مجله مهندسی مکانیک مدرس، آذر 1393، دوره 14، شماره 9، ص‌ص 73-80

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

مطالعه پارامتری به منظور بهینه‌سازی سینماتیکی پرنده بالزن بر مبنای مدل جدید آیروالاستیک

سعید کریمیان علی آبادی[1*]، عباس ابراهیمی[2]

1- استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه تربیت مدرس، تهران

2- استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران

* تهران، صندوق پستی 111- 14115، karimian@modares.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 16 مرداد 1392
پذیرش: 14 آبان 1392
ارائه در سایت: 01 مهر 1393

کلید واژگان:
بالزن
مدل‌سازی
آیروالاستیک
بهینه‌سازی
سینماتیک

چکیده

در این تحقیق یک مدل‌سازی دقیق سیستمی از پرنده بالزن ارایه شده که به نوبه خود جدید است و شامل همه پارامترهای موثر بر عملکرد آن است. مکانیزم بال زدن مزیت‌های قابل توجه مانورپذیری و سرعت کم را در میکرو پرنده‌ها بدست داده است. فعالیت جاری ضمن پرداختن به جنبه‌های مختلف مدل‌سازی و تلفیق معادلات آیروالاستیک، امکان یک مطالعه پارامتری جامع را فراهم اورده است. مدل‌سازی بر مبنای توسعه معادلات حاکم بر یک بال انعطاف‌پذیر انجام شده و در گام دوم، با قیاس داده‌های تجربی حاصل از یک سکوی تست استاتیک، اعتبار مدل ارزیابی و تایید شده است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی و مطالعه پارامتری در قالب رفتار میانگین کمیت‌های عملکردی ارایه شده است. تغییرات نیروی جلوبرنده، توان مصرفی و راندمان بر حسب سختی پیچشی و نیز سینماتیک بال زدن نشان داده شده‌اند. بر این مبنا الزامات پرواز بهینه بالزن تدوین شده است. نتایج این فعالیت نشان می‌دهد با تغییر فرکانس و بالطبع سرعت رو به جلوی پرنده، مقادیر بهینه دامنه بال زدن و پارامتر سختی پیچشی، مستقل هستند. بنابراین با انتخاب مناسب متغیرهای سینماتیکی می‌توان با یک سختی معین، همواره در شرایط بهینه پرواز کرد.

Parametric study for kinematic optimization of flapping wing vehicle using a new aeroelastic model

Saeed Karimian Aliabadi[1*], Abbas Ebrahimi[2]

1- Department of Aerospace Engineering, Modares University, Tehran, Iran.
2- Department of Aerospace Engineering, Sharif University, Tehran, Iran.
* P.O.B. 14115-111 Tehran, Iran, karimian@modares.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 7 August 2013
Accepted 5 November 2013
Available Online 23 September 2014

Keywords:
Flapping wing
Modeling
Aeroelastic
Optimization
Kinematics

ABSTRACT

A new complete system model of a flapping wing has been derived which consists of all effective parameters. Flapping mechanism can deliver maneuverability as well as low speed flight capability in MAVs. Here a validated aeroelastic model is being developed based on the wing torsional deformation assumption. Based on the proposed model complete parameter study could be performed and consequently the optimization requirements can be extracted. Experimental results of a static test stand have been used for validation. Performance indices, composed of force generated, power consumption and efficiency are depicted in terms of stiffness and kinematic properties. The average behavior is being referred. It is revealed that by changing frequency and speed, the optimum values for stiffness and amplitude are independent. Therefore using suitable kinematics one can utilize specified constant stiffness to optimize the flapping robot flight.

1- مقدمه

امروزه پرنده‌های بالزن به‌دلیل مزیت‌های قابل توجه در پرواز با سرعت کم و ابعاد کوچک، اهمیت فراوان یافته‌اند [1]. کاربردهای انبوه این دسته از روبات‌های بالزن در شناسایی، جاسوسی، کنترل ترافیک، امداد و نجات و حتی سرگرمی، سبب شده تا زمینه‌های تحقیقاتی بسیاری در این حوزه فعال شود. در باب شناخت ماهیت ایرودینامیکی بالزن‌ها تلاش‌های بسیار صورت گرفته است. اگر چه ابهامات کماکان وجود دارد، اما توصیف کلی این پدیده اشکار شده است. در این راستا مدل‌های شبه پایا در محدوده فرکانس کاسته پایین توسعه یافته و پروفیل نیروها بدست امده‌اند [2]. این رفتار در صورت عدم انعکاس تغییر شکل الاستیک بال، پاسخ مطلوبی نخواهد داشت [3]. برای رفع این مشکل برخی محققین از زوایای پیچش تعریف شده که مستقل از سرعت و زاویه حمله انتخاب شده، بهره گرفته‌اند [4].

یک گام دیگر در جهت بهبود مدل‌سازی، به روزسازی این توابع توصیفی بر حسب مشخصه‌های جریان از جمله فشار دینامیکی بوده است [5]. حتی

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

Please cite this article using:
S. Karimian Aliabadi, A. Ebrahimi, Parametric study for kinematic optimization of flapping wing vehicle using a new aeroelastic model, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 9, pp. 73-80, 2014 (In Persian)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-05-01]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1393.14.9.7.2]

تغییر الگوی زاویه پیچش بر حسب سختی بال و برخی پارامترهای هندسی نیز مورد توجه قرار گرفته است [6]. هیچ‌یک از این مدل‌ها تعمیم‌پذیر نبوده و تنها برای تحلیل عملکرد در یک هندسه و ترکیب خاص قابل استفاده‌اند [7]. با ورود معادلات آیروالاستیک، با وجود پیچیدگی فراوان، مفاهیم و ماهیت‌ها به مراتب شفاف‌تر خواهد شد. در بسیاری فعالیت‌ها، شیوه مودهای فرضی با محوریت معادلات لاگرانژ بکار رفته است [8-10]. در نمونه‌ای دیگر، معادلات حرکت سیستم‌های چند جرمی‌با فرض بال به عنوان یک المان، توسعه یافته [11]. در فعالیت اخیر، ماهیت تغییر شکل الاستیک بال دیده شده اما به‌دلیل فرض خواص متمرکز یا لامپد، خطای مدل‌سازی بالا است.

تغییر پیوسته منحنی پیچش در امتداد پهنای بال، مستلزم تعریف انتگرال‌های شکلی است که با تلفیق روش مودهای فرضی، دقت مناسبی را بدست می‌دهد [12-14]. اما همین دستاورد نیز به‌دلیل انبوه معادلات پیچیده، فیزیک حاکم بر مساله را نمایان نمی‌کند [15]. در نهایت مدل‌های المان محدود با تنوع در انتخاب شبکه و یا مقاطع بال، مشخصه‌های عملکردی را به حل عددی در امتداد شبکه گره زده‌اند [16-18] که نقطه ضعف عدم انعکاس شواهد فیزیکی و عدم شناخت رفتار دینامیکی، همچنان وجود دارد.

در چنین فضایی فقدان مدل‌های تحلیلی که از یک سو ماهیت آیروالاستیک را در بر گرفته و از سوی دیگر قابل تفسیر و تحلیل باشد، بشدت احساس می‌شد. به‌علاوه مطالعات سیستمی با رویکرد بهینه‌سازی مشخصه‌های پیش‌رانشی بال زن بطوری که قابل استفاده در فرایند طراحی باشد، در این حوزه اندک است و در معدود کارهای انتشار یافته، مطالعه پارامتری جامع که مبتنی بر مدل سیست است، به چشم نمی‌خورد. برای پاسخ به این دو نیاز اصلی، فعالیت جاری تعریف شده است. با تکیه بر تجارب نگارنده در طول سالهای اخیر در ساخت، مدل‌سازی و تست انواع روبات‌های بالزن، اهمیت نسبی پارامترهای مختلف در فرایند مدل‌سازی مد نظر قرار گرفته و در نتیجه دسته معادلات حاصل در عین پوشا بودن، ساده و تفسیر پذیر هستند.

به منظور اعتبار سنجی از داده‌های تجربی حاصل از سکوی تست نیرو بهره‌گیری شده است. مقایسه منحنی‌های تحلیلی با یافته‌های تجربی، صحت کلی مدل را تأیید می‌کند و اندک تفاوت‌های موجود به‌دلیل خطای ساخت و اتصال مکانیزم و سایر المان‌های مکانیکی بکار رفته است. با وجود این ابزار و بستر مناسب، مطالعه پارامتری با رویکرد بهینه‌سازی عملکرد این سامانه پیشران نوین، تحقق یافته است. متغیرهای مستقل شامل ابعاد، دامنه بال زدن، فرکانس و شرایط نصب خواهد بود و پارامترهای وابسته نیروی جلوبرنده و راندمان پیشران انتخاب شده‌اند.

2- مدل‌سازی رفتار بال

یک پرنده بالزن از یک یا چند جفت بال که از طریق مکانیزم خاصی بطور تناوبی حرکت داده می‌شود، نیروی پیشران لازم را تأمین می‌کند [19]. بطور کلی اثبات شده است که پرندگان نیز به جز در فرکانس‌های خیلی بالا، عمدتاً برای پیش رفتن بال می‌زنند و نیروی برآی خود را از کسب زاویه حمله، بدست می‌اورند [20]. البته در شرایط مانور و حالت گذرا، بال پرندگان می‌تواند نیروهای ایرودینامیک قابل توجه در هر امتدادی را فراهم اورد. از انجا که بال زدن سبب تولید پروفیل تناوبی نیروی پیشران و نیروی برآ می‌شود، لذا می‌توان نتیجه گرفت میانگین نیروی برآ ناچیز است، هر چند دامنه این نیرو می‌تواند بزرگ باشد. متوسط نیروی جلوبرنده حاصل از بال زدن را به عنوان یک شاخص عملکردی می‌توان در نظر گرفت. این کمیت به نوبه خود حاصل یک نگاشت پیچیده از متغیرهای هندسی و کمیت‌های سینماتیکی است. در اینجا معادلات حاکم بر بال را به هدف کشف این دینامیک توسعه خواهیم داد.

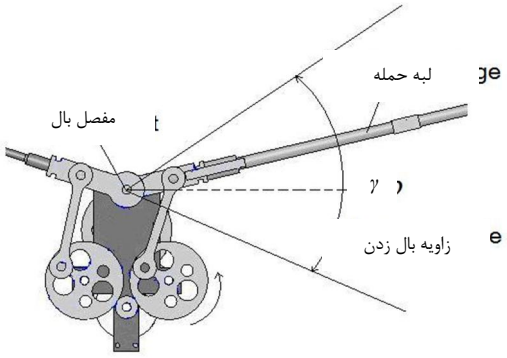
در شکل 1- الف نمایی از مکانیزم بالزن اورده شده است. بال‌ها بصورت پوسته نازک هستند و حول مفصلی که در اینجا همان وتر ریشه بال است، حرکت تناوبی انجام می‌دهند.

مکانیزم ایجاد این تناوب شامل دو چرخ دنده متقارن و لینک‌های اتصال دهنده است. با فرض قید سینماتیک زاویه بال که از دوران چرخ دنده با سرعت ثابت حاصل می‌شود، می‌توان پروفیل شبه‌هارمونیک زاویه بال را بصورت (1) بدست آورد:

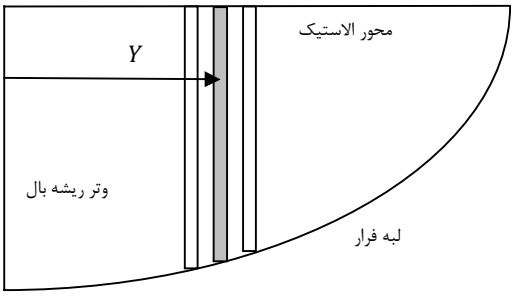
$$\gamma = \frac{(\gamma_{Up} - \gamma_{Dn})}{2}\sin(2\pi f t) + \frac{(\gamma_{Up} + \gamma_{Dn})}{2} \qquad (1)$$

در معادله (1)، کمیت‌های $\gamma, \gamma_{Up}, \gamma_{Dn}, f$ به ترتیب فرکانس، دامنه بال زدن پایین و بالا و در نهایت زاویه لحظه‌ای بال هستند. این رابطه تقریب مناسبی از پروفیل زاویه بال و نحوه بالا و پایین رفتن بال را بدست می‌دهد. معادلات سرعت و شتاب زاویه‌ای بر این اساس به راحتی محاسبه می‌شود. علاوه بر نیروی جرم و ایرودینامیک، نیروهای اینرسی هم به‌دلیل وجود شتاب به بال اعمال می‌شود، لذا دیاگرام نیروهای وارد به یک بال مشابه شکل 2 خواهد بود.

در شکل 2 مقطع بال در موقعیت دلخواهی از پهنای آن نشان داده شده است. این مقطع همزمان دارای دو حرکت بال زدن با زاویه لحظه‌ای γ و پیچش با زاویه ϕ است. انچه در این شکل نمایش داده شده، بردار سرعت محلی با خط چین و 6 بردار نیرو به اضافه یک گشتاور سازه‌ای است. از میان بردارهای نیرو، تنها لیفت و پسا نیروهای حقیقی بوده و 4 بردار دیگر نیروهای



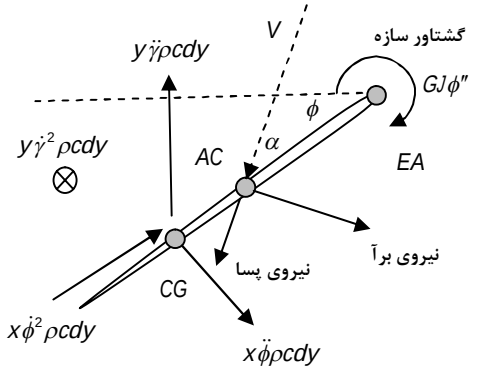
شکل 1الف- مکانیزم بال زدن شامل چرخ دنده‌ها و لینک‌ها



شکل 1ب- نمایی از سطح بال و المان بندی در امتداد پهنا

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-05-01]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1393.14.9.7.2]



شکل 2 دیاگرام نیروهای وارد به بال در پرنده بال زن

مجازی اینرسی (به سبب حرکات زاویه‌ای شتاب‌دار) هستند. یکی از این نیروهای اینرسی عمود بر صفحه نمایش است و لذا مؤلفه‌ای در امتداد یا عمود بر وتر نخواهد داشت. دو حرکت زاویه‌ای بال زدن (زاویه گاما) و پیچش (زاویه فی) بطور همزمان رخ می‌دهد. این دو به ترتیب با نماد ϕ,γ در شکل نمایانده شده است. در اینجا فرض شده است که تغییر شکل‌های خمشی قابل اغماض است [21]. تصویربرداری از بال در حین بال زدن، اگر چه خمش بال را نشان می‌دهد، اما از یک سو به‌دلیل سختی بالای میله‌های کربن بکار رفته در لبه حمله بال، مقدار زاویه خمش اندک است و از سوی دیگر شکل‌گیری خمش تأثیر چندانی بر تغییر زاویه حمله در امتداد بال ندارد [15]. بنابراین تنها به معادلات تغییر شکل پیچشی، در یافتن معادلات حرکت پرداخته می‌شود.

معادلات آیروالاستیک، با فرض اعتبار مدل تیر اویلر برنولی، استخراج شده است. مهم‌ترین فرض در این زمینه رفتار خطی و الاستیک سازه است. باید توجه داشت اگر چه دامنه تغییر شکلهای پیچشی نسبتاً بزرگ است اما این پیچش تنها به‌دلیل دور شدن از ریشه به سمت نوک بال افزایش یافته و در نتیجه میزان واقعی کرنش زاویه‌ای حاصل تقسیم زاویه پیچش در هر مقطع بر فاصله تا نقطه مفصل است که در محدوده خطی و الاستیک قرار خواهد گرفت. معادله آیروالاستیک حاکم بر هر مقطع بال بر مبنای شکل 2 بصورت معادله (2) استخراج می‌شود:

$$I_\gamma\ddot{\phi}=\rho cx\ddot{\gamma}y\cos\phi-(\frac{x}{2}-\frac{c}{8})cV^2\rho_{Air}C_L\cos\alpha$$
$$-(\frac{x}{2}-\frac{c}{8})cV^2\rho_{Air}C_D\sin\alpha+\frac{1}{2}\rho gc^2\cos\phi\cos\gamma+GJ\phi'' \qquad (2)$$

در اینجا تصویرسازی بردار نیروهای حقیقی و مجازی در امتداد عمود بر وتر صورت گرفته و سپس گشتاور حاصل از انها حول مرکز جرم محاسبه شده است. مطابق قانون دوم جمع همه این گشتاورها با شتاب زاویه‌ای مقطع متناسب است. در این معادله کمیت‌های ρ,c,GJ,α,V به ترتیب سرعت برایند، زاویه حمله، سختی پیچشی، وتر بال و دانسیته سطحی پوسته بال است. به‌علاوه لازم است اشاره شود جملات دوم و سوم سمت راست معادله گشتاورهای ایرودینامیکی حاصل از نیروهای برآ و پسا هستند. معادله (2) را با حذف اثرات نیروی وزن که تنها سبب جابجایی اولیه می‌شود، می‌توان ساده‌تر کرد. طبق رابطه (3) داریم:

$$I_\gamma\ddot{\phi}=GJ\phi''+\rho cx\ddot{\gamma}y\cos\phi-\frac{c^2}{8}V^2\rho_{\text{air}}(C_L\cos\alpha+C_D\sin\alpha) \quad (3)$$

معادله PDE درج شده در (3) را بصورت عددی می‌توان حل کرد. پارامترهای سرعت و زاویه حمله در این معادله بایستی بر مبنای مؤلفه‌های بردار سرعت و کمیت‌های معلوم سینماتیکی جایگذاری شود. باز هم مطابق شکل 2 می‌توان مؤلفه‌های بردار سرعت را محاسبه و مجموع همه مؤلفه‌های عمود بر وتر را بر مجموع مؤلفه‌های در امتداد وتر به منظور محاسبه زاویه حمله تقسیم کرد. طبق معادلات (4) و (5) داریم:

$$\tan\alpha=\frac{U\sin\phi+w\cos\gamma\cos\phi+x\dot{\phi}+y\dot{\gamma}\cos\phi}{U\cos\phi-w\cos\gamma\sin\phi+y\dot{\gamma}\sin\phi} \qquad (4)$$

$$|V|^2=(U\sin\phi+w\cos\gamma\cos\phi+x\dot{\phi}+y\dot{\gamma}\cos\varphi)^2$$
$$+(U\cos\phi-w\cos\gamma\sin\phi+y\dot{\gamma}\sin\phi)^2 \qquad (5)$$

مجموعه معادلات (3) تا (5) به همراه یک تابع توصیفی که ضرایب لیفت و پسا را بر حسب زاویه حمله و برای هر مقدار دلخواه از آن، پوشش دهد، می‌تواند بصورت صریح و یا ضمنی حل شده و تاریخچه تغییر شکل‌های پیچشی بال را نمایان سازد. با در اختیار داشتن پروفیل تغییر شکل‌ها می‌توان مشخصه‌های پیش‌رانشی متناظر با فرایند بال زدن را اقتباس کرد.

3- توسعه مدل نیروها

هنگامی‌که بال در حرکت تناوبی با دامنه معین قرار گیرد، به جز حرکت اجباری حول مفصل، به‌دلیل وجود اینرسی و نیز نیروهای ایرودینامیک، حرکت دورانی دیگری نیز القا می‌شود که همان پیچش مقاطع بال خواهد بود. این حرکت پیچشی در حالت کلی غیرهارمونیک است، اما فرکانس غالب این رفتار، همان فرکانس بال زدن است. بر این اساس می‌توان نتیجه گرفت، بطور تقریبی بال دو حرکت بال زدن و پیچش را با یک اختلاف فاز که به نوبه خود وابسته به پارامترهای متعددی است، شکل می‌دهد. اثر عمده پیچش بال، کاهش دامنه نیروهای ایرودینامیکی اعمال شده خواهد بود. بنابراین پیچش بال سبب کاهش مصرف توان از یک سو و تولید نیروی پیشران خالص از سوی دیگر خواهد شد. در اینجا بر مبنای روابط تحلیلی، صحت این برداشت نشان داده خواهد شد. با مراجعه به شکل 2 و تصویرسازی همه نیروهای وارد به یک مقطع در امتداد افق و سپس انتگرال گیری در امتداد پهنای بال، نیروی جلوبرنده بدست خواهد امد. بنابراین با فرض محاسبه پروفیل تغییر شکل‌ها از معادله (3) که در بخش قبل توضیح داده شد، مؤلفه‌های نیروی وارد به بال در دو امتداد افقی و عمودی قابل محاسبه خواهد بود. نیروی جلوبرنده از رابطه (6) بدست خواهد امد:

$$F_X=\int\ (-\rho cx\ddot{\phi}\sin\phi-\rho cx\dot{\phi}^2\cos\phi$$
$$+\frac{c}{2}V^2\rho_{Air}\left[C_L\sin(\alpha-\phi)-C_D\cos(\alpha-\phi)\right])dy \qquad (6)$$

رابطه (6) مؤلفه نیروی محوری حاصل از بال زدن را در یک لحظه نشان می‌دهد. باید توجه داشت که برایند نیروهای وارد به مقطع بال تنها با احتساب مؤلفه‌های نیروی اینرسی در امتداد افق، قابل انتقال به دستگاه بدنی است. بطور مشابه تصویرسازی مؤلفه‌های نیرو در امتداد محور قائم، نیروی لحظه‌ای لیفت را بدست می‌دهد. طبق معادله (7) داریم:

$$N=\int\ (\frac{\rho cV^2}{2}\left[C_L\cos(\alpha-\phi)+C_D\sin(\alpha-\phi)\right]\cos\phi$$
$$+\left[-\rho cy\ddot{\gamma}+\rho cx\ddot{\phi}\cos\phi-\rho cx\dot{\phi}^2\sin\phi\right]\cos\gamma$$
$$+\rho cy\dot{\gamma}^2\sin\gamma)dy \qquad (7)$$

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-05-01]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1393.14.9.7.2]

در این رابطه نیز مشابه فرمول (6) در امتداد پهنای بال انتگرال گیری شده است. این معادله به ظاهر پیچیده نهایتاً به یک پروفیل شبه‌هارمونیک متقارن می‌انجامد که مقدار خالص نیروی لیفت را بالطبع صفر نتیجه می‌دهد [10]. هدف از یافتن نیروی لیفت علاوه بر مقایسه و اعتبارسنجی، تخمین میزان توان مصرفی بال نیز بوده است. توان مکانیکی که توسط لینک‌ها به بال انتقال می‌یابد، حاصل‌ضرب سرعت زاویه‌ای در گشتاور اعمال شده به ریشه بال است. این گشتاور به نوبه خود حاصل جمع همه نیروهای عمود بر سطح بال است. با مراجعه به شکل 2 و محاسبه مؤلفه نیروی عمود بر سطح بال (با احتساب زاویه گاما که وضعیت بال نسبت به افق را توصیف می‌نماید) در نهایت با اندکی ساده‌سازی برای توان مکانیکی انتقال یافته به بال رابطه (8) حاصل می‌شود:

$$P=\int \left(\frac{1}{2}\rho V^2 c(C_L\cos(\alpha-\phi)+C_D\sin(\alpha-\phi))\right.$$
$$\left.-\rho c y\ddot{\gamma}+\rho c x\ddot{\phi}\cos\phi-\rho c x\dot{\phi}^2\sin\phi\right)\dot{\gamma}\, y dy \qquad (8)$$

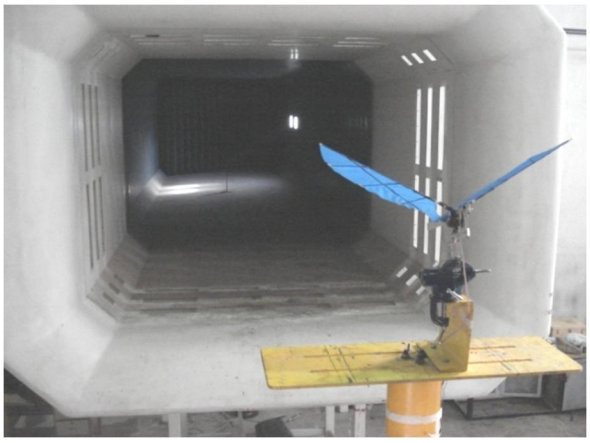
در این معادله انتگرال در امتداد پهنای بال با هدف جمع نمودن اثرات نیروی هر مقطع صورت گرفته است. بازوی گشتاور برای هر مقطع دلخواه بال همان موقعیت عرضی یا y خواهد بود. معادله توان مصرفی در کنار معادله نیروی جلوبرنده یعنی معادلات (6) و (8) این امکان را فراهم می‌کند که عملکرد پیش‌رانشی بالزن را بتوان مطالعه کرد و تأثیر پارامترهای مختلف را در ان بتوان ارزیابی کرد. راندمان پیش‌رانش که یک معیار مناسب در مقایسه و بهینه‌سازی است، حاصل تقسیم توان تولیدی بر توان مکانیکی مصرفی است. توان تولیدی یک سیستم پیشران به نوبه خود حاصل ضرب نیروی جلوبرنده و سرعت طولی پرنده است.

4- اعتبارسنجی مدل

چنانچه دسته معادلات (3) تا (5) حل عددی شوند و پروفیل تغییر شکل حاصل شود، امکان محاسبه نیروهای عمودی و افقی مطابق روابط (6) و (7) وجود خواهد داشت. در اینجا ضمن ارایه نتایج شبیه‌سازی، روشی ساده برای صحه‌گذاری مدل نیز ارایه شده است. از انجا که تخمین نیروهای لیفت و تراست بر مبنای شیوه تحلیلی توصیف شده، موجود است و از طرفی اندازه‌گیری این مقادیر در حالت واقعی سهولت دارد، لذا شیوه مقایسه پروفیل نیروها انتخاب شدند. در همین راستا از یک سکوی تست ایستا که قابلیت ثبت نیروها را با نرخ نمونه‌برداری 100 Hz دارد بهره گیری شده است. در شکل 3 نمایی از سکوی تست ارایه شده است.

مشخصه‌های طرح نمونه که در ازمون سنجش نیرو استفاده شده در جدول 1 اورده شده است. همین کمیت‌ها در برنامه حل عددی مدل تحلیلی نیز بکار رفته و بنابراین انتظار می‌رود مقادیر نیروی حاصل از روش‌های تحلیلی و تجربی تا حدی مشابه باشد. این مقایسه برای چندین فرکانس مختلف صورت گرفته و نتایج رضایت بخش بوده‌اند. به‌دلیل تشابه و به جهت اختصار، نتایج را تنها در فرکانس بال زدن 5 Hz ارایه خواهیم کرد.

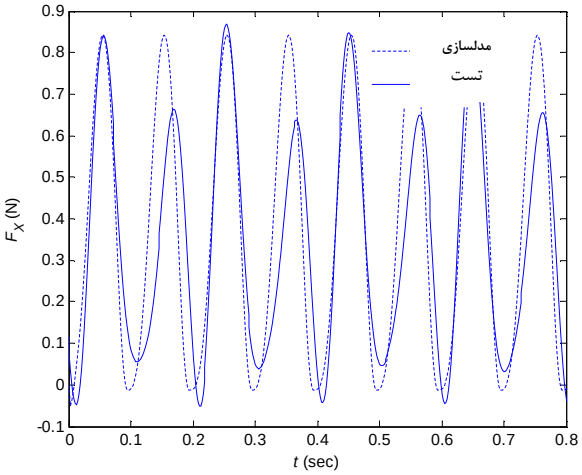
در شکل 4 اعتبار مدل تحلیلی ارزیابی شده است. مقایسه بین نیروی لیفت حاصل از شبیه‌سازی و تست صورت گرفته است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، توافق کافی بین این دو وجود دارد. در شکل 5 پروفیل تغییر نیروی پیشران از شبیه‌سازی و تست، نشان داده شده که تنها در نیمی‌از دوره‌ها برای مقادیر مثبت نیرو، اختلاف قابل توجه مشاهده می‌شود. عامل این ناهمسانی وجود لقی مکانیکی در اتصال لینک مکانیزم به بال است. زمانی که بال در حوالی نقطه مرگ پایین قرار دارد به‌دلیل همین درجه ازادی و بر اثر نیروی وزن، اندکی رها می‌شود و نیروی پیشران کمتری تولید می‌کند.



شکل 3 سکوی تست جهت اندازه‌گیری نیروی وارد به تکیه‌گاه

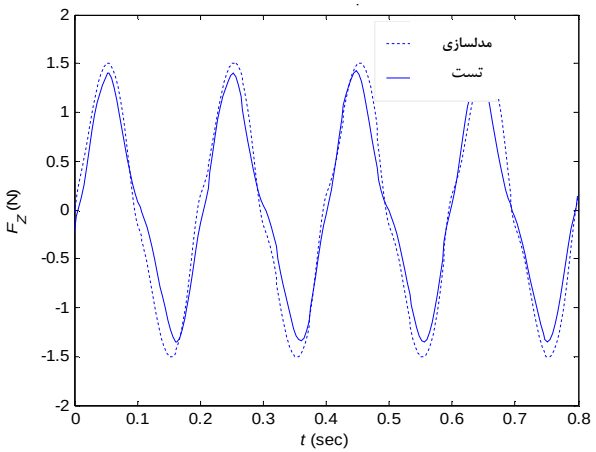
جدول 1 مشخصه‌های نمونه ساخته شده به منظور اعتبارسنجی

پارامتر	مقدار	واحد
عرض دهانه بال	100	cm
سطح بال	1400	cm²
وتر متوسط	14	cm
دامنه بالا رفتن	30	deg
دامنه پایین امدن	30	deg
فرکانس بالزن	10-0	Hz
سرعت	8-2	m/s
جرم کل	230	gram
جرم بال	28	gram
ضریب سختی	25	Ncm²
ضریب لیفت	1/2	-
ضریب پسا	2	-



شکل 4 مقایسه نیروی عمودی در مدل و آزمون تجربی

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-05-01]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1393.14.9.7.2]

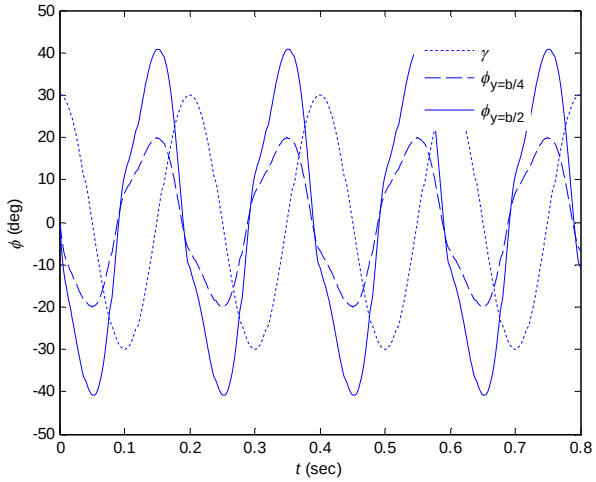


شکل 5 مقایسه نیروی جلوبرنده در مدل و آزمون

5- نتایج اولیه شبیه‌سازی

در حین حل عددی معادلات تحلیلی که مستلزم انتخاب گام زمانی و مکانی مناسب است، مشخص شد که با افزایش تعداد نوارهای روی بال، گام زمانی مورد نیاز برای احراز شرایط پایداری، بسیار کاهش یافته و در نتیجه زمان حل بسیار افزایش می‌یابد. در نتیجه انتخاب کمترین تعداد نوارها بطوری که نمایش صحیحی از توزیع کمیت‌ها بر روی بال بدست دهد، اهمیت فراوان می‌یابد. تعداد بهینه المان‌های بال از انتخاب گام اولیه کوچک و سپس بزرگ نمودن تدریجی عرض المان‌ها و مقایسه پی در پی منحنی‌های توزیع پیچش در امتداد پهنای بال، بدست آمد. در نهایت عدد 40 با رعایت حاشیه اطمینان انتخاب شد. گام زمانی متناظر با این دقت مکانی، 10 میکرو ثانیه خواهد بود. با وجود انکه نتایج تناوبی و عمدتاً دارای محتوای فرکانسی نسبتاً پایین هستند، در ثانیه نخست، رفتارهای گذرای با فرکانس بالا مشاهده می‌شود. همین امر سبب ناپایداری با گام زمانی بزرگ‌تر می‌شود.

در شکل 6 پروفیل تغییر زاویه پیچش الاستیک حاصل از حل عددی نشان داده شده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، سیگنال تناوبی با همان فرکانس غالب برابر فرکانس بال زدن، بوجود امده است. نکته جالب اختلاف فاز تغییر شکل‌ها با منحنی زاویه بال زدن است که در شکل با خط چین ترسیم شده و در حدود 80 درجه است. در توصیف این امر می‌توان گفت نیروی ایرودینامیک تقریباً متناسب با سرعت زاویه‌ای بال است که 90 درجه با زاویه بال دارای اختلاف فاز است [22]. هر چه نیروی ایرودینامیکی بیشتر باشد، بالطبع تغییر شکل الاستیک هم بیشتر است.



شکل 6 منحنی تغییرات پیچش برای میانه و نوک بال

اما در شرایطی که سرعت زاویه‌ای در موقعیت مرگ بالا و پایین به صفر می‌رسد و نیروی ایرودینامیکی ناچیز می‌شود، این بار نیروهای اینرسی به‌دلیل حداکثر شدن شتاب زاویه‌ای اثرگذار می‌شود و یک پیچش الاستیک البته با منشا متفاوت رقم می‌زند. بر هم نهی تقریبی این دو اثر در زاویه‌ای حدود 10 درجه خنثی می‌شود. در شکل 6 نیز لحظاتی که پیچش نزدیک به صفر است، زاویه بال همین مقدار است.

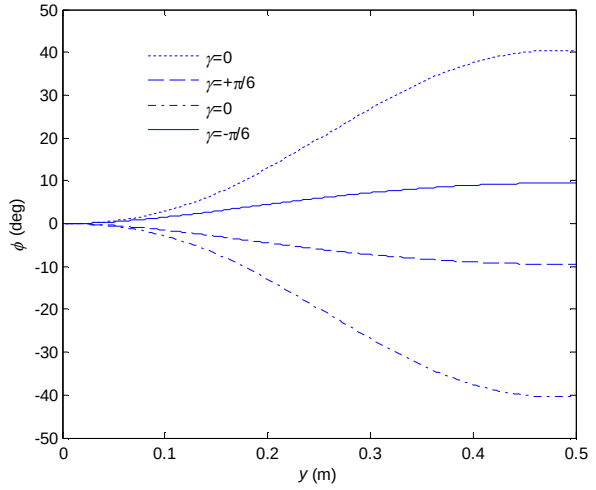
در شکل 7 تغییر مکانی یا توزیع زاویه پیچش بال ملاحظه می‌شود.

به‌دلیل ماهیت تناوبی و تکراری بودن منحنی‌ها، لذا این توزیع در 4 زمان مختلف که متناظر با زوایای بال 0، 30+ ، 0 و 30- است نشان داده شده‌اند. با تفسیری که از شکل 6 ارایه شد، می‌توان علت عدم صفر شدن توزیع را در زوایای 30+ و 30- دریافت. از این شکل به‌علاوه، دامنه تغییر شکل‌ها اندکی بیش از 40 درجه بدست می‌اید. برای مقایسه این کمیت به بیشترین زاویه حمله بال که حدود 50 درجه در نوک بال است، اشاره می‌شود. با در نظر گرفتن سرعت زاویه‌ای قابل توجه در فرکانس 5 Hz در قیاس با سرعت خطی پرنده، چنانچه بال انعطاف‌پذیر نباشد، زاویه حمله در قسمت‌هایی از بال حتی به 80 درجه خواهد رسید و این مصادف با تولید پسای زیاد و بالطبع توان مصرفی زیاد بدون اکتساب نیروی خالص لیفت یا جلوبرنده است. این تلاش زیاد هیچ دستاوردی ندارد. از همین جا می‌توان نقش کلیدی انعطاف بال را پی برد. با الاستیک شدن تدریجی بال، هم از میزان توان مصرفی کاسته می‌شود و هم نیروی جلوبرنده خالص، شکل می‌گیرد [18].

6- بهینه‌سازی عملکرد

با توسعه یافتن مدل تحلیلی سیستم پیشران و نیز اعتبارسنجی آن، شرایط برای مطالعه پارامتری مهیا است. در واقع بستر مناسب که بتوان حساسیت و نقش کمیت‌های مختلف را در عملکرد سیستم ارزیابی کرد، وجود دارد. پارامترهایی که برای جستجو و بهینه‌سازی مورد توجه قرار گرفته‌اند، شامل دامنه بال زدن، فرکانس، سرعت و سختی پیچشی است. از سوی دیگر توابع معیار بهینه‌سازی راندمان پیش‌رانش، توان تولیدی سیستم پیشران و مقدار نیروی جلوبرنده بوده است.

در جدول 2 بازه تغییر این کمیت‌ها به همراه مقادیر نامی‌آن ارایه شده است. هر یک از این کمیت‌ها در محدوده ذکر شده، تغییر داده شده و عملکرد



شکل 7 توزیع زاویه پیچش در امتداد بال در 4 لحظه مختلف

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-05-01]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1393.14.9.7.2]

سیستم پیشران ارزیابی شده است. شاخص‌های انتخاب شده جهت ارزیابی عملکرد همان‌طور که پیشتر اشاره شد، مقدار متوسط نیروی جلوبرنده، راندمان پیشران و توان تولیدی سیستم پیشران هستند. در اینجا لازم است اشاره شود، هر یک از این کمیت‌ها به تنهایی نمی‌تواند شاخص مناسبی در ارزیابی عملکرد پیشران بالزن باشد. بطور نمونه راندمان پیشران با کاهش سختی بال و بالطبع کم شدن توان مکانیکی تولیدی بطور یکنوا کاهش می‌یابد و یا نقطه بهینه راندمان متناظر با نیروی اندک جلوبرنده است که برای حفظ و استمرار سرعت مطلوب نخواهد بود. بنابراین در مقایسه‌ها و بهینه‌سازی‌ها لازم است به هر سه این کمیت‌ها توجه شود. البته بدیهی است این رویکرد جامع‌تر و کاربردی‌تر از توجه به یک کمیت مانند راندمان است.

در ادامه رفتار و مشخصه‌های سیستم پیشران بر حسب تغییر کمیت‌های جدول 2 به اختصار شرح داده می‌شود. در شکل 8 تحول فرکانس بررسی شده است. مقدار نامی‌سرعت در این مطالعه، 4 m/s بوده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، در حدود فرکانس 5 Hz راندمان بیشینه است. در این فرکانس نیروی خالص پیشران در حدود 0/5 N است که می‌تواند سرعت 4 m/s را حفظ کند. اما در این شرایط نیروی لیفت برای حفظ ارتفاع کافی نیست و لذا برای تولید نیروی جلوبرنده بیشتر و غلبه بر پسای القایی، لازم است فرکانس تا حدود 8 افزایش یابد. به این ترتیب راندمان به 20 درصد کاهش خواهد یافت.

از این تحلیل می‌توان دریافت برای انطباق بیشتر میان فرکانس بهینه و فرکانس مورد نیاز، بایستی تغییراتی در طرح مکانیزم و هندسه و ترکیب بالزن حاصل شود. به‌علاوه از تکرار کانتورهای عملکرد مشابه شکل 8 برای مقادیر مختلف سرعت رابطه جالبی بین سرعت و فرکانس بهینه کشف خواهد شد. با افزایش سرعت، فرکانس بهینه نیز افزایش خواهد یافت. این موضوع نشان می‌دهد رابطه مستقلی بین فرکانس و سرعت وجود دارد. در [18] نیز نتیجه مشابهی ثبت شده است. این استقلال امکان می‌دهد تا فرایند بهینه‌سازی با سهولت بیشتر تحقق یابد. بنابراین می‌توان توصیف شرط بهینه را در ارتباط بین کمیت‌های سینماتیک و سختی پیچشی، جستجو کرد.

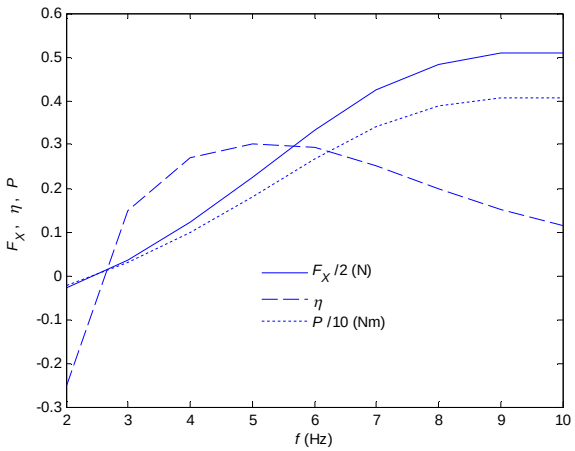
در شکل 9 حساسیت عملکرد به دامنه بال زدن مشاهده می‌شود. هر چه فرایند بال زدن محدودتر باشد، سرعت زاویه‌ای و بالطبع نیروهای ایرودینامیکی شکل گرفته روی بال کمتر خواهد بود. همان‌طور که از شکل 9 می‌توان دریافت، رابطه نیرو و دامنه بال زدن در زوایای کم، تقریباً تناسبی است. هر سه کمیت راندمان، نیرو و توان با افزایش دامنه بال زدن ارتقا یافته است. از انجا که فرکانس و سرعت به ترتیب 5 Hz و 4 m/s است، لذا می‌توان نتیجه گرفت برای تامین نیروی جلوبرنده به میزان حدود 1 N بایستی دامنه بال زدن به 90 درجه افزایش یابد که این متناظر با راندمان 22 درصد خواهد بود. افزایش دامنه بال زدن نسبت به افزایش فرکانس برای تأمین نیروی جلوبرنده مزیت دارد. بازه مطلوب بال زدن بر مبنای شکل 9 عبارت از 60 تا 90 درجه است که این امر در اغلب روبات‌های بالزن ساخته شده دیده می‌شود.

در شکل 10 تغییرات سرعت مطالعه شده است. کاهش راندمان از سرعت 4 m/s نشان دهنده تناظر بین فرکانس و سرعت بهینه است که پیشتر در توضیح شکل 8 نیز اشاره شد. شکل 10 نشان می‌دهد با تثبیت فرکانس 4 Hz محدوده مطلوب سرعت بین 3 تا 5 m/s خواهد بود. افزایش سرعت در فرکانس ثابت به‌دلیل کاهش زوایای حمله در مقاطع بال و بالطبع کاهش تغییر شکل الاستیک، سبب کاسته شدن از نیروی جلوبرنده و همچنین کاهش راندمان خواهد شد. این امر یکی از تفاوت‌های بنیادی میان پرنده‌های بالزن و پرنده‌های بال ثابت است. افزایش سرعت در یک بالزن سبب افت قابل توجه عملکرد پیشران می‌شود.

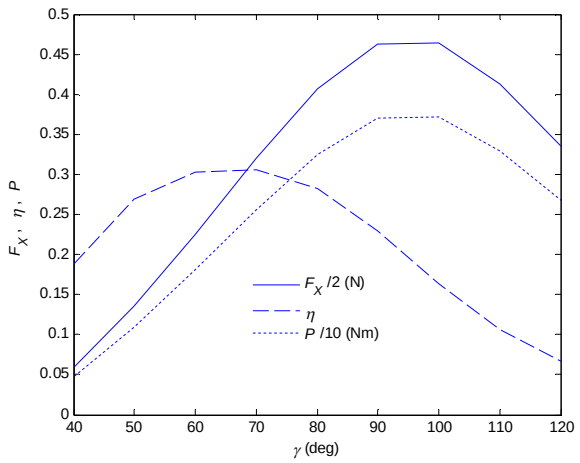
بنابراین میان سرعت، فرکانس و سختی رابطه‌ای کوپل وجود دارد که ایجاب می‌کند افزایش سرعت همزمان با افزایش فرکانس و تغییر سختی تحقق یابد. در پرندگان چنین قابلیتی بوضوح مشاهده می‌شود. شکل 11 به تغییر در سختی پیچشی بال پرداخته است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، افزایش سختی از حدود 40 Ncm2 سبب کاهش راندمان می‌شود. مقدار نیروی جلوبرنده و توان تولیدی تقریباً ثابت مانده است. در تبیین این رخداد، می‌توان به افزایش نیروهای ایرودینامیک اعمال شده به بال در اثر افزایش سختی اشاره نمود. اگر چه زوایای تغییر شکل کاهش یافته و بنابراین سهم اندک تری از نیروهای ایرودینامیک در امتداد محور بدنی قرار خواهد گرفت،

جدول 2 محدوده تغییر کمیت‌های طراحی

پارامتر	مقدار نامی	محدوده	واحد
دهانه بال	100	140-60	cm
دامنه بال زدن	60	120-40	Deg
فرکانس	5	10-2	Hz
سرعت	4	10-2	m/s
سختی پیچشی	25	100-10	Ncm2

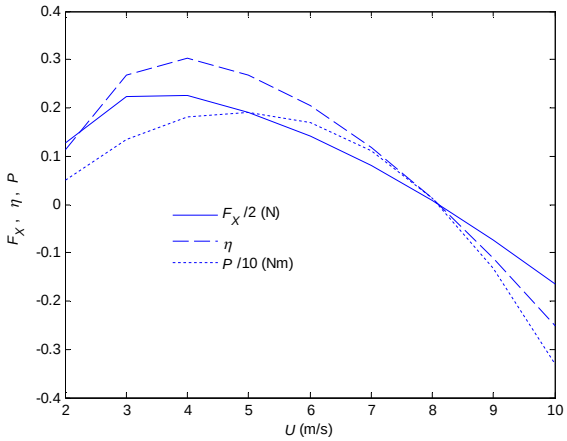


شکل 8 منحنی شاخصهای عملکرد با تغییر فرکانس بال زدن



شکل 9 منحنی شاخصهای عملکرد بر حسب تغییر دامنه بال زدن

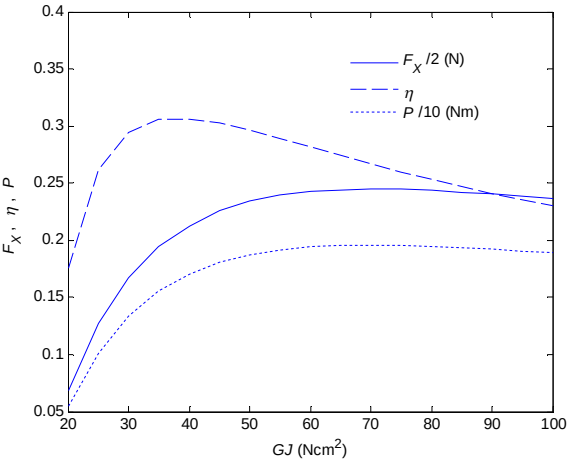
[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-05-01]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1393.14.9.7.2]



شکل 10 تغییر مشخصه عملکرد پیشران با تغییر سرعت پرنده

اما از سوی دیگر مقدار نیروها نیز بیشتر شده و در نتیجه حاصل‌ضرب نیرو در نسبت‌های تصویر کننده، ثابت مانده است. بهرحال آنچه در شکل 11 بوضوح روشن است اینکه برای هر مقدار نامی سرعت و فرکانس، سختی بهینه‌ای وجود دارد. در این مطالعه بازه مطلوب سختی بین 30 تا 50 Ncm² است. در جدول 3 بر مبنای نتایج اخذ شده از مطالعه مستقل پارامترها، مقادیر بهینه کمیت‌های بررسی شده، ذکر شده‌اند.

مقادیر درج شده در این جدول حدودی و تقریبی است و بر مبنای مطالعه پارامتری ارایه شده استنتاج شده است. در واقع فرایند بهینه‌سازی با انتخاب یک معیار مشخص و بطور تحلیلی صورت نگرفته، بلکه با قیاس و ارزیابی نمودارهای شکلهای 8 تا 11 این تفسیر حاصل گردیده است. در این ارزیابی هم به راندمان پیشران و هم به مقدار نیروی جلوبرنده تولیدی



شکل 11 تغییر مشخصه پیشران بر حسب سختی پیچشی

جدول 3 مقادیر بهینه کمیت‌های سینماتیکی

پارامتر	مقدار نامی	مقدار بهینه	واحد
دهانه بال	100	100	cm
دامنه بال زدن	60	95	Deg
فرکانس	5	6	Hz
سرعت	4	4	m/s
سختی پیچشی	25	40	Ncm2

توجه شده و تقریباً وزن یکسانی به این دو معیار داده شده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود مقدار سختی پیچشی بهینه 40 Ncm² است که با مقدار نامی فاصله قابل توجه دارد. متناظر با این تغییر در مشخصه مکانیکی می‌توان ارتقای راندمان به میزان 20 درصد و افزایش نیروی جلوبرنده به میزان 50 درصد را بدست اورد، در حالی که توان مصرفی بال حدود 50 درصد بیشتر شده است.

7- نتیجه‌گیری

در مجموع پاسخ به این پرسش که چگونه می‌توان مقادیر مطلوب شاخص‌های مختلف را بر یک دسته معین از کمیت‌های مستقل منطبق کرد، بسیار جذاب و چالش برانگیز می‌کند. این که مقدار بهینه راندمان و مقدار مطلوب نیرو و توان تولیدی، را بتوان به یک مقدار معین از سرعت، فرکانس و سختی متناظر کرد، کلید طراحی بهینه بالزن‌ها در نسل آتی خواهد بود. جنبه‌های اثربخش هوشمندسازی را نیز می‌توان به تغییر پیوسته کمیت‌های مستقل بنحوی که همواره عملکرد سیستم پیشران مطلوب و نزدیک به بهینه باشد، تعبیر نمود. بحث جالب دیگر در این حوزه عبارت از شیوه بهینه‌یابی است. در تحقیق جاری از تغییر یک کمیت حول مقدار نامی‌با فرض تثبیت سایر کمیت‌ها سخن گفته شد. این امر به مفهوم جستجو در امتداد یک خط از فضای طراحی است و بدیهی است همه نقاط فضای طراحی را پوشش نمی‌دهد. البته با وجود رفتارهای شبه خطی همین جستجو می‌تواند نقطه بهینه را بدست دهد. اما در شرایطی که امکان جستجوی همه نقاط فضای طراحی فراهم شود، بدون شک رفتار پرنده بالزن با دقت بالاتری بدست خواهد امد. این موضوع به نوبه خود باب‌های جدیدی را به ویژه در حوزه تحلیل ابعادی و انتخاب گروه‌های ترکیب شده از کمیت‌ها می‌گشاید.

به عبارت دیگر جستجوی چند بعدی و ترسیم کانتورهای تغییر همزمان دو یا سه پارامتر طراحی می‌تواند ماهیت سیستم پیشران از نوع بالزن را به نحو مطلوبی نمایان سازد. این فرایند همچنین متناظر یا قابلیت مورفینگ یا تغییر پیوسته خواص هندسی و مکانیکی در طول پرواز خواهد بود. در این تحقیق مدل‌سازی و سپس بهره‌گیری از داده‌های تست به منظور اعتبارسنجی صورت گرفت. معادلات آیروالاستیک به نحوی که امکان مطالعه پارامتری وجود داشته باشد، استخراج گردید. الگوهای دینامیکی حاصل در فضای پارامتری و با هدف بهینه‌سازی مورد مطالعه قرار گرفت و نگاشت‌های عملکردی نوینی استخراج شد. بستر فراهم شده در این تحقیق به عنوان ابزاری توانمند که دربرگیرنده همه مؤلفه‌های عملکردی بالزن است، می‌تواند در حوزه‌های مختلف از جمله آنالیز پایداری و طراحی کنترل کننده نیز بکار برده شود.

8- فهرست علایم

AC	محل مرکز فشار
EA	محور الاستیک
c	طول وتر متوسط بال
C_L	ضریب نیروی برا
C_D	ضریب نیروی پسا
F	نیروی جلوبرنده
f	فرکانس بال زدن
GJ	سختی پیچشی بال
I_Y	ممان اینرسی مقطع بال

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-05-01]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1393.14.9.7.2]

N	نیروی برا
P	توان مکانیکی مصرفی
U	مؤلفه سرعت رو به جلو
V	برایند سرعت
W	مؤلفه سرعت قائم
x	فاصله مرکز جرم از لبه حمله در امتداد وتر
y	مسافت از ریشه بال در امتداد پهنای بال

علایم یونانی

α	زاویه حمله
γ	زاویه بال زدن
ϕ	زاویه پیچش مقطع بال
ρ	دانسیته

9- مراجع

[1] K. D. Jones, M. F. Platzer, Flapping wing propulsion for a micro air vehicle, *AIAA conference paper 2000-0897,* 2000.

[2] K. Mazeheri, A. Ebrahimi, S. Karimian, Performance analysis of a flapping wing vehicle Based on Experimental Aerodynamic Data, *Journal of aerospace engineering,* 2011, Vol. 25, No. 1, pp. 45-50.

[3] I. H. Tuncer, M. F. Platzer, Thrust generation due to airfoil flapping, *AIAA journal,* vol. 34, No. 2, 1996, pp 324-331.

[4] A. Ebrahimi, K. Mazaheri, Experimental evaluation of the unsteady aerodynamic forces in a flapping wingm, *8th iran aerospace society conference,* Malek university, Isfahan, 2008 (in Persian).

[5] L. Schenato, Virtual Insect Flight Simulator VIFS a Software Test bed for Insect Flight, *IEEE International Conference on Robotics,* 2003, Korea.

[6] R. J. Templin, The spectrum of animal flight, insects to pterosaurs, *Progress in Aerospace Sciences, International Conference,* 2003, France.

[7] S. P. Sane, M. H. Dickinson, The force control of flight in complex flapping wing robot, Lift and drag production, *Journal of Experimental Biology,* vol. 204, No. 2, 2003, pp 2607– 2626.

[8] S. Ho, Unsteady Aerodynamics and Flow Control for Flapping Wing Flyers. *Progress in Aerospace Sciences,* vol. 39, No. 1, 2003, pp. 635–681.

[9] S. A. Combs, T. L. Daniel, Into Thin Air Contributions of Aerodynamic and Inertial-Elastic Forces to Wing bending in the Hawk moth. *Journal of Experimental Biology,* vol. 206, No. 2, 2003, pp. 2999-3006.

[10] S. H. Pourtakdoust, S. Karimian, Performance analysis of the FMAV propulsion based on a new experimentally validated aeroelastic model, *Journal of system Design and dynamics,* vol. 6, No. 1, 2012, pp. 1-16.

[11] M. Sun, J. Tang, Unsteady Aerodynamic Force Generation by a Model Fruit Fly Wing in Flapping Motion. *Journal of Experimental Biology,* vol. 205, No. 3, 2002, pp. 55-70.

[12] H. Liu, a Computational Fluid Dynamic Study of Hawk moth hovering. *Journal of Experimental Biology,* vol. 201, No. 1, 1998, pp. 461–77.

[13] M. J. Smith, Simulating Moth Wing Aerodynamics: Towards The Development of Flapping-Wing Technology. *AIAA Journal,* vol. 34, No. 7, 1996, pp. 1348-1355.

[14] M. J. Smith, *Simulating Flapping Wings Using an Aerodynamic Panel Method,* PhD thesis, Purdue University, 1995.

[15] S. Heathcote, D. Martin, I. Gursul, Flexible flapping wing propulsion at zero free stream velocity, *AIAA Journal,* vol. 42, No. 1, 2004, pp. 2196–2204.

[16] D. H. Hodges, G. A. Pierce, *Introduction to structural dynamic and Aeroelasticity,* Cambridge university press, 2002.

[17] A. Ebrahimi, K. Mazaheri, Strip theory method for ornithopter wing aerodynamic analysis, *10th Iranian Fluid Dynamics Conference,* Yazd, 2006 (in Persian).

[18] S. H. Pourtakdoust, S. Karimian, Evaluation of flapping wing propulsion based on aeroelastic model, *Journal of Scientia Iranica,* vol. 19, No. 3, 2012, pp. 472-482.

[19] C. P. Ellington, The aerodynamics of hovering insect flight via vortex theory, *Philosophical Transactions of the Royal Society of London,* vol. 305, No. 1, 1984, pp. 115-144.

[20] Y. S. Hong, *An experimental study of spanwise flow effects on lift generation in flapping wings,* PhD thesis, University of Dayton, 2006.

[21] Y. S. Hong, A. Altman, Lift from spanwise flow in simple flapping wings, *Journal of Aircraft,* vol. 45, No. 6, 2008, pp. 1206-1216.

[22] H. Hu, An experimental investigation on the aerodynamic performances of flexible membrane wings in flapping flight, *Journal of Aerospace Science and Technology,* vol. 14, No. 8, 2010, pp. 575-586.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-05-01]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1393.14.9.7.2]