{F}_T^*$ نیروهای اینرسی وارد به بدنه و دم می‌باشند و از روابط (۱۸) و (۱۹) محاسبه می‌شوند و $\ddot{\vec{r}}_B$ و $\ddot{\vec{r}}_T$ شتاب های خطی بدنه و دم نیز در روابط (۱۰) و (۱۲) بدست آمده بود.

$$\vec{F}_B^*=-m_b\ddot{\vec{r}}_B \quad (۱۸)$$

$$\vec{F}_T^*=-m_t\ddot{\vec{r}}_T \quad (۱۹)$$

$$\vec{\mathrm{M}}_B^*=-I_B\dot{\omega}_B^B-\omega_B^B\times(I_B.\omega_B^B)=\begin{bmatrix}0\\ -I_{B_{yy}}\dot{Q}\\ 0\end{bmatrix} \quad (۲۰)$$

$$\vec{\mathrm{M}}_T^*=-I_T^B.\dot{\omega}_T^B-\omega_T^B\times(I_T^B.\omega_T^B)=-\begin{bmatrix}0\\ I_{T_{yy}}(\dot{Q}+\dot{Q}_T)\\ 0\end{bmatrix} \quad (۲۱)$$

که در رابطه (۲۱) تانسور اینرسی I_T^B از رابطه (۲۲) بدست آمده‌است:

$$I_T^B=\begin{bmatrix}\cos\Theta_T & 0 & \sin\Theta_T\\ 0 & 1 & 0\\ -\sin\Theta_T & 0 & \cos\Theta_T\end{bmatrix}^T\begin{bmatrix}I_{T_{xx}} & 0 & 0\\ 0 & I_{T_{yy}} & 0\\ 0 & 0 & I_{T_{zz}}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\cos\Theta_T & 0 & \sin\Theta_T\\ 0 & 1 & 0\\ -\sin\Theta_T & 0 & \cos\Theta_T\end{bmatrix} \quad (۲۲)$$

اکنون روابط (۱۸) تا (۲۲) را در رابطه (۱۷) قرار داده و چهار بار نسبت به هر یک از متغیرهای مستقل U و W و Q و Q_T تکرار می‌کنیم تا چهار درایه ماتریس F_r^* محاسبه شود. برای اولین متغیر مستقل ، اولین درایه ماتریس ستونی F_r^* پس از ساده‌سازی جبری

خواهیم داشت:

$$F_{r1}^{*}=-m_b\dot{U}-m_t\dot{U}-m_t\dot{Q}l_t\sin\Theta_T-m_t\dot{Q}_Tl_t\sin\Theta_T-QWm_b \\ -QWm_t-Q^2m_tl_b-(Q+Q_T)^2m_tl_t\cos\Theta_T \quad (۲۳)$$

بطور مشابه برای متغیر مستقل دوم یعنی W پس از ساده‌سازی جبری خواهیم داشت:

بطور مشابه برای متغیر مستقل سوم یعنی Q پس از ساده‌سازی

$$F_{r2}^{*}=m_bQU-m_t\dot{W}-m_b\dot{W}+m_tQU-m_tl_b\dot{Q}-m_tl_t\dot{Q}\cos\Theta_T \\ +(Q+Q_T)^2m_tl_t\sin\Theta_T \quad (۲۴)$$

جبری معادله ۲۵ را خواهیم داشت:

بطور مشابه برای متغیر مستقل چهارم یعنی Q_T پس از ساده‌سازی جبری معادله ۲۶ را خواهیم داشت:

همانطور که مشاهده می‌شود، ترم هایی در درایه های ماتریس F_r^* هستند که شامل مشتقات زمانی نمی‌شوند، آنها را تفکیک نموده و در ماتریسی به نام $\vec{f}(u,q,t)$ قرار می‌دهیم:

تا اینجا هر چهار درایه ماتریس F_r^* بدست آمدند. در بخش بعدی

$$f(u,q,t)=\begin{bmatrix} -(m_t+m_b)QW-m_tl_bQ^2-m_tl_t\cos\Theta_T(Q+Q_T)^2 \\ (m_t+m_b)QU+m_tl_t\sin\Theta_T(Q+Q_T)^2 \\ m_tQU(l_b+l_t\cos\Theta_T)-m_tl_tl_b\sin\Theta_TQ_T(Q_T+2Q)-m_tl_t\sin\Theta_TQW \\ Qm_tl_t(U\cos\Theta_T-W\sin\Theta_T)-m_tl_tl_b\sin\Theta_TQ^2 \end{bmatrix}_{4\times1} \quad (۲۷)$$

با استفاده از جمع ماتریس‌های F_r و F_r^* معادلات کین را به منظور حصول معادلات حرکت بدست خواهیم آورد.

۲-۵- معادلات حرکت مود طولی با استفاده از روش کین

اکنون که نیروهای اینرسی و نیروهای خارجی بدست آمدند، طبق روش کین با استفاده از جمع ماتریس‌های F_r و F_r^* پس از عملیات جبری مفصل معادلات حرکت مود طولی بصورت معادله ۲۸ استخراج می‌شوند:

با ترکیب سطر سوم و چهارم معادله (۲۸) و ساده‌سازی جبری و اعمال نیروهای آیرودینامیکیبرآی بال‌های جلو و بال‌های عقب در دستگاه بدنی بعنوان نیروهای خارجی و گشتاورهای ناشی از نیروهای برا و پسا با درنظرگرفتن علامت آنها، معادله (۲۸) را می‌توان به صورت زیر نوشت:

که در رابطه (۲۹)، پارامتر D_F نیروی پسای بال جلو و D_B نیروی پسای بال عقب و L_F نیروی برآی بال جلو و L_B نیروی برآی بال عقب و Q_T سرعت زاویه‌ای دم است که توسط یک سرو اعمال می‌شود. نیروهای برا و پسا در شکل۱۰ نشان داده شده‌اند. b_{FW} بازوی گشتاور برا می‌باشد و برابر است با فاصله محل اثر نیروی برا بال جلو تا مرکز تعلیق ریزپرنده (مرکز جرم کل ریزپرنده که برای مود طولی روی یک پایه به تعلیق در آمده‌است) می‌باشد. بطور مشابه b_{BW} معرف فاصله محل اثر نیروی برا بال عقب تا مرکز تعلیق ریزپرنده می‌باشد. بنابراین L_Fb_{FW} و L_Fb_{FW} گشتاورهای ناشی از نیروی برآی بال‌های جلو و عقب می‌باشند. اختلاف این مقادیر $L_Fb_{FW}-L_Bb_{BW}$ تراست تفاضلی است که باعث گشتاور پیچ می‌شود. دیاگرام بلوکی این معادلات در شکل ۱۱ نشان داده شده‌است:

رابطه (۲۹) معادلات غیرخطی مود طولی ریزپرنده شبه‌سنجاقک هستند که در آن ماتریس اول ماتریس جرمی-اینرسی است و

$$F_{r3}^{*}=-m_tl_t^2\dot{Q}\sin^2\Theta_T-I_{Tyy}\dot{Q}_T-I_{Tyy}\dot{Q}-m_tl_b\dot{W}-m_tl_b^2\dot{Q}-m_tl_t^2\dot{Q}\cos^2\Theta_T-m_tl_t^2\dot{Q}_T\cos^2\Theta_T-I_{Byy}\dot{Q}-m_t\dot{Q}_Tl_t^2\sin^2\Theta_T-m_tl_t\cos\Theta_T\dot{W} \\ -\dot{U}m_tl_t\sin\Theta_T+m_tl_bQU+Q_T^2m_tl_bl_t\sin\Theta_T+QUm_tl_t\cos\Theta_T-QWm_tl_t\sin\Theta_T-2\dot{Q}m_tl_bl_t\cos\Theta_T-\dot{Q}_Tm_tl_bl_t\cos\Theta_T+2QQ_Tm_tl_bl_t\sin\Theta_T \quad (۲۵)$$

$$F_{r4}^{*}=-m_tl_t^2\sin^2\Theta_T\dot{Q}-I_{Tyy}\dot{Q}-m_tl_t^2\dot{Q}\cos^2\Theta_T-m_tl_t^2\dot{Q}_T\cos^2\Theta_T-I_{Tyy}\dot{Q}_T-m_tl_t^2\dot{Q}_T\sin^2\Theta_T \\ -\dot{W}m_tl_t\cos\Theta_T-\dot{U}m_tl_t\sin\Theta_T-Q^2m_tl_bl_t\sin\Theta_T+QUm_tl_t\cos\Theta_T-QWm_tl_t\sin\Theta_T-\dot{Q}m_tl_bl_t\cos\Theta_T \quad (۲۶)$$

$$\begin{bmatrix} -(m_t+m_b) & 0 & -m_tl_t\sin\Theta_T & -m_tl_t\sin\Theta_T \\ 0 & -(m_t+m_b) & -m_t(l_b+l_t\cos\Theta_T) & -m_tl_t\cos\Theta_T \\ -m_tl_t\sin\Theta_T & -m_t(l_b+l_t\cos\Theta_T) & -I_{Tyy}-I_{Byy}-m_t(l_b^2+l_t^2+2l_tl_b\cos\Theta_T) & -I_{Tyy}-m_t(l_t^2+l_tl_b\cos\Theta_T) \\ -m_tl_t\sin\Theta_T & -m_tl_t\cos\Theta_T & -I_{Tyy}-m_t(l_t^2+l_tl_b\cos\Theta_T) & -I_{Tyy}-m_tl_t^2 \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{W} \\ \dot{Q} \\ \dot{Q}_T \end{bmatrix} \\ +\begin{bmatrix} -(m_t+m_b)QW-m_tl_bQ^2-m_tl_t\cos\Theta_T(Q+Q_T)^2 \\ (m_t+m_b)QU+m_tl_t\sin\Theta_T(Q+Q_T)^2 \\ m_tQU(l_b+l_t\cos\Theta_T)-m_tl_tl_b\sin\Theta_TQ_T(Q_T+2Q)-m_tl_t\sin\Theta_TQW \\ -m_tl_tl_b\sin\Theta_TQ^2+Qm_tl_t(U\cos\Theta_T-W\sin\Theta_T) \end{bmatrix}+\begin{bmatrix} -(m_b+m_t)g\sin\theta \\ (m_b+m_t)g\cos\theta \\ m_tgl_b\cos\theta+m_tgl_t\cos(\theta+\Theta_T) \\ m_tgl_t\cos(\theta+\Theta_T) \end{bmatrix}=0 \quad (۲۸)$$

$$\begin{bmatrix} -(m_t+m_b) & 0 & -m_t l_t \sin\Theta_T \\ 0 & -(m_t+m_b) & -m_t(l_b+l_t\cos\Theta_T) \\ -m_t l_t \sin\Theta_T & -m_t(l_b+l_t\cos\Theta_T) & -I_{Tyy}-I_{Byy}-m_t(l_b^2+2l_t^2+2l_t l_b\cos\Theta_T) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{W} \\ \dot{Q} \end{bmatrix}$$
$$+ \begin{bmatrix} -(m_t+m_b)QW - m_t l_b Q^2 - m_t l_t \cos\Theta_T (Q+Q_T)^2 - m_t l_t \sin\Theta_T \dot{Q}_T \\ (m_t+m_b)QU + m_t l_t \sin\Theta_T (Q+Q_T)^2 - m_t l_t \cos\Theta_T \dot{Q}_T \\ m_t QU(l_b+l_t\cos\Theta_T) - m_t l_t l_b \sin\Theta_T Q_T (Q_T+2Q) - m_t l_t \sin\Theta_T QW + (-I_{Tyy} - m_t(l_t^2+l_t l_b\cos\Theta_T) - m_t l_t^2)\dot{Q}_T \end{bmatrix}$$
$$+ \begin{bmatrix} -(m_b+m_t)g\sin\theta \\ (m_b+m_t)g\cos\theta \\ m_t g l_b \cos\theta + m_t g l_t \cos(\theta+\Theta_T) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -D_F - D_B \\ -L_F - L_B \\ L_F b_{FW} - L_B b_{BW} \end{bmatrix} = 0 \qquad (۲۹)$$

ماتریس دوم رابطه (۲۹) شامل نیروهای غیرجاذبه‌ای و ماتریس سوم شامل نیروهای جاذبه‌ای می‌باشند. ماتریس چهارم شامل نیروهای خارجی است که در آن Q_T سرعت زاویه‌ای دم است (که باعث گشتاور کنترلی دم می‌شود) و نیروهای برا و پسای بال‌های جلو و عقب می‌باشند.

۲-۶- صحه‌گذاری معادلات دینامیکی

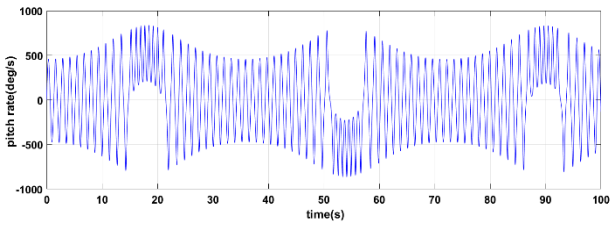
برای صحه‌گذاری رابطه (۲۹)، فرض کنیم که ریزپرنده از مرکز ثقل به حالت تعلیق در بیاید و نیروهای برا و پسا صفر باشند. در این صورت از نظر فیزیکی سیستم به پاندول دو جرمی (با این تفاوت که دم آزادانه حرکت نمی‌کند، سرعت زاویه‌ای Q_T بین دم و بدنه اعمال می‌شود) تبدیل می‌شود. اگر بعنوان شرایط اولیه هر دو جرم از حالت افقی $(\theta = \Theta_T = 0)$ رها شوند و سرعت زاویه‌ای ثابت Q_T همزمان به دم اعمال می‌شود. برای صحه‌گذاری معادلات استخراج‌شده (رابطه (۲۹)) در نرم‌افزار سیمولینک شبیه‌سازی می‌شود. در محیط نرم‌افزار ورکینگ‌مدل[1] نیز بدنه و دم مطابق شکل ۱۲ با جرم و ممان اینرسی و Q_T مدلسازی می‌شود. پاسخ زمانی برای نرخ دوران طولی بدنه $\dot{\theta}$ با پاسخ حاصل از شبیه‌سازی معادلات در نرم افزار متلب مقایسه شده‌است. شکل ۱۲ مدل بدنه و دم سنجاقک، شکل ۱۳ و شکل ۱۴ به ترتیب نتایج این شبیه‌سازی‌ها را نشان می‌دهند. همانطور که مشاهده می‌شود پاسخ ها شبیه هم هستند. تفاوت جزیی در نوسانات بین دو سیکل ناشی از ترمهای غیرخطی و حلگرهای متفاوت دو نرم‌افزار است. گفتنی است به دلیل غیرخطی‌بودن معادلات، پاسخ‌ها نسبت به شرایط اولیه سیستم در اول هر سیکل حساس بوده و چون روش حل و دقت دو نرم‌افزار متفاوت است تعداد نوسانات بین دو سیکل

شکل ۱۱. دیاگرام بلوکی معادلات غیرخطی ریزپرنده شبه‌سنجاقک دو جسمی

Fig. 11. Nolinear equation diagram for dragonfly-like MAV

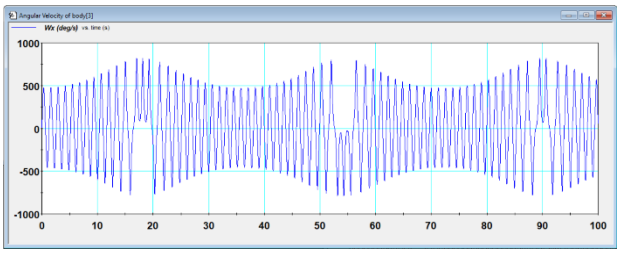
شکل ۱۲. پاندول دوجرمی شبیه‌سازی‌شده در محیط MSC Working Model

Fig. 12. Double pendulum simulated in MSC software



شکل ۱۳. پاسخ دینامیک غیرخطی دوجسمی در سیمولینک

Fig. 13. Nonlinear response for two-body model in Simulink



شکل ۱۴. پاسخ دینامیک غیرخطی پاندول دوجسمی بدنه در MSC

Fig. 14. Nonlinear response for two-body model in MSC

1 Working model

متفاوت شده‌است. لازم به ذکر است اشتباهاتی در مراجع [۱۱-۱۴] صورت گرفته که در این مقاله حین استخراج معادلات برطرف شد. بعنوان مثال فرمول (۴۶) مرجع [۱۲] اشتباه نوشته شده که ما در رابطه (۱۴) این مقاله آنرا اصلاح کردیم. همچنین اشتباهاتی در مرجع [۱۲] وجود دارد که باعث شده در آن پاسخ روش کین و روش لاگرانژ متفاوت شود. البته پاسخ نهایی معادلات حرکت در مرجع [۱۲] با اشتباهاتی که انجام داده صحیح می‌باشد. بخاطر عدم درنظرگرفتن شرایط فیزیکی در دو مرجع مذکور این اشتباهات صورت گرفته است.

۳-شبیه‌سازی گیربکس بالزن شبه سنجاقک

در این بخش ابتدا شبیه‌سازی گیربکس بالزن پرنده دل‌فلای۲ بازطراحی و با استفاده از قیود دینامیکی رابطه ای برای زاویه بال و مشتقات آن بر حسب دور موتور انجام خواهد شد. اساس کار گیربکس دل‌فلای۲ یک مکانیزم چهارلینکی مشابه شکل ۷ است (در شکل ۸ به جهت درک بهتر فقط قسمت‌های مهم نشان داده شده‌است). میله OA رنگ با نسبت تبدیلی توسط موتور میکرو براش به دوران درمی‌آید. با استفاده از روابط طراحی مکانیزمها برای گیربکس بالزن به دنبال رابطه‌ای بین دور موتور و زاویه بال هستیم در شکل ۸ میله AO را موتور با نسبت تبدیلی دوران می‌دهد. میله CB لبه حمله صلب بال می‌باشد که مقدار زاویه آن ζ می‌باشد (ζ زاویه بال در شکل ۱۷ نشان داده شده‌است) و مشتقات زمانی آن بعنوان یکی از ورودی های نیروی پسا و برآی آیرودینامیک مورد نیاز است (این موضوع به تفصیل در بخش ۵ آورده شده‌است). در این بخش رابطه ای برای $\dot{\zeta}$ و مشتقات زمانی آن بر حسب دور موتور بدست می‌آید. با توجه به شکل ۸ بردارهای A و B را تشکیل می‌دهیم و Θ_i زاویه ورودی گیربکس است:

$$\vec{A}=\begin{bmatrix} a\cos\Theta_i \\ a\sin\Theta_i \end{bmatrix} \quad (۳۰)$$

$$\vec{B}=\begin{bmatrix} -k\cos\delta \\ k\sin\delta \end{bmatrix}+\begin{bmatrix} b\cos\zeta \\ b\sin\zeta \end{bmatrix} \quad (۳۱)$$

اندازه بردار BA را h می نامیم:

$$h=\left|\vec{B}-\vec{A}\right| \quad (۳۲)$$

چون میله AB صلب است لذا اندازه آن ثابت است و مشتق آن نسبت به زمان صفر است، لذا با مشتق‌گیری از طرفین معادله فوق خواهیم داشت:

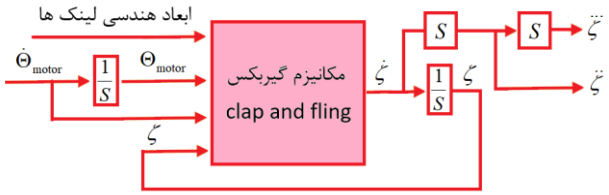
$$2(\dot{\vec{B}}-\dot{\vec{A}}).(\vec{B}-\vec{A})=0 \quad (۳۳)$$

با جایگذاری روابط (۳۰) و (۳۱) در معادله (۳۳) و ساده‌سازی جبری خواهیم داشت:

$$\dot{\zeta}=\dot{\Theta}_i\frac{a}{b}\frac{\cos\Theta_i(k\cos\delta-a\sin\Theta_i+b\sin\zeta)+\sin\Theta_i(a\cos\Theta_i+k\sin\delta-b\cos\zeta)}{\cos\zeta(k\cos\delta-a\sin\Theta_i+b\sin\zeta)+\sin\zeta(a\cos\Theta_i+k\sin\delta-b\cos\zeta)} \quad (۳۴)$$

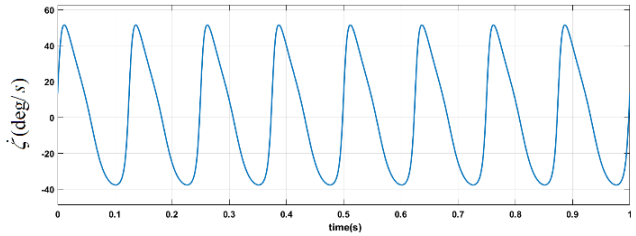
رابطه (۳۴) تابع تبدیل سرعت زاویه‌ای بال را بعنوان تابعی از ابعاد مکانیزم و دور موتور را نشان می‌دهد. دیاگرام بلوکی تابع تبدیل رابطه (۳۴) در شکل ۱۵ نشان داده شده‌است.

پس از شبیه‌سازی دیاگرام بلوکی گیربکس در سیمولینک متلب خروجی سرعت زاویه‌ای بال بر حسب زمان در شکل۱۶ نشان داده شده‌است. با استفاده از فرمول فوق و انتگرال‌گیری و مشتق‌گیری در سیمولینک می توانیم پارامترهای ζ و $\dot{\zeta}$ و $\ddot{\zeta}$ و $\dddot{\zeta}$ را محاسبه کنیم. این پارامترها برای محاسبه نیروهای برا و پسا در بخش ۵ مورد نیاز می‌باشد.



شکل۱۵. دیاگرام بلوکی شبیه‌سازی مکانیزم گیربکس بالزن

Fig. 15. block diagram for flapping wing MAV gearbox simulation



شکل۱۶. پاسخ شبیه‌سازی مکانیزم گیربکس بالزن

Fig. 16. Nonlinear response for gearbox mechanism in Simulink

۴- محاسبه نیروهای آیرودینامیک(برا و پسا)

در این بخش کلیه روابط از مرجع [۵] استفاده شده و فقط پارامترهای گیربکس و غیره را برای پرنده طراحی‌شده در این مقاله قرار داده می‌شود. لازم به ذکر است در مرجع [۵] از ابعاد و مدول و نسبت چرخدنده ها صحبتی نشده و فقط پارامترهای هندسی جرمی و ممان اینرسی و فرکانس تحریک بال بیان شده‌است. مرجع [۵] روابطی برای برا و پسا در دستگاه بدنی برای کلپ‌فلینگ محاسبه کرده و همچنین بصورت عملی در تونل باد ضرایب آیرودینامیکی را بدست آورده است. ریزپرنده انتخاب‌شده در این مقاله از نظر مشخصات جرمی و مکانیزم حرکتی و نوع شکل بال بسیار نزدیک به ریزپرنده موجود در مرجع [۵] است. کلیه روابط و پارامترهای موجود در این بخش از مرجع مذکور است و در ادامه دیگر نام مرجع را ذکر نمی‌کنیم.

در مرجع [۵] برای المانی از بال نیروهای برا و پسا در دستگاه بدنی محاسبه می‌شوند و سپس با انتگرال‌گیری در کل سطح بال برآیند نیروهای برا و پسا در هر لحظه در متلب محاسبه می‌شوند. بطور خلاصه مرجع [۵] نشان داده که برا و پسا پرنده بالزن با مکانیزم کلپ‌فلینگ تابعی از زاویه بال در هر لحظه، سرعت زاویه‌ای بال در هر لحظه، شتاب زاویه‌ای بال در هر لحظه، مشتق سوم زاویه بال در هر لحظه و اندازه سرعت و زاویه حمله و زاویه پیچ پرنده در هر لحظه و سرعت زاویه‌ای پیچ پرنده در هر لحظه، و نیز پارامترهای هندسی، جرمی، اینرسی و ضرایب آیرودینامیکی پرنده می‌باشد. خروجی تابع برا و پسا می‌باشد. ریزپرنده مورد مطالعه در مرجع [۵] در شکل ۳ نشان داده شده‌است که دارای الویتور و رادر می‌باشد. در شکل ۹، پارامتر D نیروی پسا و L نیروی برا و V بردار سرعت و α زاویه حمله، θ معرف زاویه پیچ ریزپرنده و $(\hat{b}_1,\hat{b}_2,\hat{b}_3)$ معرف دستگاه مختصات بدنی هستند.

۴-۱- فرمولاسیون کلی

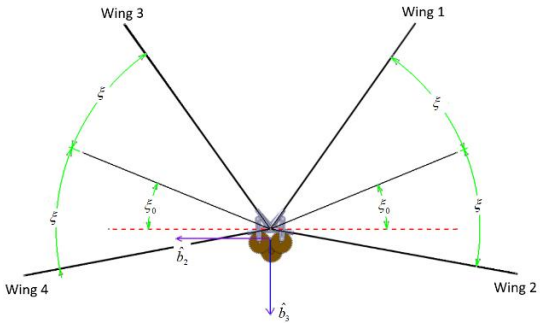
برایند نیروهای آیرودینامیکی شبه پایا برای یک المان بال (المانی مستطیلی از لبه حمله تا لبه فرار که در شکل ۱۸ نشان داده شده‌است) در مراجع [۵] از رابطه زیر بدست می‌آید:

$$d\vec{F} = d\vec{F}_{inertial} + d\vec{F}_{circ} + d\vec{F}_{added\,mass} - d\vec{F}_{visc} \qquad (۳۵)$$

قسمت اول نیروهای اینرسی تابعی از جرم بال و جرم سیال و سرعت بال در راستای z و x و سرعت دوران بال حول تکیه گاه صلب لبه حمله است و از رابطه (۳۶) بدست می‌آید (لازم به ذکر است از نیروهای جانبی در این مقاله صرفنظر شده‌است یعنی در راستای y نیرو و شتاب و سرعت نداریم یا در برا و پسا اثری ندارد):

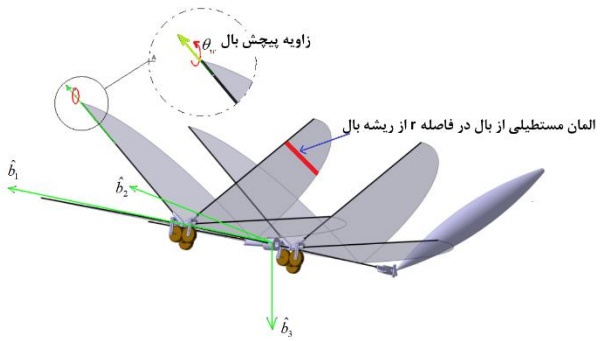
$$d\vec{F}_{inertial} = \begin{bmatrix} dF_{xw} \\ dF_{zw} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_1 v_{zw}\dot{\theta}_w \\ m_2 v_{xw}\dot{\theta}_w \end{bmatrix} dr \qquad (۳۶)$$

همانطور که در شکل ۱۷ نشان داده شده‌است، ζ_0 زاویه ای است که دو جفت بال چپ روی هم منطبق می‌شوند و مکانیزم مجددا آنها را دور می‌کند. این حالت برای بال‌های سمت راست هم اتفاق می افتد. مطابق شکل زاویه ζ هم زاویه هر یک از بال‌ها نسبت به ζ_0 است. زاویه پیچش بال را حول میله صلب کربنی لبه حمله بال با θ_w مطابق شکل ۱۸ نشان می‌دهیم. θ_w به ζ یا همان زاویه بال در هر لحظه که در شکل ۱۸ نشان داده شده و نیز مشتق اول زاویه بال $\dot{\zeta}$



شکل۱۷. هندسه‌ی بال و زاویه بال ζ از نمای روبرو

Fig. 17. Wing geometry and wing angle ζ (front view)



شکل۱۸. زاویه پیچش بال θ_w

Fig. 18. Wing torsion angle θ_w

و مشتق دوم زاویه بال ζ و یکسری ضریب ثابت بستگی دارد و از رابطه (۳۷) در هر لحظه محاسبه می‌شود [۵]:

$$\theta_w = \frac{\pi}{2} + C_{\theta_{w0}} + C_{\theta_{w\zeta}}\zeta + C_{\theta_{w\dot{\zeta}}}\dot{\zeta} + C_{\theta_{w\dot{\zeta}^2}}\dot{\zeta}^2 \quad (۳۷)$$

ضرایب ثابت در مرجع [۵] در تونل باد اندازه گیری شده‌اند و در جدول ۱ مقادیر آن نشان داده شده‌است.

شکل ۸: مدل رفتاری فولاد تنها، منحنی سه خطی Shima

Figure 8. Bare-bar model proposed by Shima

کمیت بدون بعد	$C_{\theta_{w\dot{\zeta}^2}}$	$C_{\theta_{w\dot{\zeta}}}$	$C_{\theta_{w\zeta}}$	$C_{\theta_{w0}}$
مقدار	-۰/۰۰۲	-۰/۰۱۷۹	-۱/۱۳۸۲	۰/۳۱۳۹

در رابطه (۳۷) پارامتر θ_w زاویه پیچش المان بال حول میله صلب قرار گرفته در لبه حمله بال می‌باشد. v_{zw} و v_{xw} سرعت‌های المانی از بال در راستای Z و X می‌باشند. همچنین m_1 و m_2 از روابط (۳۸) و (۳۹) بدست می‌آیند [۵]:

$$m_1 = \left(c(r)/\bar{c}R\right)M_{wing} + m_{22} \quad (۳۸)$$

$$m_2 = \left(c(r)/\bar{c}R\right)M_{wing} + m_{11} \quad (۳۹)$$

که در آن m_{11} و m_{22} جرم هوای اطراف بال هستند که در دو راستا به بال شتاب می‌دهند و از رابطه زیر بدست می‌آیند [۵]:

$$m_{11} = (1/4)\pi\rho b_{wing}^2 \quad (۴۰)$$

$$m_{22} = (1/4)\pi\rho c_{eff}^2(r) \quad (۴۱)$$

در رابطه (۴۰)، b_{wing} ضخامت بال و ρ چگالی هوا است. در رابطه (۴۱)، $c_{eff}(r)$ وتر موثر بال در شعاع المان است. به دلیل تغییر سطح بال با شعاع، وتر بال تابعی از شعاع است. با توجه به سطح ربع بیضی و ابعاد بال این تابع بصورت رابطه (۴۲) در نظر گرفته می‌شود:

$$c_{eff}(r) = 0.09 \times \sqrt{1-(r/R_w)^2} \quad (۴۲)$$

بخش دوم نیروهای چرخشی $d\vec{F}_{circ}$ هستند و بصورت زیر نوشته می‌شوند:

$$d\vec{F}_{circ} = \begin{bmatrix} dF_{circx} \\ dF_{circz} \end{bmatrix} = -\rho\Gamma \begin{bmatrix} v_{zw} \\ -v_{xw} \end{bmatrix} dr \quad (۴۳)$$

که در رابطه (۴۳)، Γ ترم چرخه‌ای است و از رابطه (۴۴) بدست می‌آید:

$$\Gamma = \begin{cases} \frac{1}{2}C_L c(r)|V| + \frac{1}{2}C_F c^2(r)\dot{\theta}_{fling} & if\ \ t^* > 0\ \ and\ \ \dot{\theta}_{fling} \geq 0 \\ \frac{1}{2}C_L c(r)|V| + \frac{1}{2}C_F c^2(r)\dot{\theta}_w & else \end{cases} \quad (۴۴)$$

در رابطه (۴۴) ترم‌های اول ناشی از حرکت انتقالی و ترم های دوم ناشی از حرکت دورانی بال است. در رابطه (۴۴)، $\dot{\theta}_{fling} = -\dot{\theta}_w$ می‌باشد و بقیه پارامترها در جدول ۲ از مرجع [۵] نشان داده شده‌است. همچنین ضریب برا از رابطه زیر بدست می‌آید:

$$C_L = C_l \sin(2\alpha) \quad (۴۵)$$

جدول۲. حدس اولیه برای پارامترهای مدل پیشنهادشده در مرجع [۵]

Table 2. Initial guesses for the model parameters, based on values in the literature [5]

کمیت بدون بعد	C_{D_0}	C_F	C_r	C_l
مقدار	۰	۱	۱/۶	۱

که α زاویه حمله بالزن است و C_l ضریب ثابتی است که در مرجع [۵] مطابق جدول ۲ برابر واحد در نظر گرفته شده‌است. در بخش سوم نیروهای کلی ترم $d\vec{F}_{added\ mass}$ را داریم. از آنجایی که جریان هوا بین دو بال یکنواخت نیست و از ماکزیمم به صفر هنگام تخلیه تغییر می‌کند لذا چون اضافه‌شدن جرم بین دو بال شتاب هم دارد پس به بال نیرو اعمال می‌کند و این نیرو بعنوان قسمتی از نیروهای اینرسی باید محاسبه می‌شد که مرجع [۵] رابطه (۴۶) را استفاده کرده است.

$$d\vec{F}_{added\ mass} = \begin{bmatrix} dF_{added\ mass_x} \\ dF_{added\ mass_z} \end{bmatrix} = -\begin{bmatrix} m_{11}a_{x_w} \\ m_{22}a_{z_w} \end{bmatrix} dr \quad (۴۶)$$

قسمت چهارم نیروهای اینرسی نیروی لزجی است که وابسته به لزجت جریان هواست. که در واقع نیروی پسا ایجاد می‌کند و از رابطه (۴۷) بدست می‌آید:

$$d\vec{F}_{visc} = \begin{bmatrix} dF_{visc_x} & dF_{visc_z} \end{bmatrix}^T = (1/2)\rho c(r)C_D|V|\begin{bmatrix} v_{x_w} & v_{z_w} \end{bmatrix}^T dr \quad (۴۷)$$

که در رابطه (۴۷)، متغیر C_D ضریب پسا بوده و از رابطه (۴۸) بدست می‌آید:

$$C_D = C_{D0}\cos^2(\alpha_w) + C_{D\frac{\pi}{2}}\sin^2(\alpha_w) \quad (۴۸)$$

که در رابطه (۴۸)، α_w زاویه حمله المان بال است و از رابطه (۴۹) بدست می‌آید و بقیه پارامترها ضرایب ثابت هستند که در جدول ۳ آمده‌است:

$$\alpha_w = \arctan(-v_{zw}/v_{xw}) \quad (۴۹)$$

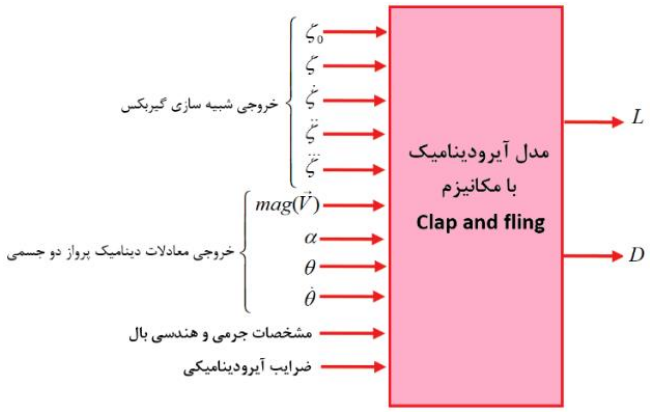
تا اینجا تمام چهار قسمت نیروهای کلی که در رابطه (۳۵) گفته شد بدست آمد. اکنون با ماتریس دوران نسبت به زاویه پیچش بال این نیروها را به دستگاه بدنی منتقل می‌کنیم:

$$\begin{aligned} dF_{xb} &= dF_{xw}\sin\theta_w + dF_{z_w}\cos\theta_w \\ dF_{zb} &= (dF_{xw}\cos\theta_w - dF_{z_w}\sin\theta_w)\cos\zeta \end{aligned} \quad (۵۰)$$

نیروهای بدست‌آمده در رابطه (۵۰)، نیروهای وارد بر المانی مستطیل شکل از بال در دستگاه بدنی هستند و این المان مستطیلی در شکل ۱۸ نشان داده شده‌است. برای محاسبه نیروهای وارد به کل بال از نیروهای بدست‌آمده برای المان مستطیلی انتگرال‌گیری عددی در نرم افزار متلب انجام شده‌است.

مرجع[۵] برای محاسبه برا و پسای کل با انتگرال‌گیری نسبت به سطح بال از معادله (۵۰) و احتساب اینکه بالزن زاویه پیچ θ دارد، با استفاده از ماتریس دوران، از رابطه (۵۱) استفاده کرده است:

$$\begin{aligned} L &= F_{xb}\sin\theta - F_{z_b}\cos\theta \\ D &= -F_{xb}\cos\theta - dF_{z_b}\sin\theta \end{aligned} \quad (۵۱)$$

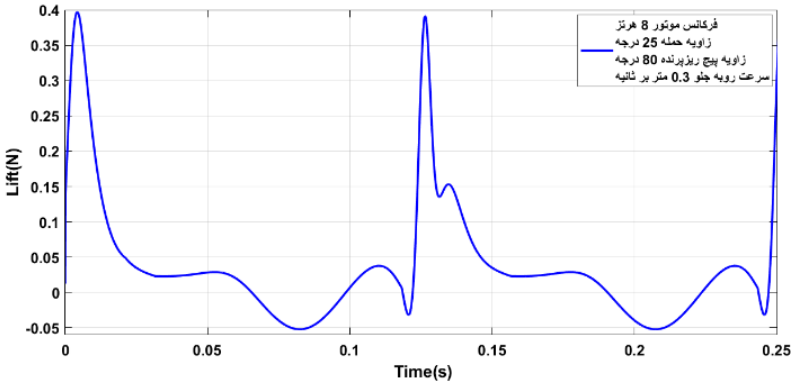


شکل۱۹. دیاگرام بلوکی مدل آیرودینامیک ریزپرنده بالزن شبه سنجاقک

Fig. 19. Aerodynamic diagram for dragonfly-like MAV

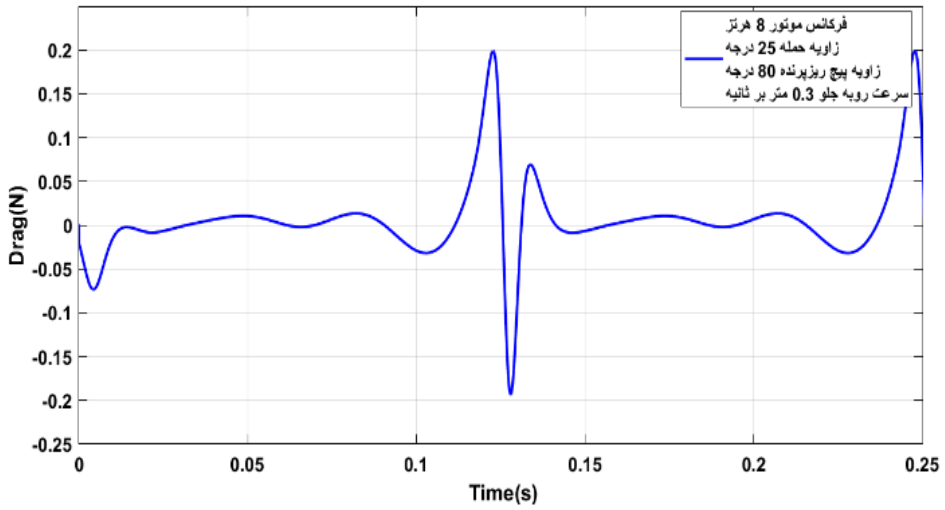
به این ترتیب نیروی کل برا و پسا در دستگاه بدنی محاسبه می‌شود. تمامی روابط آیرودینامیکی از رابطه (۳۵) تا رابطه (۵۱) را جهت محاسبه نیروی برا و پسا در سیمولینک مشابه دیاگرام بلوکی شکل ۱۹ شبیه‌سازی شده‌اند. برای دور موتور ثابت ۸ هرتز خروجی برا و پسا در دو سیکل کاری در شکل ۲۰ و شکل ۲۱ نشان داده شده‌است. گفتنی است، بلوک دیاگرام ۱۹ برای یک گیربکس است چون شبه‌سنجاقک دارای دو گیربکس است در شبیه‌سازی نهایی دو بار از این زیر سیستم در سیمولینک استفاده شده‌است.

همانطور که از شکل خروجی برا مشاهده می‌شود، در بازه‌ای از یک سیکل مقدار برا حتی منفی می‌شود اما میانگین نیروی برا در یک سیکل مثبت می‌باشد. بطور مشابه برای خروجی پسا مشاهده می‌شود در بازه‌ای از یک سیکل مقدار نیروی پسا حتی مثبت می‌شود اما میانگین پسا در یک سیکل منفی می‌باشد، لذا تراست مثبت ایجاد می‌شود.



شکل۲۰. نیروی برآ برای دور موتور ۸ هرتز و زاویه پیچ ۸۰درجه

Fig. 20. Lift force in 8Hz and 80° pitch angle



شکل۲۱. نیروی پسا برای دور موتور ۸ هرتز و زاویه پیچ ۸۰ درجه

Fig. 21. Drag force in 8Hz and 80° pitch angle

۵-خطی‌سازی حول نقطه هاور برای مود طولی روی پایه تعلیق

در این بخش می‌خواهیم معادلات را برای تعلیق روی پایه ثابت با یک درجه آزادی دورانی برای زاویه پیچ ریزپرنده بدست آورده و سپس با خطی‌سازی معادلات خطی را بدست آوریم. از آنجا که پایه ثابت است لذا می‌توانیم از سرعت رو به جلو U و سرعت در راستای قائم W صرفنظر کنیم و با صفر قراردادن U و W رابطه (۲۹) و ساده‌سازی جبری خواهیم داشت:

$$\begin{aligned}(-I_{Tyy}-I_{Byy}-m_t(l_b^2+l_t^2+2l_tl_b\cos\Theta_T))\dot{Q}&=m_tl_tl_b\sin\Theta_TQ_T(Q_T+2Q)\\&-m_tgl_b\cos\theta-m_tgl_t\cos(\theta+\Theta_T)\\-(-I_{Tyy}-m_t(l_t^2+l_tl_b\cos\Theta_T))\dot{Q}_T&-b_{FW}\times L_F+b_{BW}\times L_B\end{aligned}\qquad(۵۲)$$

در رابطه (۵۲)، L_F نیروی برآی بال‌های جلو و L_B نیروی برآی بال‌های عقب است و b_{FW} و b_{BW} فاصله برایند محل اثر برآی بال‌های جلو و عقب تا نقطه تعلیق است. نقطه تعلیق را روی مرکز جرم کل ریزپرنده در نظر گرفته می‌شود. اکنون می خواهیم معادله (۵۲) را بفرم معادلات (۵۳) باز نویسی کنیم:

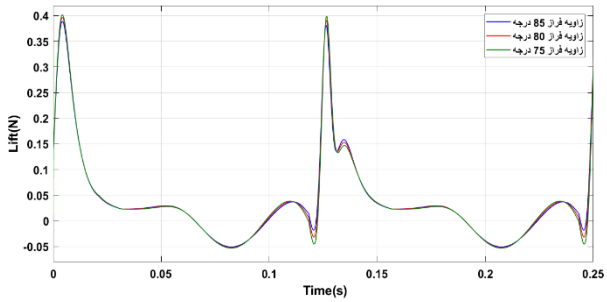
$$\begin{aligned}\dot{x}_1&=f_1(x_1,x_2)\\\dot{x}_2&=f_2(x_1,x_2)\end{aligned}\qquad(۵۳)$$

با درنظرگرفتن متغیرهای حالت $x_1=\theta$ و $x_2=\dot{\theta}$، معادله (۵۲) پس از ساده‌سازی جبری بصورت زیر نوشته می‌شود:

$$\begin{cases}\dot{x}_1=x_2\\\dot{x}_2=(m_tl_tl_b\sin\Theta_TQ_T(Q_T+2x_2)-(-I_{Tyy}-m_t(l_t^2+l_tl_b\cos\Theta_T))\dot{Q}_T\ldots\\\quad -m_tgl_b\cos x_1-m_tgl_t\cos(x_1+\Theta_T)-L_F\times b_{FW}+L_B\times b_{BW})/(-I_{Tyy}-I_{Byy}-m_t(l_b^2+l_t^2+2l_tl_b\cos\Theta_T))\end{cases}\qquad(۵۴)$$

هدف این بخش خطی‌سازی معادله (۵۴) حول نقطه هاور است (منظور از هاور یعنی ریزپرنده بالزن شبه‌سنجاقک بتواند در یک زاویه پیچ دلخواه که در این مقاله ۸۰ درجه در نظر گرفته‌ایم خود را روی پایه تعلیق نگه دارد). چالش اصلی برای خطی‌سازی نداشتن روابط صریح نیروی برا برحسب دور موتور بعنوان ورودی کنترلی است. به دلیل غیرخطی‌بودن سیستم، ابتدا لازم است در یک نقطه‌ی کار معین سیستم خطی‌سازی شود. این چالش به دلیل عدم وجود رابطه‌ی صریح میان نیروی برآ و زاویه‌ی دوران طولی و ورودی‌های عملگر (مجموعه‌ی موتور-گیربکس گرداننده‌ی بال‌ها) می‌باشد، زیرا برای خطی‌سازی باید از نیروی برا که در بخش-۴ بدست آمد نسبت به θ و $\dot{\theta}$ مشتق بگیریم از طرفی متغیر ζ و مشتقات آن در معادله شبیه‌سازی گیربکس (که زاویه بال و مشتقات آن را برحسب دور موتور می داد) غیرخطی بود. این دو موضوع محاسبه ژاکوبین برای خطی‌سازی را غیرممکن می‌کند. لذا رابطه‌ای نمی‌توان استخراج کرد که برای هر زاویه دلخواهی از هاور فرم خطی‌شده معادلات را داشته باشیم. لذا بعنوان مثال حول زاویه هاور ۸۰ درجه سیستم را خطی می‌کنیم.

برای حل چالش خطی‌سازی معادلات فضای حالت شبیه‌سازی آیرودینامیک در نرم افزار سیمولینک حول زاویه ۸۰ درجه به اندازه ۵ درجه کمتر و بیشتر (یعنی یک بار ۷۵ درجه یکبار ۸۵ درجه) انجام شد، مطابق شکل ۲۲ مشاهده می‌شود که به ازای $\pm5^\circ$ انحراف از زاویه هاور میانگین برا در هر سیکل بالزنی کمتر از یک درصد



شکل۲۲. تغییر نیروی برا در دو سیکل به ازای زوایای پیچ مختلف

Fig. 22. Lift changes for two cycles and different pitch angles

تغییر می‌کند، لذا از مشتق نیروی برا نسبت به زاویه θ پرنده جهت ساده‌سازی می‌توان چشم‌پوشی کرد.

مشکل دیگر در خطی‌سازی محاسبه مشتق نیروهای برا و پسا نسبت به دور موتور گیربکس است، برای حل این مشکل از قضیه مقدار میانگین تابع در هر سیکل بالزنی استفاده شد. برای انجام این کار، برنامه‌ای در متلب نوشته شد که ۱۵۰ بار از دور موتور یک هرتز تا ۱۵ هرتز با گام یک دهم شبیه‌سازی برا و پسا اجرا شد و توسط درون‌یابی از نتایج بدست‌آمده منحنی درجه دوم به آن برازش شد که در شکل ۲۳ نشان داده شده‌است. با درون یابی از شکل ۲۳ رابطه (۵۵) تابع نیروی برا بر حسب فرکانس دوران موتور گیربکس حاصل می‌شود:

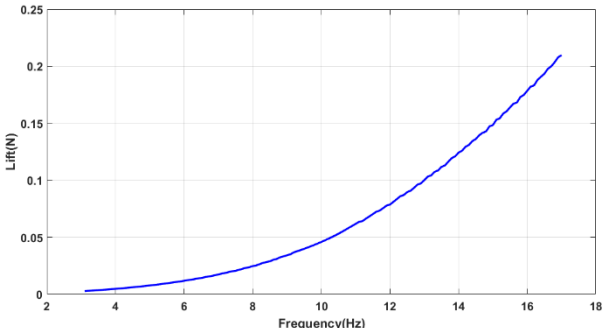
$$L = 0.0008 f_{motor}^2 - 0.0025 f_{motor} \qquad (۵۵)$$

لذا چالش مشتق‌گیری از برآ نسبت به دور موتور برای خطی‌سازی با رابطه (۵۵) برطرف می‌شود. با استفاده از معادله (۵۴) با برابر صفر قراردادن $f_1(x_1,x_2)=0$ و $f_2(x_1,x_2)=0$ نقطه تریم (تعادل) را بدست می‌آوریم:

$$\begin{aligned} x_1 &= \pi/2 \\ x_2 &= 0 \end{aligned} \qquad (۵۶)$$

مفهوم فیزیکی این وضعیت تعادل برای ریزپرنده شبه‌سنجاقک با دم که سیستمی دو جسمی بود در واقع همان نقطه تعادل سیستم پاندول دو جرمی است. اما اگر بخواهیم حول ۸۰ درجه هاور کند باید نقطه تعادل را ۸۰ درجه فرض کنیم و معادلات فضای حالت را به این نقطه انتقال بدهیم. فرم عمومی فضای حالت به صورت زیر می‌باشد:

$$\dot{X} = AX + BU \qquad (۵۷)$$



شکل۲۳. دیاگرام نیروی برآ بر حسب دور موتور بالزن

Fig. 23. Lift force versus motor angular velocity(r/s)

پس از انتقال به نقطه تریم (هاور) ۸۰ درجه بصورت زیر نوشته می‌شود:

$$\dot{x} = A\begin{bmatrix} x_1 - \dfrac{80\pi}{180} \\ x_2 \end{bmatrix} + BU \qquad (۵۸)$$

در رابطه (۵۸) ، $U = \begin{bmatrix} \dot{Q}_T & f_{F-motor} & f_{B-motor} \end{bmatrix}$ بردار ورودی شامل $\dot{Q}_T$ که شتاب زاویه‌ای است که به دم ریزپرنده شبه‌سنجاقک از طریق سرو موتور اعمال شده و باعث گشتاور کنترلی می‌شود و $f_{F-motor}$ فرکانس دوران موتور بال‌های جلو و $f_{B-motor}$ فرکانس دوران موتور بال‌های عقب می‌باشد که اختلاف دورها باعث تراست تفاضلی و در نتیجه گشتاور پیچ خواهد شد. همچنین در رابطه (۵۷)، $X = \begin{bmatrix} \theta & \dot{\theta} \end{bmatrix}$ و ماتریس ژاکوبین برای ماتریس A از رابطه (۵۹) بدست می‌آید:

$$J_A = \begin{bmatrix} \dfrac{\partial f_1(x_1,x_2)}{\partial x_1} & \dfrac{\partial f_1(x_1,x_2)}{\partial x_2} \\ \dfrac{\partial f_2(x_1,x_2)}{\partial x_1} & \dfrac{\partial f_2(x_1,x_2)}{\partial x_2} \end{bmatrix} \qquad (۵۹)$$

با استفاده از روابط (۵۴) و (۵۹) درایه های ماتریس J_A بصورت پارامتری بدست می‌آید:

$$\begin{aligned} J_{A11} &= 0 \\ J_{A12} &= 1 \\ J_{A21} &= -(m_t g l_b \sin x_1 + m_t g l_t \sin(x_1+\Theta_T) - (\frac{\partial L_F}{\partial x_1}) \times b_{FW} + (\frac{\partial L_B}{\partial x_1}) \\ &\quad \times b_{BW}) / (I_{Tyy} + I_{Byy} + m_t(l_b^2 + l_t^2 + 2 l_t l_b \cos\Theta_T)) \\ J_{A22} &= -(2 m_t l_t l_b Q_T \sin\Theta_T - (\frac{\partial L_F}{\partial x_2}) \times b_{FW} + (\frac{\partial L_B}{\partial x_2}) \times b_{BW}) \\ &\quad / (I_{Tyy} + I_{Byy} + m_t(l_b^2 + l_t^2 + 2 l_t l_b \cos\Theta_T)) \end{aligned} \qquad (۶۰)$$

با توجه به مطالب قبل که برای شکل ۲۲ گفته شد از ترمهای $\partial L_F / \partial x_1$ و $\partial L_B / \partial x_1$ و $\partial L_F / \partial x_2$ و $\partial L_B / \partial x_2$ می‌توان صرفنظر می‌کنیم. ژاکوبین ماتریس B نیز از رابطه زیر بدست می‌آید:

$$J_B = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1(x_1,x_2)}{\partial \dot{Q}_T} & \frac{\partial f_1(x_1,x_2)}{\partial f_{F-motor}} & \frac{\partial f_1(x_1,x_2)}{\partial f_{B-motor}} \\ \frac{\partial f_2(x_1,x_2)}{\partial \dot{Q}_T} & \frac{\partial f_2(x_1,x_2)}{\partial f_{F-motor}} & \frac{\partial f_2(x_1,x_2)}{\partial f_{B-motor}} \end{bmatrix} \quad (۶۱)$$

با استفاده از روابط (۵۴) و (۶۱) درایه های ماتریس J_B بصورت پارامتری بدست می‌آید:

$$\begin{aligned} &J_{B11} = J_{12} = J_{13} = 0 \\ &J_{B21} = -(I_{Tyy} + m_t(l_t^2 + l_t l_b \cos\Theta_T)) / (I_{Tyy} + I_{Byy} + m_t(l_b^2 + l_t^2 + 2 l_t l_b \cos\Theta_T)) \\ &J_{B22} = -(b_{FW}) / (I_{Tyy} + I_{Byy} + m_t(l_b^2 + l_t^2 + 2 l_t l_b \cos\Theta_T)) \\ &J_{B23} = b_{BW} / (I_{Tyy} + I_{Byy} + m_t(l_b^2 + l_t^2 + 2 l_t l_b \cos\Theta_T)) \end{aligned} \quad (۶۲)$$

فرض کردیم حالت تریم (تعادل) حالتی است که ریزپرنده شبه‌سنجاقک زاویه پیچ ۸۰ درجه داشته و دم آن در امتداد بدنه است $(Q_T = -\Theta_T = 0)$. مقدار عددی ماتریس A و ماتریس B با توجه به مشخصات هندسی و جرمی-اینرسی و قراردادن مقادیر حالت تعادل در ژاکوبین‌های بدست‌آمده بصورت زیر بدست می‌آید (با استفاده از مشخصات جرمی-اینرسی و هندسی موجود در انتهای مقاله برای ریزپرنده شبه‌سنجاقک طراحی‌شده):

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -11.5128 & 0 \end{bmatrix} \quad (۶۳)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -0.8444 & -17.02417 & 17.02417 \end{bmatrix} \quad (۶۴)$$

با توجه به رابطه (۵۸) همانطور که مشاهده می‌شود، فرم خطی‌شده معادلات ریزپرنده شبه‌سنجاقک با دم صلب فعال و مکانیزم کلپ‌فلینگ برای هاور حول نقطه ۸۰ درجه روی پایه تعلیق بدست آمده‌است. (جهت صحه‌گذاری خطی‌سازی پاسخ شبیه‌سازی‌های خطی و غیرخطی در شکل ۲۴ و شکل ۲۵ مقایسه شده‌اند):

$$\dot{x} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -11.5128 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 - \frac{80\pi}{180} \\ x_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -0.8444 & -17.02417 & 17.02417 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{Q}_T \\ f_{F-motor} \\ f_{B-motor} \end{bmatrix} \quad (۶۵)$$

برای اینکه ریزپرنده شبه‌سنجاقک در حالت حلقه باز بتواند در زاویه ۸۰ درجه پایدار بماند باید یک گشتاور ناشی از اختلاف دور موتور به آن داده‌شود که منجر به تراست تفاضلی میانگین در هر سیکل بال‌زدن شود. با شبیه‌سازی‌های انجام‌شده این مقدار برابر $-۰/۰۰۱۲\text{N.m}$ است(علامت منفی بخاطر جهت گشتاور است). به تعبیر فیزیکی برای پایدارسازی حلقه باز باید نیروی بال‌های عقب بیشتر از بال‌های جلو باشد تا گشتاور تفاضلی آنها باعث شود ریزپرنده در ۸۰ درجه ثابت بماند (در غیر اینصورت ریزپرنده در راستای قائم خواهد رفت). با استفاده از این مقدار گشتاور نیروی برای تفاضلی از رابطه زیر بدست می‌آید:

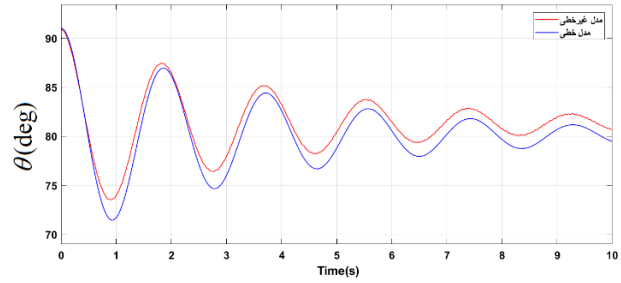
$$L_B - L_F = \frac{0.0012}{0.01} = 0.12\text{N} \quad (۶۶)$$

فرض کنیم بخواهیم دور موتور بال‌های عقب $f_{B-motor} = 15\text{Hz}$ باشد، این دور موتور با توجه به نتایج شبیه‌سازی یا استفاده رابطه (۵۵) میانگین نیروی برآ در هر سیکل بالزنی معادل $L_B = 0.1484N$ را خواهد داشت. لذا با توجه به رابطه (۶۶) میانگین نیروی برآی بال جلو در هر سیکل بالزنی برابر است با (توجه شود که فرض کردیم ریزپرنده روی پایه تعلیق است پس جمع نیروی برآی بال‌های جلو و عقب کمتر از وزن کل است مشکل پیش نمی‌آورد):

$$L_F = 0.0284\text{N} \quad (۶۷)$$

که این مقدار میانگین نیروی برآی بال بر اساس نتایج شبیه‌سازی و یا استفاده از رابطه (۵۵) در دور موتور بال‌های جلو با فرکانس $f_{F-motor} = ۷/۴\text{Hz}$ اتفاق خواهد افتاد. لذا این دو دور موتور هاور در ۸۰ درجه را در حالت حلقه باز بوجود می‌آورند.

بعنوان جمع بندی تا اینجا ورودی کنترلی برای شرایط تعادل برای ریزپرنده شبه‌سنجاقک در حالت هاور با فرکانس دور موتور جلو ۷/۴ هرتز و فرکانس دور موتور عقب ۱۵هرتز برای زاویه حمله ۲۵ درجه و زاویه پیچ ۸۰ درجه تعیین شد (در شبیه‌سازی دمپر هم در نظر گرفته شد). همچنین در شبیه‌سازی‌ها زاویه پیچ اولیه ۹۱درجه بعنوان شرایط اولیه به مدل های خطی و غیرخطی اعمال شد. همانطور که در شکل ۲۴ مشاهده می‌شود زاویه پیچ ریزپرنده حول۸۰ درجه نوسان می‌کند. شکل ۲۵ خروجی شبیه‌سازی برای سرعت زاویه پیچ ریزپرنده است و مشاهده می‌شود فرکانس هایی ناشی از بال‌زدن ریزپرنده روی پاسخ مدل غیرخطی سوار هستند. همانطور که مشاهده می‌شود تطابق بسیار خوبی بین مدل غیرخطی



شکل ۲۴. مقایسه پاسخ مدل خطی‌سازی‌شده با مدل غیرخطی(زاویه پیچ بدنه)

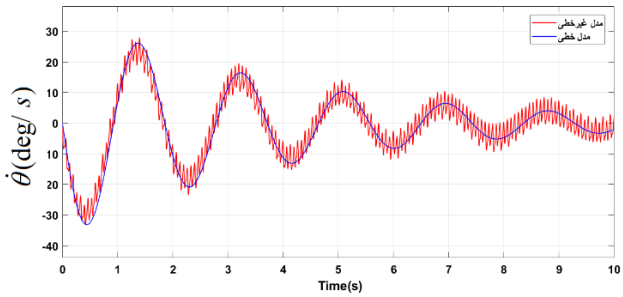
Fig. 24. Comparison of linear and nonlinear responses for pitch angle

و مدل خطی‌سازی‌شده وجود دارد و بدین ترتیب نحوه خطی‌سازی و هم فرضیاتی که برای حل چالش‌های ذکرشده انجام شد، صحه‌گذاری می‌شود.

۶-تحلیل نقش مثبت حرکت دم در حالت حلقه باز

برای نشان‌دادن اثر مثبت نقش دم در حالت حلقه باز یک فنر پیچشی بین دم و بدنه در شبیه سازی سیمولینک قرار داده شد و پاسخ نوسان بدنه حول زاویه تعادل هاور ۸۰ درجه با حالتی که دم بدون فنر پیچشی به بدنه بصورت آزاد تنها با قید دورانی متصل است، در شکل ۲۶ مقایسه شد.

همانطور که در شکل ۲۶ مشاهده می شود، حرکت نوسانی دم بصورت جاذب ارتعاشات برای بدنه عمل می‌کند و در این حالت بدنه دارای دامنه نوسان کمتری حول نقطه تعادل ۸۰ درجه می باشد و این موضوع نشان می‌دهد حرکت دم باعث پایداری بدنه ریزپرنده



شکل ۲۵. مقایسه پاسخ مدل خطی‌سازی‌شده با مدل غیرخطی(سرعت زاویه ای پیچ بدنه)

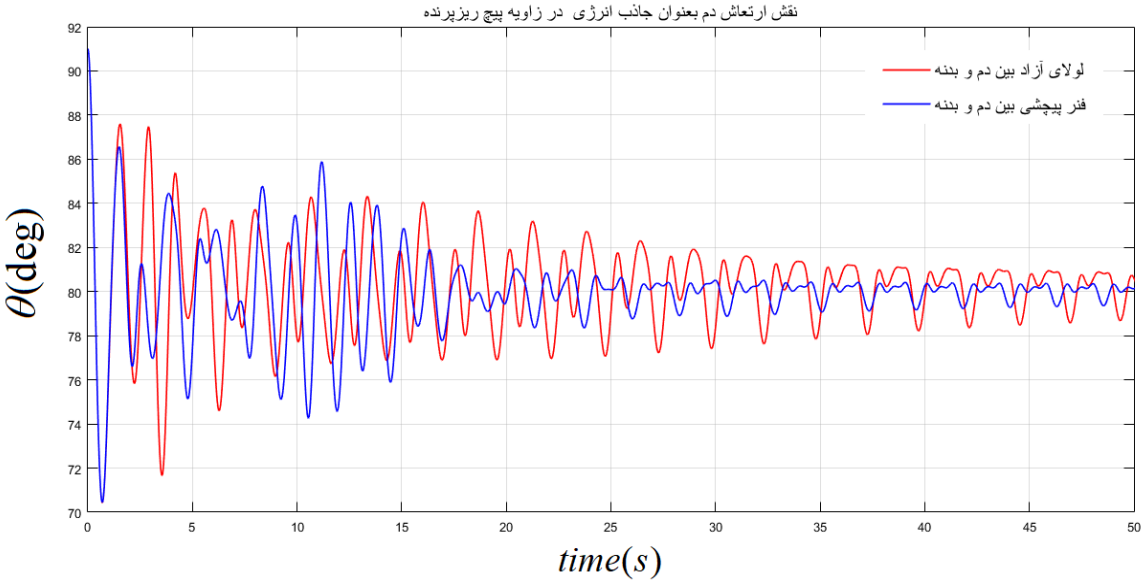
Fig. 25. Comparison of linear and nonlinear responses for pitch rate

شده است. همچنین با استفاده از معادلات خطی‌سازی‌شده قطب‌های حلقه باز سیستم مطابق جدول ۳ بدست آمد. همانطور که در سطر دوم جدول مشاهده می شود وقتی فنری پیچشی بین دم و بدنه وجود ندارد قطب‌های حلقه باز روی محور موهومی قرار دارند. همانطور که در سطر سوم تا ششم جدول ۳ مشاهده می شود زاویه دم و سرعت

جدول۳. قطب‌های حلقه باز به هنگام حرکت دم

Table 3. Open loop poles when tail movements are used

قطب های حلقه باز سیستم خطی شده	Q_T	θ_T
±۳/۳۹۳ j	۰ deg/s	۰ deg
-۰/۳±۰۰۰۲۵/۳۹۴۸j	۵ deg/s	۲۰ deg
-۰/۳±۰۰۰۷۶۲۹/۳۹۴۸j	۱۵ deg/s	۲۰ deg
-۰/۳±۰۰۰۳۷۲۲/۳۴۰۹j	۵ deg/s	۳۰ deg
-۰/۳±۰۰۲۲۳۳/۳۴۰۹j	۳۰ deg/s	۳۰ deg



شکل۲۶. نقش حرکت ارتعاشی دم بعنوان جاذب ارتعاشات

Fig. 26. The role of tail movement as a vibration absorber

زاویه‌ای حرکت دم باعث می شود که قطب‌های مدل حلقه باز اندکی به سمت چپ محور موهومی قرار بگیرند و در نتیجه این حالت باعث پایداری حاشیه‌ای[1] سیستم می شود.

۷- نتیجه گیری

در این مقاله یک ساختار جدید برای ریزپرنده شبه‌سنجاقک بالزن با دم صلب فعال ارائه شد. همانطور که مشاهده شد دم این ریزپرنده بر خلاف کارهای انجام‌شده تاکنون، نقش سطح کنترلی در پرواز نداشت. مدلسازی و استخراج معادلات غیرخطی دو جسمی با روش کین برای ریزپرنده شبه‌سنجاقک با دم صلب فعال در حضور نیروهای آیرودینامیکی و گیربکس بالزن انجام شد. سپس مدلسازی دینامیک غیرخطی بهمراه آیرودینامیک غیرخطی و گیربکس غیرخطی، خطی‌سازی شد. سپس برای صحه‌گذاری فرضیات خطی‌سازی پاسخ‌های معادلات خطی و غیرخطی مقایسه شد و همانطور که دیدیم تطابق بسیار خوبی داشت. در بخش مدلسازی، در کارهای بعدی می‌توان مشابه مود طولی انجام‌شده در این مقاله معادلات شش درجه آزادی را بدست آورد. می‌توان در زمینه ساخت پرنده با ساختار جدیدی که ارائه شد، اقدام کرد. با توجه به مدل خطی‌سازی‌شده مود طولی می‌توان در کارهای بعدی به طراحی کنترل و بررسی نقش دم در پایداری و ساخت و پیاده‌سازی کنترلر ریزپرنده شبه‌سنجاقک اقدام کرد.

فهرست علائم

علائم انگلیسی

M_{wing} جرم بال‌ها، gr

a لینک سوم مکانیزم بالزن، mm

m_b جرم بدنه، gr

b لینک دوم مکانیزم بالزن، mm

m_t جرم دم، gr

b_{BW} فاصله محل اثر نیرو های برا و پسا بال‌های عقب تا مرکز ثقل بدنه، m

Q_T سرعت زاویه‌ای دم نسبت به بدنه، rad/s

b_{FW} فاصله محل اثر نیرو های برا و پسا بال‌های جلو تا مرکز ثقل بدنه، m

R_W فاصله ریشه بال تا انتهای بال (نصف وینگ اسپن)، m

b_{wing} ضخامت قسمت نایلونی بال‌ها، mm

$\dot{Q}_T$ شتاب زاویه‌ای دم نسبت به بدنه، rad/s²

c وتر متوسط بال، m

T دوره تناوب یک سیکل بالزن وابسته به دور موتور، s

D_{BW} نیروی پسا، N

U سرعت ریزپرنده در راستای طولی در دستگاه بدنی، m/s

d فاصله ریشه بال چپ تا ریشه بال راست، m

V سرعت ریزپرنده در راستای جانبی در دستگاه بدنی، m/s

نیروی "پسا"ی بال‌های عقب، N

$|V|$ اندازه سرعت کل ریزپرنده، m/s

D_{FW} نیروی "پسا"ی بال‌های جلو، N

$V_{\inf}$ سرعت هوای ورودی به حجم کنترلی، m/s

$f_{B-motor}$ فرکانس دوران موتور بال‌های عقب، Hz

W سرعت ریزپرنده در راستای z بدنی، m/s

$f_{F-motor}$ فرکانس دوران موتور بال‌های جلو، Hz

x_0 پارامتر ثابتی از بال [۵] ، m

$\vec{F}_k^*$ نیروی اینرسی وارد بر عضو شماره k، N

ρ چگالی هوا kg/m³

$\vec{F}_k$ نیروی خارجی وارد بر عضو شماره k، N

علائم یونانی

f_{motor} فرکانس دوران موتور گیربکس بالزن، Hz

α زاویه حمله بدنه شبه سنجاقک، rad

g شتاب جاذبه، m/s² g

α_w زاویه حمله المان بال، rad

h لینک دوم مکانیزم بالزن، mm

θ زاویه پیچ بدنه، rad

I_{Byy} ممان اینرسی بدنه حول مرکز جرم بدنه، kg.m²

Θ_i زاویه ورودی گیربکس، rad

1 Marginally Stable

I_{Tyy} ممان اینرسی دم حول مرکز جرم دم، $kg.m^2$

Θ_T زاویه دم نسبت به بدنه، rad

L_W نیروی برا، N L

θ_w زاویه پیچش بال، rad

L_W نیروی برآی بال‌های عقب در یک سیکل بالزنی، N

$\vec{\omega}_B$ بردار سرعت زاویه‌ای بدنه

l_b فاصله مرکز جرم بدنه تا لولا، m

$\vec{\omega}_T$ بردار سرعت زاویه‌ای دم

L_W نیروی برآی بال‌های جلو در یک سیکل بالزنی، N

ζ زاویه هر بال نسبت به زاویه صفر هر بال(ζ_0)، rad

l_t فاصله مرکز جرم دم تا لولا، m

مقادیر پارامترها

جدول۴. پارامترهای ریزپرنده شبه‌سنجاقک استفاده‌شده در شبیه‌سازی

Table 4. Table of parameters

کمیت	مقدار	واحد
a	۴/۵	mm
b	۶/۴۷	mm
b_{BW}	۰/۰۱	m
b_{FW}	۰/۰۱	m
b_{wing}	۰/۱	m
$\bar{c}$	۰/۰۶	m
d	۰	m
h	۲۱/۵	mm
I_{Byy}	۰/۰۰۸۴	$kg.m^2$
I_{Tyy}	۰/۰۰۴۷	$kg.m^2$
l_b	۰/۰۱	m
l_t	۰/۰۲۵	m
M_{wing}	۰/۲۹	gr
m_b	۳۸	gr
m_t	۲۵	gr
R_W	۰/۰۱۳۷	m
V_{inf}	۰	m/s
x_0	۰/۰۷	m
ρ	۱/۲	kg/m^3

مراجع

[1] A. Hedenström, Extreme endurance migration: what is the limit to non-stop flight?, PLoS Biol, 8(5) (2010) e1000362.

[2] J. Ratti, E. Jones, G. Vachtsevanos, Hovering and gliding multi-wing flapping micro aerial vehicle, in, Google Patents, 2016.

[3] M. Eggermont, What Flies Like a Dragonfly and Swims Like an Eel? Bio-inspired Design Cornerstone Projects, in: ASEE's 123rd Annual Conference & Exposition, 2016.

[4] R. Wood, R. Nagpal, G.-Y. Wei, Flight of the robobees, Scientific American, 308(3) (2013) 60-65.

[5] S.F. Armanini, J. Caetano, G. De Croon, C. De Visser, M. Mulder, Quasi-steady aerodynamic model of clap-and-fling flapping MAV and validation using free-flight data, Bioinspiration & biomimetics, 11(4) (2016) 046002.

[6] 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, 38(12) (2015) 2257-2269.

[7] D.B. Doman, M.W. Oppenheimer, D.O. Sigthorsson, Wingbeat shape modulation for flapping-wing micro-air-vehicle control during hover, Journal of guidance, control, and dynamics, 33(3) (2010) 724-739.

[8] A. Asnafi, M. Mahzoon, The role of connection in the nonlinear behavior of locomotion systems with symmetry, Multibody System Dynamics, 24(2) (2010) 167-180.

[9] A. Asnafi, M. Mahzoon, On designing geometric motion planners to solve regulating and trajectory tracking problems for robotic locomotion systems, Bioinspiration & Biomimetics, 6(3) (2011) 036005.

[10] 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.

[11] M. Alkitbi, Modeling and Nonlinear Control of Highly Maneuverable Bio-Inspired Flapping-Wing Micro Air Vehicles, Phd thesis, The University of Ohio State, 2015.

[12] M. Bolender, Rigid multi-body equations-of-motion for flapping wing mavs using kane's equations, in: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2009, pp. 6158-6181.

[13] C. De Wagter, M. Karásek, G. de Croon, Quad-thopter: Tailless flapping wing robot with four pairs of wings, International Journal of Micro Air Vehicles, 10(3) (2018) 244-253.

[14] K.M. Kajak, M. Karásek, Q.P. Chu, G. De Croon, A minimal longitudinal dynamic model of a tailless flapping wing robot for control design, Bioinspiration & biomimetics, 14(4) (2019) 046008.

[15] C.T. Orlowski, A.R. Girard, Modeling and simulation of nonlinear dynamics of flapping wing micro air vehicles, AIAA journal, 49(5) (2011) 969-981.

[16] F.G. Rijks, M. Karásek, S.F. Armanini, C.C. de Visser, Studying the effect of the tail on the dynamics of a flapping-wing MAV using free-flight data, in: AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2018, pp. 524-551.

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده کنید:

M. Lashgari, A. Naghash, Modeling and linearization of longitudinal dynamics for a flapping wing micro aerial vehicle dragonfly-like with active rigid tail, Amirkabir J. Mech. Eng., 53 (6) (2021) 3445-3464.

DOI: 10.22060/mej.2020.18389.6808